

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ АКТИВНОЙ ЗАЩИТЫ САМОЛЕТА ОТ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ И ОЦЕНКА ПЕРСПЕКТИВ ЕЕ ПРИМЕНЕНИЯ

Пашко А.Д. *, Беличук А.А. **

*Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина,
ул. Старых Большевиков, 54а, Воронеж, 394064, Россия*

** e-mail: leha.pashko@yandex.ru*

*** e-mail: belichuk1986@mail.ru*

Проведен анализ возможностей летательного аппарата по защите от ракетных атак противника. Разработана система активной защиты самолета от управляемых ракет (УР), и предложен способ ее применения. Описан алгоритм работы системы активной защиты в составе бортового комплекса обороны самолета.

Ключевые слова: самолет, управляемая авиационная ракета, система активной защиты.

Целью работы является повышение защищенности самолета от управляемых ракет класса «воздух—воздух» путем разработки системы активной защиты.

Системы наведения современных и перспективных управляемых авиационных ракет (УАР) обладают высоким уровнем помехозащищенности и могут быть комбинированными, что делает их устойчивыми к воздействию существующих комплексов радиоэлектронного подавления.

Системы активной защиты (САЗ), использующие данный принцип, в настоящее время получили применение для защиты наземной техники от различных противотанковых средств поражения: кумулятивных и кинетических артиллерийских снарядов, противотанковых управляемых ракет. В качестве примеров САЗ наземной техники можно привести следующие: «Арена-Э» (Россия), «IronFist» (Израиль), «LEDS-150» (Швеция-ЮАР), «AMRAPADS» (Германия).

На конференции SOFIC 2015 (Special Operations Forces Industry Conference), проходившей в г. Тампа (штат Флорида), был продемонстрирован первый в мире образец комплекса активной защиты (КАЗ) для вертолетов. Обозначение новой разработки — Helicopter Active Protection System (HAPS).

Разработка фирмы Orbital ATK включает маневрирующий контрбоеприпас, использующий для запуска штатную систему постановки ИК-помех.

Комплекс успешно продемонстрировал перехват атакующего боеприпаса ручного противотанкового гранатомета. Также заявляется и возможность за-

щиты от переносных зенитных ракетных комплексов.

Применение на авиационных носителях вышеупомянутых САЗ затруднено по следующим причинам:

- значительные габариты и масса пусковых установок, входящих в состав САЗ;

- ухудшение аэродинамических характеристик самолетов при внешнем размещении элементов САЗ;

- требование уничтожения УАР на значительном расстоянии от самолета для обеспечения безопасности носителя;

- невозможность функционирования в условиях совершения самолетом пространственных маневров.

На сегодняшний момент средства защиты самолетов от УАР класса «воздух—воздух» реализованы в бортовых комплексах обороны (БКО). Самыми современными из них являются БКО «Президент — С», «Талисман», комплекс средств радиоэлектронного подавления самолета Су-30МКИ, система защиты самолета «MANTA», которые предназначены для защиты самолетов различного класса и назначения от управляемых авиационных ракет путем обнаружения и противодействия атакующим средствам.

В результате проведенного анализа современных УАР, а также средств защиты самолета от высокоточного оружия можно сделать вывод о том, что существующие БКО не обеспечивают достаточный

уровень защиты самолета, а именно обеспечивают только пассивную защиту посредством создания помехового воздействия на головку самонаведения (ГСН) ракет, что с учетом возможности цифровой обработки сигнала и схем помехозащиты управляемых ракет является малоэффективным [1–4].

Таким образом, возникает противоречие между необходимостью повышения уровня защищенности самолета от УАР путем активного воздействия защитными боеприпасами, приводящего к ее поражению или срыву наведения, и отсутствием систем активной защиты, которые могут обеспечить огневое поражение УАР на траектории ее движения.

Структурная схема предлагаемой системы активной защиты самолета может быть представлена в виде, показанном на рис. 1.

САЗ включает в себя бортовую подсистему, подсистему анализа и управления и исполнительную подсистему. Бортовая подсистема включает в свой состав навигационную систему самолета и устройства обнаружения и сопровождения атакующих УР (станция обнаружения инфракрасного излучения УАР, станция обнаружения лазерного облучения, оптико-локационная станция кругового обзора).

В свою очередь, подсистема анализа и управления содержит три элемента: блок алгоритмической обработки информации о фазовых координатах самолета, оружия и цели, где осуществляются мероприятия по преобразованию различных систем координат и повышению точности информации, поступающей от измерителей бортовой подсистемы; блок формирования параметра управления прицеливания $\bar{\Delta}$, реализующий решение систем уравнений движения объектов; блок формирования условий выполнения прицеливания $\bar{\Delta}(t_{OTC}, t_{II}) = 0$.

Исполнительная подсистема содержит блок управления поворотом устройства выброса, блок управления отстрелом активных элементов защиты, устройство выброса, активные элементы защиты (АЭЗ).

Все подсистемы подключены к сети передачи данных, обеспечивающей информационный обмен между ними. Электропитание всех устройств и блоков осуществляется от бортовой электрической сети самолета.

Система управления самолетом, которая в качестве основных элементов включает в свой состав летчика и систему автоматического управления полетом (САУ), формирует управление самолетом \bar{U}_C . За счет этого управления изменяется пространственное положение самолета.

Фазовые координаты самолета \bar{Y}_C измеряются с помощью множества измерителей различных фазовых координат, входящих в навигационную систему самолета. На выходе наблюдается сигнал \bar{Z}_C^P , используемый для формирования начальных условий систем уравнений движения самолета.

На основе параметров движения самолета САУ ракеты вырабатывает управление ракетой \bar{U}_P . Фазовые координаты атакующей ракеты \bar{Y}_P измеряются находящимися на борту самолета измерителями различных фазовых координат, входящих в состав устройств обнаружения и сопровождения атакующих УАР. Сигнал \bar{Z}_P^K с выхода измерителей используется в качестве начальных условий систем уравнений движения ракеты.

На основе сигналов \bar{Z}_C^P и \bar{Z}_P^K в подсистеме анализа и управления происходит алгоритмическая обработка информации. Информация о параметре прицеливания $\bar{\Delta}$, времени отстрела t_{OT} и времени подрыва t_{II} , обеспечивающая выполнение условия попадания в цель, обновляется на выходе подсистемы анализа и управления с интервалом дискретности t и поступает на входы исполнительной подсистемы, где на ее основе в блоках управления поворотом устройства выброса и управления отстрелом АЭЗ формируются сигналы управления $\bar{U}_{OP}^{ПОЛ}$ и $\bar{U}_{OP}^{ОТС}$, обеспечивающие изменение пространственного положения устройства выброса и отстрел активных элементов защиты.

Исполнительная подсистема должна обеспечить, с одной стороны, управлением пространственным положением устройства выброса, а с другой — управление отстрелом АЭЗ.

