

Способ управления вооружением летательного аппарата в условиях скрытного наблюдения за целью

Ефанов В.В.*, **Закота А.А.****, **Волкова А.С.*****, **Изосимов А.В.**

Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил

«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,

ул. Старых Большевиков, 54а, Воронеж, 394064, Россия

**e-mail: efanov55@mail.ru*

***e-mail: 500vvs@rambler.ru*

****e-mail: volan100@mail.ru*

Статья поступила 04.04.2020

Аннотация

Скрытность работы пассивных локационных станций обеспечивает высокую выживаемость в боевых условиях из-за затруднения их обнаружения и создания помех. Однако в отличие от активной локации пассивная не позволяет получить дальность до объекта по данным приема сигналов только одной станции. Разработан способ определения параметров движения воздушной цели в режиме скрытного ее наблюдения на основе маневрирования истребителя-перехватчика, алгоритмы определения параметров движения целей при различных гипотезах их движения. Проведена оценка точностных характеристик алгоритмов определения параметров движения целей на основе моделирования и проведения экспериментальных работ.

Ключевые слова: способ определения параметров движения воздушной цели, алгоритмы определения параметров движения целей, точностные характеристики.

Состояния вопроса

Под пассивной локацией подразумевается идентификация объектов, основанная главным образом на приеме их собственного или отраженного излучения при отсутствии излучения зондирующего сигнала. Это повышает скрытность работы пассивных локационных станций, существенно затрудняет их обнаружение и создание помех. Источниками излучения воздушно-космических объектов могут быть как собственные электромагнитные поля, так и сторонние радиоволны, отраженные от них. Принято различать пассивную локацию с искусственным (радиопередатчики различного назначения) и естественным (тепловым) излучением [1-3].

В отличие от активной локации пассивная не позволяет получить дальность до объекта по данным приема сигналов только одной станции. Это, несомненно, является существенным недостатком. Для полного вычисления координат объекта необходимо использовать совместные результаты нескольких (более 2) следящих станций, удаленных друг от друга на известное расстояние, и любой из известных способов обработки: триангуляционный, разностно-дальномерный или угломерно-разностно-дальномерный [4-8]. Комплекс пассивной локации обеспечивает полную скрытность работы и, следовательно, высокую выживаемость в боевых условиях. Однако широкого распространения триангуляционный метод не получил из-за принципиальной невозможности обеспечить необходимые точность и разрешение.

На борту летательного аппарата имеется обзорно-прицельная оптико-электронная система (ОЭС), которая работает всепогодно и круглосуточно в пассивном скрытом режиме без демаскирующего излучения, работая в пассивном режиме, ОЭС способна давать целеуказания локатору или использовать его целеуказания для более точной идентификации цели [9, 10]. Современные ОЭС – это многофункциональные системы, которые могут обнаруживать воздушные цели на дальностях 100 км и больше, цели типа «танк» – на дальностях свыше 20 км, цели типа «мост» – 50–60 км. Они умеют одновременно сопровождать 15–20 целей, сохраняя при этом режим обзора остального пространства [11-14]. ИК-матрица формирует два типа инфракрасных изображений – высокого разрешения для сопровождения распознанных целей и менее четкую – для удаленных. Однако современные ОЭС не обеспечивают решение задачи прицеливания, так как не определяют параметры движения цели (дальность и скорость).

Известен кинематический метод определения дальности (КМОД), который используется только при работе с одной целью. КМОД реализует один из методов восстановления информации, вступает в действие в том случае, если нет других методов восстановления информации [15-18]. Информация о цели задается угловыми координатами в вертикальной и горизонтальной плоскостях, соответственно, и опорной высотой.

Однако результаты моделирования показывают, что абсолютная ошибка измерения дальности составляет от сотен метров до нескольких километров и

точность определения дальности может быть лишь ухудшена при введении в модель вероятностных законов изменения параметров.

Способ определения параметров движения воздушной цели в режиме скрытного ее наблюдения на основе маневрирования истребителя-перехватчика

Способ определения параметров движения цели в режиме ее скрытного наблюдения заключается в:

- обнаружении и захвате цели оптико-электронной прицельной системы при нахождении ее в поле захвата;
- определении угловых координат воздушной цели (ВЦ) в режиме сопровождения оптико-электронной системой;
- решении векторных уравнений, которые связывают дальность, скорость и пеленг истребителя с целью.

Алгоритм определения параметров движения воздушных целей при гипотезе их движения с постоянной скоростью

Пусть цель перемещается по прямой AB с $v_c = const$, а перехватчик – по прямой, совпадающей с осью $O_n X_n$. Углы атаки, крена и скольжения перехватчика будем для простоты считать равными нулю. Положение прямой AB в пространстве будет определяться углами ε_r и ε_θ . Угол ε_r – это угол, образованный проекцией траектории AB на горизонтальную плоскость, и прямой $O_n X_n$, а угол ε_θ – это угол, образованный проекцией AB на вертикальную плоскость и прямой $O_n X_n$.

На рисунке 1 – представлены траектории ВЦ и перехватчика, лежащие в одной плоскости, например, в вертикальной $O_n X_n Y_n$. С учетом принятой гипотезы движения ВЦ число дополнительных неизвестных $m = 2$ (скорость цели $v_u = const$ и угол наклона траектории ε). Следовательно потребное количество засечек ВЦ равняется 4. Так как речь в дальнейшем пойдет о «плоской» задаче, то индексы при ε ставить не будем.

