

УДК 623.46.001:533.6.011

В.В. КУЛАЛАЕВ*Национальный аэрокосмический университет им Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ОСНОВЫ ПОСТРОЕНИЯ И ОЦЕНКИ ПОТЕНЦИАЛЬНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ УСТРОЙСТВ ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ ЗЕНИТНЫМ УПРАВЛЯЕМЫМ РАКЕТАМ С ОПТИЧЕСКИМИ ГОЛОВКАМИ САМОНАВЕДЕНИЯ

Представлены основы построения и оценки потенциальной эффективности устройств противодействия зенитным управляемым ракетам (ЗУР) с оптическими головками самонаведения (ОГС). Определен критерий тактической эффективности устройств противодействия на основе оценки вероятностных событий промаха и поражения цели в условиях воздействия на ОГС организованных оптических помех. Приведены аналитические зависимости для оценочных расчетов. Результаты работы могут быть полезны при разработке УП ОГС ЗУР для защиты летательных аппаратов.

противодействие, управляемая ракета, оптическая система, тактическая эффективность

В настоящее время зенитные управляемые ракеты с оптическими головками самонаведения остаются наиболее эффективным оружием против объектов наземного, морского и воздушного базирования [1, 2]. По мнению сенатора США Роберта Грэма ЗУР с ОГС «рано или поздно станут для террористов одним из методов нанесения удара» [3, 4]. По мнению зарубежных военных специалистов 90% всех случаев поражения самолетов и вертолетов в военных конфликтах связано с применением ЗУР с ОГС [3]. Правительства стран НАТО вкладывают огромные средства на разработку устройств противодействия данному типу вооружений [2]. Таким образом, актуальность данной работы не вызывает сомнений. Работы данного научного направления проводились автором по Решениям Правительства СССР до 1991 года. В Украине, начиная с 1991 года, автор проводит работы по собственной инициативе, при поддержке негосударственных структур.

Целью данной работы является разработка теоретических основ построения и оценки потенциальной эффективности УП ЗУР с ОГС на базе генерирования специально организованных оптических помех, излучаемых УП, пространственно совмещенным с объектом защиты.

Основным показателем эффективности устройств противодействия зенитных управляемых ракет (ЗУР) с оптическими головками самонаведения (ОГС) является критерий тактической эффективности (T), который позволяет оценить процесс противодействия, после чего выполнение задания ЗУР с ОГС становится невозможным, либо вероятность его выполнения близка к нулю [3, 5].

Введем критерий в виде

$$T = \frac{P_{np}^{УП}(\lambda_1)}{P_{пор}(\lambda)} > 1,0, \quad (1)$$

где $P_{np}^{УП}(\lambda_1)$ – условная вероятность промаха ЗУР с ОГС, что может характеризовать срыв сопровождения и идентификации цели под действием помехового сигнала УП, после чего поражение цели маловероятно, либо невозможно [3];

$P_{пор}(\lambda)$ – условная вероятность поражения цели ЗУР с ОГС, определенная условиями пуска и тактико-техническими характеристиками самонаводящегося ракетного оружия [5];

λ_1, λ – параметры условного закона срыва сопровождения и идентификации цели, и ее поражения соответственно.

Процессы $P_{срв}(\lambda_1)$ и $P_{пор}(\lambda)$ предполагаем

стационарными, эргодическими с Марковским распределением. Вероятность поражения цели при групповом залпе ЗУР с ОГС определяется [7] в виде

$$Q_n = 1 - P_n = 1 - \prod_{i=1}^n [1 - (P_{1i} + \Delta P_{1i})], \quad (2)$$

где P_n – вероятность поражения одиночным пуском одной ЗУР; ΔP_{1i} – усредненное для всех зенитных управляемых ракет одного залпа увеличение вероятности поражения конкретной цели за счет накопления урона (ущерба) цели.

В случае применения ЗУР одного типа при залпе по цели получаем следующие равенства:

$$P_{1i} = P_1; \quad \Delta P_{1i} = \Delta P_1, \quad \text{при } i = 1, 2, \dots, n;$$

$$Q_n = 1 - [1 - (P_1 + \Delta P_1)]^n. \quad (3)$$

Надежность функционирования ЗУР, в условиях использования систем оптико-электронного противодействия со стороны различных объектов (целей), за счет маневра цели или специальных мер можно оценить по зависимости

$$Q_n = 1 - (1 - P_{\text{вых}}) [1 - (P_1 + \Delta P_1) \cdot P_{\phi}(\tau_n)]^n, \quad (4)$$

где $P_{\text{вых}}$ – вероятность выхода цели из зоны поражения или вероятность срыва поражения ЗУР с ОГС; $P_{\phi}(\tau_n)$ – вероятность надежности ОГС ЗУР за время самонаведения на цель τ_n .

