



УДК 629.735:629.76
ГРНТИ 78.25.13

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОТИВОРАДИОЛОКАЦИОННЫХ РАКЕТ ПРИ ИХ ПРИМЕНЕНИИ ПО ИНФОРМАЦИИ ОТ ДВУХПОЗИЦИОННОЙ ПАССИВНОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ, РАЗМЕЩАЕМОЙ НА БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ

*С.Б. МИХАЙЛЕНКО, кандидат технических наук, старший научный сотрудник
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)
М.А. ЗАМЫСЛОВ, кандидат технических наук, старший научный сотрудник
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)
А.М. МАЛЫЦЕВ, кандидат технических наук, доцент
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)
Н.В. ШТАНЬКОВА
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)*

Предложен способ применения авиационных боевых комплексов поражения радиоизлучающих целей противорадиолокационными ракетами, информационное обеспечение которых осуществляется размещаемой на беспилотных летательных аппаратах двухпозиционной пассивной радиолокационной системой. Разработаны алгоритмы траекторного управления беспилотными летательными аппаратами в ходе их группового применения в составе пассивной радиолокационной системы определения местоположения радиоизлучающих целей, обеспечивающие формирование и выдерживание оптимальной в смысле минимума среднеквадратической погрешности пространственной конфигурации системы.

Ключевые слова: авиационный боевой комплекс, беспилотный летательный аппарат, наземная радиоизлучающая цель, двухпозиционная пассивная радиолокационная система определения местоположения, противорадиолокационная ракета, алгоритм траекторного управления.

THE ANTI-RADAR MISSILES EFFECTIVENESS IMPROVING IN THEIR APPLICATION ACCORDING TO INFORMATION FROM THE TWO-POSITION PASSIVE RADAR SYSTEM PLACED ON UNMANNED AERIAL VEHICLES

*S.B. MIKHAILENKO, Candidate of Technical Sciences, Senior Researcher
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)
M.A. ZAMYSLOV, Candidate of Technical Sciences, Senior Researcher
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)
A.M. MALTSEV, Candidate of Technical Sciences, Assistant Professor
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)
N.V. SHTAN'KOVA
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)*

The radio-emitting purposes defeat aviation combat complexes application method which information support is carried out by the two-position passive radar system placed on unmanned aerial vehicles is offered. The algorithms for trajectory control of unmanned aerial vehicles during their group use as part of a passive radar system for determining the location of radio-emitting targets are



developed, ensuring the formation and maintenance of the minimum standard error of the spatial configuration of the system that is optimal in terms of minimum.

Keywords: aviation combat complex, unmanned aerial vehicle, ground radio-emitting target, two-position passive radar location system, anti-radar missile, trajectory control algorithm.

Введение. Поражение наземных радиоизлучающих целей (РИЦ) является важнейшей задачей, возлагаемой на ударные авиационные боевые комплексы (АБК). При решении этой задачи могут применяться авиационные средства поражения (АСП) общего назначения и специализированные АСП. К последним относятся авиационные противорадиолокационные ракеты (ПРР), предназначенные для уничтожения радиолокационных станций (РЛС) зенитных ракетных комплексов (ЗРК) системы противовоздушной обороны (ПВО) противника [1]. Применение ПРР требует соответствующего информационного обеспечения, которое в режиме штатного применения осуществляется бортовой станцией радиотехнической разведки самолета-носителя ПРР (АБК) путем приема радиоизлучения наземной цели и измерения его параметров, а также определения относительных угловых координат и дальности до цели. Эта информация в качестве данных целеуказания поступает в ПРР, пассивная радиолокационная головка самонаведения (ПРГС) которой осуществляет захват и угловое сопровождение цели. После пуска ПРР ее взаимодействие с самолетом-носителем прекращается, и информационное обеспечение полета ПРР к цели осуществляется только с помощью ПРГС [1]. В условиях противодействия противника, которое состоит в применении специальных мер защиты радиоизлучающей цели от поражения, воздействующих на систему самонаведения ПРР [1, 2], использование информации только от ПРГС может оказаться недостаточным для уничтожения цели. В частности, применительно к РЛС наибольшей эффективностью отличаются следующие меры защиты от ПРР: формирование специальной диаграммы направленности антенны (ДНА) РЛС цели в режиме излучения с управляемыми «провалами» в направлении на атаковую ПРР; выключение излучения РЛС при подлете к ней ПРР (на конечном участке траектории полета ПРР); применение отвлекающих источников излучения [2].

Актуальность. Поиск эффективных способов применения ударных АБК с ПРР, обеспечивающих поражение РИЦ в условиях противодействия противника, является актуальной задачей, одно из возможных направлений решения которой связано с разработкой новых подходов к информационному обеспечению применения ПРР.

Для повышения эффективности ПРР в условиях противодействия противника в [3] предложено согласованное применение двух самолетов-носителей ПРР (АБК), совершающих полет в направлении на РИЦ (РЛС ЗРК) с определенным удалением друг от друга (базой). АБК формируют двухпозиционную пассивную радиолокационную систему с оптимальной «геометрией» (взаимным расположением двух АБК и РИЦ в горизонтальной плоскости), обеспечивающей максимальную точность определения относительного местоположения РИЦ в системе координат, связанной с АБК. Предложен алгоритм оптимального оценивания относительных координат РИЦ на основе линейного фильтра Калмана. Полученные оптимальные оценки координат поступают на борт ПРР в качестве данных целеуказания, по которым ПРГС ракеты захватывает РИЦ на сопровождение. По достижении заданной дальности осуществляется пуск ПРР. АБК продолжают полет с выдерживанием оптимальной «геометрии» и оценкой координат РИЦ, которые передаются по каналу радиосвязи на борт летящей ПРР, где используются совместно с данными от ПРГС для формирования команд самонаведения ПРР на РИЦ.

Недостаток предложенного способа информационного обеспечения применения ПРР состоит в том, что для обеспечения требуемой точности определения местоположения РЛС цели АБК вынуждены заходить в зону поражения ЗРК, а полет с нулевым курсовым параметром ставит их в ряд первоочередных для ЗРК воздушных целей. Кроме того, в работе [3] не были предложены алгоритмы траекторного управления двумя АБК (приемными позициями угломерной двухпозиционной системы), обеспечивающие формирование и выдерживание оптимальной «геометрии».



Повысить скрытность информационного обеспечения применения ПРР предложенным в [3] способом можно, если использовать в качестве носителей приемных позиций не АБК, а беспилотные летательные аппараты (БЛА). Невысокие скорости БЛА позволяют реализовать маловысотный полет, что в сочетании с небольшими размерами существенно затрудняет возможности их радиолокационного обнаружения и перехвата огневыми средствами системы ПВО.

Цель статьи – разработать алгоритмы траекторного управления двумя БЛА в составе пассивной радиолокационной системы определения местоположения радиоизлучающей цели в интересах информационного обеспечения АБК с ПРР, обеспечивающие формирование и выдерживание оптимальной в смысле минимума среднеквадратической погрешности «геометрии» системы.

