

УДК 621.396.96

Формирование требований к области срабатывания доплеровской системы ближней локации

Ковригин В. А.^{1,*}

[*kovniginva@yandex.ru](mailto:kovniginva@yandex.ru)

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Рассмотрены вопросы согласования области срабатывания доплеровской системы ближней локации с областью поражения осколочной боевой части в широком диапазоне условий применений при отсутствии информации об угловом положении цели. Использован приближенный метод геометрического согласования областей этих подсистем, основанный на численном исследовании на ЭВМ. Разработаны и программно реализованы алгоритмы функционирования обеих подсистем. Предложена процедура формирования требуемых углов срабатывания доплеровской системы. Обсуждаются особенности реализации процедуры согласования в случае широкоугольной боевой части. Предложенный подход может быть использован для формирования требований к точности выдачи команд доплеровской системы на разных этапах проектирования, в том числе на самых ранних, когда только формируется облик обеих подсистем. Приведены результаты численных расчетов для некоторой типичной доплеровской системы ближней локации.

Ключевые слова: область срабатывания, доплеровская частота, система ближней локации, боевая часть, область поражения

Введение

Рассматриваются вопросы согласования области срабатывания (ОС) доплеровской системы ближней локации (СБЛ) с областью поражения (ОП) осколочной боевой части (БЧ) при отсутствии информации об угловом положении цели.

Радиосистемы, основанные на эффекте Доплера [1–3], позволяют реализовать селекцию по скорости движущихся целей путем разделения эхо-сигналов от движущихся целей и мешающих отражений от подстилающей поверхности, основанную на различиях их спектральных характеристик. Частотная селекция используется, например, при работе комплекса по низколетящим целям на фоне морской поверхности [3]. В таких условиях функционирования в СБЛ весьма затруднительно получить информацию об угловом положении цели.

Поэтому важное практическое значение приобретает проблема обеспечения эффективного действия боевого снаряжения, включающего систему наведения, СБЛ и БЧ,

при работе по низколетящим целям в широком диапазоне условий встречи при отсутствии информации об угловом положении цели. Одним из возможных способов ее решения является обеспечения требуемого согласования областей за счет ширины угла разлета ПЭ.

При строгом методе оценки эффективности боевого снаряжении требуется информация о функциях плотности вероятности характеристик системы наведения, СБЛ и БЧ [4]. Такая статистическая информация на начальных этапах проектирования, как правило, отсутствует.

В работе используется приближенный метод геометрического согласования областей [4], который обычно применяется на ранних этапах проектирования, когда только формируется облик боевого снаряжения. Применительно к решаемой задаче суть метода заключается в следующем. При любом требуемом угловом положении цели СБЛ должна формировать команду на подрыв БЧ таким образом, чтобы обеспечить покрытие цели полем поражающих элементов (ПЭ) в произвольной заданной точке условий встречи. Для решения задачи согласования необходимо математически описать процессы функционирования подсистем боевого снаряжения и разработать процедуру выбора требуемого момента срабатывания СБЛ. Метод геометрического согласования, как правило, гарантирует выполнение необходимых (но не достаточных) условий эффективного поражения. При необходимости его результаты могут уточняться на последующих этапах проектирования.

Различные аспекты проблемы согласования для боевых частей и систем наведения рассмотрены в отечественных и иностранных работах [3, 5–7]. Возможные подходы к ее решению в СБЛ различных принципов действия проанализированы в [8, 9]. Задача оценки эффективности и постановка задачи согласования подсистем описана в [4].

При геометрическом согласовании обычно применяются детерминированные модели. Учет случайных факторов, принимаемых во внимание при проектировании подсистем боевого снаряжения, как правило, производится по мере накопления необходимой информации на более поздних этапах разработки с использованием вероятностных методов оптимизации.

1. Модель функционирования доплеровской СБЛ

Рассмотрим полуактивную доплеровскую СБЛ, комплексированную с головкой самонаведения (ГСН) и использующую ее сигнал промежуточной частоты, содержащий информацию о доплеровской частоте (ДЧ) полезного эхо-сигнала f_d [3]. ДЧ f_d связана взаимно-однозначным соответствием с радиальной составляющей вектора относительной скорости $\mathbf{v}_r = \mathbf{v}_t - \mathbf{v}_r$, где $\mathbf{v}_r$ и $\mathbf{v}_t$ – векторы скоростей ракеты и цели соответственно [1]. В дальней зоне в ГСН информация о ДЧ используется для оценки модуля вектора относительной скорости. В ближней зоне для повышения эффективности действия на основе обработки реализации сигнала ГСН можно производить совместную оценку скорости и величины промаха.

Относительное движение цели будем описывать как текущее положение центра ее масс в некоторых опорных системах координат. Так как СБЛ и БЧ основаны на различных физических принципах действия, то для математического описания процессов функционирования целесообразно использовать системы координат, учитывающие особенности действия подсистем боевого снаряжения и принятые в соответствующих предметных областях. Далее предполагается, что системы координат имеют правую ориентацию, и начала координат лежат в центре излучения антенны СБЛ.

Системы координат для математического описания функционирования СБЛ.

На рис. 1 показана цилиндрическая система и связанная с ней скоростная прямоугольная система $Ox_v y_v z_v$, у которой ось Ox_v направлена по вектору $\mathbf{v}_{rt}$ (рис. 2). Координатная плоскость $Ox_v y_v$ совпадает с плоскостью скоростного треугольника, образованного векторами $\mathbf{v}_r$, $\mathbf{v}_t$ и $\mathbf{v}_{rt}$. Пространственное положение точки T в цилиндрической системе описывается тремя упорядоченными числами (x_v, h, ξ) , где x_v - декартова координата.