Увеличение вероятности поражения ΔP_1 за счет накопления урона определяется по результатам боевого применения ЗУР или моделирования и определяется соотношением

$$\Delta P_1 = 1 - P_1 - \sqrt[n]{1 - P_n^*}, \quad (5)$$

где P_n^* – экспериментальная вероятность поражения цели в результате стрельбы n однотипных ЗУР, при этом предполагается, что $P_n^* \geq P_n$.

Накопление урона в основном зависит от типа и размеров защищаемых объектов (ЗО)-целей, показателей их уязвимости и определяется известным [7] выражением

$$\Delta P_1 = \frac{L}{4L_{\text{max}}} \sin^2(\pi P_1), \quad (6)$$

где L – характерный размер цели (например, для летательных аппаратов (ЛА) – средняя высота); L_{max} – максимальный размер цели (для ЛА – длина фюзеляжа, размах крыльев). Для пассажирских и транспортных самолетов значение этого параметра 50 м и более.

Поражение цели воздушного, морского или наземного базирования можно рассматривать как случайное событие, вероятность которого зависит от точности самонаведения на цель ОГС ЗУР, характеристик неконтактного или контактного взрывателя, боевой мощности взрывчатого вещества и др., а также вероятности поражения цели при условии точного попадания зенитной управляемой ракеты. Предлагается модель поражения самолета одиночным ЗУР с ОГС, структурная схема которой показана на рис. 1.

Цель, совмещенная с УП, в картинной (предметной) плоскости рассматривается как диффузный предмет (цель), при этом ее физические свойства более реальные, чем диск радиуса $R_{\text{ц}}$. В рассматриваемом случае предполагается, что длина ЛА

$$L_{\text{max}} = 2R_{\text{ц}},$$

а высота

$$h_{\text{ц}} = 2a,$$

где $a = KR_{\text{ц}}$, a и $R_{\text{ц}}$ – малая и большая оси эллипса, $K < 1,0$ – заданная величина, при этом не учитывается величина концевых частей крыла. Если предположить, что $R_{\text{ц}}$ и a различаются не более чем на 50%, то можно провести известные усреднения различными способами, например,

$$R_{\text{ц}} = \frac{R_{\text{ц}} + a}{2}; \quad R_{\text{ц}} = \sqrt{R_{\text{ц}} \cdot a}; \quad R_{\text{ц}} = \sqrt{\frac{R_{\text{ц}}^2 + a^2}{2}} \quad (7)$$

и т.д.

Рассеивание точек поражения в картинной плоскости может рассматриваться круговым и описы-