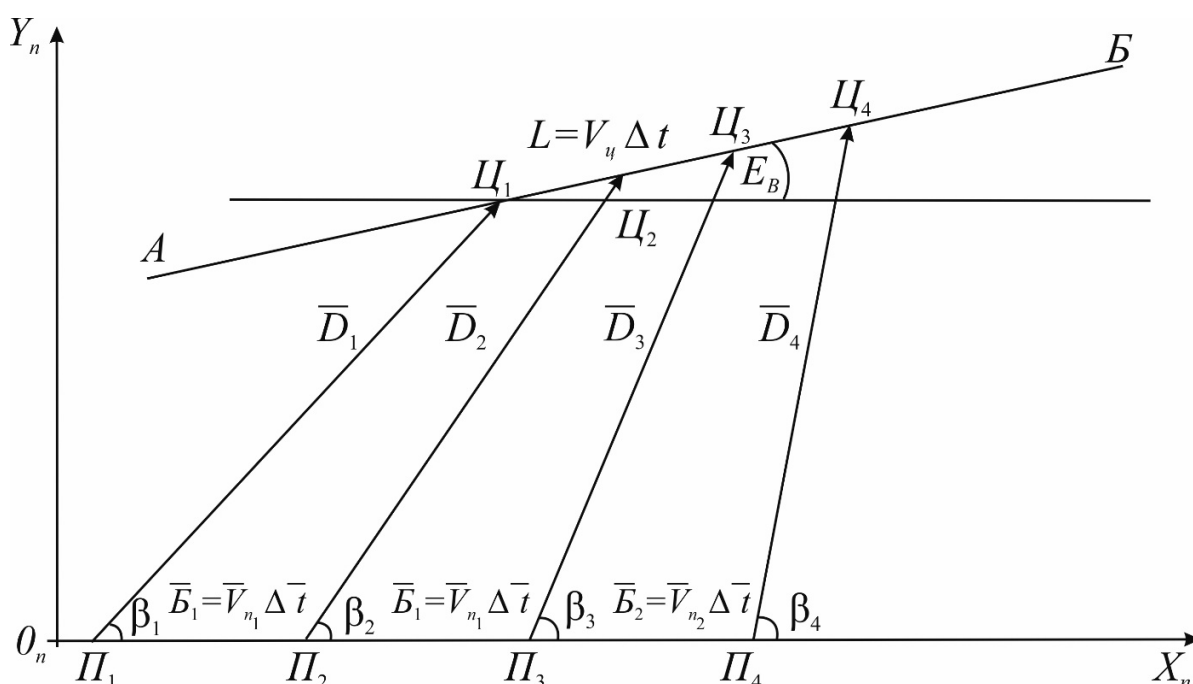


Рисунок 1 – Схема движения перехватчика и цели

Допустим, что перехватчик, находясь последовательно в точках n_1, n_2, n_3, n_4 , используя, например, тепловеленгатор 8ТК, через интервалы времени $\Delta t = const$ замеряет углы $\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4$ места ВЦ, которая находится, соответственно, в точках $ц_1, ц_2, ц_3$ и $ц_4$. Примем, что на участках $n_1 n_2$ и $n_2 n_3$ перехватчик имеет скорость \bar{v}_{n_1} , а на участке $n_3 n_4$ – \bar{v}_{n_2} , причем $\bar{v}_{n_2} < \bar{v}_{n_1}$. Это условие необходимо, чтобы обеспечить однозначность в определении дальностей до ВЦ. Кроме того, примем, что

$\bar{v}_y < \bar{v}_{n_2} < \bar{v}_{n_1}$. Таким образом, нам известны углы $\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4$ и перемещения перехватчика $\bar{B}_1 = \bar{V}_{n_1} \Delta t$, $\bar{B}_{n_2} = \bar{V}_{n_2} \Delta t$. Необходимо определить дальности до цели D_1, D_2, D_3, D_4 , ее скорость v_y и угол ε .

Рассматривая четырехугольники $n_1 y_1 y_2 n_2$, $n_2 y_2 y_3 n_3$ и $n_3 y_3 y_4 n_4$, можно записать следующую систему векторных уравнений:

$$\begin{cases} \bar{D}_1 + \bar{L}_y = \bar{D}_2 + \bar{B}_1 \\ \bar{D}_2 + \bar{L}_y = \bar{D}_3 + \bar{B}_1 \\ \bar{D}_3 + \bar{L}_y = \bar{D}_4 + \bar{B}_2 \end{cases} \quad (1)$$

В скалярном виде систему (1) можно записать в таком виде:

$$\begin{cases} D_1 \sin \beta_1 + L_y \sin \varepsilon = D_2 \sin \beta_2 \\ D_1 \cos \beta_1 + L_y \cos \varepsilon = D_2 \cos \beta_2 + B_1 \\ D_2 \sin \beta_2 + L_y \sin \varepsilon = D_3 \sin \beta_3 \\ D_2 \cos \beta_2 + L_y \cos \varepsilon = D_3 \cos \beta_3 + B_1 \\ D_3 \sin \beta_3 + L_y \sin \varepsilon = D_4 \sin \beta_4 \\ D_3 \cos \beta_3 + L_y \cos \varepsilon = D_4 \cos \beta_4 + B_2 \end{cases} \quad (2)$$

Приняв $D_1 = X_1$; $D_2 = X_2$; $D_3 = X_3$; $D_4 = X_4$; $L_y \sin \varepsilon = X_5$; $L_y \cos \varepsilon = X_6$, систему

(2) запишем в каноническом виде:

$$\begin{cases} \sin \beta_1 \cdot X_1 - \sin \beta_2 \cdot X_2 + 0 \cdot X_3 + 0 \cdot X_4 + 1 \cdot X_5 + 0 \cdot X_6 = 0 \\ \cos \beta_1 \cdot X_1 - \cos \beta_2 \cdot X_2 + 0 \cdot X_3 + 0 \cdot X_4 + 0 \cdot X_5 + 1 \cdot X_6 = B_1 \\ 0 \cdot X_1 + \sin \beta_2 \cdot X_2 - \sin \beta_3 \cdot X_3 + 0 \cdot X_4 + 1 \cdot X_5 + 0 \cdot X_6 = 0 \\ 0 \cdot X_1 + \cos \beta_2 \cdot X_2 - \cos \beta_3 \cdot X_3 + 0 \cdot X_4 + 0 \cdot X_5 + 1 \cdot X_6 = B_1 \\ 0 \cdot X_1 + 0 \cdot X_2 + \sin \beta_3 \cdot X_3 - \sin \beta_4 \cdot X_4 + 1 \cdot X_5 + 0 \cdot X_6 = 0 \\ 0 \cdot X_1 + 0 \cdot X_2 + \cos \beta_3 \cdot X_3 - \cos \beta_4 \cdot X_4 + 0 \cdot X_5 + 1 \cdot X_6 = B_2 \end{cases} \quad (3)$$

Решая систему (3) методом Крамера, находим:

- определитель системы

$$\Delta = \begin{vmatrix} \sin \beta_1 & -\sin \beta_2 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \cos \beta_1 & -\cos \beta_2 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \sin \beta_2 & -\sin \beta_3 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & \cos \beta_2 & -\cos \beta_3 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & \sin \beta_3 & -\sin \beta_4 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \cos \beta_3 & -\cos \beta_4 & 0 & 1 \end{vmatrix} \quad (4)$$

- определитель неизвестных $x_i (i = 1, 2, 3, 4, 5, 6)$

$$\Delta_1 = \begin{vmatrix} 0 & -\sin \beta_2 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ B_1 & -\cos \beta_2 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \sin \beta_2 & -\sin \beta_3 & 0 & 1 & 0 \\ B_1 & \cos \beta_2 & -\cos \beta_3 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & \sin \beta_3 & -\sin \beta_4 & 1 & 0 \\ B_2 & 0 & \cos \beta_3 & -\cos \beta_4 & 0 & 1 \end{vmatrix} \quad (5)$$

$$\Delta_2 = \begin{vmatrix} \sin \beta_1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \cos \beta_1 & B_1 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\sin \beta_3 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & B_1 & -\cos \beta_3 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & \sin \beta_3 & -\sin \beta_4 & 1 & 0 \\ 0 & B_2 & \cos \beta_3 & -\cos \beta_4 & 0 & 1 \end{vmatrix} \quad (6)$$

Аналогично находятся $\Delta_3 - \Delta_6$. С учетом (4)–(6) находим

$$x_1 = D_1 = \frac{\Delta_1}{\Delta}; x_2 = D_2 = \frac{\Delta_2}{\Delta}; x_3 = D_3 = \frac{\Delta_3}{\Delta}; x_4 = D_4 = \frac{\Delta_4}{\Delta} \quad (7)$$

$$x_5 = L_u \sin \varepsilon = \frac{\Delta_5}{\Delta}; x_6 = L_u \cos \varepsilon = \frac{\Delta_6}{\Delta} \quad (8)$$

Решая совместно два последние уравнения, находим $v_u = \frac{L_u}{\Delta t}$ и угол ε .