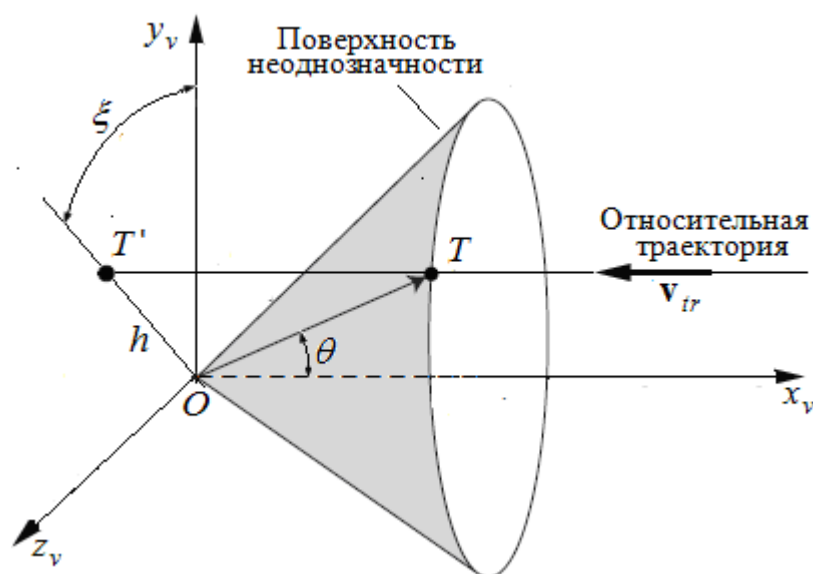


Рис. 1. Цилиндрическая система и область неоднозначности отсчетов доплеровской частоты

Величина h – расстояние от начала системы координат до проекции T' точки T на картинную плоскость $Ox_v y_v$, характеризующая точность системы наведения, называется промахом, а полярный угол ξ – фазой промаха. Координаты (h, ξ) являются полярными координатами точки T' .

На рис. 1 показана траектория движения цели относительно СБЛ. Здесь и в дальнейшем предполагается, что из-за малого времени взаимодействия СБЛ с целью характер относительного движения – равномерный и прямолинейный.

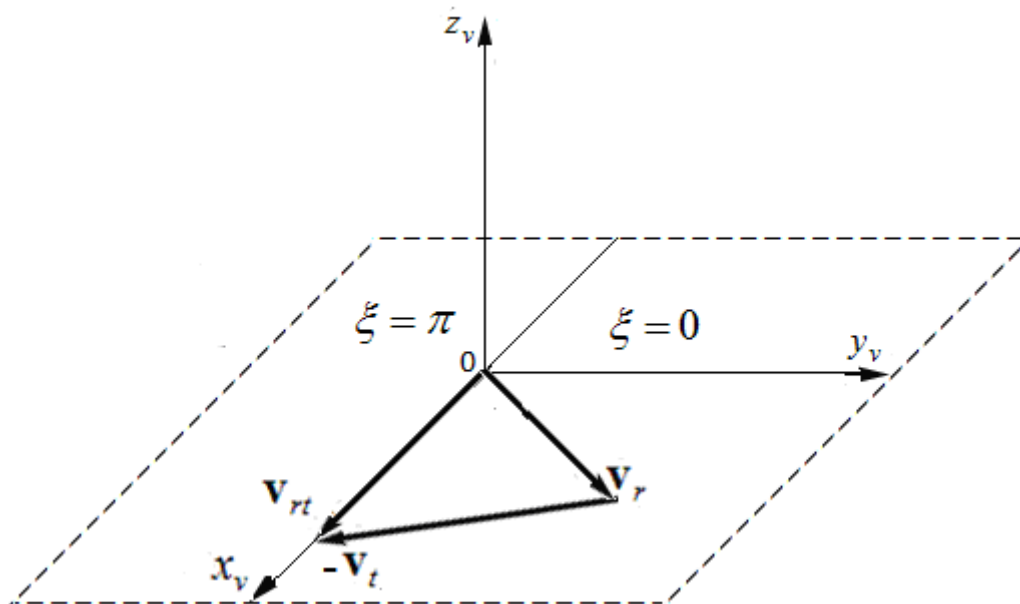


Рис. 2. Плоскость скоростного треугольника и расчетные значения фазы промаха

Отметим две особенности цилиндрической системы, используемые при формировании области срабатывания. 1) Как показано ниже, координатная поверхность $h = \text{const}$, представляющая собой круговой цилиндр с осью $0x_v$, характеризует область неопределенности доплеровской СБЛ. 2) Ось $0z_v$ направлена таким образом, что полуплоскости $0x_v y_v$, содержащей скоростной треугольник (и положительную полуось $0y_v$), соответствует угол $\xi = 0$, а полуплоскости, проходящей через отрицательную полуось $0y_v$, – угол $\xi = \pi$ (см. рис. 2).

Модель доплеровской частоты в ближней зоне и ее использование для формирования момента срабатывания СБЛ. Физической основой определения момента срабатывания доплеровской СБЛ является специфический характер изменения ДЧ в ближней зоне.

В активных СБЛ при сближении с целью ДЧ f_d с приемлемой для практики точностью определяется по формуле [1]

$$f_d = \frac{2v_{tr}}{\lambda} \cos \theta, \quad (1)$$

где λ – длина волны зондирующего сигнала, θ – угол визирования цели (см. рис. 2) v_{tr} – модуль вектора относительной скорости цели относительно ракеты. Соотношение (1) справедливо в предположении прямолинейного и равномерного движения цели относительно СБЛ. В полуактивных СБЛ в аналогичных условиях информативная составляющая доплеровского сдвига частоты принимаемого сигнала равна

$$f_d = \frac{v_{tr}}{\lambda} \cos \theta. \quad (2)$$

Таким образом, в обоих случаях доплеровское смещение частоты принимаемого сигнала пропорционально радиальной составляющей $v_{tr} \cos \theta$ относительной скорости v_{tr} . Формулы (1) и (2) применимы в случае точечной цели, размеры которой значительно меньше размеров разрешаемого объема СБЛ [2]. В дальнейшем без ущерба для общности полученных результатов для определенности ограничимся рассмотрением полуактивных СБЛ.