Устройство выброса, снаряженное АЭЗ с возможностью изменения направления отстрела АЭЗ в необходимую область пространства (сектор отстрела), содержит корпус коробчатой формы с узлами крепления сменных кассет и контактный модуль, корпус установлен в рамку с возможностью вращения в одной плоскости, а рамка соединена с фюзеляжем летательного аппарата с возможностью вращения в плоскости, перпендикулярной плоскости вращения корпуса; дополнительно введены датчики углов поворота корпуса и рамки, механизмы поворота корпуса и рамки, а также блок управления (рис. 2).

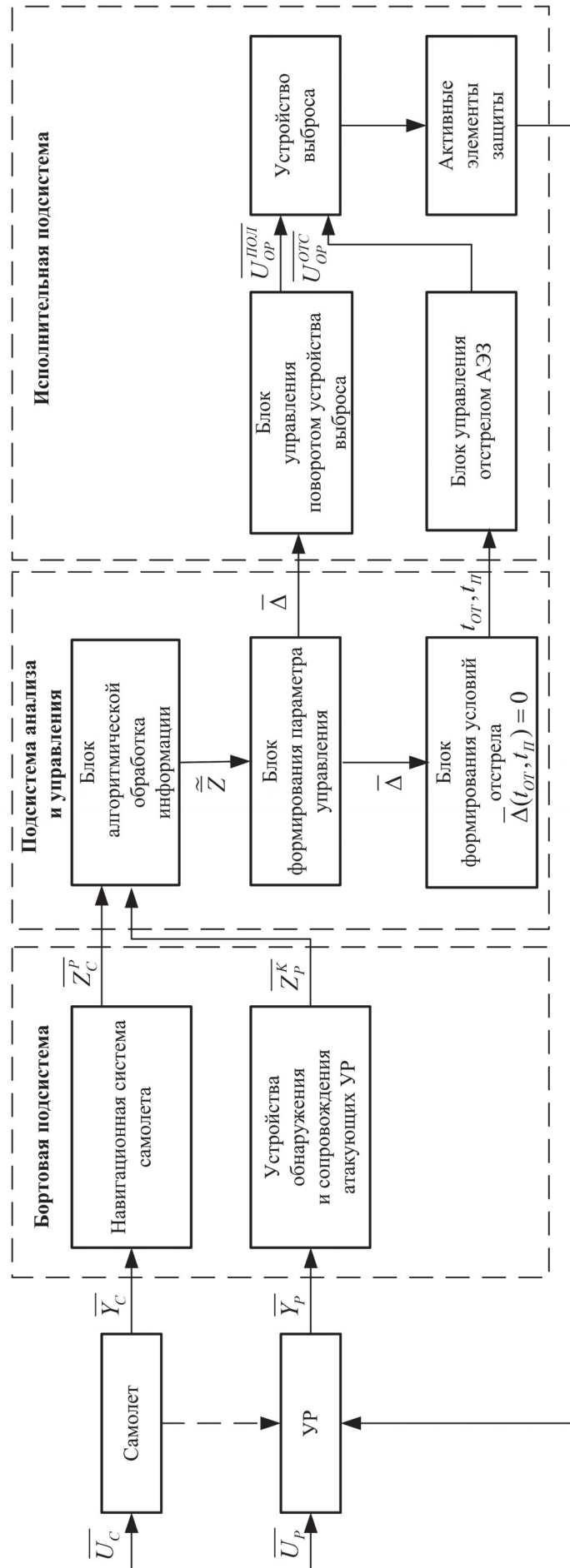


Рис. 1. Структурная схема процесса активной защиты самолета

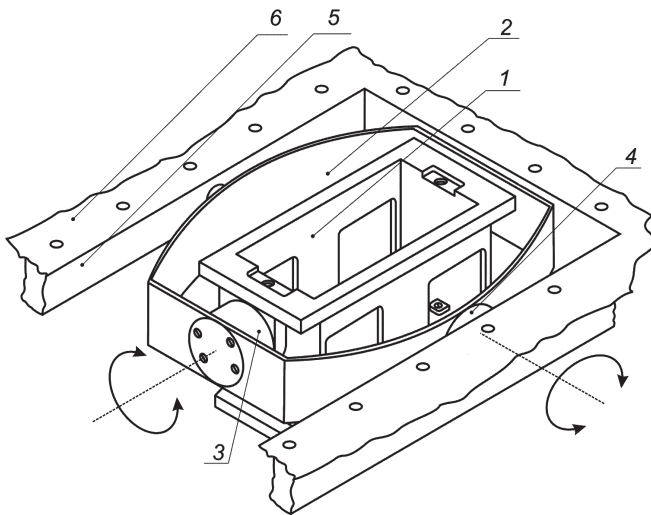


Рис. 2. Устройство выброса АЭЗ: 1 — корпус коробчатой формы; 2 — рамка; 3 — механизм поворота корпуса; 4 — механизм поворота рамки; 5 — силовой элемент фюзеляжа; 6 — обшивка фюзеляжа летательного аппарата

В качестве средства силового воздействия на атаковую управляемую ракету разработан активный элемент защиты (рис. 3). В транспортировочном положении боеприпас находится внутри металлической гильзы в стволе в устройстве выброса.

Отстрел АЭЗ осуществляется исполнительной подсистемой САЗ.

Задача обеспечения в автоматическом режиме всеракурсного обнаружения, сопровождения и уничтожения УР на безопасной дистанции от самолета активными элементами защиты, в том числе при выполнении самолетом пространственных ма-

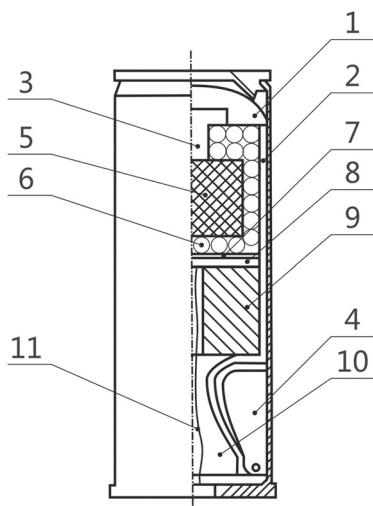


Рис. 3. Активный элемент защиты в транспортировочном положении: 1 — обтекатель; 2 — корпус; 3 — взрыватель; 4 — оперение стабилизатора; 5 — взрывчатое вещество; 6 — осколочный пояс; 7 — теплозащитная прокладка; 8 — воспламенитель; 9 — двигатель; 10 — сопловой блок; 11 — электрический провод

невров, решается предлагаемым способом активной защиты самолета. Он включает выполнение следующих этапов (рис. 4):

1. Обнаружение УР, определение начальных параметров движения и ее сопровождение.

Информация в виде сигнала \overline{Z}_P^K от бортовой подсистемы САЗ, а именно от устройств обнаружения и сопровождения атакующих УР (станции обнаружения инфракрасного излучения УР, станции обнаружения лазерного облучения, оптико-локационной станции кругового обзора), производящих обзор пространства вокруг самолета и измерение различных фазовых координат УР \overline{Y}_P , поступает в подсистему анализа и управления в блок алгоритмической обработки информации.

2. Определение пространственной ориентации самолета.

