

УДК 623.773

В.Г. Башинський

Державний науково-випробувальний центр Збройних Сил України, Феодосія

МЕТОДИКА ОЦІНЮВАННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ПРИДУШЕННЯ ЗАСОБІВ УПРАВЛІННЯ ЗБРОЄЮ З ІНФРАЧЕРВОНИМ КОНТУРОМ НАВЕДЕННЯ

На основі використання результатів математичного моделювання процесу самонаведення, експериментальних даних та з урахуванням основних параметрів та характеристик слідкуючих систем різних типів ракет з тепловою головою самонаведення, запропоновані аналітичні залежності для оцінювання ймовірності зриву захвату або перенацілювання оптичного координатора теплової головки самонаведення ракет на хибну теплову перешкоду.

Ключові слова: літальний апарат, керована ракета, тепла головка самонаведення, хибна теплова ціль, інфрачервоне випромінювання.

Вступ

Постановка проблеми. Зростання кількості випадків застосування проти бойових літальних апаратів керованих ракет з інфрачервоними (ІЧ) головками самонаведення (ГСН), які мають достатньо високу ймовірність ураження, свідчить про актуальність захисту літальних апаратів від зброї з ІЧ ГСН та характеризує проблему захисту літальних апаратів як першочергову і складну для практичного розв'язання.

Досвід повітряних боїв та локальних конфліктів показав про необхідність оснащення літальних апаратів (ЛА) заводськими ІЧ патронами для відбиття атак ракет з ІЧ ГСН. При цьому, з одного боку, на більшості ЛА відсутня апаратура виявлення моменту пуску, типу, дальності та пеленга ІЧ ракет, що атакують в задню півсферу, існують масові обмеження на кількість розміщуваних ІЧ патронів, а сила їх випромінювання істотно падає із зростанням висоти польоту. З іншого боку, потрібно забезпечити високу ефективність захисту в умовах, коли сучасні ІЧ ГСН стають багаторакурсними, мають спеціальні схеми заводозахисту, розширюються діапазони умов їх пуску, зокрема скорочуються мінімальні дальності пуску.

Головним джерелом ІЧ випромінювання ЛА в наземних умовах є силова установка (СУ) та її елементи: деталі двигуна (лопатки останнього ступеня турбіни, елементи затурбинного коку, екрани та ін.), що нагріті до високої температури, а також струмівні вихлопних газів. Заходи щодо зниження ІЧ випромінювання можуть привести до зміни основних характеристик ЛА, впливаючи на бойову ефективність його застосування. Ефективними заходами щодо зниження теплової помітності слід рахувати ті, які, змінюючи ІЧ-характеристики до заданого рівня, не порушують відповідності основних характеристик ЛА вимогам, заданим тактико-технічним завданням.

Метою статті є відпрацювання методичних підходів до оцінювання ефективності придушення

засобів управління зброєю з інфрачервоним контуром наведення.

Основний матеріал

Ефективність індивідуального захисту ЛА від ураження керованими ракетами з тепловою головою самонаведення (ТГС) оцінюється ймовірністю зриву захвату або перенацілювання оптичного координатора ТГС ракет на хибну теплову перешкоду. Оцінювання ймовірності проводиться на підставі розрахунків за алгоритмами математичного моделювання процесу самонаведення, експериментальних даних та з урахуванням основних параметрів та характеристик слідкуючих систем, які мають різні типи ракет з ТГС. В загальному вигляді, ймовірність зриву захвату цілі або перенацілювання координатора ТГС на хибну теплову перешкоду обчислюється за співвідношенням

$$P_{зрТГС} = \Phi^* \left[\frac{4}{3} \Omega_{\max} \left(\frac{E_{\Pi}^*}{E_{\Pi}^*} - 1 \right) \right],$$

де Φ^* – нормальна функція Лапласа; Ω_{\max} – максимальна кутова швидкість супроводження цілі координатором ТГС; E_{Π}^* , E_{Π}^* – ефективне випромінювання від перешкоди та цілі відповідно, які визначаються за співвідношеннями

$$E_{\Pi}^* = E_{\Pi} \left(1 - \frac{\Omega_{\Pi}}{2\Omega_{\max}} \right); E_{\Pi}^* = E_{\Pi} \left(1 - \frac{\Omega_{\Pi}}{2\Omega_{\max}} \right).$$

При оцінюванні ефективності хибних теплових цілей (ХТЦ) методом аналітичного розрахунку вирішуються такі завдання:

- побудова індикатрисы ІЧ випромінювання СУ ЛА;
- розрахунок показника ефективності ЛТЦ чи перешкодозахищеності ТГС від організованих ІЧ перешкод;
- дослідження ефективності контуру ІЧ перешкод в залежності від умов їх застосування.