Формула (2) в цилиндрической системе координат может быть представлена как

$$f_d(x_v) = \frac{v_{tr}}{\lambda} \frac{x_v}{\sqrt{h^2 + x_v^2}}. \quad (3)$$

где $x_v = x_v(t)$ – текущая абсцисса точечной цели. Эту координату удобно записать в виде

$$x_v(t) = x_0 - v_{tr}t,$$

где x_0 – абсцисса начальной точки на относительной траектории, в которой условно принято $t = 0$. В этот момент времени начинается моделирование процессов в ближней зоне. Тогда мгновенная ДЧ описывается выражением

$$f_d(t) = \frac{v_{tr}}{\lambda} \frac{x_0 - v_{tr}t}{\sqrt{h^2 + (x_0 - v_{tr}t)^2}}. \quad (4)$$

Формула (3) характеризует пространственное изменение f_d в ближней зоне, а зависимость (4) – временное (рис. 3).

Из (4) следует, что закон изменения f_d во времени зависит от параметров встречи v_{tr} и h . При известных значениях этих параметров по значению f_d можно однозначно найти угол визирования цели, требуемый для эффективного подрыва БЧ. Для этого кроме информации о скорости v_{tr} , поступающей с системы наведения ракеты, необходимо на основе анализа зависимости $f_d = f_d(t)$ сформировать оценку величины промаха h . В качестве примера, иллюстрирующего особенности изменения f_d во времени в ближней зоне, на рис. 3 приведен график для случая точечной цели.

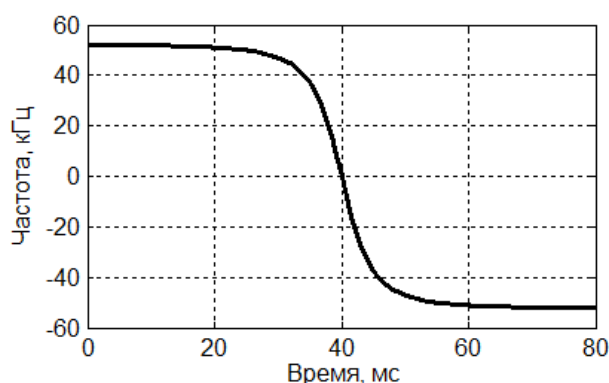


Рис. 3. Доплеровская частота точечной цели в ближней зоне. Условия встречи: промах – 10 м, относительная скорость – 1000 м/с, диапазон изменения абсциссы X_v – [-40 м, 40 м]

Как следует из (4) и рис. 3 в процессе относительного движения цели $f_d(t)$ монотонно убывает в диапазоне от $f_{d\infty}$ до $-f_{d\infty}$, где $f_{d\infty} = v_{tr} / \lambda$ – доплеровская частота “на бесконечности” при $\theta = 0$. Из рисунка также видно, что $f_d(t)$ существенно изменяется на небольшой дальности до цели. В момент пролета $\theta = \pi/2$, когда на фиксированной траектории (h, ξ) расстояние между СБЛ и целью минимально и равно промаху, скорость изменения ДЧ максимальна. При сближении скорость изменения $f_d(t)$ до момента пролета непрерывно возрастает. Эти особенности динамики доплеровской частоты используются в СБЛ для решения различных задач.

Характерной особенностью доплеровских СБЛ, отличающей их от импульсных СБЛ с несколькими остронаправленными антеннами в поперечной плоскости ракеты, является невозможность получения информации о фазе промаха. В самом деле, как следует из (2), ДЧ не зависит от полярного угла ξ . Тогда в трехмерном пространстве при заданных v_{tr} и λ сигналам, приходящим из разных точек конической поверхности, образующая которой наклонена под углом θ к оси Ox_v , соответствует одна и та же ДЧ. Это свойство иллюстрируется рис. 1. Таким образом, рассматриваемая коническая поверхность характеризует поверхность неоднозначности отсчетов ДЧ, и сигналы, соответствующие точкам этой поверхности, не разрешимы по частоте. Это означает, что сигналы на входе приемника от двух (или большего числа) целей, разность радиальных скоростей которых меньше разрешающей способности системы по скорости, воспринимаются измерителем как один [2].

Угол срабатывания θ_e СБЛ, необходимый для эффективного поражения цели, зависит от условий встречи ракеты с целью, характеристик БЧ и типа цели. Для нахождения диапазона требуемых углов θ_e необходима процедура вычисления угла визирования точечной цели в скоростной системе координат, при котором обеспечивается попадание ПЭ в цель. Для этого требуется математическое описание осколочного действия БЧ в виде сечений пространственной области поражения для заданных значений фазы промах. В дальнейшем для наглядности результатов угол атаки ракеты предполагается нулевым.

2. Модель области поражения осколочной БЧ

При описании поведения боевой части удобно использовать ракетную декартову прямоугольную систему координат $Ox_r y_r z_r$, у которой ось абсцисс Ox_r совпадает с продольной осью ракеты и направлена от центра масс к носу (рис. 4). Ракетная система получается из скоростной системы $Ox_v y_v z_v$ поворотом вокруг оси Oz_v , совпадающей с осью Oz_r , на угол ε_r .