Информация в виде сигнала \overline{Z}_C^P от бортовой подсистемы САЗ, а именно от измерителей фазовых координат самолета \overline{Y}_C , входящих в навигационную систему самолета, поступает в подсистему анализа и управления в блок алгоритмической обработки информации.

3. Определение параметра управления прицеливанием АЭЗ.

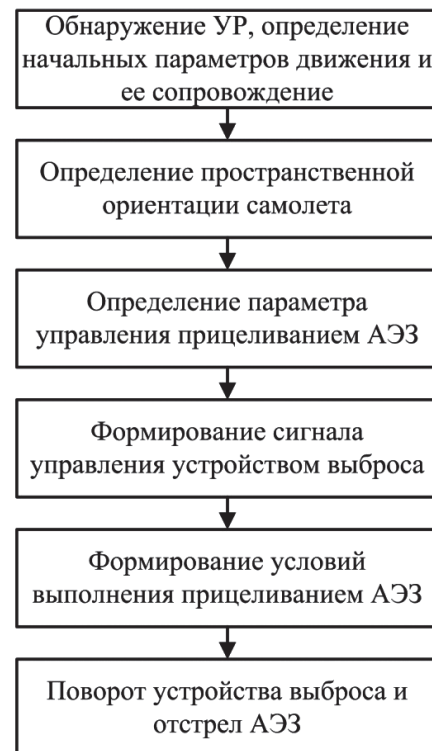


Рис. 4. Этапы активной защиты самолета от УР

В блоке формирования параметра прицеливания на основе сигналов \overline{Z}_P^K и \overline{Z}_C^P , поступающих от бортовой подсистемы вычисляется параметр прицеливания $\overline{\Delta}$. Информация о параметре прицеливания обновляется на выходе блока с интервалом дискретности t .

4. Формирование сигнала управления устройством выброса.

Рассчитанный параметр управления прицеливания $\overline{\Delta}$ от блока формирования параметра прицеливания поступает в исполнительную подсистему в блок управления поворотом устройства выброса, где формируется сигнал $\overline{U}_{OP}^{ПОЛ}$ для управления механизмами поворота устройства выброса.

5. Формирование условий выполнения прицеливания АЭЗ.

При поступлении параметра управления $\overline{\Delta}$ в блоке формирования условия выполнения прицеливания в исполнительной подсистеме САЗ происходит расчет времени до отстрела t_{OT} АЭЗ и времени до подрыва $t_{П}$ АЭЗ для обеспечения выполнения условия $\overline{\Delta}(t_{от}, t_{п}) = 0$, для того чтобы атакующая ракета оказалась в зоне поражения АЭЗ в расчетной точке пространства. На основе этого в блоке управления отстрелом АЭЗ формируется сигнал управления $\overline{U}_{OP}^{ОТС}$ на отстрел боеприпаса.

6. Поворот устройства выброса и отстрел АЭЗ.

При получении устройством выброса сигналов управления $\overline{U}_{OP}^{ПОЛ}[\overline{\Delta}(t_{ОТС}, t_{П})]$ и $\overline{U}_{OP}^{ОТС}[\overline{\Delta}(t_{ОТС}, t_{П})]$ происходят обработка требуемых углов для осуществления направленного отстрела и отстрел боеприпасов в расчетное время t_{OT} .

После проведения цикла операций предлагаемая САЗ готова к противодействию следующей угрозе, а именно переходит в режим поиска УАР.

При решении задачи защиты самолета предложенным выше способом разработан алгоритм его реализации (рис. 5). Сущность данного алгоритма состоит в том, что на основе информации о начальных параметрах движения ракеты от подсистемы обнаружения и определения координат атакующих ракет САЗ: координатах x_{p0}, y_{p0}, z_{p0} , скорости V_p , дальности D_{p0} , углах пеленга ракеты φ , места θ — и информации о параметрах движения самолета и его пространственной ориентации от бортовой подсистемы САЗ: координатах самолета x_c, y_c, z_c ,

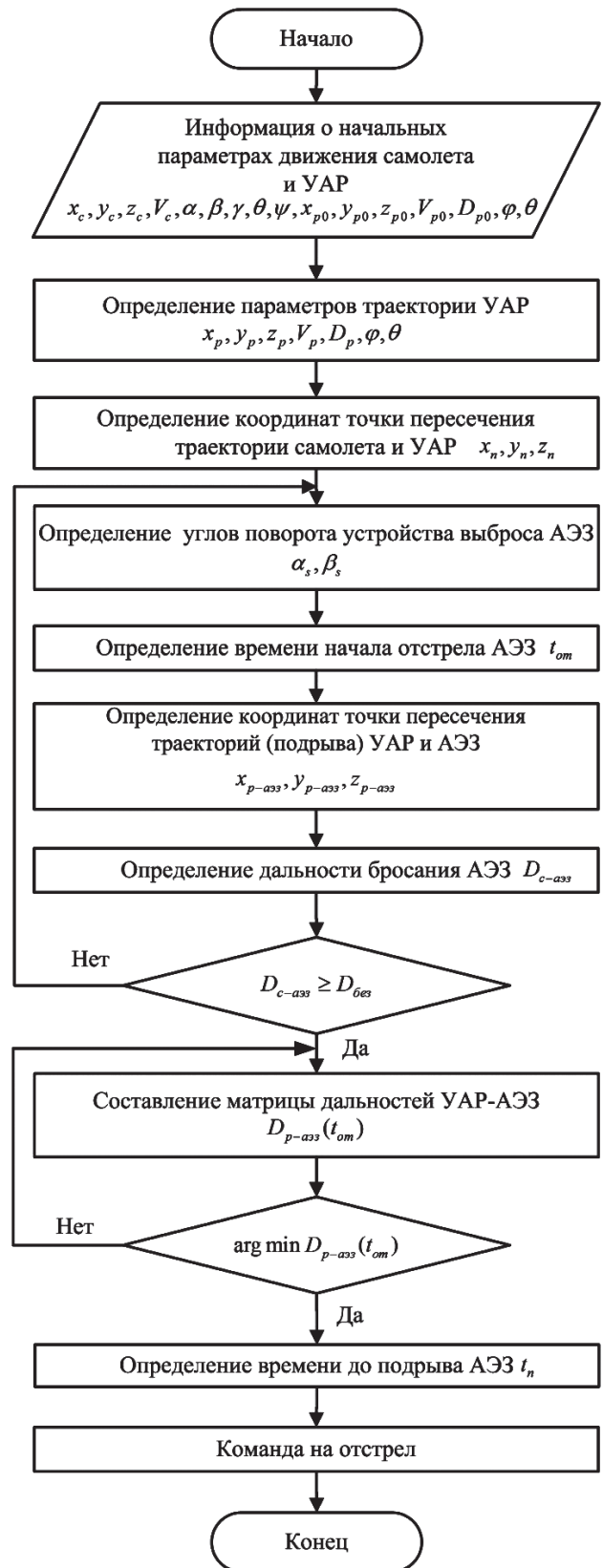


Рис. 5. Блок-схема алгоритма функционирования САЗ самолета

скорости V_c , углах атаки α , скольжения β , крена γ , тангажа θ и рыскания ψ — в подсистеме анализа и управления САЗ выполняются операции, связанные с определением параметров движения атакующей УАР $x_p, y_p, z_p, V_p, D_p, \varphi, \theta$ и параметров отстрела АЭЗ $\alpha_s, \beta_s, x_{om}, y_{om}, z_{om}, t_{om}, t_n, x_{p-азз}, y_{p-азз}, z_{p-азз}, D_{c-азз}, D_{p-азз}$ при соблюдении условия безопасности самолета и условия минимального расстояния между УАР и АЭЗ для обеспечения по-

