

Методика оценки вероятности наведения истребителя в зону разрешенных пусков управляемых ракет в условиях неполного приборного обеспечения

Ефанов В.В.*, Закота А.А., Гунькина А.С.*****

*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 25.05.2021

Аннотация

Основной задачей наведения является вывод истребителя в определенную область пространства, которая ограничена максимальной и минимальными дальностями пуска авиационных средств поражения. Однако в условиях неполного приборного обеспечения данная задача не решается, так как бортовая прицельная система осуществляет сопровождение цели только по угловым координатам, а для расчёта условий пуска управляемых ракет необходима информация о границах зоны пуска. Предложена методика оценки вероятности наведения истребителя в зону разрешенных пусков управляемых ракет на основе дополнительного косвенного определения параметров движения цели. На основе моделирования получены зависимости вероятности наведения ракеты от ошибок определения пространственного положения цели. При этом диапазон изменения ошибок

определения параметров движения цели определен на основе полунатурного экспериментального комплекса.

Ключевые слова: условная вероятность ближнего наведения, дальность обнаружения цели, маневренные возможности истребителя и ракеты.

Современное состояние в области наведения истребителей на воздушную цель в условиях полного и неполного приборного обеспечения

Решение задачи наведения истребителя на воздушную цель осуществляется путем выполнения двух этапов: дальнего наведения и ближнего (бортового) наведения.

Дальнее наведение осуществляется либо с наземных, либо с воздушных пунктов управления (ПУ) по командной радиолинии управления (КРУ) до вывода истребителя в локационный контакт. При дальнем наведении на борт самолёта с ПУ по КРУ передаются следующие основные команды: заданные скорость, высота, курс или путевой угол, дальность до цели, скорость сближения с целью, азимут и угол превышения цели, включения РЛС, на разворот, управления зоной обзора обзорной прицельной системы (ОПС) и т.д. Этап дальнего наведения заканчивается выводом самолёта в окрестность цели и организацией режима «Обзор».

Режим «Обзор» начинается с момента оповещения лётчика с ПУ о необходимости включения обзорно-прицельной системы (ОПС) в режим обзора воздушного пространства. Тип визирного устройства ОПС, используемого в режиме

«Обзор», выбирается исходя из тактической и метеорологической обстановки радиолокационного прицельного комплекса (РЛПК) или оптико-локационная станцией (ОЛС). В режиме «Обзор» ОПС решает задачи: автоматического обнаружения воздушных целей, грубого измерения параметров движения цели, сопровождения «на проходе» нескольких целей, выработку рекомендаций о степени опасности целей, индикации необходимой информации, опознавания цели. Режим «Обзор» заканчивается назначением цели на атаку (целераспределением) и переходом ОПС в режим «непрерывной пеленгации» (слежением за одной целью).

После перехода ОПС в режим «непрерывной пеленгации» начинается этап ближнего наведения. Его иногда называют этапом «самонаведения», т.к. дальнейшее сближение с целью, для выхода в исходное положение для атаки, осуществляется по командам, вырабатываемым в ОПС истребителя. Исходными данными для выработки этих команд являются координаты и параметры движения цели, измеренные в ОПС. В режиме ближнего наведения ОПС решает задачи: точного измерения координат и параметров движения цели; опознавания цели, выработки команд управления истребителем, расчёта условий пуска управляемых ракет (максимальная и минимальная дальность пуска), потребного времени подсвета цели, целеуказания координаторам управляемых ракет (УР), подготовки УР к пуску и обеспечения наведения на цель.

Для ближнего наведения в качестве основного широко используется метод «прямого сближения», направленный на достижение конечной цели наведения. Данный метод, предполагает, что цель не маневрирует и сохраняет параметры своего

движения постоянными. Истребитель наводится по прямолинейной траектории в точку предполагаемой встречи. Окончанием этапа ближнего наведения является выход истребителя в исходное положение для атаки.

При ведущем канале РЛПК осуществляется режим полного приборного обеспечения, который обеспечивает возможность пуска ракеты без захвата цели под носителем летательного аппарата, за счет осуществления сопровождение цели по угловым координатам, дальности и скорости сближения.

При ведущем визирном канале ОЛС осуществляется режим неполного приборного обеспечения, который обеспечивает скрытую атаку цели только в случае захвата цели оптическим координатором ракеты при ее нахождении на летательном аппарате.

Таким образом, для подготовки к пуску ракеты с захватом ею цели на траектории в условиях неполного приборного обеспечения необходимо дополнительно определять параметры движения цели.

В настоящее время известны два подхода для косвенного определения параметров движения целей: позиционный и позиционно–скоростной [1-12]. Однако методы, основанные на данных подходах, в настоящее время не используются.

Предлагается способ управления вооружением летательных аппаратов в условиях скрытного наблюдения за целью [13], который позволяет обеспечить пуск ракет с последующим захватом цели на траектории на основе косвенного определения зоны возможного пуска ракет.

**Методика оценки вероятности наведения истребителя в зону
разрешенных пусков управляемых ракет в условиях неполного приборного
обеспечения**

Вероятность наведения истребителя [14, 15] определяется в соответствии с данным выражением:

$$P_H = \int_{D_n}^{D_k} \int_{\varphi_n}^{\varphi_k} \int_{\psi_n}^{\psi_k} \int_{\varepsilon_n}^{\varepsilon_k} f(D, \varphi, \psi, \varepsilon) dD d\varphi d\psi d\varepsilon, \quad (1)$$

где $D_n, \varphi_n, \psi_n, \varepsilon_n$ – начальные значения координат в исходной точке наведения;
 $D_k, \varphi_k, \psi_k, \varepsilon_k$ – конечные значения координат, при которых еще возможен перехват ВЦ; $f(D, \varphi, \psi, \varepsilon)$ – плотность распределения координат, где – $D, \varphi, \psi, \varepsilon$ соответственно дальность до цели, угловые положения цели по азимуту и углу места и углу наклона траектории цели.

При рассмотрении наведения с позиций поэтапного функционирования выражение (1) можно записать в другом виде. Пусть известна плотность распределения координат взаимного расположения истребителя и цели в конце фазы дальнего наведения, что соответствует моменту ее обнаружения бортовыми средствами истребителя – $f(D_{об}, \varphi_{об}, \psi_{об}, \varepsilon_{об})$. Пусть также известна условная вероятность ближнего наведения для каждой возможной (случайной) совокупности координат – $P_{БН}(D_{об}, \varphi_{об}, \psi_{об}, \varepsilon_{об})$, когда в конце наведения может быть осуществлено эффективное применение средства поражения по ВЦ. При этих условиях вероятность наведения определяется по формуле:

$$P_H = \int_{D_{o\bar{o}1}}^{D_{o\bar{o}2}} \int_{\varphi_{o\bar{o}1}}^{\varphi_{o\bar{o}2}} \int_{\psi_{o\bar{o}1}}^{\psi_{o\bar{o}2}} \int_{\varepsilon_{o\bar{o}1}}^{\varepsilon_{o\bar{o}2}} f(D_{o\bar{o}}, \varphi_{o\bar{o}}, \psi_{o\bar{o}}, \varepsilon_{o\bar{o}}) dD_{o\bar{o}} d\varphi_{o\bar{o}} d\psi_{o\bar{o}} d\varepsilon_{o\bar{o}}, \quad (2)$$

где пределами интегрирования являются граничные значения координат взаимного положения истребителя и цели в момент окончания дальнего наведения.