В общем случае произвольных БЧ и СБЛ исследование пространственной области срабатывания производится в нескольких сечениях $\xi = \text{const}$ ($\xi \in [0, 2\pi)$), количество

вектор скорости некоторого ПЭ (см. рис. 4), ψ_s – угол разлета этого ПЭ в статике ($\psi_{is} \leq \psi_s \leq \psi_{fs}$). Тогда величина угла в статике $\Delta\psi_s = \psi_{fs} - \psi_{is}$. Для осесимметричной БЧ $\Delta\psi_s$ не зависит от фазы промаха. На рис. 4 показан вектор

$$\mathbf{v}_{ed} = \mathbf{v}_{es} + \mathbf{v}_{rt} \quad (5)$$

– вектор скорости разлета некоторого ПЭ в динамике и ψ_d – соответствующий угол разлета этого ПЭ.

Для данного вектора $\mathbf{v}_{rt}$ по заданному статическому углу разлета $\Delta\psi_s$ с границами ψ_{is} и ψ_{fs} с учетом (5) для любого ξ можно найти границы $\psi_{id}(\xi)$ и $\psi_{fd}(\xi)$, которые зависят от фазы промаха и характеризуют динамический угол $\Delta\psi_d(\xi) = \psi_{fd}(\xi) - \psi_{id}(\xi)$. Для иллюстрации на рис. 4 для некоторого ПЭ показан переход от статических параметров поля поражения к динамическим для $\xi = \pi$.

Таким образом, характерная особенность решаемой задаче состоит в том, что, в отличие от доплеровской частоты точечной цели, динамический угол $\Delta\psi_d(\xi)$ существенно зависит от фазы промаха. Кроме того, динамический угол разлета зависит от параметров скоростного треугольника, сопротивления воздуха, статических параметров угла разлета, формы и массы ПЭ и др. Это значительно усложняет задачу согласования областей действия БЧ и СБЛ в широком диапазоне условий применения.

Анализ полученных результатов показывает, что динамические углы разлета наиболее значительно отличаются для значений фазы ξ , равных 0 и π , так как область пересечения этих сечений имеет наименьшую площадь. Для любого ξ , отличного от указанных значений, имеет место некоторый промежуточный случай распределения ПЭ. Поэтому в дальнейшем, как уже отмечалось, можно ограничиться рассмотрением двух указанных случаев.

Для фиксированного промаха найдем интервал значений требуемых углов срабатывания в скоростной системе координат относительно опорной точки СБЛ, совпадающей с началом координат этой системы.

3. Алгоритм формирования требуемого угла срабатывания СБЛ

Для рассматриваемого промаха h (см. рис. 4) команда срабатывания должна формироваться в такой момент времени, когда ПЭ и точечная цель одновременно находятся в точке T – точке пересечения траектории ПЭ с относительной траекторией цели.

Введем вектор $\mathbf{r} = \overrightarrow{BT} = [r_x, r_y, 0]$ с началом в точке B и концом в точке T . Так как ПЭ перемещается со скоростью v_{es} , то ПЭ затрачивает на преодоление расстояния BT время, равное $t_f = r/v_{es}$, где $r = \sqrt{r_x^2 + r_y^2}$ – модуль $\mathbf{r}$. Для обеспечения встречи

ПЭ и цели последняя в момент подрыва должна находиться в точке T_f . При сделанных предположениях о прямолинейном распространении ПЭ и цели расстояние TT_f равно разности абсцисс точек T и T_f : $\Delta x_v = x_{vT_f} - x_{vT}$ ($x_{vT_f} > x_{vT}$) и находится из соотношения $\Delta x_v = r \cdot v_{rt} / v_{es}$.

Из подобия треугольников (см. рис. 4) следует два следствия, используемых в алгоритме. Во-первых, вектор скорости разлета данного ПЭ в динамике (5) направлен в упрежденную точку T_f , и, во-вторых, время упреждения t_f может быть найдено из соотношения $t_f = r_f / v_{ed}$, где $r_f = |\mathbf{r}_f|$ – длина отрезка BT_f , вектор $\mathbf{r}_f = [r_{fx}, r_{fy}, 0]$.

Координата r_{fx} в зависимости от фазы промаха находится как

$$r_{fx} = \begin{cases} r_{fy} \cdot \text{ctg}(\psi_{ed} + \varepsilon_r) & \text{при } \xi = 0; \\ r_{fy} \cdot \text{ctg}(\psi_{ed} - \varepsilon_r) & \text{при } \xi = \pi, \end{cases}$$

где

$$r_{fy} = \begin{cases} h + \Delta_r \sin \varepsilon_r & \text{при } \xi = 0; \\ h - \Delta_r \sin \varepsilon_r & \text{при } \xi = \pi. \end{cases}$$

Требуемый угол срабатывания СБЛ, отсчитываемый относительно положительного направления оси Ox_v , вычисляется по формуле

$$\theta_e = \text{Arctg}(h, x_{vT_f}). \quad (6)$$

В (6) используется функция арктангенса $\theta = \text{Arctg}(y, x)$, $-\pi < \theta \leq \pi$. Эта функции является расширением арктангенса $\theta = \text{arctg}(x)$, $-\pi/2 < \theta < \pi/2$. В системе Matlab $\text{Arctg}(y, x)$ реализуется как функция $\text{ATAN2}(y, x)$ [10].

4. Результаты численных исследований

Рассмотренный выше алгоритм был запрограммирован и исследован в среде системы Matlab [10]. В качестве исходных данных в программе могут задаваться произвольные значения угла разлета в статике $\Delta\psi_s$ с биссектрисой ψ_b (или другим опорным направлением, характеризующем положение этого угла относительно продольной оси). Программа позволяет учитывать произвольный закон распределения статической скорости разлета ПЭ $\mathbf{v}_{es} = \mathbf{v}_{es}(\psi_s)$, $\psi_s \in [\psi_{is}, \psi_{fs}]$. При моделировании в качестве исходных данных использовались значения параметров, приведенные в табл. 1.