определяются на основе измерений текущей дальности до ракеты D_{p0} и углов пеленга φ и места θ (рис. 6 и 7):

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

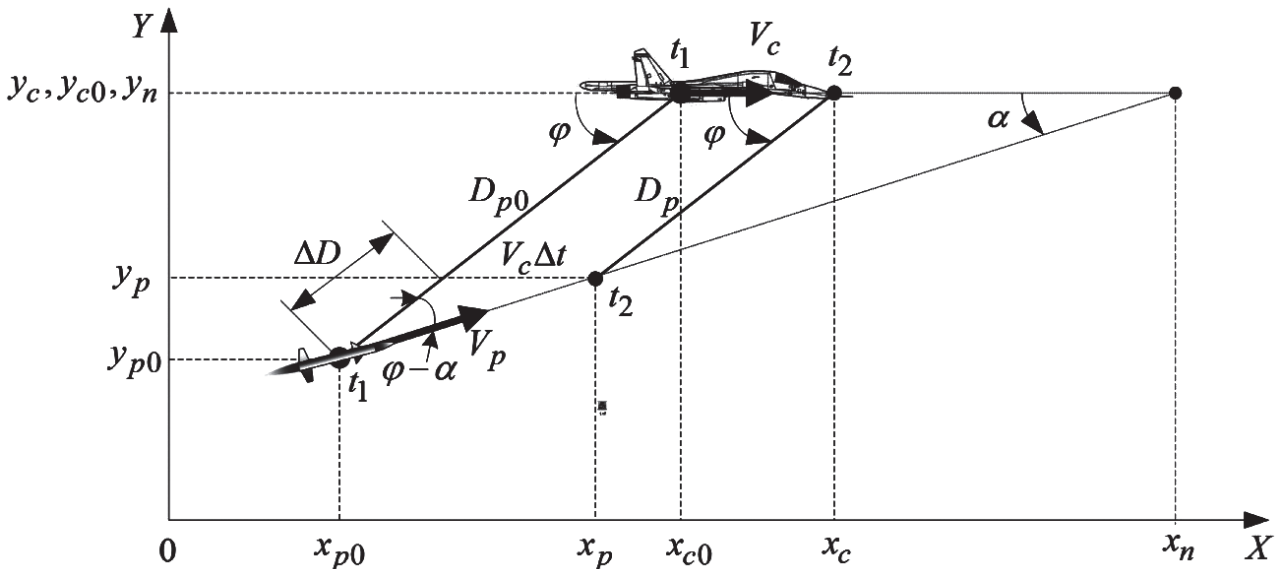


Рис. 6. Схема движения самолета и УАР в плоскости XOY

ражения УАР. После определения угла атаки УАР, координат точки пересечения траектории самолета и УАР x_n, y_n, z_n определяются углы поворота устройства выброса АЭЗ α_s, β_s . Производится расчет времени начала отстрела АЭЗ t_{om} . Рассчитываются координаты начала отстрела АЭЗ x_{om}, y_{om}, z_{om} . Определяются координаты точки пересечения траекторий УАР и АЭЗ $x_{p-азз}, y_{p-азз}, z_{p-азз}$. Составляется матрица дальностей «ракета—АЭЗ» с шагом t . При помощи матрицы производится выбор времени начала отстрела t_{om} АЭЗ, соответствующего минимальному расстоянию «ракета—АЭЗ» для обеспечения поражения атакующей УАР.

Далее определяется время до подрыва АЭЗ t_n . При соблюдении всех условий от подсистемы анализа и управления на исполнительную подсистему подается команда на отстрел АЭЗ.

Пусть координаты самолета, который движется со скоростью V_c , в момент измерения координат ракеты t_1 равны x_{c0}, y_{c0}, z_{c0} . Координаты УАР, которая движется со скоростью V_p , в тот же момент

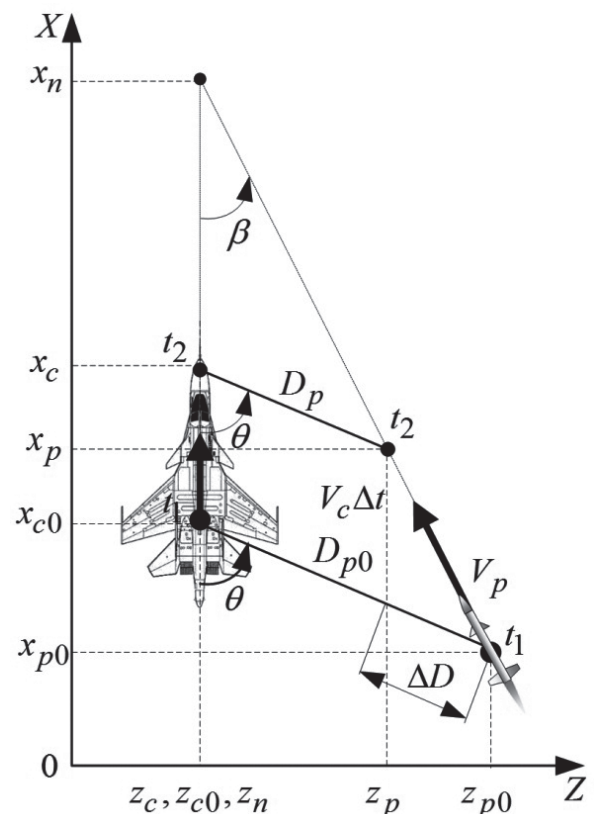


Рис. 7. Схема движения самолета и УАР в плоскости XOZ

В момент времени t_2 координаты ракеты:

$$\begin{cases} x_p = x_{c0} + V_c \Delta t - D_p \cos \varphi; \\ y_p = y_{c0} - D_p \sin \varphi; \\ z_p = z_{c0} + D_p \sin \theta, \end{cases} \quad (2)$$

где $\Delta t = t_2 - t_1$.