Рассмотрим два БЛА, совершающих полет параллельными курсами. Бортовое оборудование каждого БЛА обеспечивает прием сигналов РИЦ и измерение ее пеленгов. Среднеквадратическая погрешность определения местоположения РИЦ при пеленгации из двух точек определяется выражением [4]:

$$\sigma_r = \frac{\sqrt{R_1^2 \sigma_{\alpha 1}^2 + R_2^2 \sigma_{\alpha 2}^2}}{\sin \gamma}, \quad (1)$$

где R_1, R_2 – расстояния между приемными позициями (БЛА 1 и БЛА 2) и РИЦ; $\sigma_{\alpha 1}, \sigma_{\alpha 2}$ – среднеквадратические погрешности измерения приемными позициями азимутальных углов РИЦ α_1, α_2 , отсчитываемых от линии базы; γ – угол между линиями пеленгов РИЦ от двух приемных позиций.

Для достижения минимума погрешности (1) приемные позиции и РИЦ должны находиться в вершинах равнобедренного треугольника, основанием которого служит база L , равная расстоянию между двумя БЛА. Боковыми сторонами треугольника являются расстояния между приемными позициями и РИЦ $R_1 = R_2 = R$, а угол между линиями пеленгов РИЦ равен $\gamma_{opt} = 70,5$ град [5]. В этом случае отношение дальности до РИЦ по линии траверза D к базе пеленгации L составляет 0,7 [5]. Такая оптимальная «геометрия» обеспечивает минимальное значение среднеквадратической погрешности определения местоположения РИЦ (1), которое с учетом допущения о равенстве погрешностей измерения углов α_1, α_2 определяется соотношением:

$$\sigma_{r, \min} = 1,83724 \sigma_{\alpha} D, \quad (2)$$

где $\sigma_{\alpha} = \sigma_{\alpha 1} = \sigma_{\alpha 2}$.

Дальнейшее повышение точности определения местоположения РИЦ можно обеспечить за счет статистической обработки последовательности оценок ее координат двухпозиционной пассивной радиолокационной системой, например, с использованием алгоритма фильтра Калмана [3]. При этом БЛА должны выполнять полет, сохраняя оптимальную «геометрию» системы в виде равнобедренного треугольника с оптимальным углом при вершине $\gamma_{opt} = 70,5$ град.

Можно выделить три этапа применения БЛА при определении местоположения РИЦ в интересах информационного обеспечения применения ПРР. Первый и второй этапы являются подготовительными и обеспечивают переход от произвольной начальной «геометрии» системы к ее оптимальной форме. Первый этап начинается с момента обнаружения РИЦ обоими БЛА, которые затем выполняют полет на РИЦ с нулевыми бортовыми пеленгами, причем БЛА, расположенный на большем удалении от нее, летит с большей скоростью. В результате формируется «геометрия» в виде равнобедренного треугольника, но с углом γ при вершине, который меньше оптимального значения $\gamma_{opt} = 70,5$ град.



В ходе второго этапа оба БЛА летят с одинаковыми скоростями, но с противоположными по знаку бортовыми пеленгами РИЦ, так, чтобы сохранялась «геометрия» в виде равнобедренного треугольника при одновременном увеличении базы и, соответственно, угла γ вплоть до достижения оптимального значения.

По завершении второго этапа наступает третий этап, который является основным и состоит в определении местоположения РИЦ при выдерживании оптимальной «геометрии» системы, для чего БЛА совершают полет на РИЦ с нулевыми бортовыми пеленгами и с одинаковыми скоростями. В ходе третьего этапа координаты РИЦ передаются от ведущего БЛА на борт АБК-носителя ПРР, а после пуска ПРР – непосредственно на ее борт.

Рассмотрим возможные алгоритмы траекторного управления обоими БЛА в ходе выполнения перечисленных этапов. В соответствии с [6] под алгоритмом траекторного управления будем понимать правило формирования управляющих сигналов, или параметров рассогласования, определяющих несоответствие между текущими реальными и требуемыми значениями переменных состояния (фазовых координат) объектов управления (БЛА).

Схема взаимного расположения в горизонтальной плоскости БЛА 1, БЛА 2 и РИЦ в ходе выполнения первого этапа приведена на рисунке 1, где точки $A_i, B_i, i=1,2$ обозначают положение БЛА 1 и БЛА 2 в начале и конце этапа соответственно, точка C – положение неподвижной РИЦ; $X_g O_g Z_g$ – прямоугольная неподвижная система координат, связанная с землей; $\alpha_{11}, \alpha_{21}, \alpha_{11K}, \alpha_{21K}, L_1, L_{1K}$ – текущие и конечные значения отсчитываемых от линии базы азимутальных углов РИЦ и размеров базы; γ_1 – начальное значение угла между линиями пеленгов РИЦ от двух приемных позиций (БЛА 1 и БЛА 2); R_{11}, R_{21} – расстояния до РИЦ от БЛА 1 и БЛА 2; $\vec{V}_{11}, \vec{V}_{21}$ – векторы скорости БЛА 1 и БЛА 2; $\varepsilon_{11}, \varepsilon_{21}$ – углы визирования РИЦ с БЛА 1 и БЛА 2 в системе координат $X_g O_g Z_g$; ψ_{11}, ψ_{21} – курсовые углы БЛА 1 и БЛА 2 в системе координат $X_g O_g Z_g$; $\varphi_{11}, \varphi_{21}$ – бортовые пеленги РИЦ с БЛА 1 и БЛА 2; φ_B – угол базы в системе координат $X_g O_g Z_g$.

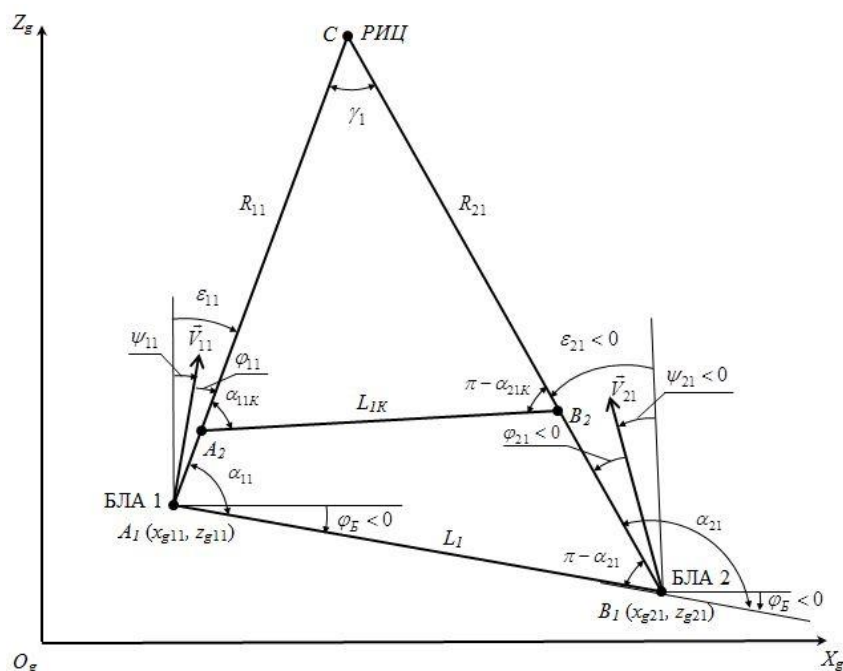


Рисунок 1 – Схема взаимного расположения в горизонтальной плоскости БЛА 1, БЛА 2 и РИЦ в ходе выполнения первого этапа применения двухпозиционной пассивной радиолокационной системы определения местоположения РИЦ