Рассмотрен случай, когда траектории цели и перехватчика находятся в одной произвольной плоскости. В том случае, когда траектории не лежат в одной плоскости, имея координаты проекций цели на вертикальную и горизонтальную плоскости, можно определить по этим координатам параметры движения цели по следующим формулам:

$$D_4 = \sqrt{D_{4e}^2 + D_{4z}^2 \sin^2 \beta_{4z}} \quad (9)$$

$$\begin{aligned}
 \Pi_1\Pi_4 = & \left([(2B_1 + B_2) + (D_{4e} \cos\beta_{4e} - D_{e1} \cos\beta_{1e})]^2 + \right. \\
 & \left. + [(D_{4e} \sin\beta_{4e} - D_{1e} \sin\beta_{1e}) + (D_{4z} \sin\beta_{4z} - D_{1z} \sin\beta_{1z})]^2 \right)^{\frac{1}{2}}.
 \end{aligned}
 \tag{10}$$

Буквы e и z в формулах (9) и (10) относятся к проекциям на вертикальную и горизонтальную плоскости соответственно.

Определив расстояние $\Pi_1\Pi_4$ – путь, который пролетела цель за время $3\Delta t$,

находим скорость цели $v_y = \frac{3L_y}{3\Delta t} = \frac{L_y}{\Delta t}$.

Формулы (4)–(8) применимы для случая $\varepsilon \neq 0$, так как при $\varepsilon = 0$ определитель системы (3) равняется нулю и, следовательно, система (3) не имеет решения.

Алгоритм определения параметров движения воздушной цели при гипотезе ее движения по криволинейной траектории

Пусть ВЦ перемещается в пространстве по плоской криволинейной траектории радиуса R с угловой скоростью $\omega = const$, а перехватчик – по прямой Π_1X (рисунок 2). Считаем, что траектория цели лежит в плоскости Π_1XY . Ракета, последовательно перемещаясь в точки $\Pi_1, \Pi_2, \dots, \Pi_n$ со скоростью $V_y = \omega R = const$, через интервалы времени $\Delta t = const$ измеряет угловые координаты ВЦ, находящейся в точках $\Pi_1, \Pi_2, \dots, \Pi_n$. Так как $V_y = const$ и $\Delta t = const$, то длины дуг $\Pi_1\Pi_2 = \Pi_2\Pi_3 = \dots = \Pi_{n-1}\Pi_n$. Заменяем длины дуг соответствующими длинами отрезков (хордами), ошибка при этом получается незначительной. Например, при $V_y = 250 \text{ м/с}$, $\Delta t = 2\text{с}$ и нормальной перегрузке цели $n_y \approx 2$ ошибка составляет всего

$$\begin{cases} D_1 \sin \beta_1 + L_y \sin \varepsilon_1 = D_2 \sin \beta_2 \\ D_1 \cos \beta_1 + L_y \cos \varepsilon_1 = D_2 \cos \beta_2 + B_1 \\ D_2 \sin \beta_2 + L_y \sin(\varepsilon_1 + X\phi) = D_3 \sin \beta_3 \\ D_2 \cos \beta_2 + L_y \cos(\varepsilon_1 + \Delta\phi) = D_3 \cos \beta_3 + B_2 \\ D_3 \sin \beta_3 + L_y \sin(\varepsilon_1 + 2\Delta\phi) = D_4 \sin \beta_4 \\ D_3 \cos \beta_3 + L_y \cos(\varepsilon_1 + 2\Delta\phi) = D_4 \cos \beta_4 + B_3 \\ D_4 \sin \beta_4 + L_y \sin(\varepsilon_1 + 3\Delta\phi) = D_5 \sin \beta_5 \\ D_4 \cos \beta_4 + L_y \cos(\varepsilon_1 + 3\Delta\phi) = D_5 \cos \beta_5 + B_4 \end{cases} \quad (11)$$

Попытки решения системы (11) показали, что выразить неизвестные, входящие в нее ($D_1, D_2, D_3, D_4, L_y = V_y \cdot \Delta t, \varepsilon,$ и $\Delta\phi$), через коэффициенты уравнений невозможно, т.к. в процессе решения приходится сталкиваться с решением уравнений, каждое из которых выше четвертой степени. С учетом этого обстоятельства рассмотрим решения только некоторых частных случаев.

Алгоритм определения параметров цели при ее переходе из прямолинейного полета в левый разворот

Пусть ВЦ сначала движется по прямой $Ц_0Ц_4$ в плоскости OXZ (рисунок 3), а затем в точке $Ц_4$, положение которой нам в общем случае неизвестно, переходит в левый разворот по кривой $Ц_4, Ц_5, \dots, Ц_n$, представляющей собой часть окружности радиуса $R = const$. Будем считать, что угловая скорость цели постоянная и тогда линейная скорость $V_y = \omega_y \cdot R$ также величина постоянная. Такое допущение вполне допустимо, так как продольное ускорение цели по сравнению с поперечным незначительно.

Признаком прямолинейности траектории цели может служить постоянство угла ε . Но как только будет обнаружено, что $\varepsilon_i \neq \varepsilon_{i+1}$, это обстоятельство можно считать признаком того, что цель изменила траекторию. В этом случае для определения D_i и ε_i можно воспользоваться следующим методом. Пусть после точки Π_4 мы обнаружили, что $\varepsilon \neq \varepsilon_1$. Из рассмотрения четырехугольника $\Pi_4\Pi_4\Pi_5\Pi_5$ составляется система уравнений.