В ході вирішення вказаних завдань також обчислюються:

– спектральна щільність випромінювання сопла СУ ЛА з урахуванням висоти польоту та режимів роботи СУ для заданих значень діапазону довжини хвилі випромінювання і температури вихідних газів СУ ЛА на конкретних режимах її роботи, r_{λ_i} , T_j ;

– інтегральна щільність випромінювання сопла СУ ЛА з урахуванням висоти польоту та фону;

– інтегральна сила випромінювання сопла СУ ЛА та відносна випромінювальна здібність струменю вихідних газів в діапазоні значень довжини хвилі для різних режимів роботи СУ ЛА;

– температура елементарної ділянки струменю від роботи СУ ЛА в діапазоні довжини хвиль і режимів її роботи та сила випромінювання в напрямку осі струменя та перпендикулярно осі струменя;

– товщина шару осадженої води в атмосфері на рівні моря та на трасі довжиною L_j км для входу в стандартні таблиці значень відносних коефіцієнтів перепускання з урахуванням поглинення ІЧ випромінювання парами води для висоти H_j [1,2].

– еквівалентна довжина траси з урахуванням поглинення ІЧ випромінювання вуглекислим газом та спектральний коефіцієнт розсіювання ІЧ випромінювання твердими частками в атмосфері;

– відносні коефіцієнти використання ІЧ випромінювання цілі та ХТЦ в діапазоні роботи координатора ТГС;

– випромінювання, що створюється ціллю та ХТЦ на вхідному зрачку координатора ТГС.

В отриманих розрахунках крім того враховуються характеристики та параметри атмосфери і особливості роботи ЛТЦ в залежності від їх типу:

– щільність повітря на рівні моря та на висоті H_1 ;

– секундний розхід піротехнічного складу ХТЦ в залежності від висоти H та типу ХТЦ, а також початкова маса та повний час горіння піротехнічного складу;

– коефіцієнти потужності випромінювання та щільності і швидкості витікання продуктів горіння при роботі генератора ХТЦ;

– функція просторового випромінювання ХТЦ в залежності від кута візування переважного напрямку на ціль, що обчислюється співвідношенням:

$$A_{пр}(\phi) = \sin^2 \phi + k_c(z) \cos^2 \phi,$$

де $k_c(z)$ – коефіцієнт спрямованості ІЧ випромінювання ХТЦ конкретного типу.

Крім того розраховуються:

– мінімальна кількість ХТЦ, яка необхідна для захисту ЛА для заданої ймовірності 0,98:

$$N_i = k_j \cdot \left(E_{\lambda_i}^u / E_{\lambda_i}^n \right),$$

де k_j – коефіцієнт перевищення сили ІЧ випромінювання ХТЦ сили ІЧ випромінювання цілі, в залеж-

ності від максимальної кутової швидкості стеження координатора ТГС, при ймовірності перенацілювання (зриву захвату), що дорівнює 0,98;

– початковий кут відстрілу ЛТЦ,

$$\Theta_0 = \arctg(V_0/V(t)),$$

де V_0 – початкова швидкість ХТЦ; $V(t)$ – швидкість літака.

– швидкість генератора ХТЦ від часу обчислюється за співвідношенням

$$V_{л}(t) = \frac{C(M)\rho(H)S(t)V^2}{2m(t)} - g \sin \Theta,$$

де $C(M) = 0,5 + M^3 e^{-1,2}$; $M = V(t)/a(H)$, $a(H)$ – швидкість звуку на висоті H ; $S(t) = \frac{1}{2} [\pi d_{л}^2 + d_{л} (l_0 - kt)]$ –

площа аеродинамічного опору ХТЦ від часу, де $d_{л}$, l_0 , kt – діаметр, довжина та швидкість зменшення довжини піротехнічного складу ХТЦ відповідно;

– складові швидкості ХТЦ:

$$V_x = V_{л}(t) \cos \Theta, \quad V_y = V_{л}(t) \sin \Theta, \quad V_z = \sqrt{V_x^2 + V_y^2};$$