Определим значение дальности D_p в вертикальной плоскости XOY . По теореме синусов для треугольника, образованного вектором скорости ракеты и сторонами ΔD и $V_c \Delta t$, получаем:

$$D_p = D_{p0} - \frac{V_c \Delta t \sin(\alpha)}{\sin(\varphi - \alpha)}. \quad (3)$$

Определим значение дальности D_p в горизонтальной плоскости XOZ . По теореме синусов для треугольника, образованного вектором скорости ракеты и сторонами ΔD и $V_c \Delta t$, получаем:

$$D_p = D_{p0} - \frac{V_c \Delta t \sin \beta}{\sin(\theta - \beta)}. \quad (4)$$

Скорость ракеты по результатам определения координат траектории в моменты времени t_1 и t_2 определяется выражением

$$V_p = \frac{\sqrt{(x_p - x_{p0})^2 + (y_p - y_{p0})^2 + (z_{p0} - z_p)^2}}{\Delta t}. \quad (5)$$

Подставляя в (5) значения координат ракеты, определяемые выражениями (1), (2), с учетом (3), (4) и после упрощения получаем

$$V_p = V_c \frac{\sqrt{(\sin(\varphi - \alpha) \sin \beta \sin \theta)^2 + (\sin(\beta - \alpha) \sin \varphi)^2}}{\sin(\varphi - \alpha) \sin(\beta - \theta)}. \quad (6)$$

Требуется найти текущий угол атаки ракеты α при ее наведении в упрежденную точку по методу пропорциональной навигации.

Предполагая скорости самолета и УАР постоянными, запишем систему уравнений движения самолета в плоскости XOY :

$$\begin{cases} x_c(t) = x_{c0} + V_c t, \\ y_c(t) = y_{c0}. \end{cases} \quad (7)$$

Система уравнений движения ракеты в плоскости XOY имеет вид

В момент встречи ракеты с самолетом их координаты будут равны, поэтому с учетом систем уравнений (7) и (8) можем записать:

$$x_{c0} + V_c t = x_{p0} + V_p \cos(\alpha) t; \quad (9)$$

$$y_{c0} = y_{p0} + V_p \sin(\alpha) t. \quad (10)$$

Выражая из уравнений (9) и (10) параметр t , найдем время встречи ракеты с целью в зависимости от координат по вертикальной и горизонтальной осям. Приравнявая полученные выражения и решая уравнение методом универсальной тригонометрической подстановки, определим текущий угол атаки ракеты:

$$\begin{aligned} \alpha = 2 \arctg \left\{ \left[(V_p^2 ((x_{c0} - x_{p0})^2 + (y_{c0} - y_{p0})^2) - \right. \right. \\ \left. \left. - V_c^2 (y_{c0} - y_{p0})^2 \right)^{1/2} - V_p (x_{c0} - x_{p0}) \right] \times \\ \left. \times ((y_{c0} - y_{p0})(V_c + V_p))^{-1/2} \right\}. \end{aligned} \quad (11)$$

С учетом (1) выражение (11) примет вид

$$\alpha = 2 \arctg \left[\frac{\sqrt{V_p^2 - V_c^2 \sin^2(\varphi)} - V_p \cos(\varphi)}{(V_c + V_p) \sin(\varphi)} \right]. \quad (12)$$

Аналогичным образом получим текущий угол курса ракеты β в плоскости XOZ :

$$\beta = 2 \arctg \left[\frac{\sqrt{V_p^2 - V_c^2 \sin^2(\beta)} - V_p \cos(\beta)}{(V_c + V_p) \sin(\beta)} \right]. \quad (13)$$

Тогда координаты точки пересечения траектории самолета и УАР:

$$\begin{cases} x_n = x_{p0} + (y_{c0} - y_{p0}) \operatorname{ctg} \alpha; \\ y_n = y_{c0}; \\ z_n = z_{c0}. \end{cases} \quad (14)$$

Задачу расчета координат точки пересечения траекторий УАР и АЭЗ (точки подрыва АЭЗ) $(x_{p-a33}, y_{p-a33}, z_{p-a33})$, координат начала отстрела

АЭЗ в трехмерном пространстве можно разбить на две следующим образом:

1. Задача на плоскости XOY (рис. 8).
2. Задача на плоскости XOZ (рис. 9).

Рассмотрим движение ракеты и самолета в плоскости XOY . Пусть ракета, летящая со скоростью V_p , наводится на самолет, летящий горизонтально на высоте y_{c0} со скоростью V_c , методом пропорциональной навигации под углом атаки α , определяемым выражением (12), и в момент определения факта пуска самолетом находится в точке с

$$t_x = \frac{x_{от} - x_{p0}}{V_0 \cos(\alpha_s) + V_p \cos(\alpha)} \tag{16}$$

Аналогично, решая уравнение

$$y_{p0} + V_p \sin(\alpha)t = y_{c0} - V_0 \sin(\alpha_s)t - \frac{gt^2}{2},$$

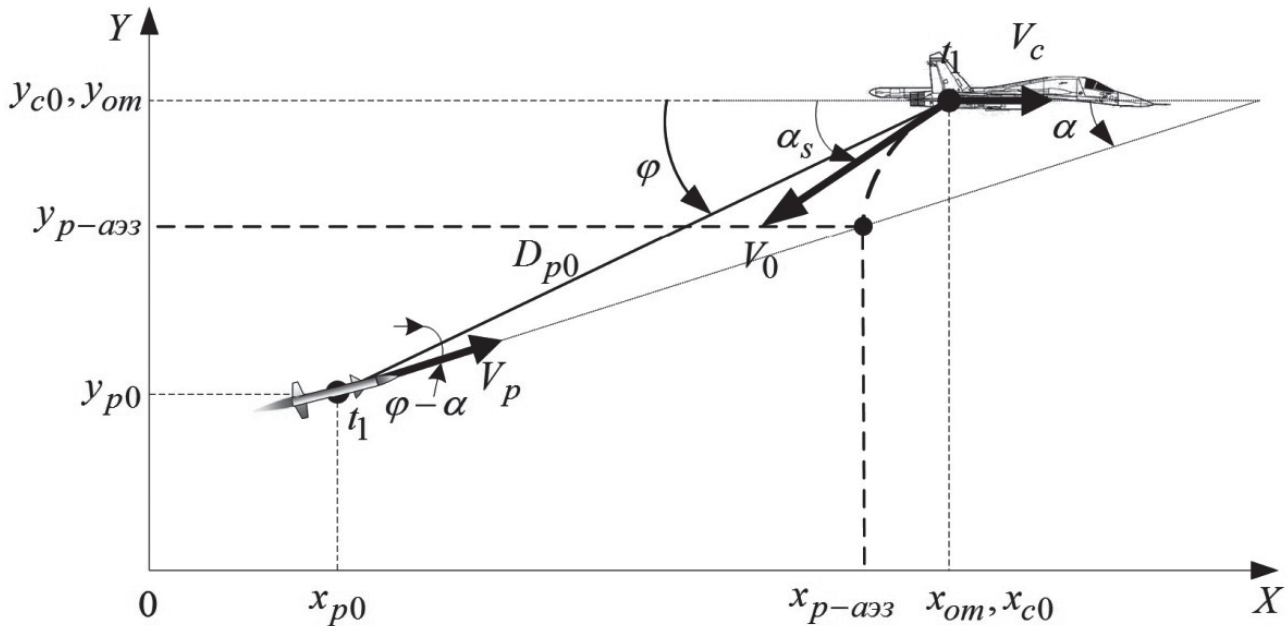


Рис. 8. Схема движения АЭЗ в плоскости XOY

координатами x_{p0}, y_{p0} . Закон изменения координат ракеты известен. Система уравнений движения ракеты имеет вид (8). Отстрел АЭЗ осуществляется в точке с координатами $x_{om}, y_{om} = y_{c0}$ под углом α_s со скоростью V_0 таким образом, чтобы поразить УАР на траектории ее движения в точке с координатами $x_{p-аэз}, y_{p-аэз}$. Горизонтальная скорость АЭЗ постоянна и пропорциональна скорости самолета.