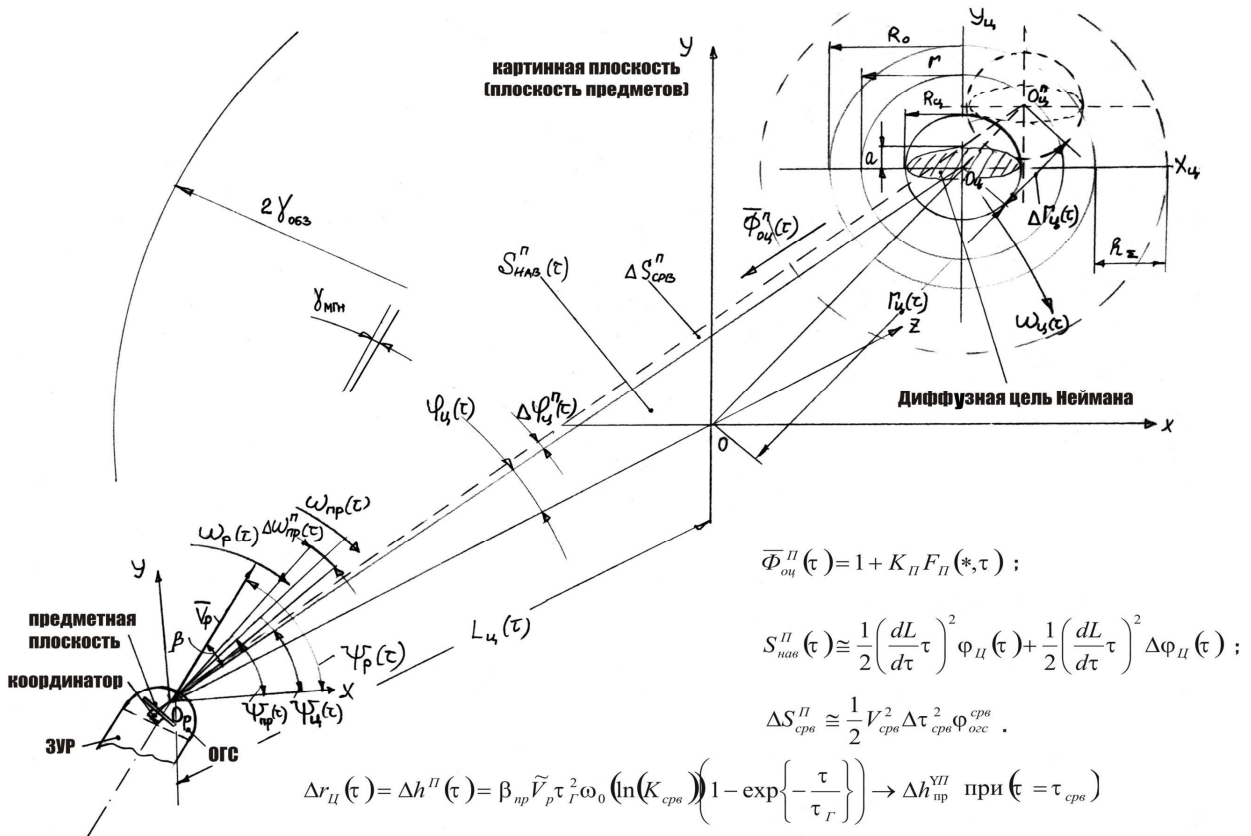


Рис. 1. Структурная кинематическая схема поражения самолета одиночной ЗУР с ОГС

ваться распределением Райса и подчиняться обобщенному закону Релея (распределение Релея-Райса [6, 7], плотность вероятности которого определяется зависимостью

$$f(r) = \frac{r}{\sigma^2} \exp\left\{-\frac{h^2 + r^2}{2\sigma^2}\right\} I_0\left(\frac{rh}{\sigma^2}\right), \quad (8)$$

где r – величина промаха в картинной плоскости (рис.1), относительно точки наведения A ;

h – среднее отклонение центра рассеивания от точки наведения (систематическая ошибка самонаведения);

σ – среднеквадратическое отклонение точек поражения ЗУР в картинной плоскости от центра рассеивания (среднеквадратичная случайная ошибка самонаведения);

$I_0\left(\frac{rh}{\sigma^2}\right)$ – модифицированная функция Бесселя

нулевого рассеивания (равновероятный круг поражения) при

$$\bar{\Phi}_{оц}^{II}(\tau) = 1 + K_{II} F_{II}(*, \tau);$$

$$S_{нав}^{II}(\tau) \cong \frac{1}{2} \left(\frac{dL}{d\tau}\right)^2 \varphi_{II}(\tau) + \frac{1}{2} \left(\frac{dL}{d\tau}\right)^2 \Delta\varphi_{II}(\tau);$$

$$\Delta S_{срв}^{II} \cong \frac{1}{2} V_{срв}^2 \Delta\tau^2 \varphi_{огс}^{срв}.$$

$$x = \frac{rh}{\sigma^2} = 0; \quad I_0(x) = 1,0.$$

Отметим, что рассеивание вероятности поражения – эллиптическое, и оно может быть приведено по аналогии с (7) к виду:

$$\sigma_{np} = \frac{\sigma_{R_{II}} + \sigma_a}{2};$$

$$\sigma_{np} = \sqrt{\sigma_{R_{II}} \sigma_a};$$

$$\sigma_{np} = \sqrt{\frac{\sigma_{R_{II}} \cdot \sigma_a}{2}} \quad (9)$$

и т.д.

Тогда функция распределения Райса представляется в виде распределения вероятности поражения ЗУР в круг некоторого приведенного радиуса

$R_{np} = R_0$ и определяется соотношением

$$F(r < R_{np}) = \int_0^{R_{np}} f(r) dr. \quad (10)$$

При малых систематических ошибках ($h \ll \sigma$) выражение (8) приводится к виду

$$F(r < R_{np}) = 1 - \exp\left\{-\frac{R_{np}^2}{2\sigma_{np}^2}\right\}. \quad (11)$$

Известно, что при сравнимых систематических и случайных ошибках наведения $\left(1 < \frac{h}{\sigma} < 4\right)$ интеграл (10) в квадратурах не вычисляется, поэтому вероятность поражения цели определяется графиками или таблицами [5, 7]. При больших систематических ошибках $\left(\frac{h}{\sigma} > 4,0\right)$ распределение точек поражения в картинной плоскости приближается к нормальному [8] и определяется зависимостью

$$\begin{aligned} f(r) &= \frac{r}{\sigma^2} \exp\left\{-\frac{r^2 + h^2}{2\sigma^2}\right\} I_0\left(\frac{rh}{\sigma^2}\right) \cong \\ &\cong \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \exp\left\{-\frac{(r-h)^2}{2\sigma^2}\right\}. \end{aligned} \quad (12)$$

В этом случае вероятность поражения цели (попадания в круг радиусом $(r-h)$ находится по формуле

$$\begin{aligned} F(r < R) &= \\ &= \int_0^R \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \exp\left\{-\frac{(r-h)^2}{2\sigma^2}\right\} dr = \frac{1}{2} + \Phi_0\left(\frac{R-h}{\sigma}\right), \end{aligned} \quad (13)$$

где $\Phi_0(x) = \frac{1}{2\pi} \int_0^x \exp\left\{-\frac{\tau^2}{2}\right\} d\tau$ – интеграл Лапласа-Гаусса.