С учетом введенных обозначений процесс изменения «геометрии» двухпозиционной пассивной радиолокационной системы в составе двух БЛА в ходе выполнения первого этапа можно представить в виде схемы $\Delta A_1 B_1 C \Rightarrow \Delta A_2 B_2 C$. В начале этапа после обнаружения РИЦ обоими БЛА оцениваются расстояния R_{11}, R_{21} в соответствии с соотношениями [5]:

$$\hat{R}_{11} = \frac{\hat{L}_1 \sin \hat{\alpha}_{21}}{\sin(\hat{\alpha}_{21} - \hat{\alpha}_{11})}, \quad \hat{R}_{21} = \frac{\hat{L}_1 \sin \hat{\alpha}_{11}}{\sin(\hat{\alpha}_{21} - \hat{\alpha}_{11})}, \quad (3)$$

где знаком « $\hat{}$ » отмечены оценки соответствующих величин.

Из приведенной на рисунке 1 геометрии взаимного расположения БЛА и РИЦ следует, что входящие в (3) оценки азимутальных углов РИЦ и размеров базы определяются соотношениями:

$$\begin{aligned} \hat{L}_1 &= \sqrt{(\hat{x}_{g11} - \hat{x}_{g21})^2 + (\hat{z}_{g11} - \hat{z}_{g21})^2}, \\ \hat{\alpha}_{11} &= \frac{\pi}{2} - \hat{\psi}_{11} - \hat{\phi}_{11} - \hat{\phi}_B, \quad \hat{\alpha}_{21} = \frac{\pi}{2} - \hat{\psi}_{21} - \hat{\phi}_{21} - \hat{\phi}_B, \\ \hat{\phi}_B &= \arctg \frac{\hat{z}_{g11} - \hat{z}_{g21}}{\hat{x}_{g11} - \hat{x}_{g21}}, \end{aligned} \quad (4)$$

где $(x_{g11}, z_{g11}), (x_{g21}, z_{g21})$ – текущие координаты БЛА 1 и БЛА 2 в системе координат $X_g O_g Z_g$.

Предположим, что полученные оценки расстояний удовлетворяют соотношению $\hat{R}_{11} < \hat{R}_{21}$. Тогда, чтобы был осуществлен переход $\Delta A_1 B_1 C \Rightarrow \Delta A_2 B_2 C$, скорости полета БЛА 1 и БЛА 2 на первом этапе должны удовлетворять соотношению

$$V_{11} < V_{21},$$

где $V_{11} = |\vec{V}_{11}|, V_{21} = |\vec{V}_{21}|$.

Для сокращения продолжительности этапа разность скоростей полета БЛА 1 и БЛА 2 следует выбирать максимально возможной.

В ходе первого этапа БЛА 1 и БЛА 2 должны выполнять полет с нулевыми пеленгами РИЦ, т.е. вдоль сторон $A_1 C$ и $B_1 C$ треугольника $A_1 B_1 C$ соответственно. Для реализации такой прямолинейной траектории каждым БЛА целесообразно использовать метод пропорциональной навигации [7]. Алгоритмы траекторного управления полетом БЛА 1 и БЛА 2 при этом можно представить следующими соотношениями:

$$\begin{aligned} \Delta_{11} &= j_{T11} - \hat{j}_{11} = N_0 \hat{R}_{11} \hat{\omega}_{11} - \hat{j}_{11}, \\ \Delta_{21} &= j_{T21} - \hat{j}_{21} = N_0 \hat{R}_{21} \hat{\omega}_{21} - \hat{j}_{21}, \end{aligned} \quad (5)$$

где Δ_{11}, Δ_{21} – параметры рассогласования, равные разности требуемых j_{T11}, j_{T21} и оценок фактических $\hat{j}_{11}, \hat{j}_{21}$ поперечных ускорений БЛА 1 и БЛА 2 в горизонтальной плоскости; N_0 – навигационная постоянная, $N_0 = 3 \dots 5$ [7]; $\hat{R}_{11}, \hat{R}_{21}$ – оценки скоростей изменения дальностей R_{11}, R_{21} ; $\hat{\omega}_{11}, \hat{\omega}_{21}$ – оценки угловых скоростей линий визирования $A_1 C$ и $B_1 C$.



Для реализации управления (5) на борту БЛА 1 и БЛА 2 необходимо формировать оценки текущих поперечных ускорений $\hat{j}_{11}, \hat{j}_{21}$, дальностей $\hat{R}_{11}, \hat{R}_{21}$, скоростей их изменения $\hat{R}_{11}, \hat{R}_{21}$, которые в данном случае можно считать равными скоростям полета БЛА $\hat{V}_{11}, \hat{V}_{21}$ соответственно. Необходимы также оценки угловых скоростей линий визирования $\hat{\omega}_{11}, \hat{\omega}_{21}$, азимутальных углов РИЦ $\hat{\alpha}_{11}, \hat{\alpha}_{21}$, базы \hat{L}_1 . Кроме того, должен быть обеспечен обмен этой информацией между БЛА 1 и БЛА 2.

Признаками окончания первого этапа (достижения БЛА 1 точки A_2 и БЛА 2 точки B_2) могут служить:

его ожидаемая продолжительность:

$$\hat{T}_1 = \frac{\hat{R}_{21H} - \hat{R}_{11H}}{\hat{V}_{21} - \hat{V}_{11}}, \quad (6)$$

где $R_{11H} = A_1C$, $R_{21H} = B_1C$;

равенство конечных дальностей $R_{11K} = A_2C$, $R_{21K} = B_2C$:

$$\hat{R}_{11K} = \hat{R}_{21K} = \frac{\hat{R}_{11}\hat{V}_{21} - \hat{R}_{21}\hat{V}_{11}}{\hat{V}_{21} - \hat{V}_{11}}, \quad (7)$$

равенство конечных значений углов α_{11K} и $\pi - \alpha_{21K}$:

$$\hat{\alpha}_{11K} = \pi - \hat{\alpha}_{21K} = \frac{\pi - \hat{\gamma}_1}{2}; \quad \hat{\alpha}_{21K} = \pi - \hat{\alpha}_{11K} = \frac{\pi + \hat{\gamma}_1}{2}. \quad (8)$$

Схема взаимного расположения в горизонтальной плоскости БЛА 1, БЛА 2 и РИЦ в ходе выполнения второго этапа приведена на рисунке 2.