Для выявления взаимосвязей между вероятностью наведения и летно-техническими характеристиками истребителя и параметрами наведения примем следующие допущения:

- 1) цель не маневрирует и летит с постоянной скоростью на одной и той же высоте;
- 2) ошибки, связанные с наведением в вертикальной плоскости (по высоте) и горизонтальной плоскости (по дальности и курсу), независимы;
- 3) ошибки, связанные с наведением истребителя в вертикальной плоскости, практически всегда могут быть исправлены на фазе дальнего наведения;
- 4) в качестве основного метода наведения принимаем «прямое сближение».

На основании второго и третьего допущений выражение (2) преобразуем к виду:

$$P_H = \int_{D_{o\bar{o}1}}^{D_{o\bar{o}2}} f(D_{o\bar{o}}) \left[\int_{\varphi_{o\bar{o}1}}^{\varphi_{o\bar{o}2}} \int_{\psi_{o\bar{o}1}}^{\psi_{o\bar{o}2}} f(\varphi_{o\bar{o}}, \psi_{o\bar{o}}) d\varphi_{o\bar{o}} d\psi_{o\bar{o}} \right] dD_{o\bar{o}}.$$

Обозначим $\int_{\varphi_{o\bar{o}1}}^{\varphi_{o\bar{o}2}} \int_{\psi_{o\bar{o}1}}^{\psi_{o\bar{o}2}} f(\varphi_{o\bar{o}}, \psi_{o\bar{o}}) d\varphi_{o\bar{o}} d\psi_{o\bar{o}} = P_{BH}(D_{o\bar{o}})$, тогда в итоге получаем

$$P_H = \int_{D_{o\bar{o}1}}^{D_{o\bar{o}2}} P_{BH} f(D_{o\bar{o}}) dD_{o\bar{o}}. \quad (3)$$

Зависимость $P_{BH}(D_{об})$ представляет собой условную вероятность наведения по курсу в горизонтальной плоскости при условии обнаружения цели бортовыми средствами на дальности $D_{об}$. Из теории вероятности известно, что $f(D_{об})dD_{об} = dF(D_{об})$, $dF(D_{об})$ – интегральная функция распределения дальности обнаружения цели. Фактически это вероятность того, что к моменту, когда расстояние между истребителем и целью становится равным $D_{об}$, цель будет обнаружена бортовыми средствами истребителя.

В итоге выражение (3) может быть представлено в следующем виде:

$$P_H = \int_{D_{об1}}^{D_{об2}} P_{BH}(D_{об}) dF(D_{об}). \quad (4)$$

Пределы интегрирования обычно выбираются следующим образом: $D_{об} = D_0$ соответствует максимальной дальности видимости цели бортовыми средствами обнаружения, $D_{об2} = D_{II}$ – минимальной дальности пуска бортовых средств поражения (СП).

Общее выражение для определения условной вероятности наведения истребителя по курсу

$$P_{BH}(D_{об}) = \int_{\varphi_{об1}}^{\varphi_{об2}} \int_{\psi_{об1}}^{\psi_{об2}} f(\varphi_{об}, \psi_{об}) d\varphi_{об} d\psi_{об}. \quad (5)$$

При любом методе ближнего наведения может быть установлена функциональная связь между курсовыми углами истребителя и цели – $\varphi = \varphi(\psi)$.

При методе «прямое сближение», который принят в данной модели, эта взаимосвязь определяется уравнением

$$\sin \varphi = \sin \psi \frac{V_u t_u}{V_u t_u + L_p}, \quad (6)$$

где t_u – время полета истребителя, равное $\frac{D_0 - D_{II}}{V_{om u}}$, V_u – скорость цели, V_u – скорость

истребителя, $V_{om u}$ – скорость сближения истребителя с целью, $L_p = (V_p + V_u)t_p$ – расстояние, пролетаемое СП (ракетой), V_p – осредненная скорость полета ракеты,

$t_p = \frac{D_{II}}{V_{om p}}$ – время полета ракеты, $V_{om p}$ – осредненная относительная скорость

ракеты. Благодаря такой взаимосвязи формула (6) преобразуется к виду

$$P_{BH}(D_{об}) = \int_{\varphi_{об1}}^{\varphi_{об2}} f(\varphi_{об}) d\varphi_{об}, \quad (7)$$

где $f(\varphi_{об})$ – плотность распределения вероятности курсового угла истребителя в момент обнаружения цели. Выражение (6) задает определенный курсовой угол, который является функцией дальности обнаружения $\varphi_{об}^{зад}(D_{об})$ и должен выдерживаться в процессе наведения на цель. Заданный угол не является случайной величиной. Случайной величиной является отклонение от него $\Delta\varphi_{об}$ в результате возникновения неизбежных ошибок на фазе дальнего наведения. В итоге фактический курсовой угол случаен, и для момента обнаружения цели могут быть записаны следующие соотношения:

$$\varphi_{об}(D) = \varphi_{об}^{зад}(D) + \Delta\varphi_{об};$$

$$f(\varphi_{o\delta}) = \varphi_{o\delta}^{3a\delta}(D) + f(\Delta\varphi_{o\delta});$$

$$d\varphi_{o\delta} = d(\Delta\varphi_{o\delta}).$$

Пределы интегрирования в выражении (7) можно представить в виде

$$\varphi_{o\delta 1} = \varphi_{o\delta}^{3a\delta}(D) + \Delta\varphi_{o\delta}^{np};$$

$$\varphi_{o\delta 2} = \varphi_{o\delta}^{3a\delta}(D) - \Delta\varphi_{o\delta}^{np}.$$

Случайное отклонение $\Delta\varphi_{o\delta}$ возможно в обе стороны от заданного курса.

Величина $\Delta\varphi_{o\delta}^{np}$ – это предельный угол, который может быть исправлен за счет маневренных возможностей истребителя и ракеты при обнаружении цели на дальности $D_{o\delta}$.

После подстановки полученных соотношений в формулу (7) и преобразований получим

$$P_{BH}(D_{o\delta}) = \int_{-\Delta\varphi_{o\delta}^{np}}^{+\Delta\varphi_{o\delta}^{np}} f(\Delta\varphi_{o\delta}) d\Delta\varphi_{o\delta}.$$

Ошибка выдерживания заданного курса не зависит от дальности до цели и распределяется по нормальному закону

$$f(\Delta\varphi_{o\delta}) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_{\Delta\varphi}}} e^{-\frac{(\Delta\varphi_{o\delta} - m_{\Delta\varphi})^2}{2\sigma_{\Delta\varphi}^2}},$$

где $\sigma_{\Delta\varphi}$ – средняя квадратическая ошибка выдерживания требуемого курса, $m_{\Delta\varphi}$ – математическое ожидание ошибки выдерживания курса.