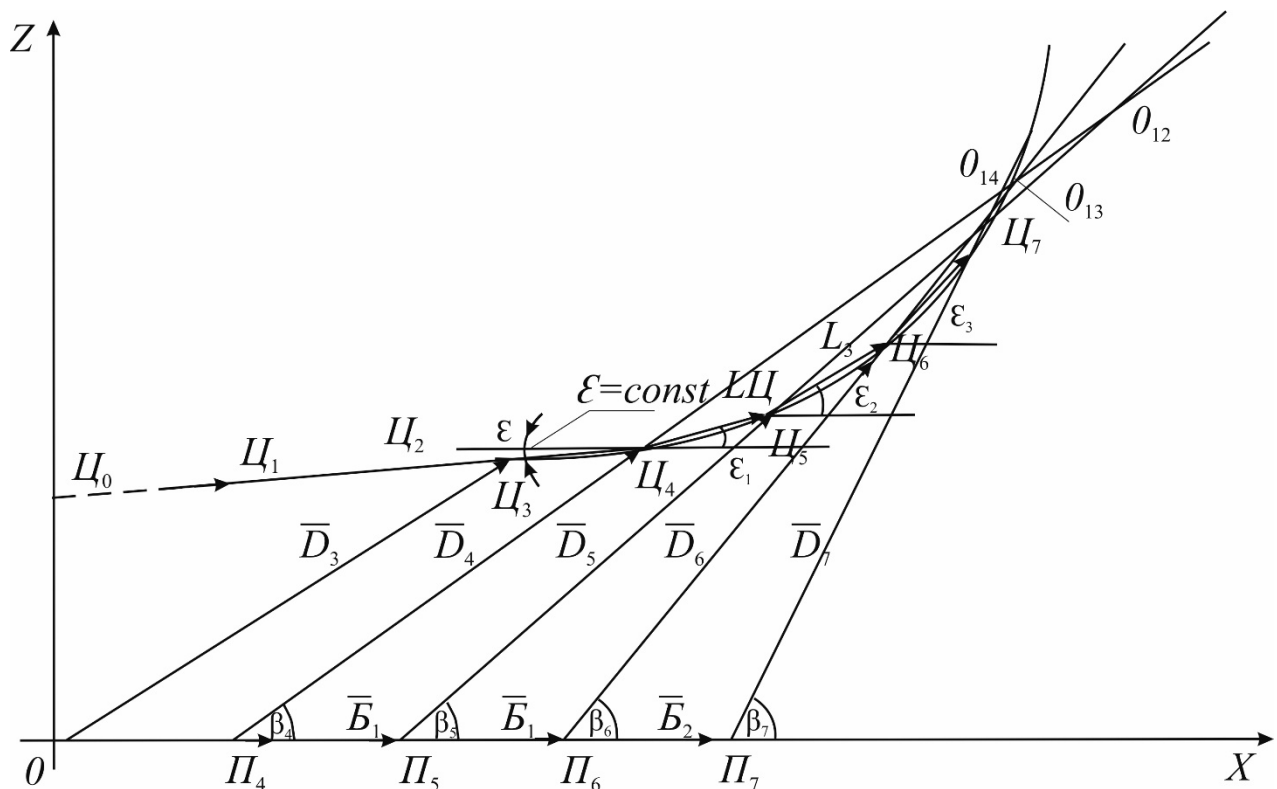


Рисунок 3 – Схема движения цели при ее переходе из прямолинейного полета в левый разворот относительно перехватчика

$$\begin{cases} D_4 \sin \beta_4 + L_y \sin \varepsilon_1 = D_5 \sin \beta_5 \\ D_4 \cos \beta_4 + L_y \cos \varepsilon_1 = D_5 \cos \beta_5 + B_1 \end{cases} \quad (12)$$

При условии, что D_4 и V_u нам известны из предыдущего расчета, мы находим D_5 и ε_1 из системы (12):

$$\varepsilon_1 = \beta_1 - \arcsin \frac{B_1 \sin \beta_5 - D_4 \sin(\beta_5 - \beta_4)}{L_u} \quad (13)$$

$$D_5 = \frac{D_4 \sin \beta_4 + L_u \sin \varepsilon_1}{\sin \beta_5} \quad (14)$$

Затем переходим к рассмотрению следующего этапа измерений, т.е. рассматриваем четырехугольник $П_5Ц_5Ц_6П_6$. Получим систему, аналогичную (2), решая которую, получим ε_2 и D_6 . Если окажется, что $\varepsilon_2 \neq \varepsilon_1$, то продолжаем вычисления дальше. Если же окажется, что $\varepsilon_2 = \varepsilon_1$, то это будет означать, что ВЦ после точки $Ц_5$ снова перешла на полет по прямолинейной траектории. Методика определения интересующих нас параметров в этом случае известна.

Алгоритм определения параметров цели при переходе ее из криволинейного полета в прямолинейный

На рисунке 4 представлена схема перехода цели из криволинейного полета в прямолинейный относительно перехватчика.

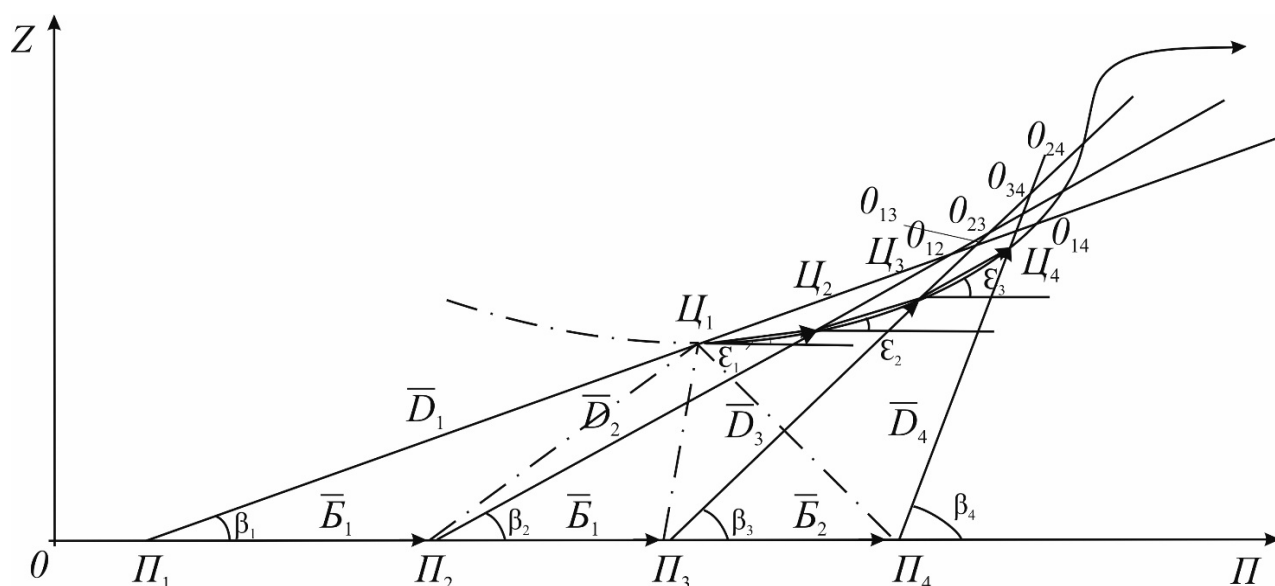


Рисунок 4 – Схема перехода цели из криволинейного полета в прямолинейный относительно перехватчика.

Пусть в процессе определения D , \dot{D} и ε цель была обнаружена в точке \mathcal{C}_1 криволинейной траектории $\mathcal{C}_1 - \mathcal{C}_4$. С учетом этого обстоятельства расчет будем вести в следующей последовательности.

Определяем последовательно угловые координаты цели из точек $\mathcal{P}_1, \mathcal{P}_2, \mathcal{P}_3$ и \mathcal{P}_4 . Из треугольника $\mathcal{C}_1 O_{12} \mathcal{C}_2$ находим

$$\mathcal{C}_1 O_{12} = L_y \frac{\sin(\beta_2 - \varepsilon_1)}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} \quad (15)$$

Находим

$$\mathcal{C}_1 O_{13} = \mathcal{C}_1 O_{12} + O_{12} O_{13} \quad (16)$$

С учетом (15) и (16) получаем

$$\zeta_1 O_{13} = L_y \frac{\sin(\beta_2 - \varepsilon_1)}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} + c_1, \quad (17)$$

где $c_1 = B_1 \left[2 \frac{\sin \beta_3}{\sin(\beta_3 - \beta_1)} - \frac{\sin \beta_1}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} \right]$. Из треугольников $\Pi_1 O_{12} \Pi_2$, $\Pi_1 O_{13} \Pi_3$ и

$\Pi_1 O_{14} \Pi_4$ определяем

$$\Pi_2 O_{12} = B_1 \frac{\sin \beta_1}{\sin(\beta_2 - \beta_1)}; \quad \Pi_3 O_{13} = 2B_1 \frac{\sin \beta_1}{\sin(\beta_3 - \beta_1)}; \quad \Pi_4 O_{14} = (2B_1 + B_2) \frac{\sin \beta_1}{\sin(\beta_4 - \beta_1)}; \quad (18)$$

Находим

$$\zeta_1 O_{14} = \zeta_1 O_{12} + O_{12} O_{14} = L_y \frac{\sin(2 - \varepsilon_1)}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} + c_2, \quad (19)$$

где $c_2 = (2B_1 + B_2) \frac{\sin \beta_4}{\sin(\beta_4 - \beta_1)} - B_1 \frac{\sin \beta_2}{\sin(\beta_2 - \beta_1)}$.