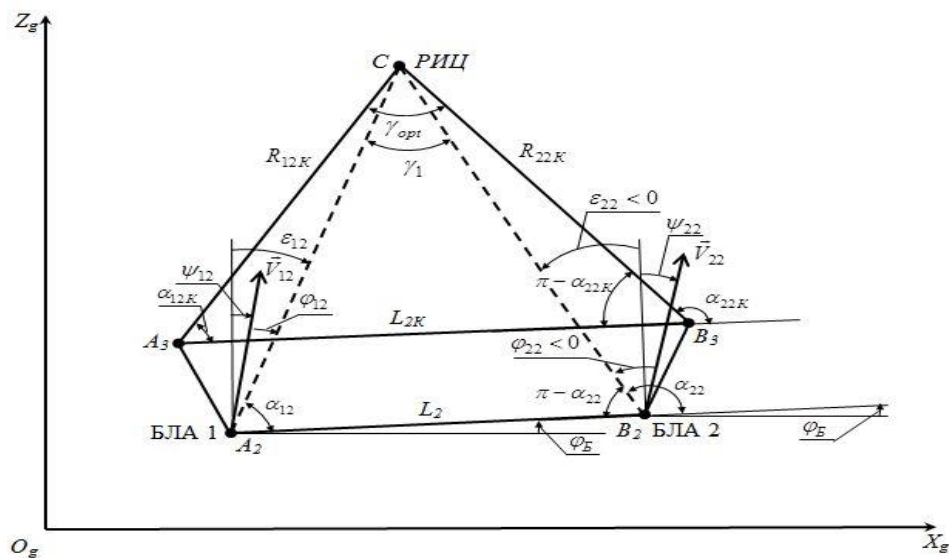


Рисунок 2 – Схема взаимного расположения в горизонтальной плоскости БЛА 1, БЛА 2 и РИЦ в ходе выполнения второго этапа применения двухпозиционной пассивной радиолокационной системы определения местоположения РИЦ



На данном рисунке точки $A_i, B_i, i=2,3$ обозначают положение БЛА 1 и БЛА 2 в начале и конце этапа соответственно; $\alpha_{12}, \alpha_{22}, \alpha_{12K}, \alpha_{22K}, L_2, L_{2K}$ – текущие и конечные значения отсчитываемых от линии базы азимутальных углов РИЦ и размеров базы; R_{12K}, R_{22K} – расстояния до РИЦ от БЛА 1 и БЛА 2 по окончании этапа; $\vec{V}_{12}, \vec{V}_{22}$ – векторы скорости БЛА 1 и БЛА 2; $\varepsilon_{12}, \varepsilon_{22}$ – углы визирования РИЦ с БЛА 1 и БЛА 2 в системе координат $X_g O_g Z_g$; ψ_{12}, ψ_{22} – курсовые углы БЛА 1 и БЛА 2 в системе координат $X_g O_g Z_g$; $\varphi_{12}, \varphi_{22}$ – бортовые пеленги РИЦ с БЛА 1 и БЛА 2.

В ходе второго этапа БЛА 1 и БЛА 2 должны завершить формирование оптимальной «геометрии» системы в соответствии со схемой $\Delta A_2 B_2 C \Rightarrow \Delta A_3 B_3 C$, т.е. сохранить равнобедренность треугольника и увеличить его угол γ_1 до оптимального $\gamma_{opt} = 70,5$ град. При этом углы при основании треугольника составят $\alpha_{12K} = 180 - \alpha_{22K} = 0,5(180 - \gamma_{opt}) = 54,75$ град. Для одновременного траекторного управления полетом БЛА 1 и БЛА 2, которое обеспечит переход $\Delta A_2 B_2 C \Rightarrow \Delta A_3 B_3 C$, можно применить приведенные в [8] алгоритмы, оптимальные по критерию минимума локального функционала качества. С точностью до введенных обозначений, а также с учетом целей управления, состоящих в нашем случае в обеспечении требуемых значений азимутальных углов $\alpha_{T12} = 54,75$ град, $\alpha_{T22} = 180 - \alpha_{12} = 125,25$ град, алгоритмы траекторного управления полетом БЛА 1 и БЛА 2 на втором этапе имеют вид:

$$\begin{aligned} \Delta_{12} &= j_{T12} - \hat{j}_{12}, \\ j_{T12} &= q_{\varphi 1} \frac{k_{22}}{\hat{R}_{12} \det \mathbf{K}} \Delta \hat{\varphi}_{12} - q_{\omega 1} \frac{k_{22}}{\hat{R}_{12} \det \mathbf{K}} \Delta \hat{\omega}_{12} - q_{\varphi 2} \frac{k_{12}}{\hat{R}_{22} \det \mathbf{K}} \Delta \hat{\varphi}_{22} + q_{\omega 2} \frac{k_{12}}{\hat{R}_{22} \det \mathbf{K}} \Delta \hat{\omega}_{22}, \\ \Delta_{22} &= j_{T22} - \hat{j}_{22}, \\ j_{T22} &= q_{\varphi 2} \frac{k_{11}}{\hat{R}_{22} \det \mathbf{K}} \Delta \hat{\varphi}_{22} - q_{\omega 2} \frac{k_{11}}{\hat{R}_{22} \det \mathbf{K}} \Delta \hat{\omega}_{22} - q_{\varphi 1} \frac{k_{21}}{\hat{R}_{12} \det \mathbf{K}} \Delta \hat{\varphi}_{12} + q_{\omega 1} \frac{k_{21}}{\hat{R}_{12} \det \mathbf{K}} \Delta \hat{\omega}_{12}, \end{aligned} \quad (9)$$

где Δ_{12}, Δ_{22} – параметры рассогласования, равные разности требуемых j_{T12}, j_{T22} и оценок фактических $\hat{j}_{12}, \hat{j}_{22}$ поперечных ускорений БЛА 1 и БЛА 2 в горизонтальной плоскости; $q_{\varphi 1}, q_{\omega 1}, q_{\varphi 2}, q_{\omega 2}$ – коэффициенты штрафов за ошибки управления по бортовому пеленгу φ_{12} и угловой скорости $\omega_{12} = \dot{\varepsilon}_{12}$, линии визирования РИЦ с борта БЛА 1, по бортовому пеленгу φ_{22} и угловой скорости $\omega_{22} = \dot{\varepsilon}_{22}$ линии визирования РИЦ с борта БЛА 2; $k_{11}, k_{12}, k_{21}, k_{22}$ – элементы матрицы штрафов \mathbf{K} за величину сигналов управления j_{12}, j_{22} ; $\Delta \hat{\varphi}_{12} = \hat{\varphi}_{T12} - \hat{\varphi}_{12}$, $\Delta \hat{\varphi}_{22} = \hat{\varphi}_{T22} - \hat{\varphi}_{22}$, $\hat{\varphi}_{T12}, \hat{\varphi}_{T22}$ – оценки требуемых значений бортовых пеленгов РИЦ; $\hat{\varphi}_{12}, \hat{\varphi}_{22}$ – оценки текущих значений бортовых пеленгов РИЦ; $\Delta \hat{\omega}_{12} = \hat{\omega}_{T12} - \hat{\omega}_{12}$, $\Delta \hat{\omega}_{22} = \hat{\omega}_{T22} - \hat{\omega}_{22}$, $\hat{\omega}_{T12}, \hat{\omega}_{T22}$ – оценки требуемых значений угловых скоростей линий визирования РИЦ с борта БЛА 1 и БЛА 2; $\hat{\omega}_{12}, \hat{\omega}_{22}$ – оценки текущих значений угловых скоростей линий визирования РИЦ с борта БЛА 1 и БЛА 2; $\hat{R}_{12}, \hat{R}_{22}, \hat{R}_{12}, \hat{R}_{22}$ – оценки текущих дальностей от БЛА 1 и БЛА 2 до РИЦ и скоростей их изменения.

