

УДК 629.7.083

ЛОГВИНЕНКО М.М., старший науковий співробітник

ВАБІЩЕВИЧ О.В., науковий співробітник

ІЛЬІНА О.В., науковий співробітник

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ХИБНИХ ТЕПЛОВИПРОМІНЮЮЧИХ ЦІЛЕЙ НА ІНФРАЧЕРВОНІ ГОЛОВКИ САМОНАВЕДЕННЯ КЕРОВАНИХ РАКЕТ

Стаття узагальнює результати наукових досліджень по розробленню математичної моделі для оцінювання впливу хибних тепловипромінюючих цілей на інфрачервоні головки самонаведення

Ключові слова: хибні тепловипромінюючі цілі, інфрачервона головка самонаведення, математична модель

Вивчаючи досвід локальних війн та збройних конфліктів за останні 30 років, фахівці НАТО дійшли висновку [1], що 90% бойових втрат, які понесла авіація, приходить на долю озброєння з оптичними принципами управління. Причому, приблизно 5% літаків, було збито у повітряних боях, а інші знищені зенітною артилерією та зенітними керованими ракетами, більшість з яких обладнані інфрачервоними головками самонаведення (ІГС).

Таким чином, проблема захисту літаків від керованих ракет з ІГС носить дуже актуальний характер і потребує постійного вивчення, удосконалення та розвитку. Ця проблема, також, вносить вагомий вклад у визначення пріоритетів при протиборстві авіації з наземними силами ППО. Застосування різноманітних тактичних і технічних заходів захисту з боку авіації може привести до значного зниження втрат літаків від вогню зенітних керованих ракет, але одночасно з цим недооцінка технічного рівня завадостійкості головок самонаведення керованих ракет може привести до значних додаткових втрат з боку авіації.

Середній рівень втрат авіації від наземних засобів ППО противника залежить від ряду факторів, серед яких західні військові експерти вважають [2, 3] домінуючими співвідношення технічних параметрів літального апарату та зенітних систем. Аналогічний висновок було отримано після аналізу бойового застосування авіації у зоні антитерористичної операції.

Одним з найбільш розповсюджених засобів захисту літальних апаратів від зенітних керованих ракет з ІГС є застосування хибних тепловипромінюючих цілей (ХТЦ) [4].

Ефективність захисту за допомогою ХТЦ визначається властивостями літака та ХТЦ, як джерел інфрачервоного випромінювання, та здатністю ІГС виконувати операцію селекції на підставі отриманих нею вхідних сигналів. Найбільш стійкою до впливу ХТЦ вважаються ІГС з частотною модуляцією сигналу.

Для ІГС з частотною модуляцією сигналу, в якості аналізатора зображення

якої застосовується нерухомий секторний растр, процес формування вихідного сигналу відбувається наступним порядком. При знаходженні об'єкта на оптичній вісі координатора його зображення сканується по колу, центр якого співпадає з центром растру. При зміщенні джерела пеленгації з оптичної вісі координатора зміщується центр кола сканування. В результаті цього виникає девіація несучої частоти, в якій закодована інформація про кутове положення об'єкту пеленгації у просторі.

Сигнал несучої частоти надходить у частотний дискримінатор, а потім на амплітудний детектор, на виході якого виділяється сигнал управління координатором ІГС. Сигнал управління координатором $U_k(t)$ має синусоїдальну форму і описується виразом

$$U_k(t) = U_{km} \sin(\omega_0 t - \varphi_0) \quad (1)$$

де U_{km} - амплітуда сигналу огинаючої; ω_0 - кутова частота обертання ротору координатора; φ_0 - фаза сигналу огинаючої.

Амплітуда сигналу огинаючої може бути визначена у вигляді модуля векторної суми [3]

$$U_{km} = \left| \sum_{i=1}^N U_i \right|,$$

де N - число імпульсів у сигналі несучої частоти за час одного періоду обертання ротора координатора; U_i - вектор одиничного керуючого впливу.

Модуль вектору одиничного керуючого впливу визначається

$$U_i = (t_2 - t_1)^{-2} \cdot \int_{t_1}^{t_2} U_{nH}(t) dt, \quad (2)$$

де t_1, t_2 - час початку і кінця i -го імпульсу сигналу несучої частоти; $U_s(t)$ - сигнал i -го імпульсу сигналу несучої частоти на виході підсилюючого тракту.