Из трех пар треугольников $\Pi_1 \zeta_1 \Pi_2$ и $\zeta_1 O_{12} \Pi_2$, используя теорему косинусов,

получаем

$$\begin{cases} D_1^2 + B_1^2 - 2D_1 B_1 \cos \beta_1 = \zeta_1 O_{12}^2 + \Pi_2 O_{12} - 2\zeta_1 O_{12} \cdot \Pi_2 O_{12} \cos(\beta_2 - \beta_1) \\ D_1^2 + 4B_1^2 - 4D_1 B_1 \cos \beta_1 = \zeta_1 O_{13}^2 + \Pi_3 O_{13}^2 - 2\zeta_1 O_{13} \cdot \Pi_3 O_{13} \cos(\beta_3 - \beta_1) \\ D_1^2 + (2B_1 + B_2)^2 - 2(2B_1 + B_2)D_1 \cos \beta_1 = \zeta_1 O_{14}^2 + \Pi_4 O_{14} - 2\zeta_1 O_{14} \cdot \Pi_4 O_{14} \cos(\beta_4 - \beta_1) \end{cases} \quad (20)$$

С учетом (17)–(19) система (20) примет вид

$$\left\{ \begin{array}{l}
D_1^2 + B_1^2 - 2D_1B_1 \cos \beta_1 = L_y^2 \frac{\sin^2(\beta_2 - \varepsilon_1)}{\sin^2(\beta_2 - \beta_1)} + B_1^2 \frac{\sin^2 \beta_1}{\sin^2(\beta_2 - \beta_1)} - \\
- 2L_y B_1 \frac{\sin \beta_1}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} \cdot \frac{\sin(\beta_2 - \varepsilon_1)}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} \cdot \cos(\beta_2 - \beta_1) \\
D_1^2 + 4B_1^2 - 4D_1B_1 \cos \beta_1 = \left[L_y \frac{\sin(\beta_2 - \varepsilon_1)}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} + c_1 \right]^2 + 4B_1 \frac{\sin^2 \beta_1}{\sin^2(\beta_3 - \beta_1)} - \\
- 2 \left[L_y \frac{\sin(\beta_2 - \varepsilon_1)}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} + c_1 \right] \cdot 2B_1 \frac{\sin \beta_1}{\sin(\beta_3 - \beta_1)} \cdot \cos(\beta_3 - \beta_1) \\
D_1^2 + (2B_1 + B_2)^2 - 2D_1(2B_1 + B_2) \cos \beta_1 = \left[L_y \frac{\sin(\beta_2 - \varepsilon_1)}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} + c_2 \right]^2 + \\
+ (2B_1 + B_2)^2 \frac{\sin^2 \beta_1}{\sin^2(\beta_4 - \beta_1)} - \\
- 2 \left[L_y \frac{\sin(\beta_2 - \varepsilon_1)}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} + c_2 \right] \cdot (2B_1 + B_2) \frac{\sin \beta_1}{\sin(\beta_4 - \beta_1)} \cdot \cos(\beta_4 - \beta_1)
\end{array} \right. \quad (21)$$

Вычитаем из первого уравнения второе, а из второго – третье и, упрощая, получим после упрощений следующую систему:

$$\left\{ \begin{aligned}
& 2D_1B_1 \cos \beta_1 = 2L_y \sin(\beta_2 - \varepsilon_1) \left[2B_1 \frac{\sin \beta_1 \cos(\beta_3 - \beta_1)}{\sin(\beta_3 - \beta_1) \sin(\beta_2 - \beta_1)} - \right. \\
& \left. - B_1 \frac{\sin \beta_1 \cos(\beta_2 - \beta_1)}{\sin^2(\beta_2 - \beta_1)} - \frac{c_1}{\sin^2(\beta_2 - \beta_1)} \right] + B_1^2 \frac{\sin^2 \beta_1}{\sin^2(\beta_2 - \beta_1)} - \\
& - c_1^2 - 4B_1^2 \frac{\sin^2 \beta_1}{\sin^2(\beta_3 - \beta_1)} + 4c_1B_1 \cdot \frac{\sin \beta_1 \cos(\beta_3 - \beta_1)}{\sin(\beta_3 - \beta_1)} + 3B_1; \\
& 2D_1B_2 \cos \beta_1 = 2L_y \sin(\beta_2 - \varepsilon_1) \left[\frac{c_1}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} - \right. \\
& \left. - 2B_1 \frac{\sin \beta_1 \cos(\beta_3 - \beta_1)}{\sin(\beta_2 - \beta_1) \sin(\beta_3 - \beta_1)} - \frac{c_2}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} + \right. \\
& \left. + (2B_1 + B_2) \frac{\sin \beta_1 \cos(\beta_4 - \beta_1)}{\sin(\beta_2 - \beta_1) \sin(\beta_4 - \beta_1)} \right] + c_1^2 + 4B_1^2 \frac{\sin^2 \beta_1}{\sin^2(\beta_3 - \beta_1)} - \\
& - 4c_1B_1 \frac{\sin \beta_1 \cos(\beta_3 - \beta_1)}{\sin(\beta_3 - \beta_1)} - c_2^2 - (2B_1 + B_2)^2 \frac{\sin^2 \beta_1}{\sin^2(\beta_4 - \beta_1)} + \\
& + 2c_2(2B_1 + B_2) \cdot \frac{\sin \beta_1 \cos(\beta_4 - \beta_1)}{\sin(\beta_4 - \beta_1)} - 4B_1^2 + (2B_1 + B_2)^2; \\
& D_1^2 + (2B_1 + B_2)^2 - 2(2B_1 + B_2)D_1 \cos \beta_1 = \left[L_y \frac{\sin(\beta_2 - \varepsilon_1)}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} + c^2 \right]^2 + \\
& + (2B_1 + B_2)^2 \frac{\sin^2 \beta_1}{\sin^2(\beta_4 - \beta_1)} - \\
& - 2 \left[L_y \frac{\sin(\beta_2 - \varepsilon_1)}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} + c_2 \right] (2B_1 + B_2) \frac{\sin \beta_1}{\sin(\beta_4 - \beta_1)} \cos(\beta_4 - \beta_1);
\end{aligned} \right. \quad (22)$$

Таким образом, мы получили систему трех уравнений с тремя неизвестными

$$D_1, L_y = V_y \cdot \Delta t, \varepsilon_1.$$

Дальность D_2 находим по формуле

$$D_2 = B_1 \frac{\sin \beta_1}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} - L_y \frac{\sin(\beta_1 - \varepsilon_1)}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} \quad (23)$$

для определения дальности D_3 и ε_2 поступаем следующим образом. Из четырехугольника $\Pi_2 \Pi_2 \Pi_3 \Pi_3$ получаем систему

$$\begin{cases} D_2 \sin \beta_2 + L_y \sin \varepsilon_2 = D_3 \sin \beta_3 \\ D_2 \cos \beta_2 + L_y \cos \varepsilon_2 = D_3 \cos \beta_3 + B_1 \end{cases} \quad (24)$$

Решая систему (10), находим D_3 и ε_2 .