Таким образом, окончательная формула для определения эффективности ближнего наведения имеет следующий вид:

$$P_{BH}(D_{об}) = \int_{-\Delta\varphi_{об}^{np}}^{+\Delta\varphi_{об}^{np}} \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_{\Delta\varphi}}} e^{-\frac{(\Delta\varphi - m_{\Delta\varphi})^2}{2\sigma_{\Delta\varphi}^2}} d\Delta\varphi_{об} = \Phi\left(\frac{+\Delta\varphi_{об}^{np} - m_{\Delta\varphi}}{\sigma_{\Delta\varphi}}\right) - \Phi\left(\frac{-\Delta\varphi_{об}^{np} - m_{\Delta\varphi}}{\sigma_{\Delta\varphi}}\right). \quad (8)$$

Для проведения вычислений необходимо знать $\sigma_{\Delta\varphi}$ и $m_{\Delta\varphi}$, которые зависят от точностных характеристик наземных и бортовых средств управления наведением, реализуемого метода наведения, динамических свойств истребителя, а также предельно допустимых ошибок $\pm\Delta\varphi_{об}^{np}$, исправляемых истребителем и ракетой при их маневрировании.

Определение предельных ошибок рассмотрим для наведения истребителя в переднюю полусферу методом «прямое сближение» и применения УР класса «воздух – воздух». При этом введем дополнительное допущение о том, что дальность полета ракеты, определяющая требуемые параметры движения истребителя при его наведении, соответствует минимальной дальности пуска ракеты. Предельное отклонение от требуемого курса $\Delta\varphi_{об}^{np}$, которое устраняется маневром истребителя и ракеты, равно

$$\Delta\varphi_{об}^{np} = \Delta\varphi_u^{np} + \Delta\varphi',$$

где $\Delta\varphi_u^{np}$ – угол, который может устранить истребитель на этапе ближнего наведения, $\Delta\varphi'$ – часть угла $\Delta\varphi^{np}$, которая может быть скомпенсирована маневром ракеты при ее полете к цели. При этом

$$\Delta\varphi_u^{np} = \frac{V_u t_u}{2r_{eu}}, \quad r_{eu} = \frac{V_u^2}{g\sqrt{n_{yu}^2 - 1}};$$

$$\Delta\varphi_p^{np} = \frac{V_p t_p}{2r_{\epsilon p}}, \quad r_{\epsilon p} = \frac{V_p^2}{g \sqrt{n_{yp}^2 - 1}},$$

где $r_{\epsilon u}$ и $r_{\epsilon p}$ – радиусы виража истребителя и ракеты, n_{yu} и n_{yp} – перегрузки истребителя и ракеты соответственно. Определим выражение для угла $\Delta\varphi'$.

$$\Delta\varphi' = \frac{V_p t_p}{V_u t_u + V_p t_p} (\Delta\varphi_u^{np} + \Delta\varphi_p^{np}).$$

Итак, получены оба слагаемых для определения предельного угла $\Delta\varphi^{np}$.

Выполним ряд очевидных преобразований:

$$\begin{aligned} \Delta\varphi^{np} &= \Delta\varphi_u^{np} + \Delta\varphi' = \Delta\varphi_u^{np} + \frac{V_p t_p}{V_u t_u + V_p t_p} \Delta\varphi_u^{np} + \frac{V_p t_p}{V_u t_u + V_p t_p} \Delta\varphi_p^{np} = \\ &= \Delta\varphi_u^{np} \left(1 + \frac{V_p t_p}{V_u t_u + V_p t_p} \right) + \Delta\varphi_p^{np} \frac{V_p t_p}{V_u t_u + V_p t_p}. \end{aligned} \quad (9)$$

Окончательное выражение для предельного угла $\Delta\varphi^{np}$ приобретает вид

$$\Delta\varphi^{np} = \frac{V_u t_u}{2r_{\epsilon u}} \left(1 + \frac{V_p t_p}{V_u t_u + V_p t_p} \right) + \frac{V_p t_p}{2r_{\epsilon p}} \cdot \frac{V_p t_p}{V_u t_u + V_p t_p}. \quad (10)$$

Таким образом, получены выражения (8) и (10), которые позволяют вычислять условную вероятность ближнего наведения в зависимости от маневренных возможностей истребителя и ракеты.

Для выявления взаимосвязей между вероятностью наведения и ошибками определения пространственного положения цели рассмотрим методику, суть которой заключается в:

- определении вероятности обнаружения и захвата при условии отсутствия помех по формуле:

$$P_{об.} = \frac{\bar{\tau}_{нз}}{\bar{\tau}_{нз} + \bar{\tau}_{он} + \bar{\tau}_{зх}},$$

где $\bar{\tau}_{нз}$ – среднее время нахождения цели в поле зрения ОПС, $\bar{\tau}_{зх}$ – среднее время захвата ОПС, $\bar{\tau}_{он}$ – среднее время опознавания ОПС,

- вычисление среднего времени нахождения цели в поле зрения ОПС в виде:

$$\bar{\tau}_{нз} = \frac{m_{д\ об} - d_{нр}}{V_{уц}} = \frac{m_{д\ об} - d_{нр\ min} - V_{уц} \bar{\tau}_{нр}}{V_{уц}},$$

где $m_{д\ об}$ – средняя дальность обнаружения цели, $d_{нр}$ – дальность пуска ракеты, $d_{нр\ min}$ – дальность пуска ракеты минимальная, $V_{уц}$ – относительная скорость сближения, которая определяется следующим выражением:

$$V_{уц} = V_u + V_n,$$

- определении вероятности выхода в атаку по формуле

$$W_{ам} = \Phi_o \left(\frac{\Delta\varphi_{зх}^* - \Delta\bar{\varphi}}{\sigma_{зх}} \right) - \Phi_o \left(\frac{-\Delta\varphi_{зх}^* - \Delta\bar{\varphi}}{\sigma_{зх}} \right).$$

В случае если цель не маневрирует $\Delta\bar{\varphi}=0$, то можно записать, что

$$W_{ам} = 2\Phi_o \left(\frac{\Delta\varphi_{зх}^*}{\sigma_{зх}} \right);$$

- определении критического значения ошибки наведения $\Delta\varphi_{зх}^*$ при условии:

$$\frac{\omega_p}{2V_{рц}} > \frac{\omega_u}{2V_{уц}}$$

в виде:

$$\Delta\varphi_{зх}^* = \frac{\omega_p d_{п\ max}^{*2}}{2V_{рц} \times \bar{d}_{зв}} + \frac{\omega_p}{2V_{рц}} \frac{\bar{d}_{зв}^2 - d_{п\ max}^{*2}}{\bar{d}_{зв}};$$

- определении средней дальности захвата и соответственно максимальной дальности пуска с учетом скорости относительной скорости истребителя и времени прицеливания в виде:

$$\bar{d}_{зв} = m_{d об} - V_{иц} (\bar{\tau}_{он} + \bar{\tau}_{зх}),$$

$$\bar{d}_{р макс}^* = d_{р макс} - V_{иц} \bar{\tau}_{пр};$$

- определении СКО ошибки наведения в виде:

$$\sigma_{\Delta\varphi} = \sqrt{\sigma_{изм.}^2 + \sigma_{сн}^2}$$

где $\sigma_{сн}^2$ среднеквадратическое отклонение по курсу,

$$\sigma_{изм.}^2 = 2\alpha^2\sigma_R \left[\frac{1}{V_u^2 \tau_{изм.}^2} + \frac{1}{\bar{d}_{зх}^2} \right], \quad \alpha = \frac{V_{ц}}{V_u}, \quad \alpha - \text{коэффициент, учитывающий отношения}$$

скоростей движения цели и истребителя, σ_R – ошибка в определении пространственного положения цели;

- оценке ошибок пространственного положения цели по дальности на основе полунатурного экспериментального комплекса;

- получение зависимости вероятности наведения от ошибок определения пространственного положения цели.