Таблица 1. Исходные данные программы

Параметр алгоритма	Размерность	Значение	Обозначение алгоритма
Диапазон изменения относительной скорости	м/с	800 ... 2000	V_{rt}
Диапазон изменения угла ε_r	град.	0 ... 50	ε_r
Диапазон изменения фазы промаха	град.	0 ... 360	ξ
Ширина угла разлета ПЭ в статике	град.	110	$\Delta\psi_s$
Биссектриса угла разлета ПЭ в статике	град.	90	ψ_b
Начальная скорость разлета ПЭ в статике	м/с	2400	V_{es}
Промех	м	5	h

В статике задается требуемый угол разлета $\Delta\psi_s$ с биссектрисой ψ_b . Для определенности в работе принят равномерный закон распределения статической скорости разлета ПЭ V_{es} в пределах $\Delta\psi_s$.

На рис. 5 показаны диапазоны углов для сечений области поражения и соответствующей ей области срабатывания для $\varepsilon_r = 0^\circ$. При нулевом угле ε_r и сделанных выше предположениях обе области являются телами вращения, поэтому рассчитанные границы справедливы для произвольной фазы промаха $\xi \in [0, 360^\circ)$. Из рисунка видно, что при увеличении скорости V_{rt} интервал эффективных точек срабатывания уменьшается. Это наиболее простой случай согласования, и для обеспечения согласования только на параллельных и близких к ним курсах требуются относительно небольшой угол разлета ПЭ.

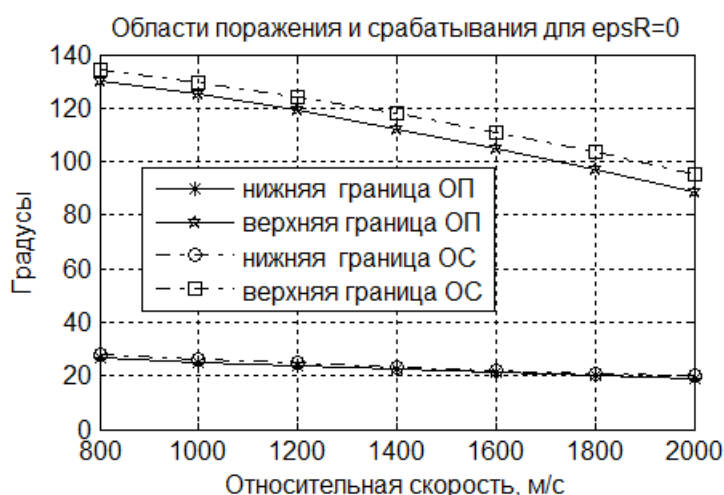


Рис. 5. Границы сечений области поражения и области срабатывания для $\varepsilon_r = 0^\circ$, $\Delta\psi_s = 110^\circ$, $h = 5$ м.

При увеличении угла ε_r условия одновременного согласования в рассматриваемых сечениях усложняются. Это иллюстрируется рис. 6, на котором приведены границы сечений ОС для $\varepsilon_r = 50^\circ$ и $\Delta\psi_s = 90^\circ$. При таком $\Delta\psi_s$ сечения не пересекаются, и обеспечить эффективное действие боевого снаряжения (при отсутствии информации о фазе промаха) в заданных условиях встречи затруднительно.

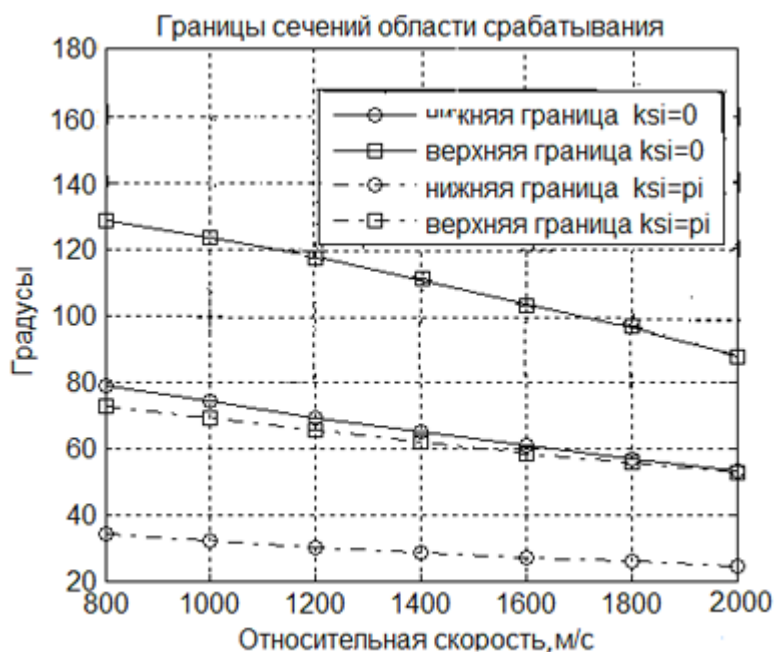


Рис. 6. Углы срабатывания при $\varepsilon_r = 50^\circ$, $\Delta\psi_s = 90^\circ$, $h = 5$ м.

Для обеспечения согласования в рассматриваемом примере следует увеличить угол разлета ПЭ. Для иллюстрации на рис. 7 приведены границы сечений ОС для $\varepsilon_r = 50^\circ$ и $\Delta\psi_s = 110^\circ$. Как показывают численные исследования, для данного ε_r при меньшей ширине угла $\Delta\psi_s$, угле биссектрисы 90° и равномерном законе распределения скоростей разлета ПЭ нельзя обеспечить согласование во всем диапазоне скоростей.