Рассматривая четырехугольник $\Pi_3 \Pi_3 \Pi_4 \Pi_4$, получаем систему

$$\begin{cases} D_3 \sin \beta_3 + L_y \sin \varepsilon_3 = D_4 \sin \beta_4 \\ D_3 \cos \beta_3 + L_y \cos \varepsilon_3 = D_4 \cos \beta_4 + B_2 \end{cases} \quad (25)$$

Из системы (25) находим D_4 и ε_3 .

Оценка точностных характеристик алгоритмов на основе моделирования типовых условий боевого применения

Для моделирования выбраны типовые условия боевого применения, полученные траектории движения приведены на рисунке 5. Дискрет изменения времени равен 5 секунд. На графике показаны номера моментов «засечек» углового положения цели. Скорость полета истребителя после третьего участка меняется с исходного значения 400 м/с до 300 м/с.

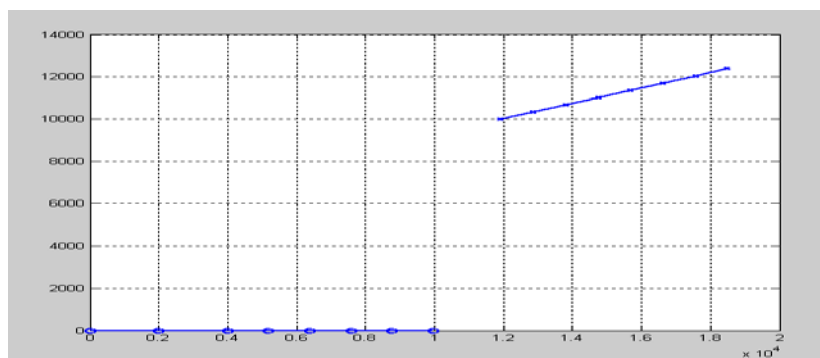


Рисунок 5 – Исходные данные и траектории движения истребителя и цели

На рисунке 6 представлены результаты вычисления абсолютной ошибки определения дальности до цели в зависимости от величины изменения скорости на третьем участке полета. Величина ошибки имеет наибольшее значение при минимальном изменении скорости полета на третьем участке.

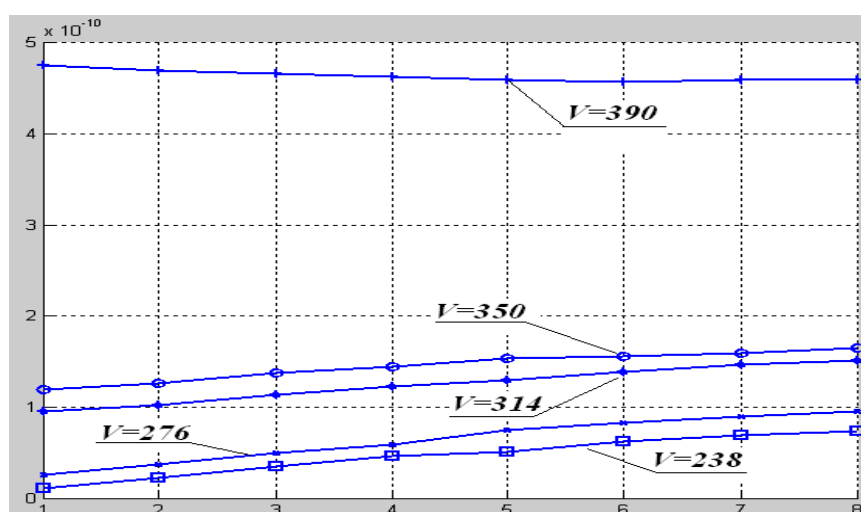


Рисунок 6 – Оценка влияния величины изменения скорости на третьем участке полета на точность определения дальности до цели

Анализ результатов моделирования позволяет сделать следующие выводы:

- модифицированный метод обеспечивает существенно более точное вычисление дальности до цели;

- максимальная величина ошибки лежит ниже уровня разрешающей способности по дальности бортовых измерителей дальности;

- точность определения дальности зависит в большей степени от величины, на которую уменьшается скорость на третьем и последующих участках полета, причем абсолютное значение величины приращения не имеет значения и, следовательно, не накладывает жестких ограничений на характер полета;

- решение задачи определения дальности при наличии превышения цели может быть выполнено с использованием тех же расчетных соотношений, но с учетом проекции на плоскость $Нох$.

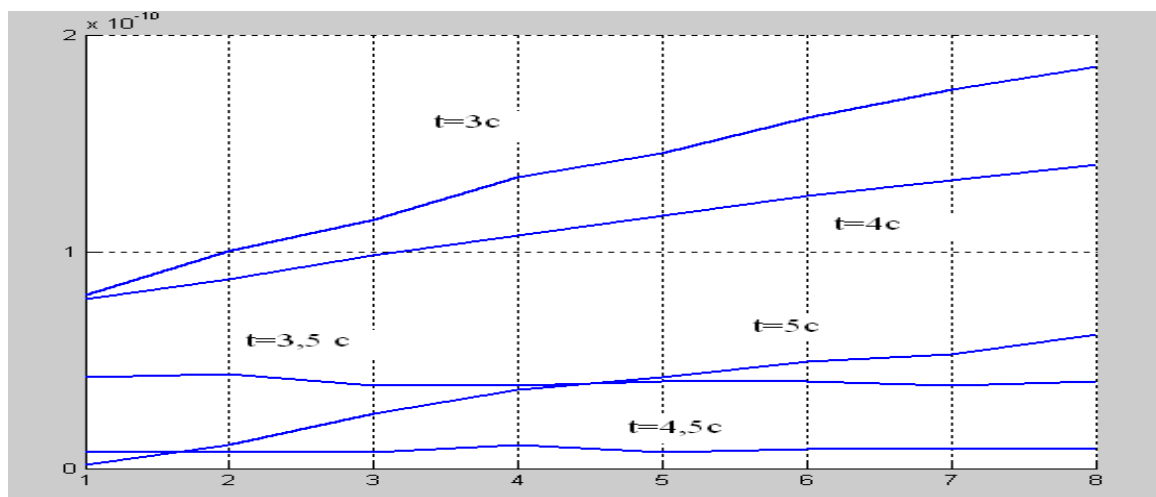


Рисунок 7 – Ошибки измерения дальности для различных временных интервалов между «засечками»

Таким образом, предлагаемая модификация метода кинематического определения дальности может быть рекомендована для практической реализации в виде программы для бортовой ЦВМ [19, 20].

Анализ результатов экспериментов позволяет сделать следующие выводы:

- точность измерения дальности имитатора объекта составляет от 2,6 % до 26 % в зависимости от условий проведения эксперимента;

- при дискретности измерения угловых положений имитатора более 10 секунд ошибка в определении дальности составляет менее 3%;

- при увеличении скорости сближения объектов точность определения дальности возрастает;

- увеличение угла наклона траектории движущегося объекта также уменьшает ошибку в измерении дальности.