Оценка ошибок пространственного положения цели на основе полунатурного экспериментального комплекса

Оценка точности определения параметров движения воздушной цели в условиях скрытого наблюдения за целью проведена на основе методик [16-18], однако в целях повышения достоверности необходимо провести дополнительные исследования на

полунатурном экспериментальном комплексе, который состоит из тепlopеленгатора, имитатора цели с направляющими обеспечивающими его перемещение в пространстве, устройства сопряжения с персональным компьютером, вычислителя на основе компьютера с программно-математическим обеспечением. Аппаратно-программное обеспечение комплекса приведено [19, 20].

Условия проведения эксперимента:

1) имитатор движущегося объекта выполнен в виде источника инфракрасного излучения, который перемещается по направляющим со скоростью движения 0,056 м/с, направляющие могут изменять свое положение в пространстве в вертикальной плоскости от 0 до 45⁰ и горизонтальной плоскости от 0 до 90⁰;

2) измеритель выполнен в виде датчика пассивного типа, который измеряет угловые положения источника инфракрасного излучения, может перемещаться в горизонтальной плоскости по направляющим, диапазон изменения скорости движения измерителя от 0,042 до 0,119 м/с, точность определения перемещений датчиком $\pm 0,2$ мм;

3) скорость движения измерителя управляется за счет изменения напряжения питания электродвигателя;

4) диапазон изменений угловых положений движущегося объекта в вертикальной плоскости относительно измерителя изменяется от 20⁰ до 30⁰ при расположении их относительно друг друга на расстоянии 2 м;

5) вычислитель в соответствии с предлагаемым алгоритмом на основе получаемой информации от измерителя и датчика перемещений определяет параметры движения объекта (дальность, скорость).

Рассмотрим взаимное движение носителя и подвижного объекта в земной неподвижной системе координат (СК).

Известны: $x_u, y_u, z_u, x_o, y_o, z_o$ – координаты носителя и подвижного объекта; $V_u, \psi_u, \nu_u, V_o, \psi_o, \nu_o$ – скорость, углы курса и тангажа носителя и подвижного объекта (углы крена $\gamma=0$).

Зададим вектор скорости подвижного объекта \vec{V}_o в СК $Ox_0y_0z_0$ трехмерной матрицей-столбцом

$$\|\vec{V}_o\|_0 = \begin{Bmatrix} V_o \cos \psi_o \cos \sigma_o \\ V_o \sin \sigma_o \\ -V_o \sin \psi_o \cos \sigma_o \end{Bmatrix}. \quad (11)$$

Перейдем к СК, связанной с носителем $Ox_1y_1z_1$ (СК $Ox_{v1}y_{v1}z_{v1}=СК Ox_1y_1z_1$ т.к. $\alpha_{ат} = \beta_{ск} = 0$).

Найдем проекции вектора \vec{V}_o на оси СК $Ox_1y_1z_1$

$$\|\vec{V}_o\|_1 = |A_0^1|^T \|\vec{V}_o\|_0 = A_1^0 \|\vec{V}_o\|_0; \quad (12)$$

$$A_0^1 = \begin{Bmatrix} \cos \psi_H & 0 & \sin \psi_H \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \psi_H & 0 & \cos \psi_H \end{Bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \cos \sigma_H & \sin \sigma_H & 0 \\ -\sin \sigma_H & \cos \sigma_H & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \cos \psi_H \cos \sigma_H & \cos \psi_H \sin \sigma_H & \sin \psi_H \\ \sin \sigma_H & \cos \sigma_H & 0 \\ -\sin \psi_H \cos \sigma_H & -\sin \psi_H \sin \sigma_H & \cos \psi_H \end{Bmatrix};$$

$$\|\vec{V}_U\|_1 = A_0^1 \|\vec{V}_U\|_0 = \left\| \begin{array}{l} V_U (\cos \psi_H \cos \sigma_H \cos \psi_U \cos \sigma_U + \cos \psi_H \sin \sigma_H \sin \sigma_U - \sin \psi_H \sin \psi_U \cos \sigma_U) \\ V_U (\sin \sigma_H \cos \psi_U \cos \sigma_U + \cos \sigma_H \sin \sigma_U) \\ -V_U (\sin \psi_H \cos \sigma_H \cos \psi_U \cos \sigma_U - \sin \psi_H \sin \sigma_H \sin \sigma_U - \cos \psi_H \sin \psi_U \cos \sigma_H) \end{array} \right\|.$$

Найдем проекции вектора и модуль скорости подвижного объекта относительно измерителя в СК $Ox_1y_1z_1$

$$\|\vec{V}_c\|_1 = \|\vec{V}_U\|_1 - \|\vec{V}_H\|_1 = \left\| \begin{array}{l} V_{UX} \\ V_{UY} \\ V_{UZ} \end{array} \right\| - \left\| \begin{array}{l} V_H \\ 0 \\ 0 \end{array} \right\| = \left\| \begin{array}{l} V_{Cx} \\ V_{Cy} \\ V_{Cz} \end{array} \right\| \quad (13)$$

$$\|\vec{V}_c\|_1 = \left\| \begin{array}{l} V_U (\cos \psi_H \cos \sigma_H \cos \psi_U \cos \sigma_U + \cos \psi_H \sin \sigma_H \sin \sigma_U + \sin \psi_H \sin \psi_U \cos \sigma_U) - V_H \\ -V_U (\sin \psi_H \cos \sigma_H \cos \psi_U \cos \sigma_U - \sin \psi_H \sin \sigma_H \sin \sigma_U - \cos \psi_H \sin \psi_U \cos \sigma_H) \\ V_U (\sin \sigma_H \cos \psi_U \cos \sigma_U + \cos \sigma_H \sin \sigma_U) \end{array} \right\|,$$

$$V_C = \sqrt{V_{Cx}^2 + V_{Cy}^2 + V_{Cz}^2}$$

Определим углы поворота вектора \vec{V}_c от осей $Ox_1y_1z_1$

$$\varphi_{IM} = \arctg \frac{V_{Cy}}{\sqrt{V_{Cx}^2 + V_{Cz}^2}}; \quad \psi_{IM} = \arctg \frac{V_{Cz}}{V_{Cx}} \quad (14)$$

