

УДК 629.7.083

ЛОГВИНЕНКО М.М., старший науковий співробітник

ПЕЧУРА Д.С., старший науковий співробітник, кандидат технічних наук,
старший науковий співробітник

ВАБІЩЕВИЧ О.В., науковий співробітник

МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ВПЛИВУ МОДУЛЬОВАНИХ ЗАВАД НА ІНФРАЧЕРВОНІ ГОЛОВКИ САМОНАВЕДЕННЯ

У статті на основі аналізу зміни вихідних сигналів інфрачервоної головки самонаведення під час впливу на неї модульованих завад визначено найбільш інформативні параметри. Запропоновано алгоритм визначення ефективності її подавлення

Ключові слова: інфрачервона головка самонаведення, модульовані завади

У теперішній час для захисту літальних апаратів (ЛА) від керованих ракет з інфрачервоними головками самонаведення (ІГС) використовується значна кількість засобів та способів протидії. Одним з найбільш розповсюджених є застосування станції оптико-електронного подавлення (СОЕП), що розміщується на ЛА [1]. До складу СОЕП входять два основних пристрої: джерело інфрачервоного випромінювання та модулятор, який забезпечує зміну сили випромінювання цього джерела за спеціальним законом, тим самим створюючи модульовану заваду. Принцип впливу модульованих завад на ІГС полягає у наступному.

За умови відсутності завади з виходу ІГС знімають електричні сигнали управління, які пропорційні складовим кутової швидкості ліній візування у двох взаємно перпендикулярних площинах (для ракет з двоканальним управлінням) або її проекції на площину аеродинамічних рулів (для ракет з одноканальним управлінням). Якщо на вхід ІГС разом з корисним сигналом від цілі надходить завадове випромінювання, що промодульоване за визначеним законом, її вихідні сигнали спотворюються в залежності від параметрів завади. За характером свого впливу модульована завада еквівалентна виникненню у полі зору ІГС другої (хибної) цілі. ІГС слідкує за уявною точкою між істинною та хибною цілями за рахунок чого ракета наводиться з похибкою, що призводить до промаху. Величина промаху залежить від конструктивних особливостей ІГС, структури завадового сигналу та співвідношення потужностей сигналів цілі та завади.

Реакція керованої ракети на вплив модульованої завади відбувається у два етапи. На першому етапі, за рахунок спотворення сигналів корегування слідкуючий координатор розвертається з похибкою, що призводить до виникнення помилки під час вимірювання кутової швидкості лінії візування. Величина помилки залежить від впливу модульованої завади.

На другому етапі, у відповідності з сигналами управління ІГС, корпус ракети розвертається під впливом аеродинамічних моментів, що створюються за рахунок повороту рульових поверхонь. Величина помилки при цьому не змінюється.

Кінцевим результатом впливу модульованої завади на ракету у процесі наведення є промах. Величина якого, як правило, використовується у якості критерія оцінки ефективності впливу модульованої завади. Якщо величина промаху R перевищує величину максимального лінійного розміру цілі L разом з радіусом спрацювання неконтактного вибухача ракети r_n

$$R > L + r_n,$$

то наявність модульованої завади є достатньою умовою ефективного захисту ЛА від ракет даного типу.

При дослідженні впливу модульованих завад на різні типи ІГС у лабораторних або полігонних умовах, а саме коли ціль, СОЕП та ІГС розміщені стаціонарно, реакція ІГС виявляється у величині помилки вимірювання кутових координат цілі або закону зміни цієї помилки у часі.

У залежності від конструктивних особливостей ІГС та СОЕП можливі два варіанта реакції на вплив модульованої завади. У першому випадку під впливом завадового випромінювання слідкуючий координатор починає рухатись. У даному випадку зберігається закономірність – чим більша величина відхилення оптичної вісі слідкуючого координатора від вісі симетрії ракети, тим вища ефективність впливу завади. Оптимальним з точки зору подавлення ІГС є випадок, коли кут відхилення оптичної вісі слідкуючого координатора дорівнює або перевищує величину миттєвого поля зору ІГС

$$\varphi \geq \varphi_{МПЗ},$$

оскільки настає зрив слідкування та ІГС втрачає ціль.

У другому випадку вплив модульованої завади призводить до втрати ІГС чутливості до впливу зовнішніх факторів. Слідкуючий координатор зберігає своє положення у просторі незалежно від взаємного переміщення цілі та ІГС. За умови рівності кута нечутливості миттєвому куту поля зору

$$\varphi_{НЧ} \geq \varphi_{МПЗ},$$

ІГС ракети не формує вихідних сигналів.

Для оцінювання ефективності впливу модульованих завад на ІГС різних типів в лабораторних умовах у роботі [2] було запропоновано досліджувати зміни сигналів управління. Але ці сигнали мають різну форму для ракет з одноканальним та багатоканальним управлінням. Також, можливо досліджувати сигнал коригування, що використовується для управління рухом слідкуючого координатора ІГС, прийнявши припущення, що чим більше амплітуда сигналу, тим вища ефективність подавлення. Але модульовані завади, запропоновані у [3, 4], впливаючи на ІГС, призводять до виникнення хибного сигналу коригування, що в

свою чергу призводить до переміщення слідкуючого координатора. Таким чином, наявність сигналу коригування ще не свідчить про ефективність застосування модульованої завади.