При проведении полунатурных испытаний было установлено, что предложенный метод в целом работоспособен, но стабильность в определении параметров траектории изменяется в пределах от 10 % до 20 %.

Такая нестабильность экспериментальных данных обусловлена в основном двумя причинами:

- достаточно высокой инструментальной погрешностью в определении углов β_i ;

- матрица коэффициентов системы обладает большой обусловленностью, что при наличии инструментальных погрешностей приводит к различным значениям определенных параметров.

Следовательно, для того чтобы повысить стабильность в измерении параметров необходимо усовершенствовать технические устройства элементов, входящих в состав системы полунатурных испытаний, и применять более рациональный процесс вычислений искомых параметров.

Практические расчеты по определению дальности до цели и ее скорости показывают, что, если для задачи на прямом ходе использовать метод Гаусса и не заботиться о рациональном выборе опорного элемента, то ошибки, вносимые самим вычислительным процессом, значительно возрастают и наоборот – при рациональном подборе опорного элемента на каждом шаге влияние инструментальных погрешностей можно в значительной степени сгладить.

Выводы

В процессе выполнения данной работы разработаны:

- способ определения параметров движения воздушной цели в режиме скрытного ее наблюдения на основе маневрирования истребителя-перехватчика;
- алгоритм определения параметров движения целей при гипотезе движения их по прямолинейной траектории;
- алгоритм определения параметров движения целей при гипотезе движения их по криволинейной траектории.

Проведена оценка точностных характеристик алгоритмов определения параметров движения целей на основе моделирования и проведения экспериментальных работ.

Библиографический список

1. Быстров Р.П., Загорин Г.К., Соколов А.В., Федорова Л.В. Пассивная радиолокация: методы обнаружения объектов: монография. - М.: Радиотехника, 2008. - 320 с.

2. Ильин Е.М., Климов А.Э., Пашин Н.С., Полубехин А.И., Черевко А.Г., Шумский В.Н. Пассивные локационные системы. Перспективы и решения // Вестник СибГУТИ. 2015. № 2. С. 7 - 20.
3. Griffiths H.D., Baker C.J. An Introduction to Passive Radar, New York, Artech House, 2017, 110 p.
4. Испулов А.А., Митрофанова С.В. Оценка точности алгоритмов сопровождения маневрирующей воздушной цели по угловым координатам // Воздушно-космические силы. Теория и практика. 2017. № 4. С. 22 - 29.
5. Житков С.А., Ашурков И.С., Захаров И.Н., Лешко Н.А., Цыбульник А.Н. Методика обнаружения аэродинамической цели, движущейся по прямолинейной траектории в пространстве // Труды МАИ. 2019. № 109. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=111392>. DOI: [10.34759/trd-2019-109-14](https://doi.org/10.34759/trd-2019-109-14)
6. Дрогалин В.В., Дудник П.И., Канащенков А.И. Определение координат и параметров движения источников радиоизлучений по угломерным данным в однопозиционных бортовых радиолокационных системах // Зарубежная радиоэлектроника. 2002. № 3. С. 64 - 94.
7. Wang R., Deng Y. Bistatic SAR System and Signal Processing Technology, Springer, 2018, 286 p.
8. Boers Y., Ehlers F., Koch W., Luginbuhl T., Stone L.D., Streit R.L. Track before Detect Algorithms // Journal on Advances in Signal Processing, 2008, Article ID 13932. DOI: [10.1155/2008/413932](https://doi.org/10.1155/2008/413932)

9. Евдокименков В.Н., Ляпин Н.А. Минимаксная оптимизация маневров преследования противника в условиях ближнего воздушного боя // Труды МАИ. 2019. № 106. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=105735>
10. Верба В.С. Авиационные комплексы радиолокационного дозора и наведения. Состояние и тенденции развития. - М.: Радиотехника, 2008. – 432 с.
11. Кирюшкин В.В., Волков Н.С. Межпозиционное отождествление результатов измерений и определение координат воздушных целей в многопозиционной радиолокационной системе на беспилотных летательных аппаратах // Теория и техника радиосвязи. 2019. № 1. С. 107 - 116.
12. Быстров Р.П., Соколов А.В., Чесноков Ю.С. Методы современной военной радиолокации // Вооружение, политика, конверсия. 2004. № 5. С. 36 - 40.
13. Гуськов Ю.Н., Жибуртович Н.Ю. Принципы проектирования семейства унифицированных многофункциональных бортовых РЛС самолетов истребителей // Радиотехника. 2002. № 9. С. 6 – 10.
14. Тищенко Ю.Е., Федунев Б.Е. Оптимальные моменты пуска ракет и применения помех в дуэльной ситуации самолетов-истребителей // Известия РАН. Теория и системы управления. 2006. № 5. С. 98 - 109.
15. Павлов В.И., Коломейцев В.Н., Калашников С.Н. Дистанционное измерение параметров подвижных объектов полупассивным способом // Вестник Тамбовского государственного технического университета. 2017. Т. 23. № 2. С. 216 - 224.

16. Закота А.А., Ефанов В.В. и др. Способ сопровождения воздушной цели и оптический прицел со следящим дальномером для его осуществления. Патент № 2549552 РФ, МПК7 F41G 7/26. Бюлл. № 30, 27.04.2015.
17. Закота А.А., Ефанов В.В. и др. Способ распознавания цели и устройство для его осуществления. Патент № 2478898 РФ, МПК7 F41G 7/26. Бюлл. № 10, 27.04.2013.
18. Легкоступ В.В., Маркевич В.Э. Повышение точности оценивания координат объекта в многопозиционной радиолокационной системе с приемным пунктом воздушного базирования // Доклады Белорусского государственного университета информатики и радиоэлектроники. 2018. № 2 (112). С. 5 - 11.
19. Закота А.А., Ефанов В.В. Метод определения параметров движения воздушных объектов. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2018619777, 10.08.2018.
20. Закота А.А., Ефанов В.В. Угломерный метод определения дальности до воздушных объектов. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2018660657, 28.08.2018.

The aircraft weaponry control technique in conditions of covert target surveillance

Efanov V.V.*, **Zakota A.A.****, **Volkova A.S.*****, **Izosimov A.V.**

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

**e-mail: efanov55@mail.ru*

***e-mail: 500vvs@rambler.ru*

****e-mail: volan100@mail.ru*

Abstract

The military aircraft weaponry includes both guided and unguided weapons, radar and optoelectronic surveying-and-guidance complexes intended for striking both air-born and ground targets and ensuring aircraft defense.

There are known technique and devices for aircraft weaponry control, which perform the target detection and capture, determine its parameters, choose the weapons and perpetrate its preparation and launch.

The disadvantages of the above-described systems consist in the fact that the weapon control in conditions of the covert target surveillance is not being ensured.

Selection of the channel with the passive type radar means as a leading channel of the weaponry control system ensures discrete operation mode for the active type radar means of the slave channel of the weaponry control system. The mode of periodical measuring of the range on target herewith, being followed by the radar means of the leading channel of the weaponry control system, with transition to the continuous position finding at achieving the preset range or by the crew command. It ensures the possibility of covert target attacking at its capturing.