Приведенные примеры показывают, что рассматриваемый алгоритм позволяет определить диапазоны изменения значений требуемых углов срабатывания в заданных условиях применения и сформулировать требования к точности действия СБЛ.

Заметим, что для простоты вычислений при построении рис.7 в качестве верхней границы сечения $\xi = 0^\circ$ и нижней границы сечения $\xi = 180^\circ$ приняты углы срабатывания для биссектрис углов разлета в статике. При этом, естественно, диапазон допустимых углов срабатывания уменьшается. Однако, как видно из рисунка, границы пересечения указанных сечений определяются только нижней и верхней границами соответствующих сечений.

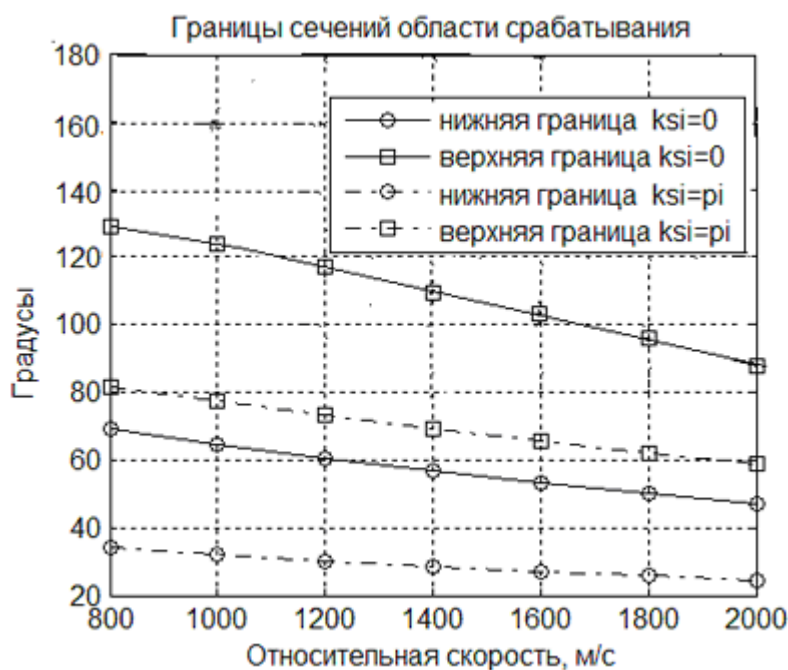


Рис. 7. Углы срабатывания при $\varepsilon_r = 50^\circ$, $\Delta\psi_s = 110^\circ$, $h = 5$ м.

Если требуется найти полные интервалы допустимых углов срабатывания для больших значений $\Delta\psi_s$ и ε_r , то процедуры вычисления границ усложняются. Так, при вычислении верхней границы для $\xi = 0^\circ$ следует учитывать эффект уменьшения динамической скорости V_{edf} конечного луча разлета ψ_{fd} . Кроме того, верхняя граница статического угла разлета при некоторых условиях может превышать 180° и находиться в полуплоскости, соответствующей $\xi = 180^\circ$. Эту ситуацию следует учитывать при выборе требуемого угла срабатывания. Эффект уменьшения V_{edf} может привести к существенному сжатию ширины требуемого угла срабатывания и даже к нарушению неравенства $\theta_i(0) < \theta_f(0)$, где $\theta_i(0)$ и $\theta_f(0)$ соответственно начальный и конечный лучи, задающие угол срабатывания для заданного промаха при $\xi = 0^\circ$.

Указанный эффект можно учесть следующим образом. Потребуем, чтобы суммарный угол $(\psi_{wd.\max} + \varepsilon_r)$ удовлетворял неравенству

$$\psi_{wd.\max} + \varepsilon_r > \psi_{end}, \quad (7)$$

где $\psi_{wd.\max}$ – максимальный угол разлета ПЭ в динамике, удовлетворяющий (7), ψ_{end} – угол, обеспечивающий наибольшую ширину интервала требуемых углов срабатывания на заданном промахе. Величина ψ_{end} находится путем моделирования с использованием данной программы. Анализ результатов моделирования показывает, что для фиксированных ε_r и h угол ψ_{end} зависит от относительной скорости V_{rt} . Фрагмент кода программы на языке Matlab, реализующий процедуру выбора дополнительной верхней

границы ширины разлете ПЭ, обеспечивающей наибольшую ширину требуемых углов срабатывания, приведен на рис. 8.

```

Фрагмент кода программы

psiWd = dynAngle(psiFs, vRT, ksi);      % начальное приближение
n = 1;                                  % заправка переменной n
while (psiWd + epsR) > psiEnd
    psiWs = psiFs - n*deltaPsiW;        % статический угол ПЭ
    psiWd = dynAngle(psiWs, vRT, ksi);  % динамический угол ПЭ
    if ((psiWd > -pi) && (psiWd < -pi/2))
        psiWd = 2*pi + psiWd;          % коррекция угла в 3-ем квадранте
    end
    vEdW = modVeD(psiWs, vRT, ksi);     % скорость ПЭ в динамике
    n = n+1;                             % число итераций
end

```

Рис. 8 . Фрагмент кода программы на языке Matlab

В программе для вычисления угла разлета ПЭ в динамике используется М-функции dynAngle, а для вычисления скорости разлета ПЭ, соответствующей этому углу, – процедура-функция modVeD. В табл. 2 приведены переменные кода и соответствующие им переменные алгоритма.