При методе защиты объектов за счет увода точки прицеливания (в нашем случае подавление ОГС ЗУР при определении координат цели с УП в картинной плоскости) или при использовании способа пространственного смещения теплового образа цели (ПСТО), введенного нами, основной задачей является увеличение систематической ошибки самонаведения, а следовательно, срыв сопровождения цели и промах ЗУР с ОГС. Под срывом сопровождения будем понимать процесс подавления ОГС УП, после

которого ЗУР не может выполнить поставленную задачу – уничтожение цели.

В зенитных ракетных системах пассивного или полуактивного самонаведения используются двухточечные методы наведения. Рассмотрим метод пропорционального сближения. При пуске ЗУР с ОГС вдогон (в заднюю полусферу) применяется метод погони. В этом случае для оценки динамических составляющих систематических ошибок самонаведения вводятся понятия мгновенного и фактического промаха, которые подробно освещаются в работах [7, 8].

Не повторяя материала указанных работ, проведем некоторые дополнительные исследования. Под мгновенным промахом h_m понимают расстояние от цели до мгновенной точки встречи (МТВ), определяемые углом отклонения β – вектора относительной скорости ЗУР от линии ракета-цель (РЦ) (линии пеленга) в момент срыва процесса самонаведения, что связано с помеховой прецессией главной оси гироскопов $(\Delta\omega_{np}^{\Pi})$ управляемой ракеты, при этом считаем, что ракета движется без нормального ускорения

$$h_m = L \sin\beta, \quad (14)$$

$$\text{где } \sin\beta = \frac{L\omega_p^{cp\epsilon}}{V_0}.$$

После преобразований получим

$$h_m = \frac{L^2}{V_0} \omega_{pц}^{cp\epsilon} \cong \frac{L^2}{\left|\frac{dL}{d\tau}\right|} \omega_{pц}^{cp\epsilon},$$

где $\omega_{pц}^{cp\epsilon}$ – угловая скорость вращения линии РЦ в момент срыва процесса самонаведения;

$$\left|\frac{dL}{d\tau}\right| = V_0 - \text{скорость ракеты сближения с целью.}$$

Увеличение Δh_m за счет движения ракеты с конечным значением относительного нормального ускорения W_0 определяется зависимостью

$$\Delta h_m = \frac{W_0 L^2}{2(\dot{L})^2} = \frac{W_0 L}{2(\dot{L})} \Delta \tau_{срв}, \quad (15)$$

где $\Delta \tau_{срв} = L / \left(\frac{dL}{d\tau} \right)$ промежуток времени процесса срыва самонаведения.

Общий фактический промах (расстояние от цели до фактической точки встречи (ФТВ)) определяется соотношением

$$h = h_m + \Delta h_m = L^2 / \left(\frac{dL}{d\tau} \right) \cdot \left(\omega_{рц}^{срв} + \frac{W_0}{2 \left| \frac{dL}{d\tau} \right|} \right) \quad (16)$$

и существенно зависит от величины $\omega_{рц}^{срв}$.

Заметим, что скорость вращения вектора скорости ракеты ω_p связана в двухточечных методах наведения со скоростью вращения линии РЦ уравнением метода пропорционального сближения [9]

$$\omega_p = k_\omega \cdot \omega_{рц}^{срв}, \quad (17)$$

где k_ω – навигационная постоянная.

Анализируя выражения (14) – (16) приходим к **выводу**, что для увеличения фактического промаха ЗУР с ОГС следует осуществлять увод точки прицеливания, что эквивалентно созданию помеховой составляющей угла рассогласования цели $\Delta \varphi^П(\tau)$ помеховым оптическим сигналом УП пространственно совмещенной с объектом защиты. При этом изменяется угловая скорость $\omega_{рц}^{срв}$ и ω_p на ошибку прецессии оси гироскопов $\Delta \omega_{нр}^П(\tau)$ (схема рис. 1), что в конечном счете определяет ложное отклонение рулей ЗУР с ОГС, которое оценивается по формуле

$$\Delta \omega_{нр}^П(\tau) = \frac{1}{\tau_\Gamma} \Delta \varphi^П(\tau), \quad (18)$$

где $\tau_\Gamma = H_\Gamma / k_k$ – постоянная времени, характеризующая динамические свойства гиросtabilизатора ОГС ЗУР (паспортная величина тактико-технических характеристик ОГС ЗУР) [9];

H_Γ – кинетический момент гироскопа ($H_\Gamma = \text{const}$)

k_k – коэффициент пропорциональности системы коррекции ОГС.