где φ_{IM}, ψ_{IM} – угловые положения имитатора цели. Найдем проекции и модуль вектора дальности $|\vec{D}|$

$$D_x = x_U - x_H, D_y = y_U - y_H, D_z = z_U - z_H \quad (15)$$

Найдем проекции вектора \vec{D} на оси СК $Ox_1y_1z_1$

$$\|\vec{D}_1\|_1 = |A_0^1|^T \cdot \|\vec{D}\|_0 = A_1^0 \|\vec{D}\|_0; \quad (16)$$

$$\begin{aligned} \|\bar{D}_1\|_1 &= \left\| \begin{pmatrix} \cos\psi_H \cos\sigma_H & \sin\sigma_H & -\sin\psi_H \cos\sigma_H \\ -\cos\psi_H \sin\sigma_H & \cos\sigma_H & \sin\psi_H \sin\sigma_H \\ \sin\psi_H & 0 & \cos\psi_H \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{pmatrix} \right\| = \\ &= \left\| \begin{pmatrix} D_x \cos\psi_H \cos\sigma_H + D_y \sin\sigma_H - D_z \sin\psi_H \cos\sigma_H \\ -D_x \cos\psi_H \sin\sigma_H + D_y \cos\sigma_H + D_z \sin\psi_H \sin\sigma_H \\ D_x \sin\psi_H + D_z \cos\psi_H \end{pmatrix} \right\| = \begin{pmatrix} D_{1x} \\ D_{1y} \\ D_{1z} \end{pmatrix} \end{aligned}$$

Найдем углы поворота вектора дальности \bar{D} от осей СК $Ox_1y_1z_1$

$$\varepsilon_1 = \arctg \frac{D_{1y}}{\sqrt{D_{1x}^2 + D_{1z}^2}}; \quad \beta_1 = \arctg \frac{D_{1z}}{D_{1x}}; \quad \varepsilon_{1x} = \arctg \frac{D_{1y}}{D_{1x}} \quad (17)$$

Рассмотрим движение носителя и имитатора подвижного объекта относительно носителя в СК $Ox_1y_1z_1$ на рисунке 1. Цель движется из точки Π_1 в точку Π_3 со скоростью \vec{V}_C . Имитатор движется параллельно цели со скоростью $\vec{V}_{им}$.

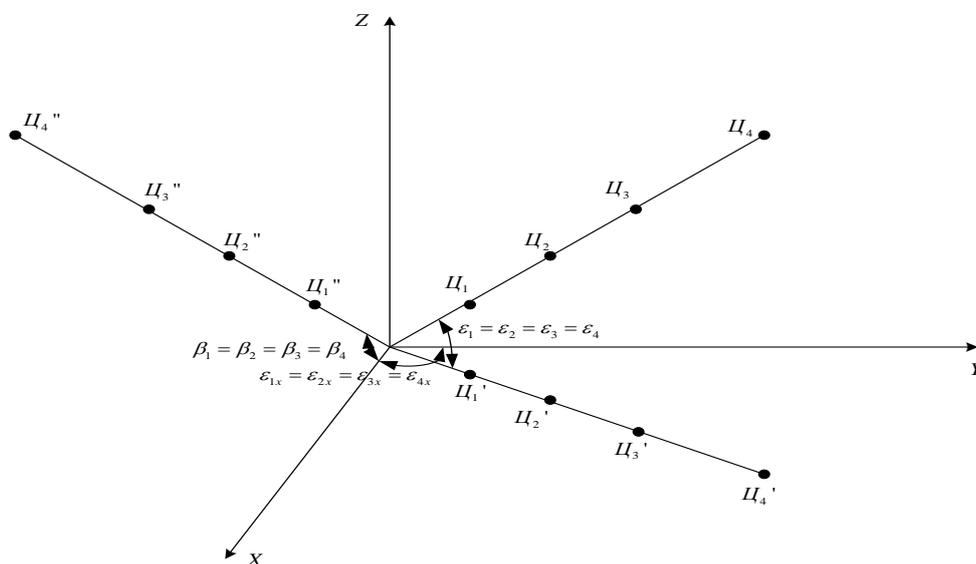


Рисунок 1 – Схема движение носителя и имитатора подвижного объекта относительно носителя в СК $Ox_1y_1z_1$.

Дальность от носителя (точки O) до точки Π_1 равна D_1 . Координаты точки $\Pi_1 = \{x_1; y_1; z_1\}$ соответственно равны $-D_{1x}, D_{1y}, D_{1z}$. Углы поворота вектора дальности

\vec{D}_1 от осей СК $Ox_1y_1z_1$ соответственно ε_1, β_1 . Дальность от носителя (точки O) до точки Π_2 равна D_2 . Координаты точки $\Pi_2 = \{x_2 = x_1 + tV_{Cx}; y_2 = y_1 + tV_{Cy}; z_2 = z_1 + tV_{Cz}\}$ соответственно равны $-D_{2x}, D_{2y}, D_{2z}$. Углы поворота вектора дальности \vec{D}_2 от осей СК $Ox_1y_1z_1$ соответственно:

$$D_2 = \sqrt{D_{2x1}^2 + D_{2y1}^2 + D_{2z1}^2},$$

$$\varepsilon_2 = \arctg \frac{D_{2y}}{\sqrt{D_{2x}^2 + D_{2z}^2}}; \quad \beta_2 = \arctg \frac{D_{2z}}{D_{2x}}; \quad \varepsilon_{2x} = \arctg \frac{D_{2y}}{D_{2x}} \quad (18)$$

Дальность от носителя (точки O) до точки Π_3 равна D_3 . Координаты точки $\Pi_3 = \{x_3 = x_2 + tV_{Cx}; y_3 = y_2 + tV_{Cy}; z_3 = z_2 + tV_{Cz}\}$ соответственно равны $-D_{3x}, D_{3y}, D_{3z}$. Углы поворота вектора дальности \vec{D}_3 от осей СК $Ox_1y_1z_1$ соответственно:

$$D_3 = \sqrt{D_{3x}^2 + D_{3y}^2 + D_{3z}^2}, \quad \varepsilon_3 = \arctg \frac{D_{3y}}{\sqrt{D_{3x}^2 + D_{3z}^2}};$$

$$\beta_3 = \arctg \frac{D_{3z}}{D_{3x}}; \quad \varepsilon_{3x} = \arctg \frac{D_{3y}}{D_{3x}} \quad (19)$$

На третьем участке носитель движется со скоростью $V_{ИЗ} \neq V_{И}$. Имитатор подвижного объекта движется из точки Π_3 в точку Π_4 со скоростью \vec{V}_{C3} .