Уравнения движения АЭЗ в плоскости XOY :

$$\begin{aligned} x_a(t) &= x_{om} - V_0 \cos(\alpha_s)t; \\ y_a(t) &= y_{c0} - V_0 \sin(\alpha_s)t - \frac{gt^2}{2}. \end{aligned} \tag{15}$$

Определим координату отстрела АЭЗ по оси X . Для этого найдем время встречи АЭЗ и ракеты t_x . Решая уравнение

$$x_{от} - x_{p0} = V_0 \cos(\alpha_s)t + V_p \cos(\alpha)t,$$

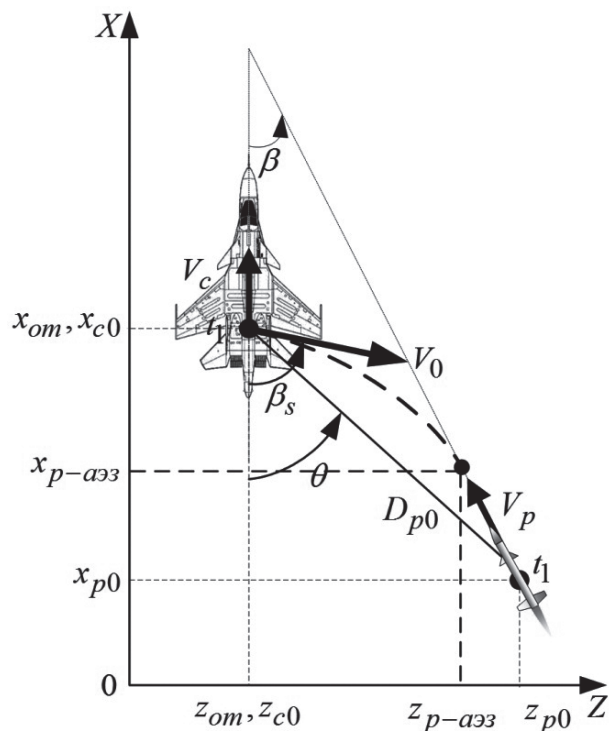


Рис. 9. Схема движения АЭЗ в плоскости XOZ

найдем время встречи АЭЗ и ракеты по оси Y :

$$t_y = \left(\sqrt{(V_0 \sin(\alpha_s) + V_p \sin(\alpha))^2 - 2g(y_{p0} - y_{c0}) - V_0 \sin(\alpha_s) + V_p \sin(\alpha)} \right) g. \quad (17)$$

Очевидно, что для поражения УАР на траектории необходимо выполнить условие равенства выражений (16) и (17). Поэтому, приравнявая выражения (16) и (17) и решая полученное уравнение относительно x_{om} , определим координату отстрела АЭЗ по оси X :

$$x_{om} = x_{p0} - \frac{(V_p \cos(\alpha) + V_0 \cos(\alpha_s))}{g} \left[V_p \sin(\alpha) + V_0 \sin(\alpha_s) - \sqrt{(V_p \sin(\alpha) + V_0 \sin(\alpha_s))^2 + 2g(y_{c0} - y_{p0})} \right]. \quad (18)$$

После подстановки в (18) координат ракеты, определяемых (1), полученное выражение подставим в (16):

$$t_x = \frac{\sqrt{(V_0 \sin(\alpha_s) + V_p \sin(\alpha))^2 + 2gD_{p0} \sin(\varphi)} - \frac{V_0 \sin(\alpha_s) + V_p \sin(\alpha)}{g}}{g}. \quad (19)$$

Далее, чтобы получить выражение для расчета координаты точки подрыва АЭЗ по оси X , подставим (19) в уравнение, описывающее движение ракеты по координате X системы (8), учитывая выражение (1), получим выражение для определения координаты точки подрыва АЭЗ по оси X :

$$x_{p-a33} = x_{c0} - D_{p0} \cos(\varphi) + \frac{V_p \cos(\alpha)}{g} \times \left[\sqrt{(V_0 \sin(\alpha_s) + V_p \sin(\alpha))^2 + 2gD_{p0} \sin(\varphi)} - V_0 \sin(\alpha_s) - V_p \sin(\alpha) \right]. \quad (20)$$

Для того чтобы получить выражение для расчета координаты точки подрыва АЭЗ по оси Y , подставим (17) в уравнение, описывающее движение ракеты по координате Y системы (8), учитывая выражение (1). В итоге получим выражение для расчета координаты точки подрыва АЭЗ по оси Y :

$$y_{p-a33} = y_{c0} - D_{p0} \sin(\varphi) + \frac{V_p \sin(\alpha)}{g} \times \left[\sqrt{(V_0 \sin(\alpha_s) + V_p \sin(\alpha))^2 + 2gD_{p0} \sin(\varphi)} - V_0 \sin(\alpha_s) - V_p \sin(\alpha) \right]. \quad (21)$$

Уравнения движения АЭЗ в плоскости XOZ имеют вид:

$$\begin{aligned} x_a(t) &= x_{от} - V_0 \cos(\beta_s) t; \\ z_a(t) &= z_{c0} + V_0 \sin(\beta_s) t. \end{aligned} \quad (22)$$

Определим координату отстрела АЭЗ по оси Z . Для этого найдем время встречи АЭЗ и ракеты t_z . Решая уравнение

$$z_{p0} - z_{c0} = V_p \sin(\beta) t + V_0 \sin(\beta_s) t$$

относительно t и учитывая (1), получаем

$$t_z = \frac{D_{p0} \sin \theta}{V_0 \sin(\beta_s) + V_p \sin(\beta)}. \quad (23)$$

Для того чтобы получить выражение для расчета координаты точки подрыва АЭЗ по оси Y , подставим (23) в уравнение, описывающее движение ракеты по координате Y системы (8), учитывая выражение (1). В итоге получим выражение для расчета координаты точки подрыва АЭЗ по оси Y :

$$z_{p-a33} = z_{c0} - D_{p0} \sin(\varphi) + \frac{V_p \sin(\alpha)}{g} \times \left[\sqrt{(V_0 \sin(\alpha_s) + V_p \sin(\alpha))^2 + 2gD_{p0} \sin(\varphi)} - V_0 \sin(\alpha_s) - V_p \sin(\alpha) \right]. \quad (24)$$

Дальность между самолетом и точкой подрыва АЭЗ определяется выражением

$$D_{c-a33} = \sqrt{(x_c - x_{p-a33})^2 + (y_c - y_{p-a33})^2 + (z_c - z_{p-a33})^2}. \quad (25)$$

В результате, подставляя значения (20), (21) и (24) в (25), получим значение дальности между самолетом и точкой подрыва АЭЗ.