С учетом приведенной на рисунке 2 геометрии взаимного расположения БЛА 1, БЛА 2 и РИЦ оценки требуемых значений бортовых пеленгов РИЦ определяются соотношениями:



$$\begin{aligned}\hat{\varphi}_{T12} &= \frac{\pi}{2} - \hat{\psi}_{12} - \hat{\varphi}_B - \alpha_{T12}, \\ \hat{\varphi}_{T22} &= \frac{\pi}{2} - \hat{\psi}_{22} - \hat{\varphi}_B - \alpha_{T22}.\end{aligned}\quad (10)$$

Оценки требуемых значений угловых скоростей линий визирования РИЦ с борта БЛА 1 и БЛА 2 определяются соотношениями:

$$\begin{aligned}\hat{\omega}_{T12} &= \hat{\varepsilon}_{T12} = \hat{\varphi}_{T12} + \hat{\psi}_{12}, \\ \hat{\omega}_{T22} &= \hat{\varepsilon}_{T22} = \hat{\varphi}_{T22} + \hat{\psi}_{22}.\end{aligned}\quad (11)$$

Для реализации управления (9)-(11) на борту БЛА 1 и БЛА 2 необходимо формировать оценки текущих поперечных ускорений $\hat{j}_{12}, \hat{j}_{22}$, дальностей $\hat{R}_{12}, \hat{R}_{22}$, скоростей их изменения $\hat{\dot{R}}_{12}, \hat{\dot{R}}_{22}$, угловых скоростей линий визирования $\hat{\omega}_{12}, \hat{\omega}_{22}$, бортовых пеленгов РИЦ $\hat{\varphi}_{12}, \hat{\varphi}_{22}$, курсовых углов БЛА 1 и БЛА 2 $\hat{\psi}_{12}, \hat{\psi}_{22}$ и скоростей их изменения $\hat{\dot{\psi}}_{12}, \hat{\dot{\psi}}_{22}$, угла базы $\hat{\varphi}_B$. Должен быть обеспечен обмен этой информацией между БЛА 1 и БЛА 2.

Признаком окончания второго этапа (достижения БЛА 1 точки A_3 и БЛА 2 точки B_3) является равенство азимутальных углов РИЦ $\hat{\alpha}_{12K}, \hat{\alpha}_{22K}$ требуемым значениям:

$$\begin{aligned}\hat{\alpha}_{12K} &= \alpha_{T12} = 54,75^\circ = 0,304\pi \text{ рад}, \\ \hat{\alpha}_{22K} &= \alpha_{T22} = 180^\circ - \alpha_{12} = 125,25^\circ = 0,696\pi.\end{aligned}\quad (12)$$

Схема взаимного расположения в горизонтальной плоскости БЛА 1, БЛА 2 и РИЦ в ходе выполнения третьего этапа приведена на рисунке 3, где точки A_3, B_3 обозначают положение БЛА 1 и БЛА 2 в начале этапа; $\alpha_{13}, \alpha_{23}, L_3$ – текущие значения отсчитываемых от линии базы азимутальных углов РИЦ и размеров базы; $X_{BA_3Z_B}$ – подвижная горизонтальная система координат, связанная с двухпозиционной пассивной радиолокационной системой, в которой определяются текущие координаты РИЦ; R_{13}, R_{23} – текущие расстояния до РИЦ от БЛА 1 и БЛА 2; $\vec{V}_{13}, \vec{V}_{23}$ – векторы скорости БЛА 1 и БЛА 2; $\varepsilon_{13}, \varepsilon_{23}$ – углы визирования РИЦ с БЛА 1 и БЛА 2 в системе координат $X_g O_g Z_g$; ψ_{13}, ψ_{23} – курсовые углы БЛА 1 и БЛА 2 в системе координат $X_g O_g Z_g$; ε_B – угол визирования РИЦ в системе координат $X_{BA_3Z_B}$; $\varphi_{13}, \varphi_{23}$ – бортовые пеленги РИЦ с БЛА 1 и БЛА 2.

В ходе третьего этапа БЛА 1 и БЛА 2 должны определять текущие координаты РИЦ в подвижной системе координат $X_{BA_3Z_B}$, сохраняя при этом сформированную оптимальную «геометрию» системы, состоящую в равнобедренности треугольника $A_3 B_3 C$ и оптимальном значении угла $\gamma_{opt} = 70,5$ град. Для этого БЛА 1 и БЛА 2 должны выполнять полет вдоль сторон $A_3 C$ и $B_3 C$ треугольника $A_3 B_3 C$, двигаясь в направлении РИЦ с одинаковыми скоростями. Схематично это можно представить в виде следующей временной последовательности сменяющих друг друга подобных равнобедренных треугольников:

$$\Delta A_3 B_3 C \Rightarrow \Delta A_4 B_4 C \Rightarrow \dots \Rightarrow \Delta A_k B_k C \Rightarrow \dots \Rightarrow \Delta A_K B_K C, \quad (13)$$

где индекс $k=3,4,\dots,K$ характеризует последовательность положений БЛА 1 и БЛА 2 на сторонах $A_3 C$ и $B_3 C$ в процессе выполнения полета.



Для реализации полета БЛА 1 и БЛА 2 с нулевыми пеленгами РИЦ вдоль сторон A_3C и B_3C можно использовать метод пропорциональной навигации [7], как и при выполнении первого этапа. Алгоритмы траекторного управления полетом БЛА 1 и БЛА 2 при этом с точностью до обозначений аналогичны соотношениям (5):

$$\begin{aligned} \Delta_{13} &= j_{T13} - \hat{j}_{13} = N_0 \hat{R}_{13} \hat{\omega}_{13} - \hat{j}_{13}, \\ \Delta_{23} &= j_{T23} - \hat{j}_{23} = N_0 \hat{R}_{23} \hat{\omega}_{23} - \hat{j}_{23}, \end{aligned} \quad (14)$$

где Δ_{13}, Δ_{23} – параметры рассогласования, равные разности требуемых j_{T13}, j_{T23} и оценок фактических $\hat{j}_{13}, \hat{j}_{23}$ поперечных ускорений БЛА 1 и БЛА 2 в горизонтальной плоскости; $\hat{R}_{13}, \hat{R}_{23}$ – оценки скоростей изменения дальностей R_{13}, R_{23} ; $\hat{\omega}_{13}, \hat{\omega}_{23}$ – оценки угловых скоростей линий визирования A_3C и B_3C .