Найдем проекции и модуль скорости имитатора подвижного объекта относительно носителя \vec{V}_{C3} из точки Π_3 в точку Π_4 в СК $Ox_1y_1z_1$:

$$\|\vec{V}_{C3}\|_l = \begin{vmatrix} V_{ЦХ} \\ V_{Цy} \\ V_{Цz} \end{vmatrix} - \begin{vmatrix} V_{ИЗ} \\ 0 \\ 0 \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} V_{C3x} \\ V_{C3y} \\ V_{C3z} \end{vmatrix} \quad (20)$$

$$\left\| \vec{V}_{C3} \right\|_I = \left\| \begin{array}{l} V_{II} \left(\cos\psi_{II} \cos\sigma_{II} \cos\psi_{II} \cos\sigma_{II} + \sin\sigma_{II} \sin\sigma_{II} - \sin\psi_{II} \cos\sigma_{II} \sin\psi_{II} \cos\sigma_{II} \right) - V_{III} \\ V_{II} \left(\sin\psi_{II} x \cos\psi_{II} \cos\sigma_{II} - \cos\psi_{II} \cos\psi_{II} \sin\sigma_{II} \right) \\ V_{II} \left(-\cos\psi_{II} \sin\sigma_{II} \cos\psi_{II} \cos\sigma_{II} + \cos\psi_{II} \sin\sigma_{II} - \sin\psi_{II} \sin\sigma_{II} \sin\psi_{II} \cos\sigma_{II} \right) \end{array} \right\|,$$

$$V_{C3} = \sqrt{V_{C3x}^2 + V_{C3y}^2 + V_{C3z}^2},$$

$$\overline{II}_3 \overline{II}_4 = V_{C3} \cdot t = L_3, \quad (21)$$

Координаты точки $II_4 = \{x_4 = x_3 + tV_{C3x}; y_4 = y_3 + tV_{C3y}; z_4 = z_3 + tV_{C3z}\}$ соответственно равны – D_{4x} , D_{4y} , D_{4z} . Дальность от носителя (точки O) до точки II_4 равна $D_4 = \sqrt{D_{4x}^2 + D_{4y}^2 + D_{4z}^2}$. Углы поворота вектора дальности \vec{D}_4 от осей СК $Ox_1y_1z_1$ соответственно

$$\varepsilon = \arctg \frac{D_{4y}}{\sqrt{D_{4x}^2 + D_{4z}^2}}; \quad \beta_4 = \arctg \frac{D_{4z}}{D_{4x}}; \quad \varepsilon_{4x} = \arctg \frac{D_{4y}}{D_{4x}}$$

$$\overline{II}_3 \overline{II}_4 = V_C \cdot t_3 = L_3 \quad (22)$$

Найдем координаты точки $II_4 = \{x_3 + t_3 V_{Cx}; y_3 + t_3 V_{Cy}; z_3 + t_3 V_{Cz}\}$, где $t_3 = \frac{II_3 II_4}{|V_C|}$ –

интервал сканирования на третьем участке.

По теореме синусов

$$II_3 II_4 = II_3 II_4 \frac{\sin \gamma_1}{\sin \gamma_2}, \text{ где } \gamma_1 = \arccos \frac{V_{C3x} + V_{C3y} \cdot y_4 + V_{C3z} \cdot z_4}{|V_{C3}| \cdot |D_4|}$$

$$II_3 II_4 = II_3 II_4 \frac{\sin \gamma_1}{\sin \gamma_2}, \quad (23)$$

$$\gamma_2 = \pi - \arccos \left(\frac{V_{Cx} \cdot x_4 + V_{Cy} \cdot y_4 + V_{Cz} \cdot z_4}{|V_C| \cdot |D_4|} \right)$$

На рисунке 2 представлена схема сближения носителя и имитатора подвижного объекта.

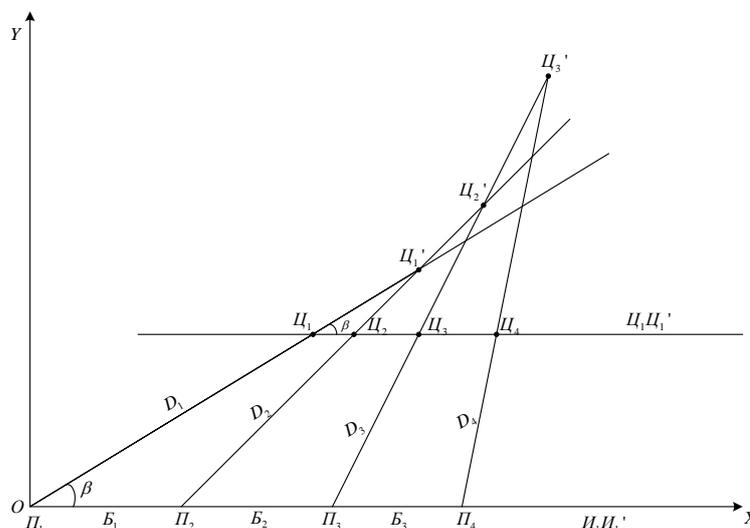


Рисунок 2 – Схема сближения носителя и имитатора подвижного объекта

Из подобия $\Delta П_1Ц_1'П_2$ и $\Delta Ц_1Ц_1'Ц_2$ (подобны по двум сторонам и углу между ними) можно получить следующие соотношения:

$$\frac{D_1}{СИ_1} = \frac{Ц_1Ц_2}{И_1И_2} = \frac{V_C \cdot t}{B},$$

аналогично

$$\frac{D_1}{СИ_1} = \frac{V_C \cdot t}{B} = \frac{V_C \cdot t_3}{B_3}, \quad \frac{П_1Ц_1'}{Ц_1Ц_1'} = \frac{Ц_1Ц_2}{П_1П_2} = \frac{V_{ИМ} \cdot t}{B_1}.$$

Скорость имитатора соответственно равна $V_{ИМ} = \frac{B}{t}$.

Результаты проверки сходимости угловых положений имитатора подвижного объекта в контрольных точках траектории перемещения приведены в таблице 1.

Таблица 1

Таблица 1– Результаты сходимости угловых положений имитатора подвижного объекта в контрольных точках траектории его перемещения

Углы	Разработанная модель		Эталон	
	ε	β	ε	β
ζ_1	45.000	21.801	45.023	21.812
ζ_2	45.872	22.410	45.896	22.421
ζ_3	46.771	23.051	46.795	23.063
ζ_4	47.588	23.647	47.614	23.660

Результаты проведения исследований на основе полунатурного

экспериментального комплекса представлены в виде графиков на рисунках 3-6.