Причем для обеспечения защиты самолета от УАР необходимо выполнение следующего условия:

$$D_{c-аэз} \geq D_{без}. \tag{26}$$

Для оценки эффективности разработанной системы произведен предварительный расчет требуемого количества АЭЗ для обеспечения заданной вероятности непоражения самолета $P_{непор}$. На рис. 10 представлены графики зависимостей вероятности непоражения самолета управляемой ракетой $P_{непор}$ от числа АЭЗ N , рассчитанные для различных значений СКО ошибок определения скорости ракеты σ_{V_p} , при радиусе поражения боевой части АЭЗ $R_{п} = 10$ м.

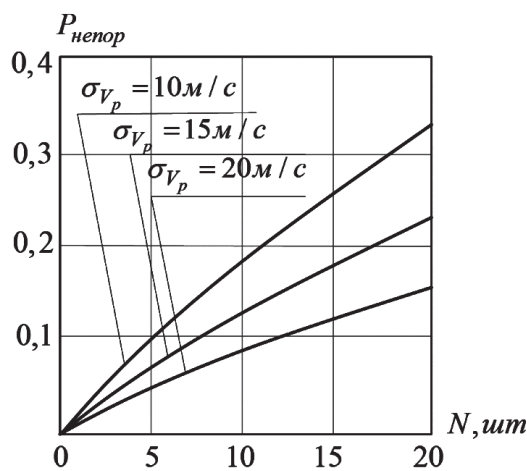


Рис. 10. График зависимостей вероятности непоражения самолета управляемой ракетой $P_{непор}$ от числа АЭЗ

Анализ зависимостей рис. 10 показывает, что увеличение среднего квадратического отклонения (СКО) ошибок определения скорости σ_{V_p} существенно влияет на вероятность непоражения самолета. Так, при увеличении СКО ошибок определения скорости в два раза при отстреле $N = 10$ АЭЗ вероятность непоражения снижается в два раза: с 0,2 до 0,1. Для обеспечения вероятности непоражения самолета более 0,3 необходимо увеличивать число отстреливаемых АЭЗ с 10 до 20 шт. и определять скорость самолета с ошибкой σ_{V_p} не более 10 м/с.

Одним из возможных направлений повышения эффективности защиты самолета является увеличение радиуса поражения $R_{п}$ АЭЗ, отстреливаемых в расчетную точку встречи ракеты и АЭЗ с координатами $x_{p-аэз}, y_{p-аэз}, z_{p-аэз}$.

На рис. 11 показаны зависимости вероятности непоражения самолета управляемой ракетой $P_{непор}$

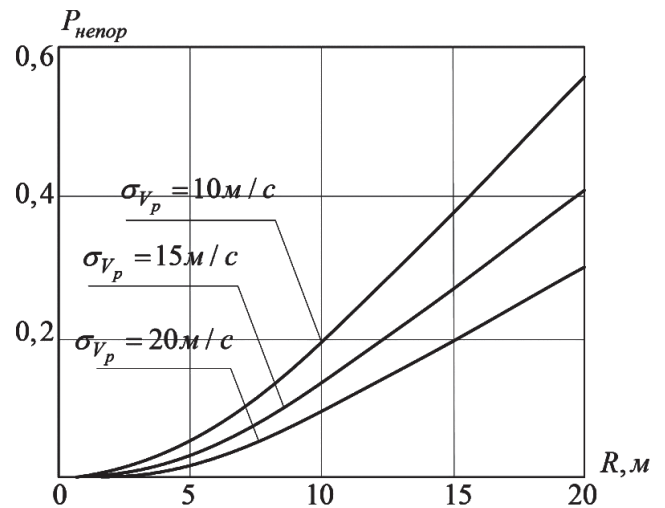


Рис. 11. График зависимостей вероятности непоражения самолета управляемой ракетой $P_{непор}$ от радиуса поражения АЭЗ $R_{п}$

от радиуса поражения АЭЗ $R_{п}$, рассчитанные при различных значениях СКО ошибок определения скорости ракеты σ_{V_p} и фиксированном количестве отстреливаемых АЭЗ $N = 10$ шт.

Выводы

В результате проведенных исследований получены следующие научно-технические результаты:

1. Проанализированы возможности самолета по защите от управляемых ракет при выполнении типовых маневров.
2. Предложен облик пиротехнического патрона — активного элемента защиты.
3. Для отстрела АЭЗ предложено поворотное устройство выброса, расширяющее возможности защиты самолета от УАР.
4. Предложены способ активной защиты самолета от УАР и система для его реализации в составе БКО.

Предложенная система активной защиты самолета позволяет обеспечить огневое поражение УАР осколочным полем АЭЗ. Система может функционировать при различных режимах полета самолета.

Библиографический список

1. Щербинин Р. Головки самонаведения перспективных зарубежных управляемых ракет и авиабомб // Зарубежное военное обозрение. 2009. №4. С. 64-68.
2. Леньшин А.В., Зибров Г.В., Виноградов А.Д. Бортовые комплексы обороны воздушных судов: Учебное пособие. — Воронеж: Научная книга, 2013. — 309 с.
3. Вакин С.А. Основы радиоэлектронной борьбы: Учебное пособие. — М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1998. — Ч.1 — 118 с.

4. Брыксин С.В., Поляков Е.П., Вагонов С.Н. Состояние и перспективы пиротехнических средств защиты летательных аппаратов от высокоточного оружия // Известия Тульского государственного университета. 2014. №12. С. 199-203.
5. Пашко А.Д. Возможность поражения управляемых ракет путем создания на траектории их движения облака осколков // Сб. научных статей по материалам III Всероссийской научно-практической конференции «Академические Жуковские чтения». Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2016. С. 116-121.
6. Николаев А.В., Пашко А.Д. Баллистическое обеспечение метания активных элементов защиты при действии малоразмерных высокоскоростных объектов // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. №3. С. 96-101.
7. Пашко А.Д., Донцов А.А. Модель воздействия активного элемента защиты на управляемую ракету в расчетной точке пространства // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. №1. С. 123-131.
8. Ануриев В.И. Справочник конструктора-машиностроителя: В 3 т. — М.: Машиностроение, 2006. — Т. 3. — С. 659-663.
9. Казаков И.Е., Исаев В.Н. Основы автоматических систем авиационного вооружения. — М.: ВВИА, 1992. — 332 с.
10. Донцов А.А. Нагалин А.В., Куцев С.С. Математическая модель динамики наведения на цель ракеты класса «воздух—воздух» // Вестник ВАИУ. 2012. № 1(15). С. 172-177.
11. Нелюбов А.И., Новад А.А. Динамика полетов и боевого маневрирования ЛА. — М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1976. — 178 с.
12. 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.
13. Справочник по теории автоматического управления / Под ред. А.А. Красовского. — М.: Наука, 1987. — 711 с.
14. Быков В.В. Цифровое моделирование в статистической радиотехнике. — М.: Сов. радио, 1971. — 328 с.
15. Постников А.Г. Внешняя баллистика авиационных неуправляемых снарядов: Учебное пособие для вузов. — М.: ВВИА, 2003. — С. 91-162.
16. Пашко А.Д. Модель поражения управляемой авиационной ракеты. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2016663847, 19.12.2016.
17. Пашко А.Д., Донцов А.А. Методика расчета ошибок определения траектории управляемой ракеты и параметров движения активного элемента защиты // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. №3. С. 60-71.
18. Средства поражения и боеприпасы / Под ред. В.В. Селиванова. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. — С. 930-936.
19. Буланов И.М., Воробей В.В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998. — С. 442-476.
20. Абрыйкин А.Н., Ашурков А.А., Ашурков П.А., Балаян С.Т., Сазонов В.М. Управляемые авиационные ракеты. Устройство управляемых авиационных ракет: Учебное пособие. — Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2014. — 169 с.