Враховуючи, що зовнішнім проявом реакції ІГС на вплив модульованої завади є переміщення слідкуючого координатора, то у якості показника ефективності доцільно використовувати величину його реальної кутової швидкості $\dot{\varphi}_p$. Для визначення $\dot{\varphi}_p$ можна використовувати осцилограми сигналу пеленгу U_φ системи аретирування ІГС.

Сигнал пеленгу U_φ знімається з виходу котушки пеленгу, розміщеної на статорі гіроскопа слідкуючого координатора ІГС. Постійний магніт ротора гіроскопа наводить у котушці пеленгу електричний сигнал синусоїдальної форми, що характеризує направлення та величину відхилення оптичної вісі слідкуючого координатора від вісі симетрії ракети. Величина сигналу пеленгу описується виразом [5]

$$U_\varphi(t) = U_{\varphi_m} \sin(\omega_0 t - \tau_0),$$

де U_{φ_m} – електричний сигнал, прямопропорційний куту відхилення вісі слідкуючого координатора φ від вісі симетрії ракети; ω_0 – кутова швидкість обертання ротора гіроскопу; τ_0 – відрізок часу, прямопропорційний куту φ_0 між площиною рулів ракети та проекцією лінії візування на картинну площину.

Відрізок часу τ_0 визначається як різниця між нульовими значеннями сигналів пеленгу та генератору опорних напруг

$$\tau_0 = U_{\text{ГОИ}} - U_\varphi(0).$$

Величина кута φ_0 визначається як

$$\varphi_0 = \frac{360 \tau_0}{T_0},$$

де $T_0 = \frac{1}{\omega_0}$ – період обертання ротора гіроскопу слідкуючого координатора.

Амплітуда сигналу пеленгу U_{φ_m} визначається шляхом безпосереднього вимірювання різниці величин $U_{\varphi_{\max}}$ та $U_{\varphi_{\min}}$ за один період T_0 на осцилограмі

$$U_{\varphi_m} = U_{\varphi_{\max}} - U_{\varphi_{\min}}.$$

Використовуючи коефіцієнт пропорційності K_φ , який має сталі значення для кожного типу ІГС, визначаємо кут між віссю слідкуючого координатора та віссю симетрії ракети

$$\varphi_{\Pi} = \frac{U}{K_{\varphi}} .$$

Під час дешифрування осцилограми разом з величинами φ_0 та φ_j визначаються їхні проекції

$$\varphi_x = \varphi_{\Pi} \cos \varphi_0 ,$$

$$\varphi_y = \varphi_{\Pi} \sin \varphi_0 .$$

Зміна величин φ_x і φ_y у часі за один період обертання ротора T_0 дозволяє враховувати реальне значення проекцій кутової швидкості лінії візування на площину рулів

$$\dot{\varphi}_{x_i} = \frac{\varphi_{x_i} - \varphi_{x_{i-1}}}{T_0} ,$$

$$\dot{\varphi}_{y_i} = \frac{\varphi_{y_i} - \varphi_{y_{i-1}}}{T_0} ,$$

де φ_{x_i} , φ_{y_i} , $\varphi_{x_{i-1}}$, $\varphi_{y_{i-1}}$ – проекції кута пеленгу на площину рулів за i -ий та попередній періоди обертання, відповідно.

Таким чином, величина реальної кутової швидкості лінії візування найбільш повно характеризує вплив модульованої завади на ІГС і тому може використовуватись в якості критерію ефективності. Зміни у часі проекції кутової швидкості лінії візування $\dot{\varphi}_x(t)$ та $\dot{\varphi}_y(t)$, що викликані впливом модульованої завади, можуть бути використані при моделюванні процесу наведення ракети на ціль, в умовах оптико-електронної протидії, шляхом накладення їх на сигнали управління, обумовлені взаємним переміщенням об'єктів. Задавши початкові дані, у процесі моделювання може бути визначена величина умовного промаху, до виникнення якого може привести вплив модульованої завади.

ЛІТЕРАТУРА

1. Логвиненко М.М., Кубарь С.В., Печура Д.С., Марченко В.Я. Аналіз стану та перспектив розвитку авіаційних станцій оптико-електронного подавлення / М.М. Логвиненко, С.В. Кубарь, Д.С. Печура, В.Я. Марченко // Зб. наук. праць ЦНДІ ОВТ ЗС України – 2014, Вип. 3(54), – С. 94-104.
2. Кучин В.П. Пріоритетні напрямки створення і впровадження системи захисту пілотованих літальних апаратів від ракет переносних зенітно-ракетних комплексів / В.П. Кучин // Зб. наук. праць ДНДІА – 2006, Вип. 2(9), – С. 140-144.
3. Патент України № 46162.
4. Патент України № 86878.

5. Криксунов Л.З. Следящие системы с оптикоэлектронными координаторами. К.: Техника, 1991. – 156 с.

Надійшла до редакції 15.10.2015