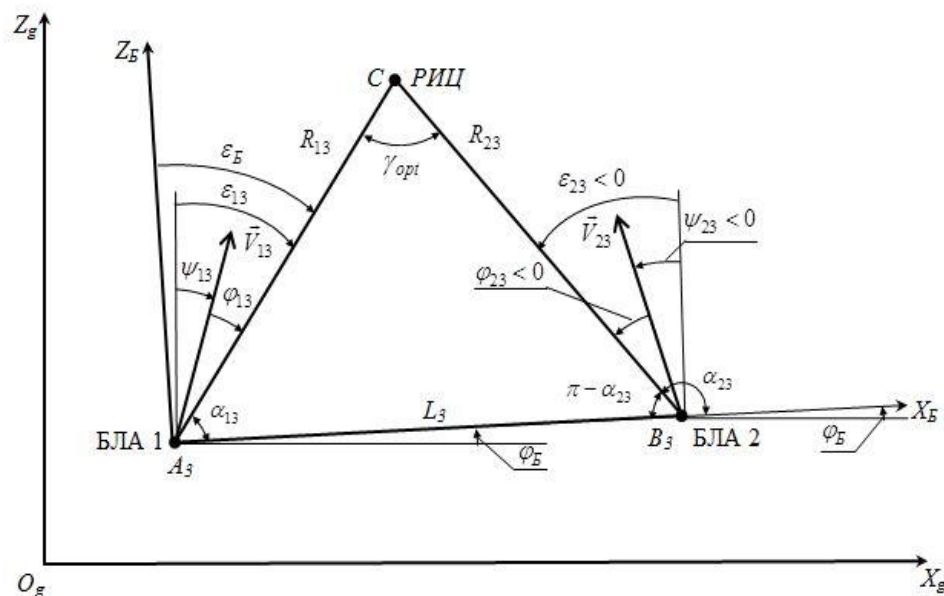


Рисунок 3 – Схема взаимного расположения в горизонтальной плоскости БЛА 1, БЛА 2 и РИЦ в ходе выполнения третьего этапа применения двухпозиционной пассивной радиолокационной системы определения местоположения РИЦ

Для реализации управления (14) на борту БЛА 1 и БЛА 2 необходимо формировать оценки текущих поперечных ускорений $\hat{j}_{13}, \hat{j}_{23}$, дальностей $\hat{R}_{13}, \hat{R}_{23}$, скоростей их изменения $\hat{R}_{13}, \hat{R}_{23}$, которые в данном случае можно считать равными скоростям полета БЛА, причем должно выполняться условие $|\vec{V}_{13}| = |\vec{V}_{23}|$. Необходимы также оценки угловых скоростей линий визирования $\hat{\omega}_{13}, \hat{\omega}_{23}$. Должен быть обеспечен обмен этой информацией между БЛА 1 и БЛА 2.

Момент завершения третьего этапа может определяться моментом уничтожения РИЦ, по которой в соответствии с данными целеуказания от двухпозиционной пассивной радиолокационной системы была применена ПРР. Признаком окончания третьего этапа может также служить достижение БЛА 1 точки A_K и БЛА 2 точки B_K , расстояния от которых до РИЦ могут выбираться из тактических соображений.

В ходе выполнения третьего этапа определяется местоположение РИЦ в системе координат $X_B A_3 Z_B$ в соответствии с выражениями [9]:



$$x_B^* = 0,5\hat{L}_3 - \frac{0,5\hat{L}_3 \sin(\hat{\alpha}_{13} + \hat{\alpha}_{23})}{\sin(\hat{\alpha}_{23} - \hat{\alpha}_{13})}, \quad z_B^* = \frac{\hat{L}_3 \sin \hat{\alpha}_{13} \sin \hat{\alpha}_{23}}{\sin(\hat{\alpha}_{23} - \hat{\alpha}_{13})}. \quad (15)$$

Для определения координат РИЦ в соответствии с (15) требуются оценки азимутальных углов РИЦ $\hat{\alpha}_{13}, \hat{\alpha}_{23}$ и базы \hat{L}_3 .

При выдерживании оптимальной «геометрии» системы выражения (15) упрощаются:

$$x_B^* = 0,5\hat{L}_3, \quad z_B^* = \frac{0,5\hat{L}_3}{\operatorname{tg} 0,5\gamma_{opt}}. \quad (16)$$

Результаты расчетов по формулам (15) или (16) являются косвенными измерениями координат РИЦ и могут быть представлены в виде вектора измерения $Z^*(i) = (x_B^*(i), z_B^*(i))^T$, где $i = \overline{1, I}$ – дискретное время.

При движении БЛА 1 и БЛА 2 вдоль сторон A_3C и B_3C треугольника A_3B_3C с одинаковыми постоянными скоростями текущие координаты РИЦ равны:

$$\begin{aligned} x_B(i) &= x_B(i-1) - V_3 T \sin \varepsilon_B \\ z_B(i) &= z_B(i-1) - V_3 T \cos \varepsilon_B \end{aligned} \quad (17)$$

где $V_3 = |\vec{V}_{13}|$; T – временной шаг; ε_B – угол визирования РИЦ в системе координат $X_B A_3 Z_B$, он же курсовой угол полета БЛА 1.

Выражения (17) описывают эволюцию системы, переменными состояния которой являются текущие координаты РИЦ. Переходя к векторно-матричной форме записи, получим уравнение состояния этой системы:

$$\begin{aligned} X(i) &= \Phi X(i-1) + \Gamma U, \\ \Phi &= \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix}, \Gamma = \begin{pmatrix} -T & 0 \\ 0 & -T \end{pmatrix}, \end{aligned} \quad (18)$$

где $X(i) = (x_B(i), z_B(i))^T$ – вектор состояния; $U = (V_3 \sin \varepsilon_B, V_3 \cos \varepsilon_B)^T$ – вектор управления, компонентами которого являются составляющие скорости полета БЛА 1 по осям $A_3 X_B$ и $A_3 Z_B$.

С учетом приведенного представления векторов измерения и состояния, запишем уравнение наблюдения:

$$\begin{aligned} Z(i) &= HX(i) + \xi(i), \\ H &= \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix}, E[\xi(i)\xi(j)^T] = R(i)\delta_{ij}, R(i) = \begin{pmatrix} \sigma_x^2(i) & 0 \\ 0 & \sigma_z^2(i) \end{pmatrix}, \delta_{ij} = \begin{cases} 1, & i = j \\ 0, & i \neq j \end{cases} \end{aligned} \quad (19)$$

где $Z(i) = (x_{BI}(i), z_{BI}(i))^T$ – вектор наблюдения (измерения); $\xi(i)$ – белый гауссов шум измерений с нулевым математическим ожиданием и ковариационной матрицей $E[\xi(i)\xi(j)^T] = R(i)\delta_{ij}$, $\sigma_x^2(i), \sigma_z^2(i)$ – дисперсии ошибок измерения координат РИЦ.