DEVELOPMENT OF ANTI GUIDED MISSILES ACTIVE PROTECTION SYSTEM FOR AIRCRAFT AND ASSESSMENT OF ITS APPLICATION PROSPECTS

Pashko A.D.* , Belichuk A.A.**

*Air force academy named after professor N.E. Zhukovskii and Yu.A. Gagarin,
54a, Starykh Bol'shevikov str., Voronezh, 394064, Russia*

* e-mail: leha.pashko@yandex.ru

** e-mail: belichuk1986@mail.ru

Abstract

At present, designers of almost all foreign countries (USA, UK, France, Germany, Israel, Japan, China and South Africa) decide upon thermal imaging tracking coordinator, employing matrix photo-detecting unit while the type of homing head selection for new types on missiles. Its modern element base is intrinsically the basis of the fifth generation infrared homing heads. The main advantages of guided missiles of “air-to-air” class equipped with homing head containing matrix photo-

detecting unit consist in the presence of significant field of vision, ensuring target pattern recognition and its identification, capability of automatic aiming employing and high jamming immunity. All this requires aircraft protection means modernization.

Modern aircraft are being equipped with on-board defense systems, designed to protect an aircraft of various classes and purposes from hitting by aircraft rockets, anti-aircraft rocket systems through detecting hazard occurrence and counteracting the attacking means. Onboard defense system “President-S”, “Talisman”,

electronic countermeasures equipment of Su-30MKI and aircraft protection system “MANTA” are most up-to-date systems.

The results of performed analysis of modern aviation guided missiles and means of protection from high-accuracy weapons allow conclude that the existing onboard defense systems do not ensure enough level of protection. Namely, they ensure only a passive protection by creating interference action on missiles' homing heads, which is inefficient with account for digital signal processing and jamming protection of the guided missiles. Modern heat flares are effective only for protection from the missiles with single-element photo-detecting unit. Due to target image detection capabilities of modern homing heads with matrix photo-detecting units, the heat flares application is inappropriate. From all the above said, a topical problem of upgrading the onboard defense systems by developing new ways of an aircraft protection from guided missiles follows.

Improving the aircraft protection is possible by active impact on guided missile by protective ammunition included into active protection system, leading to its hitting, self-destruction or mishit.

The goal of the study is enhancing the aircraft protection from guided missiles of “air-to-air” type.

Thus, the developed active protection system is capable of ensuring in automatic mode all aspect detection and tracking of a guided missile, its destruction at a safe distance from the aircraft, in close interaction with the other aircraft systems

Keywords: aircraft, guided aircraft missile, active protection system.

References

- Shcherbinin R. *Zarubezhnoe voennoe obozrenie*, 2009, no. 4, pp. 64-68.
- Len'shin A.V., Zibrov G.V., Vinogradov A.D. *Bortovye komplekсы oborony vozdušnykh sudov* (Avionics for aircraft defense), Voronezh, Nauchnaya kniga, 2013, 309 p.
- Vakin S.A. *Osnovy radioelektronnoi bor'by* (Fundamentals of electronic warfare), Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 1998. Part 1 - 118 p.
- Bryksin S.V., Polyakov E.P., Vagonov S.N. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta*, 2014, no. 12, pp. 199-203.
- Pashko A.D. *Materialy III Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii “Akademicheskie Zhukovskie chteniya”*. *Sbornik statei*, Voronezh, VUNTs VVS “VVA”, 2016, pp. 116–121.
- Nikolaev A.V., Pashko A.D. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 96-101.
- Pashko A.D., Dontsov A.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 1, pp. 123-131.
- Anur'ev V.I. *Spravochnik konstruktora-mashinostroitel'ya* (Reference designer-mechanical engineer), Moscow, Mashinostroenie, 2006, vol. 3, pp. 659-663.
- Kazakov I.E., Isaev V.N. *Osnovy avtomaticheskikh sistem aviatsionnogo vooruzheniya* (Fundamentals of aircraft armament automatic systems), Moscow, VVIA, 1992, 332 p.
- Dontsov A.A. Nagalin A.V., Kushchev S.S. *Vestnik VAIU*, 2012, no. 1(15), pp. 172-177.
- Nelyubov A.I., Novad A.A. *Dinamika poletov i boevogo manevrirovaniya LA*. (Flight dynamics and combat maneuvers of aircraft), Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 1976, 178 p.
- Tarasenkov A.M., Braga V.G., Taranenko V.T. *Dinamika poletov i boevogo manevrirovaniya LA* (Flight dynamics and combat maneuvers of aircraft), Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 1984, 186 p.
- Krasovskii A.A. *Spravochnik po teorii avtomaticheskogo upravleniya* (Automatic control theory handbook), Moscow, Nauka, 1987, 711 p.
- Bykov V.V. *Tsifrovoe modelirovanie v statisticheskoi radiotekhnike* (Digital modeling in statistical radio engineering), Moscow, Sovetskoe radio, 1971, 328 p.
- Postnikov A.G. *Vneshnyaya ballistika aviatsionnykh neupravlyaemykh snaryadov* (External ballistics of aircraft unguided missiles), Moscow, VVIA, 2003, pp. 91-162.
- Pashko A.D. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programm dlya EVM “Model porazheniya upravlyaemoi aviatsionnoi rakety” No 2016663847*, 19.12.2016.
- Pashko A.D., Dontsov A.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 3, pp. 60-71.
- Sredstva porazheniya i boepripasy* (Weapons and ammo), Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 2008, pp. 930-936.
- Bulanov I.M., Vorobei V.V. *Tekhnologiya raketnykh i aerokosmicheskikh konstruktssii iz kompozitsionnykh materialov* (Technology of missile and aerospace structures from composite materials), Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 1998, pp. 442-476.
- Abrychkin A.N., Ashurkov A.A., Ashurkov P.A., Balanyan S.T., Sazonov V.M. *Upravlyaemye aviatsionnye rakety. Ustroistvo upravlyaemykh aviatsionnykh raket* (Guided aircraft missiles. Guided air missiles arrangement), Voronezh, VUNTs VVS “VVA”, 2014, 169 p.