Определим безусловную вероятность поражения ЗО ЗУР с ОГС при допущении, что условная вероятность поражения определена при поражении цели. При этом должны быть учтены факторы и соответствующие им вероятности. К ним относятся:

– **вероятность поражения цели** путем попадания ЗУР в уязвимый конструктивный элемент ЗО, при котором ЗО не может выполнить поставленную задачу [7]:

$$P_{ПОП} = 1 - \exp \left\{ - \frac{S_{ПОП\Sigma}}{K \cdot S_{ЗО}} \right\}, \quad (19)$$

где $S_{ПОП\Sigma}$ – суммарная площадь поражения ЗО (например, отсеков самолета, радарной установки и т.д.);

$S_{ЗО}$ – суммарная приведенная площадь поражения ЗО;

K – коэффициент, учитывающий конфигурацию уязвимых отсеков и их расположение, который определяет диффузность [8] цели поражения (по результатам моделирования и экспертным оценкам $1 < K < 3$);

– **вероятность пробоя обшивки** ЗО (ЛА, РЛС и др.):

$$P_{проб}^{об} = 1 - \exp \left\{ - \frac{E_{ЗР}^2}{E_{ТР}^2} \right\}, \quad (20)$$

где $E_{ТР}$ – требуемая удельная энергия пробивания обшивки ЗО (для современных самолетов

$E_{ТР} = (500 \dots 1500) \text{ н/см}^2$);

$E_{ЗР}$ – удельная кинетическая энергия удара ЗУР

$$E_{ЗР} = \frac{m_{ЗР} V_{ЗР}^2 \delta_P}{2 S_{ЗР}}, \quad (21)$$

($m_{ЗР}$ – масса зенитной ракеты (ЗР));

$V_{ЗР}$ – скорость зенитной ракеты в момент поражения;

$S_{ЗР}$ – относительная (приведенная к плотности стали) плотность материала головной части зенитной ракеты;

– **вероятность разрушения** $P_{РАЗ}$ внутренних элементов уязвимого отсека ЗО за счет фугасного $P_{ФУГ}$ и термического воздействия $P_{ТЕРМ}$ боевой части зенитной ракеты [8]:

$$P_{РАЗ} = 1 - (1 - P_{ФУГ}) \cdot (1 - P_{ТЕРМ}), \quad (22)$$

где $P_{ФУГ} = 1 - \exp\{-k\sqrt[3]{m_{BB}}\}$;

m_{BB} – масса взрывчатого вещества;

k – коэффициент, учитывающий форму, состав и размещение взрывчатого вещества;

– **вероятность термического разрушения**

$$P_{ТЕРМ} = 1 - \exp\{-T_{BB} / T_{ТРЕБ}\}, \quad (23)$$

где T_{BB} – температура, полученная при взрыве боевого заряда ЗУР;

$T_{ТРЕБ}$ – необходимая температура для поражения уязвимого отсека ЗО.

Таким образом, полное выражение для безусловной вероятности поражения цели одной зенитной управляемой ракетой с ОГС с контактным взрывателем с учетом зависимостей (19) ... (23) приводится к виду

$$P_1 = F(r < R) P_{ПОП} \cdot P_{ПРОБ} \cdot P_{РАЗР}. \quad (24)$$

Условный закон вероятности поражения одной ЗУР без пространственных помех определяется соотношением [8]:

$$P_{ПОП}^{УС}(\lambda) = \exp\{-\lambda\}, \quad (25)$$

где $\lambda = \frac{1}{2} \cdot \frac{r}{R_0}$.

Вероятность срыва сопровождения за счет маневра цели определим по формуле

$$P_{срв}^{ман} = 1 - \exp\left\{-\frac{r^2 + (h_{срв}^{ман})^2}{2R_0}\right\}, \quad (26)$$

где $h_{срв}^{ман} = \frac{L^2}{2V_{ЗР}^2} W_0$ – величина среднего отклонения

центра рассеивания от точки наведения ЗУР на цель за счет маневра цели.

Условную вероятность промаха за счет срыва сопровождения цели при воздействии помехового оптического сигнала УП находим следующим образом:

$$P_{пр}^{срв} = 1 - \exp\left\{-\frac{r^2 + (h_{пр}^{срв})^2}{2R_0}\right\}, \quad (27)$$

где $h_{пр}^{срв} = \frac{L_{срв}^2}{V_{срвP}} \omega_k^{срв}$ – величина среднего отклонения

центра рассеивания от точки наведения зенитной управляемой ракеты на цель за счет воздействия помехового оптического сигнала устройства противодействия на ОГС.