Если для определения координат РИЦ использовать (15), то на основании этих выражений получим формулы для дисперсий ошибок $\sigma_x^2(i), \sigma_z^2(i)$:



$$\begin{aligned}\sigma_x^2(i) &= \left(\frac{x_B^*(i)}{\hat{L}_3(i)} \right)^2 \sigma_L^2 + \frac{\hat{L}_3^2(i) (\sin^2 2\hat{\alpha}_{13}(i) + \sin^2 2\hat{\alpha}_{23}(i))}{4 \sin^4 (\hat{\alpha}_{23}(i) - \hat{\alpha}_{13}(i))} \sigma_\alpha^2, \\ \sigma_z^2(i) &= \left(\frac{z_B^*(i)}{\hat{L}_3(i)} \right)^2 \sigma_L^2 + \frac{\hat{L}_3^2(i) (\sin^4 \hat{\alpha}_{13}(i) + \sin^4 \hat{\alpha}_{23}(i))}{\sin^4 (\hat{\alpha}_{23}(i) - \hat{\alpha}_{13}(i))} \sigma_\alpha^2,\end{aligned}\quad (20)$$

где σ_L^2 – дисперсия оценки базы \hat{L}_3 .

При использовании формул (16) дисперсии ошибок измерения координат РИЦ $\sigma_x^2(i), \sigma_z^2(i)$ в соответствии с [5] будут равны:

$$\begin{aligned}\sigma_x^2(i) &= \sigma_{r\min}^2(i) \sin^2 0,5\gamma_{opt}, \\ \sigma_z^2(i) &= \sigma_{r\min}^2(i) \cos^2 0,5\gamma_{opt},\end{aligned}\quad (21)$$

где $\sigma_{r\min}(i)$ определяется выражением (2).

Представление процесса определения местоположения РИЦ двухпозиционной пассивной радиолокационной системой в виде уравнений состояния (18) и наблюдения (19) позволяет для повышения точности оценивания координат РИЦ использовать статистическую обработку результатов наблюдений, например, с использованием методов динамической фильтрации [10]. Для получения оптимальной оценки вектора состояния $X(i)$, компонентами которого являются координаты РИЦ, воспользуемся алгоритмом линейного фильтра Калмана [10], уравнения которого применительно к рассматриваемой задаче имеют вид:

$$\begin{aligned}\bar{X}(i) &= \Phi \hat{X}(i-1) + \Gamma U, \\ M(i) &= \Phi P(i-1) \Phi^T, \\ P(i) &= M(i) - M(i) H^T (H M(i) H^T + R(i))^{-1} H M(i), \\ K(i) &= P(i) H^T R(i)^{-1}, \\ \hat{X}(i) &= \bar{X}(i) + K(i) (Z^*(i) - H \bar{X}(i)), \quad i = \overline{1, I},\end{aligned}\quad (22)$$

где $\bar{X}(i)$ – прогноз на шаг фильтрации T вектора состояния $X(i)$; $\hat{X}(i)$ – оптимальная оценка вектора состояния $X(i)$; $M(i)$ – ковариационная матрица ошибок прогнозирования на шаг T ; $P(i)$ – ковариационная матрица ошибок оптимальной фильтрации; $K(i)$ – коэффициент передачи фильтра Калмана.

Результаты математического моделирования предложенного способа группового применения БЛА в составе двухпозиционной пассивной радиолокационной системы определения координат РИЦ приведены в таблицах 1–3.

Точностные характеристики оптимального оценивания координат РИЦ в виде зависимостей математических ожиданий $m_{\hat{x}_B}, m_{\hat{z}_B}$ и среднеквадратических отклонений $\sigma_{\hat{x}_B}, \sigma_{\hat{z}_B}$ ошибок от дальности до РИЦ по нормали к базе приведены в таблице 1. Расчеты проводились при удалении РИЦ от базы пеленгации в начале третьего этапа применения многопозиционной системы, равном 50 км, скорости полета БЛА 50 м/с, среднеквадратических ошибках пеленгации РИЦ бортовой аппаратурой БЛА, равных 0,5 град, шаге фильтрации 0,5 с. Из анализа приведенных в таблице 1 результатов следует, что разработанный алгоритм обеспечивает получение практически несмещенных оценок координат, среднеквадратические отклонения ошибок оценивания экспоненциально уменьшаются, достигая значений 10...12 м при дальности до РИЦ порядка 15...20 км.



Таблица 1 – Точностные характеристики оптимального оценивания координат РИЦ

Наименование характеристики	Дальность до РИЦ по нормали к базе, км									
	50	45	40	35	30	25	20	15	10	5
$m_{\hat{x}_B}$, м	-52,5	4,5	3,0	7,8	9,2	6,8	4,4	3,8	2,6	1,3
$\sigma_{\hat{x}_B}$, м	489,0	49,7	31,9	25,7	20,5	15,8	11,6	9,7	6,7	4,8
$m_{\hat{z}_B}$, м	-74,0	5,2	0,65	3,1	0,79	-2,1	-2,5	0,12	0,10	-0,13
$\sigma_{\hat{z}_B}$, м	584,0	41,3	29,3	21,2	18,4	14,2	11,9	10,7	8,8	6,3

В таблице 2 приведены результаты оценки вероятности поражения РИЦ одной ПРР при ее защите путем формирования специальной ДНА в режиме излучения с управляемым «провалом» в направлении на атаковую ПРР в зависимости от дальности возобновления приема излучения РИЦ пассивной радиолокационной головкой самонаведения ПРР в зоне «провала». Результаты приведены для случая информационного обеспечения применения ПРР с помощью БЛА при различных значениях среднеквадратической ошибки определения местоположения РИЦ σ_r и для случая штатного применения ПРР.

Таблица 2 – Зависимости вероятности поражения РИЦ одной ПРР при ее защите путем формирования специальной ДНА в режиме излучения с управляемыми «провалами» в направлении на атаковую ПРР

Способ информационного обеспечения применения ПРР		Дальность возобновления приема излучения РИЦ пассивной радиолокационной головкой самонаведения ПРР в зоне «провала», км			
		0	2	4	6
С помощью БЛА, формирующих двухпозиционную пассивную радиолокационную систему определения координат РИЦ с ошибкой σ_r	$\sigma_r = 10$ м	0,2	0,27	0,7	0,95
	$\sigma_r = 20$ м	0,15	0,22	0,67	0,95
	$\sigma_r = 40$ м	0,1	0,17	0,65	0,95
	$\sigma_r = 100$ м	0,04	0,1	0,62	0,95
Штатное применение ПРР		0	0	0	0,2

Из анализа приведенных в таблице 2 результатов следует, что при поступлении данных о координатах РИЦ на борт атаковой ПРР от двухпозиционной пассивной радиолокационной системы на базе БЛА обеспечивается уверенное поражение РИЦ с вероятностью не менее 0,6...0,7 при дальности возобновления приема излучения РИЦ в зоне «провала» не менее 4 км. Штатное применение ПРР при этих же условиях неэффективно.

В таблице 3 приведены результаты оценки вероятности поражения РИЦ одной ПРР при ее защите путем выключения излучения РИЦ при подлете к ней ПРР в зависимости от продолжительности конечного участка траектории полета ПРР после выключения излучения РИЦ. Результаты приведены для случая информационного обеспечения применения ПРР с помощью БЛА при различных значениях среднеквадратической ошибки определения местоположения РИЦ σ_r и для случая штатного применения ПРР.