Таблица 2. Соответствие переменных и констант алгоритма и программы

Название переменной	Переменная алгоритма	Переменная программы
Относительная скорость ракета-цель	V_{rt}	vRT
Угол ε_r	ε_r	epsR
Фаза промаха	ξ	ksi
Угол, используемый для больших углов ε_r и $\Delta\psi_s$ при $\xi = 0$	ψ_{end}	psiEnd
Конечное направление разлета ПЭ в статике	ψ_{fs}	psiFs
Шаг дискретизации по углу	$\Delta\psi_w$	deltaPsiW
Текущее направление разлета ПЭ в статике	ψ_{ws}	psiWs
Текущее направление разлета ПЭ в динамике	ψ_{wd}	psiWd
Текущая скорость разлета ПЭ в динамике	V_{edw}	vEdW

Величина шага $\Delta\psi_w$ выбирается с учетом обеспечения заданной точности оценки требуемого угла срабатывания. В случае сечения $\xi = 180^\circ$ при обосновании параметров

требуемой ОС для больших значений угла разлета ПЭ в статике и угла ε_r приходится ограничивать нижнюю границу угла срабатывания на данном промахе. В самом деле, начальный луч угла разлета в статике в скоростной системе координат в этом случае может иметь направления, как близкие к нулю, так и отрицательные. Вместе с тем для формирования надежных оценок промаха и относительной скорости в СБЛ необходимо иметь информацию о поведении ДЧ эхо-сигнала протяженной цели на участке траектории вплоть до угла визирования θ_{beg} , который по предварительным данным равен, по крайней мере, $5^0 \dots 7^0$. В программе в этом случае при выборе нижней границы θ_{beg} интервала требуемых углов срабатывания используется процедура, аналогичная приведенной на рис. 8.

Заключение

При строгом методе оценке эффективности боевого снаряжения, предполагающим расчет вероятности поражения цели, используются функции плотности вероятности, описывающие статистические свойства системы наведения, БЧ и СБЛ. Достоверная информация об этих вероятностных характеристиках формируются, как правило, только на заключительных этапах проектирования. Поэтому в работе использован приближенный метод решению задачи повышения эффективности, основанный на геометрическом согласовании областей поражения и срабатывания в широком диапазоне условий применения, при отсутствии информации об угловом положении цели. Для ее решения разработаны алгоритмы функционирования БЧ и СБЛ и методика геометрического согласования области срабатывания доплеровской СБЛ с областью поражения осколочной БЧ. Для демонстрации работоспособности разработанных алгоритмов и программ приведены результаты численных исследований для некоторой типовой СБЛ, функционирующей в достаточно широком диапазоне условий встречи. Для доплеровской СБЛ вычисляются диапазоны углов срабатывания, требуемых для обеспечения эффективного действия в зависимости от относительной скорости и промаха. Эти данные дают возможность формулировать требования к точности действия доплеровской СБЛ и синтезировать зависимости функциональных задержек моментов срабатывания СБЛ от условий встречи. Обсуждаются особенности реализации алгоритма согласования при широкоугольной БЧ и большом угле между векторами относительной скорости и скорости ракеты.

Список литературы

1. Финкельштейн М.И. Основы радиолокации: учеб. для вузов. М.: Радио и связь, 1983. 536 с.
2. Сосулин Ю.Г. Теоретические основы радиолокации и радионавигации. М.: Радио и связь, 1992. 304 с.

3. Вексин С.И. Обработка радиолокационных сигналов в доплеровских головках самонаведения. М.: Изд-во МАИ, 2005. 304 с.
4. Астапов Ю.М., Козлов В.И., Соболева Н.С., Хохлов В.К. Автономные информационные и управляющие системы. В 4 т. Т. 1: Труды кафедры «Автономные информационные и управляющие системы» МГТУ им. Баумана / под ред. А.Б. Борзова. М.: ООО НИЦ «Инженер», ООО «Оникс-М», 2011. С. 409-464.
5. Мерилл Г., Гольдберг Г., Гельмгольц Р. Исследование операций. Боевые части. Пуск снарядов: пер. с англ. М.: Изд-во иностранной литературы, 1959. 595 с. (Сер. Основы проектирования управляемых снарядов).
6. Конструирование управляемых снарядов: пер. с англ. / под ред. А.Е. Пакета, С. Рамо. М.: Воениздат, 1963. 560 с.
7. Бабкин А.В., Вельданов В.А., Грязнов Е.Ф., Имховик Н.А., Кобылкин И.Ф., Ладов С.В., Орленко Л.П., Охитин В.Н., Ришняк А.Г., Селиванов В.В., Соловьев В.С. Средства поражения и боеприпасы / под ред. В.В. Селиванова М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 982 с.
8. Коган И.М. Ближняя радиолокация (теоретические основы). М.: Советское радио, 1973. 272 с.
9. Астапов Ю.М., Борзов А.Б., Ефремов А.К., Жураковский В.Н., Козлов В.И., Ковригин В.А., Лабунец Л.В., Лихоеденко К.П., Лобанов Б.С., Микаэльян С.В., Муратов И.В., Павлов Г.Л., Соболева Н.С., Суворов С.В., Сучков В.Б., Хохлов В.К., Шахтарин Б.И. Автономные информационные и управляющие системы. В 4 т. Т. 3: Труды кафедры «Автономные информационные и управляющие системы» МГТУ им. Баумана / под ред. А.Б. Борзова. М.: ООО НИЦ «Инженер», ООО «Оникс-М», 2011.
10. Потемкин В.Г. Система инженерных и научных расчетов MATLAB 5.x. В 2 т. Т. 1. М.: Диалог-МИФИ, 1999. 366 с.

Justification of Requirements to the Operating Area of the Doppler Short-Range Location System

V.A. Kovrigin^{1,*}

[*kovriginva@yandex.ru](mailto:kovriginva@yandex.ru)

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Keywords: operating area, Doppler frequency, short-range location system, warhead, destructing area

The article considers some issues of matching the operating area of the Doppler short-range location system (SRLS) with the destructing area of a fragmentation warhead in a wide range of applicability with no information about the angular position of the target.