Напрямок дії i -го вектору в вісях координат, пов'язаних з площиною рулів ракети, визначається фазовим кутом ψ_i , що дорівнює

$$\psi_i = \frac{\pi(t_i + t_{i+1})}{T_0},$$

де T_0 - період обертання ротора координатора.

Спроектуювши всі керуючі вектори на дві взаємо перпендикулярні вісі, пов'язані з площинами рулів ракети, одержимо вираз для сигналу управління в каналах курсу U_{ky} і тангажу U_{kz}

$$U_{ky} = \sum_{i=1}^N U_i \cos \psi_i,$$

$$U_{kz} = \sum_{i=1}^N U_i \sin \psi_i.$$

Враховуючи те, що сигнали управління в каналах курсу і тангажу представляють собою проекції сигналу управління на відповідні вісі, маємо

$$U_{km} = \left(\left(\sum_{i=1}^N U_i \cos \psi_i \right)^2 + \left(\sum_{i=1}^N U_i \sin \psi_i \right)^2 \right)^{\frac{1}{2}}, \quad (3)$$

а фаза сигналу огинаючої φ_0 визначається як

$$\varphi_0 = \arctg \frac{U_{kz}}{U_{ky}}.$$

Нажаль на практиці не існує простої залежності, яка описує сигнал несучої частоти $U_H(t)$ при наявності девіації частоти. Останнє викликано переміщенням центру орбіти сканування в площині секторного растру. Залежність $U_H(t)$ може бути отримано шляхом інтегрування зміни освітленості, що впливає на приймач випромінювання

$$U_H = Su \cdot k \iint_{S_a} W dE(x-x(t), y-y(t)) dx dy, \quad (4)$$

де Su - інтегральна чутливість приймача випромінювання; k - коефіцієнт підсилення електронного тракту; S_a - площа аналізатора зображення; w_a - передаточна функція растру; $E(x-x(t), y-y(t))$ - функція розподілу освітленості у площині растра, що викликана об'єктом спостереження; $x(t), y(t)$ - поточні координати центру зображення об'єкта спостереження.

При наявності в полі зору ІГС ХТЦ і літака одночасно, вираз (4) має вигляд

$$U_H = Su \cdot k \iint_{S^c_a} Wu(E_n(x-x_n(t), y-y_n(t)) - E_\Lambda(x-x_\Lambda(t))) dx dy, \quad (5)$$

де E_n, E_Λ - функції розподілу освітленості у площині растра, викликані потоком випромінювання, що надходить від ХТЦ і літака відповідно.

Рішення рівняння (5) числовими методами дозволить визначити напрямок та величину кутової швидкості обертання ротора координатора ІГС під впливом ХТЦ.

Дана математична модель дозволяє імітувати будь-яку тактичну ситуацію, що може виникнути у полі зору ІГС, та визначити її реакцію. Розрахунки показують, що сигнал управління координатором $U_H(t)$ у виразі (1) нелінійно залежить від співвідношення величин E_Λ і E_E та їх взаємного розташування у площині аналізатора зображення. Це може примусити переміщуватися ротор координатора у напрямку одного джерела випромінювання або іншого.

Більш детально поведінку ІГС з частотною модуляцією було досліджено експериментально. Експеримент проводився у Київському інституті Військово-Повітряних Сил на ІГС ракети "Стінгер" з частотною модуляцією. В полі зору ІГС було розташовано два джерела випромінювання. Одне з них імітувало літак, а друге – ХТЦ. Перше джерело було розташовано на оптичній вісі ІГС, друге – збоку, під кутом φ . Джерело, що імітувало ХТЦ, мало змогу змінювати силу випромінювання. Експеримент проводився у наступній послідовності: ІГС слідувала за першим джерелом випромінювання потім в поле зору вводилось друге джерело, що розміщувалось під кутом φ до оптичної вісі, і починалось збільшення його сили випромінювання.