Из анализа приведенных в таблице 3 результатов следует, что при поступлении данных о координатах РИЦ на борт атаковой ПРР от двухпозиционной пассивной радиолокационной системы на базе БЛА обеспечивается поражение РИЦ с вероятностью не менее 0,5...0,8 при выключении ее излучения не более, чем за 15 с до окончания полета ПРР и при среднеквадратической ошибке определения местоположения РИЦ порядка 10...30 м. Штатное применение ПРР при этих же условиях неэффективно.



Таблица 3 – Зависимости вероятности поражения РИЦ одной ПРР при ее защите путем выключения излучения РИЦ при подлете к ней ПРР

Способ информационного обеспечения применения ПРР		Продолжительность конечного участка траектории полета ПРР после выключения излучения РИЦ, с				
		0	5	10	15	20
С помощью БЛА, формирующих двухпозиционную пассивную радиолокационную систему определения координат РИЦ с ошибкой σ_r	$\sigma_r = 10$ м	0,97	0,95	0,9	0,8	0,66
	$\sigma_r = 20$ м	0,97	0,9	0,8	0,68	0,47
	$\sigma_r = 30$ м	0,97	0,86	0,7	0,5	0,28
Штатное применение ПРР		0,97	0,76	0,2	0,02	0

Выводы. Таким образом, предложенный способ применения авиационных боевых комплексов, информационное обеспечение которых осуществляется путем группового применения БЛА в составе двухпозиционной пассивной радиолокационной системы определения местоположения радиоизлучающих объектов, повышает эффективность поражения радиоизлучающих целей противорадиолокационными ракетами в условиях противодействия противника.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Добыкин В.Д., Куприянов А.И., Пономарев В.Г., Шустов Л.Н. Радиоэлектронная борьба. Силовое поражение радиоэлектронных систем / Под ред. А.И. Куприянова. М.: Вузовская книга, 2007. 468 с.
2. Волжин А.Н., Сизов Ю.Г. Борьба с самонаводящимися ракетами. М.: Воениздат, 1983. 144 с.
3. Михайленко С.Б., Замыслов М.А., Штанькова Н.В. и др. Бортовая информационно-управляющая система авиационного боевого комплекса группового применения противорадиолокационных ракет по радиоизлучающим целям // Актуальные вопросы состояния, эксплуатации и развития комплексов бортового РЭО воздушных судов, проблемы подготовки специалистов: сб. науч. ст. по материалам III Всероссийской НПК «АВИОНИКА» (15–16 марта 2018 г.) / ВУНЦ ВВС «ВВА». Воронеж, 2018. 364 с.
4. Сайбель А.Б. Основы теории точности радиотехнических методов местоопределения. М.: Оборонгиз, 1958.
5. Мельников Ю.П. Воздушная радиотехническая разведка (методы оценки эффективности). М.: Радиотехника, 2005. 304 с.
6. Меркулов В.И., Дрогалин В.В., Канащенков А.И. и др. Авиационные системы радиоуправления. Т.1. Принципы построения систем радиоуправления. Основы синтеза и анализа / Под ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. М.: Радиотехника, 2003. 192 с.
7. Максимов М.В., Горгонов Г.И. Радиоэлектронные системы самонаведения. М.: Радио и связь, 1982. 304 с.
8. Меркулов В.И., Чернов В.С. Анализ методов наведения двухпозиционных пассивных систем воздушного базирования на источники радиоизлучения // Успехи современной радиотехники. 2013. № 7. С. 26–40.
9. Дрогалин В.В., Ефимов В.А., Канащенков А.И. и др. Способы оценивания точности определения местоположения источников радиоизлучения пассивной угломерной двухпозиционной бортовой радиолокационной системой // Успехи современной радиотехники. 2003. № 5. С. 22–39.
10. Брайсон А., Хо Ю-Ши. Прикладная теория оптимального управления. М.: Мир, 1972. 544 с.



REFERENCES

1. Dobykin V.D., Kupriyanov A.I., Ponomarev V.G., Shustov L.N. Radio`elektronnaya bor'ba. Silovoe porazhenie radio`elektronnyh sistem / Pod red. A.I. Kupriyanova. M.: Vuzovskaya kniga, 2007. 468 p.
2. Volzhin A.N., Sizov Yu.G. Bor'ba s samonavodyaschimisy raketami. M.: Voenizdat, 1983. 144 p.
3. Mihajlenko S.B., Zamyslov M.A., Shtan'kova N.V. i dr. Bortovaya informacionno-upravlyayuschaya sistema aviacionnogo boevogo kompleksa gruppovogo primeneniya protivoradiolokacionnyh raket po radioizluchayuschim celyam // Aktual'nye voprosy sostoyaniya, `ekspluatacii i razvitiya kompleksov bortovogo R`EO vozдушnyh sudov, problemy podgotovki specialistov: sb. nauch. st. po materialam III Vserossijskoj NPK «AVIONIKA» (15–16 marta 2018 g.) / VUNC VVS «VVA». Voronezh, 2018. 364 p.
4. Sajbel' A.B. Osnovy teorii tochnosti radiotekhnicheskikh metodov mestoopredeleniya. M.: Oborongiz, 1958.
5. Mel'nikov Yu.P. Vozдушnaya radiotekhnicheskaya razvedka (metody ocenki `effektivnosti). M.: Radiotekhnika, 2005. 304 p.
6. Merkulov V.I., Drogalin V.V., Kanaschenkov A.I. i dr. Aviacionnye sistemy radioupravleniya. T.1. Principy postroeniya sistem radioupravleniya. Osnovy sinteza i analiza / Pod red. A.I. Kanaschenkova i V.I. Merkulova. M.: Radiotekhnika, 2003. 192 p.
7. Maksimov M.V., Gorgonov G.I. Radio`elektronnnye sistemy samonavedeniya. M.: Radio i svyaz', 1982. 304 p.
8. Merkulov V.I., Chernov V.S. Analiz metodov navedeniya dvuhpozicionnyh passivnyh sistem vozдушnogo bazirovaniya na istochniki radioizlucheniya // Uspehi sovremennoj radio`elektroniki. 2013. № 7. pp. 26–40.
9. Drogalin V.V., Efimov V.A., Kanaschenkov A.I. i dr. Sposoby ocenivaniya tochnosti opredeleniya mestopolozheniya istochnikov radioizlucheniya passivnoj uglomernoj dvuhpozicionnoj bortovoj radiolokacionnoj sistemoj // Uspehi sovremennoj radio`elektroniki. 2003. № 5. pp. 22–39.
10. Brajson A., Ho Yu-Shi. Prikladnaya teoriya optimal'nogo upravleniya. M.: Mir, 1972. 544 p.

© Михайленко С.Б., Замыслов М.А., Мальцев А.М., Штанькова Н.В., 2019

Михайленко Сергей Борисович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией Военно-воздушных сил), 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, mikhserbor@yandex.ru.

Замыслов Михаил Александрович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, старший научный сотрудник научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией Военно-воздушных сил), 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, mzam48@mail.ru.

Мальцев Александр Михайлович, кандидат технических наук, доцент, старший научный сотрудник научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией Военно-воздушных сил), 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, aleksamalcev@yandex.ru.

Штанькова Надежда Викторовна, младший научный сотрудник научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией Военно-воздушных сил), 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, nadia_shtankova@mail.ru.