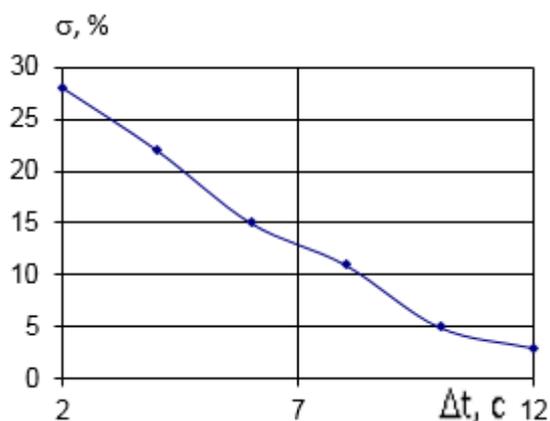


Рисунок 3 – Зависимость ошибки

измерения дальности от дискретности

измерения угловых координат при

движении только имитатора объекта

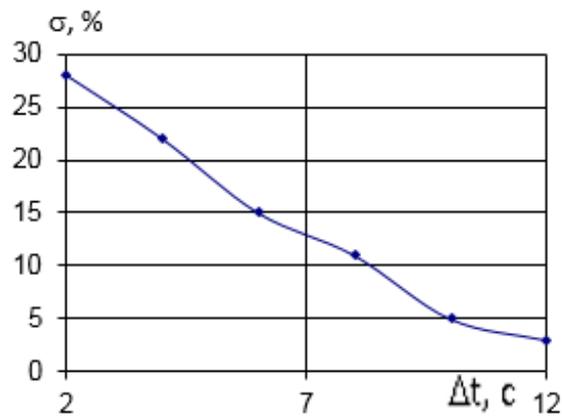


Рисунок 4 – Зависимость ошибки

измерения дальности от дискретности

измерения угловых координат при

взаимном перемещении объектов

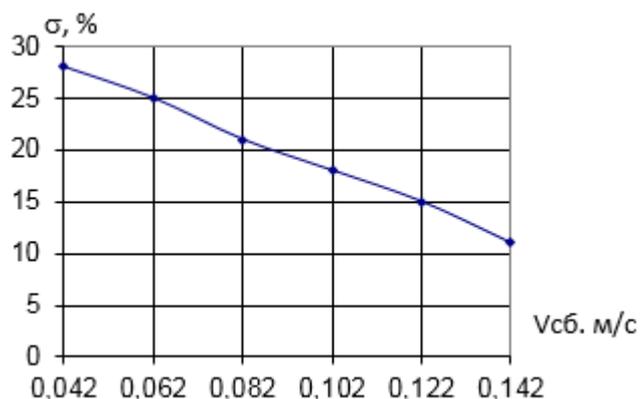


Рисунок 5 – Зависимость ошибки

измерения дальности от скорости

сближения при взаимном перемещении

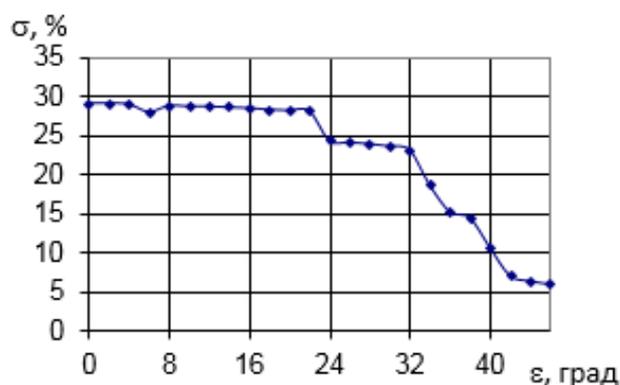


Рисунок 6 – Зависимость ошибки

измерения дальности от угла наклона

траектории имитатора объекта

Анализ результатов экспериментов позволяет сделать следующие выводы:

- точность измерения дальности имитатора объекта составляет от 26% до 2.6% 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 и увеличении угла наклона траектории точность определения дальности возрастает.

Для оценки вероятности наведения истребителя в зону разрешенных пусков проведем моделирование. Определим вероятность наведения истребителя при следующих начальных условиях скорость цели 1000 км/ч, средняя дальность обнаружения ОЛС 50 км, среднее время опознавания и захвата цели 3 и 2 с соответственно, скорость БЛА 2200 км/ч, предельная перегрузка -3, угол поля

зрения ОЛС $\pm 30^0$. Истребитель вооружен УАР с целеуказанием. Максимальная дальность пуска 30 км, минимальная 5 км, скорость ракеты 3000 км/ч, располагаемая перегрузка 6. Среднее время прицеливание 3 с. Точность измерения положения цели от 1000 до 10000 м., интервал измерения 6 с. Метод наведение «параллельное сближение».

Для оценки влияния отношений скоростей целей истребителей проведены исследования при 0,45, 0,38, 0,33, 0,55, 0,71 и изменения ошибок от 1000 до 10000 метров. Значения варьируемых параметров сведем в таблицу 2 и проведем моделирование.

Таблица 2

Таблица 2 – Значения варьируемых параметров процесса наведения истребителя в зону разрешенных пусков ракет

$V_{ц}$	$V_{и}$	α	σ_R
1000	2200	0,454545	1000
1000	2600	0,384615	3250
1000	3000	0,333333	5500
1000	1800	0,555556	7750
1000	1400	0,714286	10000

На основе исходных данных построим график зависимости вероятности наведения истребителя в зону разрешенных пусков ракет.

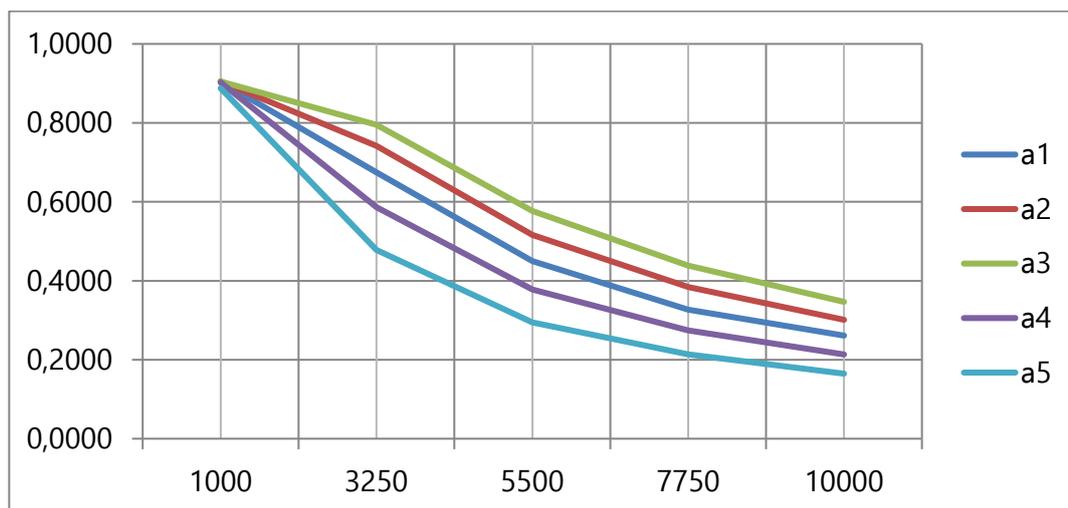


Рисунок 7 - Вероятность наведения истребителя в зону разрешенных пусков управляемых ракет в зависимости от ошибок определения дальности до цели

Анализ графика показывает, что с увеличением ошибок определения пространственного положения цели от 1000 до 10000 метров вероятность наведения истребителя в зону разрешенных пусков уменьшается от 0,9 до 0,15. При этом влияния коэффициента, определяющего отношения скорости истребителя и цели меняется незначительно.

Выводы

Проведена оценка вероятности наведения истребителя в зону разрешенных пусков управляемых ракет в условиях неполного приборного обеспечения и дополнительного косвенного определения параметров движения цели.

При этом выявлено:

точность измерения дальности при различных значениях дискретности определения угловых положений имитатора, скорости сближения и наклона траектории составляет от 26% до 2,6%;

на основе моделирования процесса наведения истребителя в зону разрешенных пусков в условиях неполного приборного обеспечения выявлено, что при точности измерения пространственного положения цели в условиях неполного приборного обеспечения от 7 % до 2.6 %, вероятность наведения истребителя в зону разрешенных пусков ракет изменяется в пределах от 0,4 до 0,7.