Тогда полное выражение для условной вероятности срыва сопровождения определяется соотношением

$$P_{срв} = 1 - P_{пор}^{УС} \cdot P_{срв}^{ман} \cdot P_{пр}^{срв}. \quad (28)$$

Если ввести следующие обозначения:

$$P_{пр}^{срв} = P_{срв}^{УП};$$

$$P_{пор}^{УС} \cdot P_{срв}^{ман} = P_0,$$

то формула (28) приводится к виду

$$P_{срв} = 1 - P_0 \cdot P_{срв}^{УП}. \quad (29)$$

Согласно схеме, представленной на рис. 1, в координатах абсолютного пространства с учетом того, что процесс самонаведения ОГС зенитной управляемой ракеты является непрерывным, можно записать, что

$$\omega_{пр}^{П}(\tau) = \omega_{ц}^{П}(\tau) + \frac{d}{d\tau} (\varphi_{ц}(\tau) + \Delta\varphi_{ц}^{П}(\tau)) \quad (30)$$

и с учетом введения критерия срыва

$$K_{срв} = 1 + \frac{\Delta\varphi_{ц}^{П}}{\varphi_{ц}} \quad (31)$$

получим

$$\omega_{np}^{\Pi}(\tau) = \omega_{\psi}^{\Pi}(\tau) + K_{cpe} \frac{d\varphi_{\Pi}(\tau)}{d\tau}. \quad (32)$$

При методе пропорционального сближения [8, 9] зенитной управляемой ракеты с целью самонаведения справедливо соотношение

$$\left| \omega_p^{\Pi}(\tau) \right| = \frac{k_{\omega}}{\tau_{\Gamma}} \varphi_{\psi}^{\Pi}(\tau), \quad (33)$$

где индекс Π определяет величины управления полетом зенитной управляемой ракеты с учетом воздействия оптического сигнала УП. С учетом введения критерия срыва сопровождения соотношение (32) приводится к виду

$$\omega_{\psi}^{cpe}(\tau) = \omega_{p\psi}^{cpe}(\tau) = \frac{\varphi_{cpe}}{\tau_{\Gamma}} K_{cpe}. \quad (34)$$

Промах в случае применения УП ОГС ЗУР составит

$$\begin{aligned} \Delta h_{np}^{y\Pi} &= \frac{L^2}{\left(\frac{dL}{d\tau}\right)} \cdot \omega_{p\psi}^{cpe} = \\ &= \frac{\Delta\tau_{cpe}}{\tau_{\Gamma}} L'_{cpe} \operatorname{tg}(\varphi K_{cpe}), \end{aligned} \quad (35)$$

где $\Delta\tau_{cpe} = L / \left(\frac{dL}{d\tau}\right)$ – время процесса срыва, с;

L_{cpe}, L'_{cpe} – расстояния от места старта ЗУР до точки пространства, где произошел срыв сопровождения цели и от точки срыва до цели соответственно, $L'_{cpe} = L - L_{cpe}$, м;

φ_{cpe}, φ – угол отклонения главной оси гироскопов координатора ОГС при срыве сопровождения цели (угловая реакция координатора ОГС) и действительный угол рассогласования цели, без помехового сигнала УП соответственно, $\varphi_{cpe} = \varphi K_{cpe}$, град.

Запишем уравнение (35) в более общем виде

$$\begin{aligned} \Delta h_{np}^{y\Pi} &= \\ &= \frac{\Delta\tau_{cpe}}{\tau_{\Gamma}} L'_{cpe} \operatorname{tg} \left[\varphi \left(1 + \frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta\tau_{\Pi}} K_{\Pi} F_{\Pi}(*, \tau) \right) \right]. \end{aligned} \quad (36)$$

Примем φ в рад и обозначим через

$$\bar{h}_{cpe} = \frac{\Delta\tau_{cpe}}{\tau_{\Gamma}} L'_{cpe} \varphi - \text{приведенный промах, со-}$$

ставленный по величинам, характеризующим воздействие оптической организованной помехи УП на ОГС: K_{Π} – коэффициента интенсивности излучения помехи ($K_{\Pi} = J_{\text{ЭП}} / J_{\text{ЭО}}$, где $J_{\text{ЭП}}, J_{\text{ЭО}}$ – интенсивность излучения помехи и цели соответственно); закона пространственной модуляции помехи $F_{\Pi}(*, \tau)$; времени воздействия оптической помехи ($\Delta\tau_{\Pi}$); тактико-технических характеристик ОГС ЗУР τ_{Γ} .