Поведінка координатора ІГС спостерігалась по сигналу аретиру, який давав змогу визначити напрям оптичної вісі під час експерименту. Дослідним шляхом було встановлено, що при наявності у полі зору двох джерел випромінювання ІГС спочатку слідувала за першим, а по мірі збільшення сили випромінювання другого джерела, стрибкоподібно перенацілювалась на друге джерело, не займаючи при цьому ніяких проміжних положень.

Причому по мірі збільшення кута φ збільшувалось співвідношення сили випромінювання джерела, що імітувало ХТЦ, до сили випромінювання імітатора літака.

Експериментально отримана залежність необхідного для перенацілювання співвідношення сил випромінювання ХТЦ і літака від кута між ними, зображена на рисунку 1.

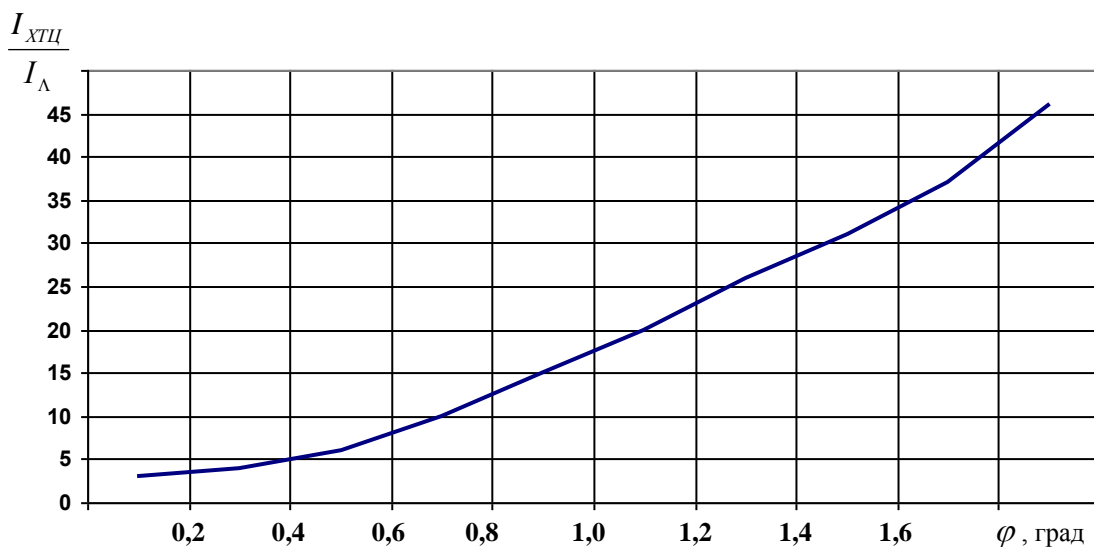


Рис.1. Залежність необхідного для перенацілювання співвідношення сил випромінювання ХТЦ і літака від кута візування ХТЦ

Експериментальні дослідження поведінки ІГС при наявності у полі зору двох джерел випромінювання повністю відповідають теоретичним положенням, що підтверджує адекватність математичної моделі функціонуванню реальної головки самонаведення.

Розроблена модель дозволяє проводити теоретичні дослідження впливу двох і більше ХТЦ на ІГС з частотною модуляцією сигналу та визначити тактико-технічні характеристики перспективних ХТЦ та автоматів постановки перешкод для ефективного захисту літаків і вертольотів військової авіації.

ЛІТЕРАТУРА

1. Щербинин Р. Системы индивидуальной защиты летательных аппаратов от ПЗРК //Зарубежное военное обозрение. 2005 р. №12. С. 37-42.

2. Евграфов Р. Системы и средства РЭБ самолётов тактической авиации ВС зарубежных государств // Зарубежное военное обозрение, 2006 г. №9. С. 44-51.
3. Попков Ю.С., Ашимов А.А., Асадбаев К.Ш. Статистическая теория автоматических систем с динамической частотно-импульсной модуляцией. – М.: Наука, 1988. – 256 с.
4. Неупокоев Ф.К. Стрельба зенитными ракетами. – М. : Воениздат, 1991. – 343 с.
5. Попков Ю.С., Ашимов А.А., Асадбаев К.Ш. Статистическая теория автоматических систем с динамической частотно-импульсной модуляцией. – М. : Науки, 1988. – 256 с.

Надійшла до редакції 31.10.2016

Рецензент: СНС Довжук Д.В.