– координати ХТЦ на елементарній ділянці

$$x_{л} = \int_0^{t_j} V_x dt, \quad y_{л} = \int_0^{t_j} V_y dt, \quad z_{л} = \int_0^{t_j} V_z dt;$$

– координати ракети

$$x_{лр} = x_{ц0} - x_{л}, \quad y_{лр} = y_{ц0} - y_{л}, \quad z_{лр} = z_{ц0} - z_{л};$$

– кут розбіжності між напрямком на дійсну та хибну цілі від часу польоту

$$\delta_p(t) = \arccos A_{\delta},$$

$$\text{де } A_{ц} = \frac{X_1 X_2 + Y_1 Y_2 + Z_1 Z_2}{\sqrt{[X_1^2 + Y_1^2 + Z_1^2][X_2^2 + Y_2^2 + Z_2^2]}}$$

$$X_1 = (x_{ц} - x_{р}), \quad X_2 = (x_{лр} - x_{р}), \quad Y_1 = (y_{ц} - y_{р}),$$

$$Y_2 = (y_{лр} - y_{р}), \quad Z_1 = (z_{ц} - z_{р}), \quad Z_2 = (z_{лр} - z_{р}).$$

При умовах $\Omega_{л} > \Omega_{\max}$ та $\delta_p > \delta_{пз}$ відбувається зрив захвату координатора ТГС, де $\delta_{пз}$ – кут поля захвату координатора ТГС.

При $\delta_p \leq \delta_{пс}$ відбувається перенацілювання координатора ТГС на хибну теплову ціль, де $\delta_{пс}$ – кут поля стеження координатора ТГС.

Висновки

На основі використання результатів математичного моделювання процесу самонаведення, наявних експериментальних даних та з урахуванням основних параметрів та характеристик слідкуючих систем, які мають різні типи ракет з ТГС, побудовані аналітичні вирази для оцінювання показників ефективності застосування засобів придушення системи управління авіаційних та зенітних засобів ураження з інфрачервоним контуром наведення.

Список літератури

1. Защита самолетов от ракет с тепловыми головками самонаведения / [Л.З. Криксунов, В.А. Волков, В.К. Вялов и др.]; под. ред. М.Н. Мишука – М.: Воениздат, 1982. – 430 с.
2. Криксунов Л.З. Тепловизоры / Л.З. Криксунов. – К.: Техника, 1987. – 220 с.
3. Комплексний захист літальних апаратів від ураження керованим озброєнням / М.І. Архипов, О.М. Альошин, С.М. Туренко, А.Л. Феценко / *Матеріали сьомої науково-технічної конф. – ДНВЦ ЗСУ, 2007. – С. 47–49.*
4. Архипов М.І. Захист літальних апаратів від ураження керованим озброєнням / М.І. Архипов, Ю.К. Ребрин, А.Л. Феценко // *Труди академії. – 2007. – № 79. – С. 159-162.*

Надійшла до редколегії 22.02.2013

Рецензент: д-р техн. професор О.Б. Леонтєв, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

**МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПОДАВЛЕНИЯ СРЕДСТВ УПРАВЛЕНИЯ ОРУЖИЕМ
С ИНФРАКРАСНЫМ КОНТУРОМ НАВЕДЕНИЯ**

В.Г. Башинський

На основании использования результатов математического моделирования процесса самонаведения, имеющихся экспериментальных данных и с учетом основных параметров и характеристик следящих систем разных типов ракет с тепловой головкой самонаведения, предложены аналитические зависимости для оценивания вероятности срыва захвата или перенацеливания оптического координатора тепловой головки самонаведения ракет на ложную тепловую помеху.

Ключевые слова: летательный аппарат, управляемая ракета, тепловая головка самонаведения, ложная тепловая цель, инфракрасное излучение.

**EFFICIENCY ESTIMATION OF TOOLS MANAGEMENT WEAPON SUPPRESSION
WITH INFRA-RED AIMING CONTOUR**

V.G. Bashinskiy

On the basis of calculations in mathematical design algorithms homing process, experimental data and taking into account basic parameters and descriptions of tracker systems, having different types missiles with thermal homing head, probability of blowing off a capture or reaiming optical coordinator of missile thermal homing head on false thermal hindrance is appraised.

Keywords: aircraft, guided missile, thermal homing head, false thermal target, infrared radiation.