Тогда уравнение (36) приводится к виду

$$\Delta h_{np}^{y\Pi} = \bar{h}_{cpe} \left(1 + \frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta\tau_{\Pi}} K_{\Pi} F_{\Pi}(*, \tau) \right). \quad (37)$$

Заметим, что величина \bar{h}_{cpe} легко определяется экспериментально, когда меняя параметры помехового сигнала УП, такие как $\Delta\tau_{\Pi}; K_{\Pi}; F_{\Pi}(*, \tau)$, фиксируют параметры результата воздействия помехового сигнала: $(\Delta\tau_{cpe})_{\text{эк}}; (L_{cpe})_{\text{эк}}; (\varphi_{\text{ОГС}}^{cpe})_{\text{эк}}$. При этом, очевидно, что помеховые сигналы УП должны приводить к увеличению величины промаха $\Delta h_{np}^{y\Pi}$, которая определяется подбором соответствующих величин, характеризующих помеховый сигнал УП $\Delta\tau_{\Pi}; K_{\Pi}; F_{\Pi}(*, \tau)$. В случае проведения экспериментальных исследований величина приведенного промаха при срыве сопровождения цели определяется по формуле

$$\bar{h}_{cpe} = \frac{(\Delta\tau_{cpe})_{\text{эк}}}{\tau_{\Gamma}} (L_{cpe})_{\text{эк}} (\varphi_{\text{ОГС}}^{cpe})_{\text{эк}}, \quad (38)$$

где индекс "эк" обозначает величины, замеренные при экспериментальных испытаниях.

С учетом зависимости (38) условная вероятность промаха ЗУР с ОГС за счет воздействия помехового сигнала УП определяется следующим соотношением:

$$P_{np}^{Y\Pi} = 1 - \exp \left\{ -\frac{r^2}{2R_0^2} \left[1 + \frac{\bar{h}_{cpe}^2}{r^2} \left(1 + \frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta\tau_{\Pi}} K_{\Pi} F_{\Pi}(*, \tau) \right)^2 \right] \right\} \quad (39)$$

Возвращаясь к зависимости (1), окончательно определим значение тактического критерия эффективности мероприятий защиты объектов различного базирования от ЗУР с ОГС:

– за счет комплексных мероприятий защиты, таких как: использование различных типов УП; совершения маневра цели и др.

$$T_{\Sigma} = \frac{1 - P_0 P_{np}^{Y\Pi}}{F(r < R) P_{\Pi O\Pi} P_{\Pi P O B} P_{P A Z P}} > 1,0; \quad (40)$$

– за счет помеховых оптических организованных сигналов УП

$$T_{Y\Pi} = \frac{P_{np}^{Y\Pi}(\lambda_1)}{P_{\Pi O P}(\lambda)} > 1,0, \quad (41)$$

где

$$\lambda_1 = \lambda \left[1 + \frac{\bar{h}_{cpe}^2}{r^2} \left(1 + \frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta\tau_{\Pi}} K_{\Pi} F_{\Pi}(*, \tau) \right)^2 \right];$$

$$\lambda = -\frac{r^2}{2R_0^2}.$$

Величину промаха ЗУР с ОГС за счет маневра цели самонаведения рекомендуется использовать в виде

$$\Delta h_M = \frac{\beta_y (nq) \cdot (\Delta\tau_{cpe})_M^2}{2}, \quad (42)$$

где β_y – коэффициент пропорциональности между угловыми ускорениями ЗУР и цели,

$$\dot{\omega}_p = \beta_y \dot{\omega}_c;$$

q – ускорение свободного падения;

n – коэффициент гравитационной перегрузки ЛА;

$(\Delta\tau_{cpe})_M$ – время срыва сопровождения цели оптической головкой самонаведения зенитной управляемой ракеты за счет маневра цели.

Изменение величины промаха за счет маневра ЛА показано на рис. 2.

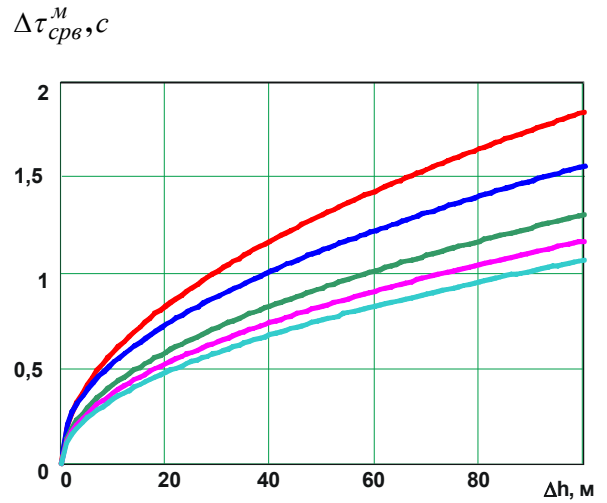


Рис. 2. Изменение величины промаха ЗУР при маневре ЛА с различной перегрузкой от времени

На графике сверху вниз расположены линии, рассчитанные для параметра перегрузки $n = 2, 3, 4, 5, 6$ соответственно.