Identification of the targets being followed by the radar means of both leading and slave channels of the weaponry control system is performed, in the absence thereof the reset mode of capturing by the radar means of the slave channel of the weaponry control system is set. By this, the probability of the target tracking and the aircraft interference immunity is increased.

Targets identification is realized by comparing the absolute value of the angular coordinates difference of the target viewfinding by the radar means of the leading and slave channels of the weaponry control system with the preset threshold. With this, exceedance of the above mentioned threshold is conceded only during the set time interval.

The stealthiness of the passive radar stations operation ensures higher viability under combat conditions due to the hampering of their detection and jamming.

However, unlike the active detection and ranging, active detection and ranging does not allow obtaining the object range by the data of receiving signals from the single station. This is undoubtedly a serious disadvantage.

Analysis of the methods ensuring indirect determining of the targets' range and motion speed was performed. It is necessary to utilize the joint results of several (more than two) tracking stations, removed from each other by the known distance, and any of the

The kinematic distance measurement method (KDMM) being used while working with only a single target is known. The KDMM is realizing one of the information restoring methods, and it comes into action if other information restoring techniques are unavailable. The information about a target is being by the angular coordinates in the vertical or horizontal planes with the supporting height. The results of the KDMM modeling show that

the absolute error of distance measurement makes up from hundreds of meters to several kilometers.

The purpose of the work is consists in accuracy increasing of the the range and speed of aerial target movement determining in the covert surveillance mode.

To eliminate the KDMM shortcomings the method of covert determining the target motion parameters is proposed. Its essence consists in obtaining the target motion parameters based on solving the vector equations that associate the range, speed, and bearing of a fighter-interceptor with a target. To obtain herewith the parameters necessary for the equations solving the interceptor should perform certain maneuvers.

The modelling results analysis of the proposed method and algorithms realizing it allows making the following conclusions:

- the method ensures the much more accurate distance-to-a-target computing;
- the maximum error value is below the resolution range level of the onboard distance measuring devices.

The suggested algorithms for determining the target range and motion speed are approved with the semi-natural complex composed of the thermal direction finder, target simulator, microcomputer, interface with the personal computer, and the programmed-mathematical support.

The technique for evaluating the effect of measuring resolution of the track angle, flight-path angle, and velocity variation dynamics on the target motion parameters determining accuracy is suggested.

While semi-natural tests conducting it was determined that the suggested technique and algorithms are efficient in general. Practical computations on determining the range to

a target demonstrate that the errors introduced by the computing process significantly increase, if the Gauss method is being used for the task on the forward motion and the rational selection of the reference element is not accounted for. At the same time, the instrument errors impact can be significantly reduced by the reference element rational selection at each step.

A technique for target detection was suggested for the case of decoy flares employing.

The technique consists in

- the airborne target detection,
- selection of angular speed of optoelectronic module (OEM) guidance by the crosshair superimposition on the target on the screen,
- transferring the OEM to the automatic target guidance mode,
- measuring current target range,
- converting the digital code of range into the video signal, displayed of the screen in the form of the digital caption.

The following factors are additionally determined:

- angular velocities of the target motion by measuring the time intervals of the target shifting relative to the preset angular positions;
- angular accelerations of motion by evaluating dynamics of the target angular velocities;
- dynamics of angular accelerations changing by subtracting the subsequent and previous values of the angular accelerations of the target.

With this, the following factors are recognized:

- the target tracking, if the values of change in dynamics of the angular accelerations of the target motion are less than the set value;

- the decoy flare tracking, if the values of change in dynamics of the angular accelerations of the target motion are more than the set value.

In this case a man-portable weapon complex gunner receives the information capturing the decoy flare.

Keywords: air target movement parameters determining technique, target movement parameters determining algorithms, accuracy characteristics.

References

1. Bystrov R.P., Zagorin G.K., Sokolov A.V., Fedorova L.V. *Passivnaya radiolokatsiya: metody obnaruzheniya ob"ektov* (Passive radar: objects detecting methods), Moscow, Radiotekhnika, 2008, 320 p.
2. Il'in E.M., Klimov A.E., Pashchin N.S., Polubekhin A.I., Cherevko A.G., Shumskii V.N. *Vestnik SibGUTI*, 2015, no. 2, pp. 7 - 20.
3. Griffiths H.D., Baker C.J. *An Introduction to Passive Radar*, New York, Artech House, 2017, 110 p.
4. Ispulov A.A., Mitrofanova S.V. *Vozdushno-kosmicheskie sily. Teoriya i praktika*, 2017, no. 4, pp. 22 - 29.
5. Zhitkov S.A., Ashurkov I.S., Zakharov I.N., Leshko N.A., Tsybul'nik A.N. *Trudy MAI*, 2019, no. 109, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=111392>. DOI: [10.34759/trd-2019-109-14](https://doi.org/10.34759/trd-2019-109-14)

6. Drogalin V.V., Dudnik P.I., Kanashchenkov A.I. *Zarubezhnaya radioelektronika*, 2002, no. 3, pp. 64 - 94.
7. Wang R., Deng Y. *Bistatic SAR System and Signal Processing Technology*, Springer, 2018, 286 p.
8. Boers Y., Ehlers F., Koch W., Luginbuhl T., Stone L.D., Streit R.L. Track before Detect Algorithms, *Journal on Advances in Signal Processing*, 2008, Article ID 13932. DOI:[10.1155/2008/413932](https://doi.org/10.1155/2008/413932)
9. Evdokimenkov V.N., Lyapin N.A. *Trudy MAI*, 2019, no. 106, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=105735>
10. Verba V.S. *Aviatsionnye komplekсы radiolokatsionnogo dozora i navedeniya. Sostoyanie i tendentsii razvitiya* (Radar watch and guidance aircraft systems. State-of-the-art and trends of development), Moscow, Radiotekhnika, 2008, 432 p.
11. Kiryushkin V.V., Volkov N.S. *Teoriya i tekhnika radiosvyazi*, 2019, no, 1, pp. 107 - 116.
12. Bystrov R.P., Sokolov A.V., Chesnokov Yu.S. *Vooruzhenie, politika, konversiya*, 2004, no. 5, pp. 36 - 40.
13. Gus'kov Yu.N., Zhiburtovich N.Yu. *Radiotekhnika*, 2002, no. 9, pp. 6 – 10.
14. Tishchenko Yu.E., Fedunov B.E. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya*, 2006, no. 5, pp. 98 - 109.
15. Pavlov V.I., Kolomeitsev V.N., Kalashnikov S.N. *Vestnik Tambovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta*, 2017, vol. 23, no. 2, pp. 216 - 224.
16. Zakota A.A., Efanov V.V. et al. *Patent № 2549552 RF*, MPK7 F41G 7/26, 27.04.2015.
17. Zakota A.A., Efanov V.V. et al. *Patent № 2478898 RF*, MPK7 F41G 7/26, 27.04.2013.

18. Legkostup V.V., Markevich V.E. *Doklady Belorusskogo gosudarstvennogo universiteta informatiki i radioelektroniki*, 2018, no. 2 (112), pp. 5 - 11.
19. Zakota A.A., Efanov V.V. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programmy dlya EVM № 2018619777*, 10.08.2018.
20. Zakota A.A., Efanov V.V. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programmy dlya EVM № 2018660657*, 28.08.2018.