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. DOI:[10.1007/978-981-10-3078-9](https://doi.org/10.1007/978-981-10-3078-9)
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. Арбузов И.В., Болховитинов О.В. и др. Боевые авиационные комплексы и их эффективность. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. – 224 с.
14. Веремейчук Г.С., Глушков В.Г., Глушков О.В., Иванов В.К. Эффективность боевого применения авиационных боевых комплексов. - Ставрополь: СВВАИУ им. маршала В.А. Судца, 2005. -584 с.
15. Ананьев А.В., Филатов С.В., Рыбалко А.Г. Статистическая оценка ударных возможностей беспилотных летательных аппаратов малой дальности при решении задач пилотируемой авиации // Известия ТулГУ. Технические науки. 2018. № 12. С. 455 – 459.
16. Закота А.А., Ефанов В.В., Гунькина А.С. Методика оценки точности определения параметров движения воздушной цели в условиях скрытного наблюдения за ней // Труды МАИ. 2020. № 115. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=119951>. DOI: [10.34759/trd-2020-115-17](https://doi.org/10.34759/trd-2020-115-17)
17. Ефанов В.В., Закота А.А., Гунькина А.С. Методика оценки точности и определения параметров движения воздушной цели в условиях скрытного наблюдения за ней на основе применения метода итераций // Труды МАИ. 2021. №117. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=111392>. DOI: [10.34759/trd-2021-117-18](https://doi.org/10.34759/trd-2021-117-18)

18. 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.
19. 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.
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.

Probability assessing technique for a fighter guidance to the allowed guided missiles launches zone under conditions of incomplete instrumentation

Efanov V.V.*, Zakota A.A., Gunkina A.S.*****

MESC Air Force "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

Confrontation of parties at ranges exceeding the range of visual visibility, and confrontation at visual visibility may be distinguished in modern air fight. In the first case, the long-range air fight, which represents a flight, detection, identification, closing-in, maneuvering and is being performed applying the surveillance and sighting system (SSS) and with medium and long-range missiles. In the second case, close air fight is being carried out under conditions of maneuvering with high-g, fully employing maneuvering capabilities of an aircraft, physical abilities of a pilot and with application of short-range missiles and cannon armament.

Until the moment of target detection herewith by the onboard facilities or visually by a pilot, the task-oriented control of a fighter can be implemented by a higher-level system. The system possesses the information on both the target and the fighter from the ground-based or airborne control points (CP) through the command radio link to bring it to the radar contact with the target.

After the SSS transition to the continuous direction finding” mode, the third stage of the short-range guidance begins. The basic task of this stage consists in bringing the fighter to a certain area of space, which is restricted by maximum and minimum launching ranges of guided missiles and limiting values of the fighter angular coordinates relative to the target. For the short-range guidance, the “direct close-in” method, directed to achieving the final goal of guidance, is widely used as the basic one.

This method assumes that the target is not maneuvering and keeps its movement parameters of constant. The fighter is being guided along a straight-line trajectory to the point of the intended rendezvous. The end of the short-range guidance phase is the fighter's stationing to the starting position for the attack. The main task herewith consists in ensuring the target lock-on by the missile coordinator or its readiness for launch. Close guidance ends up with the attack of the target, i.e. applying the GM from the allowed launch zone.

In the incomplete instrumentation mode, the SSS performs target tracking only by the angular coordinates. However, the information on maximum and minimum range is necessary for launching conditions computing. The article suggests a technique for the probability assessing of the fighter guidance to the guided missiles launching zone under conditions of incomplete instrumentation. The gist of the technique consists in determining:

- The probability of a target detecting and locking, under condition of absence of interference in accordance with the explicit dependence on time of identification, lock-on,

average time the target staying within sight of the SSS, depending on maximum and minimum range, aiming time and relative close-in speed;

- The probability jumping-off in accordance with the formula dependence of the sector width and guidance errors. The fighter and missile maneuverability is being checked herewith, and in case of missile maneuver capability exceedance, the lock-on sector width is being determined in accordance with the expression depending on the missile and fighter angular speed relative to the close-in speed and average lock-on range;

- The root-mean-square guidance error in accordance with the formula dependence on course mean-square deviation and spatial position mean-square deviation of a fighter and a target. Position measuring accuracy herewith is being determined according to the expression, depending on the fighter to target speed ratio, target speed, measuring time and average lock-on range;

- Additionally, the accuracy error of the fighter and target spatial position under conditions of the incomplete instrumentation based on the indirect target movement parameters determining method.

Simulation of process of the fighter guidance to the allowed launches zone under conditions of incomplete instrumentation allowed revealing that at the measuring accuracy of the target spatial position under conditions of instrumentation incompleteness from 2.6 to 7%, the probability of the fighter guidance to the allowed launches zone changes within the limits from 0.7 to 0.4.

Keywords: conditional probability of short-range guidance, target detection range, maneuverability of a fighter and missile.

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, 22 – 29.
5. Zhitkov S.A., Ashurkov I.S., Zakharov I.N., Leshko N.A., Tsybul'nik A.N. *Trudy MAI*, 2019, no. 109. URL: <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. DOI: [10.1007/978-981-10-3078-9](https://doi.org/10.1007/978-981-10-3078-9)

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. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=105735>
10. Verba V.S. *Aviatsionnye komplekсы radiolokatsionnogo dozora i navedeniya. Sostoyanie i tendentsii razvitiya* (Aircraft radar watch and guidance systems. State 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. Arbutov I.V., Bolkhovitinov O.V. et al. *Boevye aviatsionnye komplekсы i ikh effektivnost'* (Aviation combat systems and their effectiveness), Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2008, 224 p.
14. Veremeichuk G.S., Glushkov V.G., Glushkov O.V., Ivanov V.K. *Effektivnost' boevogo primeneniya aviatsionnykh boevykh kompleksov* (Combat application effectiveness of aviation combat systems), Stavropol', SVVAIU im. marshala V.A. Sudtsa, 2005, 584 p.
15. Anan'ev A.V., Filatov S.V., Rybalko A.G. *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki*, 2018, no. 12, pp. 455 – 459.
16. Zakota A.A., Efanov V.V., Gun'kina A.S. *Trudy MAI*, no. 115. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=119951>. DOI: [10.34759/trd-2020-115-17](https://doi.org/10.34759/trd-2020-115-17)

17. Efanov V.V., Zakota A.A., Gun'kina A.S. *Trudy MAI*, 2021, no. 117. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=111392>. DOI: [10.34759/trd-2021-117-18](https://doi.org/10.34759/trd-2021-117-18)
18. Zakota A.A., Efanov V.V. et al. *Patent 2549552 RF*, MPK7 F41G 7/26, 27.04.2015.
19. Zakota A.A., Efanov V.V. et al. *Patent 2478898 RF*, MPK7 F41G 7/26, 27.04.2013.
20. Zakota A.A., Efanov V.V. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programmy dlya EVM № 2018660657*, 28.08.2018.