Выражения (40) и (41) определяют тактический критерий эффективности использования устройств противодействия как системы защиты объектов различного назначения и базирования от поражения ЗУР с ОГС путем подавления ее тактико-технических характеристик, вследствие чего задача ЗУР не выполняется.

Решая неравенства (40) и (41) при заданных величинах вероятности промаха за счет срыва сопровождения цели $P_{np}^{Y\Pi}$ и приведенного расстояния \bar{h}_{cpe} , можно определить граничные значения величин $\Delta\tau_{\Pi}; K_{\Pi}$, оценить и выбрать наиболее эффективный закон пространственной модуляции помехового сигнала устройства противодействия $F_{\Pi}(*, \tau)$, где $* = x, y, z$ – координаты абсолютного картинного пространства. Изменение величины критерия $T_{Y\Pi}$ от различных параметров устройства противодействия показано на рис. 3.

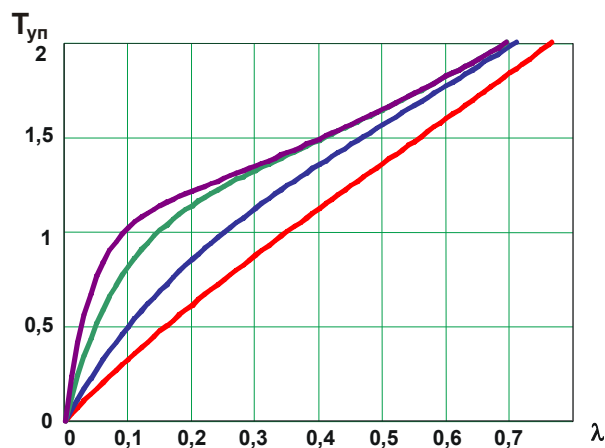


Рис. 3. Изменение критерия тактической эффективности УП в зависимости от параметра λ (на графике сверху вниз расположены линии расчетов при $\bar{h}_{cpe}^2 / r^2 = 1,0; 0,5; 0,2; 0,1$ соответственно $K_{cpe} = 3,0$)

Основные выводы. 1. Разработана модель определения промаха ЗУР с ОГС при воздействии помехового оптического сигнала УП. 2. Определен критерий тактической эффективности устройств противодействия соотношения (40), (41) ЗУР с ОГС за счет воздействия на ОГС пространственных специально организованных оптических помех заданной интенсивности K_{II} . 3. Получены аналитические зависимости расчета вероятности срыва сопровождения (39) ОГС за счет систематического промаха \bar{h}_{cpe} , соотношение (38), ЗУР под воздействием организованных оптических помех УП.

Результаты работы могут найти применение при эскизном проектировании и разработке оптических электронных устройств противодействия ЗУР с ОГС для защиты объектов наземного, морского и воздушного базирования.

Литература

1. Ольгин С. Проблемы оптоэлектронного противодействия (по взглядам зарубежных военных специалистов) // Зарубежное военное обозрение. – 2002. – № 9. – С. 35 – 40.

2. Кулалаев В.В., Кулалаев А.В., Науменко П.О. Состояние и перспективы разработок систем защиты самолетов гражданской авиации от террористических пусков ракет с тепловыми головками самонаведения // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2003. – № 40/5. – С. 13 – 18.

3. Щербак Н. Противодействие зенитным управляемым ракетам с инфракрасным наведением (современные бортовые средства) // Электроника: Наука. Технология. Бизнес. – 2000. – № 5. – С. 52 – 55.

4. Семенов А. Защита гражданских самолетов от зенитных ракет // Зарубежное военное обозрение. – 2002. – № 12. – С. 35.

5. Довідник з протиповітряної оборони / А.Я. Торопчін, І.О. Романенко, Ю.Г. Даник, Р.Е. Пашенко, В.Б. Толубко та ін. – К.: МО України, Х.: ХВУ, 2003. – 368 с.

6. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике / Под ред. И.Г. Арамановича. – М.: Наука, 1974. – 831 с.

7. Ковтуненко А.П., Козлов А.Ф., Коростелев О.П., Шершнев Н.А. Основы построения и оценки потенциальной эффективности систем зенитного управляемого ракетного оружия. – К.: Фитосоциоцентр, 2003. – 296 с.

8. Физика и техника инфракрасного излучения / Дж.Э. Джемисон, Р.Х. Мак-Фи, Дж.Н. Пласс, Р.Г. Грубс, О.Дж. Ричардс / Под общ. ред. Н.В. Васильченко: Пер. с англ. – М.: Сов. радио, 1965. – 641 с.

9. Лазарев Л.П. Инфракрасные и световые приборы самонаведения и наведения летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1976. – 568 с.

Поступила в редакцию 02.03.2004

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. В.И. Карпенко, Харьковский военный университет, Харьков; канд. техн. наук, проф. Н.А. Шершнев, Харьковский военный университет, Харьков.