When action is against the low altitude aerial targets at the sea surface background Doppler SRLS are often used to provide frequency selection of a target owing to differences in the spectral characteristics of the required signal and interferences. However, Doppler systems have an inherent disadvantage i.e. the inability to estimate the angular position of the target with respect to the SRLS.

Consequently, an arising problem to ensure the effectiveness of the combat unit, which includes the guidance system, Doppler SRLS, and fragmentation warhead is of significant practical use, when acting against the low altitude aerial targets in a wide range of encounter environment with a lack of information about the angular position of the target. The article considers a practical method for ensuring the effectiveness of the combat unit by selecting the width of the destructing elements separation angle and its orientation in space.

An approximate method of geometric matching the scopes of warhead and SRLS based on computer aided numerical calculation is used. With the geometric approach to the efficiency estimation in any desired angular position of the target, Doppler SRLS should form a command to burst the warhead ensuring the straddling of the target by the field of destructing elements in an arbitrary predetermined point of conditions.

Algorithms of the warhead and SRLS functioning are developed and utilized as applied programs. A Doppler SRLS model is proposed. The SRLS is integrated with semi-active Doppler homing head in case there is small-sized radar target. The article presents a mathematical description of the fragmentation warhead for relatively small misses, ignoring the air resistance. It considers a procedure for forming the predetermined detonation angle of the Doppler SRLS and discusses the features of its implementation in case of large angles of the velocity triangle with a wide-angle warhead.

As examples to confirm an efficiency of the developed algorithms and programs, results are given which reflect numerical calculations for some typical SRLS functioning in a wide range of the changing angles of the velocity triangle and relative velocities.

The developed approach can be used for the justification of requirements for the operating accuracy of Doppler SRLS at different design stages, including the initial phase just when forming a conceptual structure only of combat unit.

References

1. Finkel'shteyn M.I. *Osnovy radiolokatsii* [Foundations of radiolocation]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1983. 536 p. (in Russian).
2. Sosulin Yu.G. *Teoreticheskie osnovy radiolokatsii i radionavigatsii* [Theoretical foundations of radiolocation and radionavigation]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1992. 304 p. (in Russian).
3. Veksin S.I. *Obrabotka radiolokatsionnykh signalov v doplerovskikh golovkakh samonavedeniya* [Processing radar signals in Doppler homing heads]. Moscow, MAI Publ., 2005. 304 p. (in Russian).
4. Astapov Yu.M., Kozlov V.I., Soboleva N.S., Khokhlov V.K.; Borzov A.B., ed. *Avtonomnye informatsionnye i upravliaiushchie sistemy. V 4 t. T. 1: Trudy kafedry "Avtonomnye informatsionnye i upravlyayushchie sistemy" MGTU im. Baumana* [Autonomous information and control systems. In 4 vols. Vol. 1: Proc. of department "Autonomous information and control systems" of Bauman MSTU]. Moscow, JSC "Inzhener" Publ., JSC "Oniko-M" Publ., 2011, pp. 409-464. (in Russian).
5. Merrill G., Goldberg H., Helmholtz R.H. *Operations Research. Armament. Launching*. Princeton, N.J., Van Nostrand, 1956. 508 p. (Ser. *Principles of Guided Missile Design*). (Russ. ed.: Merrill G., Goldberg H., Helmholtz R.H. *Issledovanie operatsiy. Boevye chasti. Pusk snaryadov*. Moscow, Inostrannaya literatura Publ., 1959. 595 p. (Ser. *Osnovy proektirovaniya upravlyaemykh snaryadov*)).
6. Puckett A.E., Ramo S., eds. *Guided Missile Engineering*. New York, McGraw-Hill Book Co., 1959. 497 p. (Russ. ed.: Puckett A.E., Ramo S., eds. *Konstruirovaniye upravlyaemykh snaryadov*. Moscow, Voenizdat Publ., 1963. 560 p.).
7. Babkin A.V., Vel'danov V.A., Gryaznov E.F., Imkhovik N.A., Kobylkin I.F., Ladov S.V., Orlenko L.P., Okhitin V.N., Rishnyak A.G., Selivanov V.V., Solov'ev V.S. *Sredstva porazheniya i boepripyas* [Means of destruction and ammunition]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2008. 982 p. (in Russian).

8. Kogan I.M. *Blizhnyaya radiolokatsiya (teoreticheskie osnovy)* [Short-range radar (theoretical foundations)]. Moscow, Sovetskoe radio Publ., 1973. 272 p. (in Russian).
9. Astapov Yu.M., Borzov A.B., Efremov A.K., Zhurakovskiy V.N., Kozlov V.I., Kovrigin V.A., Labunets L.V., Likhoedenko K.P., Lobanov B.S., Mikael'yan S.V., Muratov I.V., Pavlov G.L., Soboleva N.S., Suvorov S.V., Suchkov V.B., Khokhlov V.K., Shakhtarin B.I.: Borzov A.B., ed. *Avtonomnye informatsionnye i upravlyaiushchie sistemy. V 4 t. T. 3: Trudy kafedry "Avtonomnye informatsionnye i upravlyayushchie sistemy" MGTU im. Baumana* [Autonomous information and control systems. In 4 vols. Vol. 3: Proc. of department "Autonomous information and control systems" of Bauman MSTU]. Moscow, JSC "Inzhener" Publ., JSC "Oniko-M" Publ., 2011. (in Russian).
10. Potemkin V.G. *Sistema inzhenernykh i nauchnykh raschetov MATLAB 5.kh. V 2 t. T. 1* [System of engineering and scientific calculations of MATLAB 5.x. In 2 vols. Vol. 1]. Moscow, Dialog-MIFI Publ., 1999. 366 p. (in Russian).