

ОЦІНЮВАННЯ ВПЛИВУ МОДУЛЬОВАНОЇ ПЕРЕШКОДИ СТАНЦІЇ ОПТИКО-ЕЛЕКТРОННОГО ПРИДУШЕННЯ НА ІСНУЮЧІ ІНФРАЧЕРВОНІ ГОЛОВКИ САМОНАВЕДЕННЯ

Вступ

Засоби захисту від ракет з інфрачервоним наведенням розміщуються на літальних апаратах (ЛА) з метою забезпечення, у взаємодії з іншими засобами, зниження втрат літаків і вертольотів при прориві протиповітряної оборони супротивника, ведення повітряного бою та протидії переносним зенітним ракетним комплексам.

Засоби захисту від ракет з інфрачервоним наведенням за видами створюваних перешкод поділяються на активні й пасивні. До активних засобів (які, як правило, індивідуальні) належать станції перешкод, що випромінюють енергію, які маєть різну перешкодову модуляцію.

Активні індивідуальні засоби захисту від ракет з інфрачервоним наведенням устанавлюються на всіх типах ЛА і призначені для протидії зброї "повітря – повітря" і "земля – повітря". Їх завдання полягає у зриві спостереження цілі інфрачервоними головками самонаведення (ІЧ ГСН) ракет, що приводить до відміни пуску ракети або значного її промаху.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. В останні роки в науково-технічній літературі значна увага приділяється збільшенню захищеності ЛА у зв'язку зі зростанням загроз, обумовлених тим, що на озброєнні майже всіх країн світу з'явилися ефективні засоби ураження з автоматичними та напіваавтоматичними системами наведення [1, 2].

Постановка завдання

Дану статтю присвячено оцінюванню впливу модульованої перешкоди станції оптико-електронного придушення на існуючі ІЧ ГСН з метою зменшення об'єму області можливих пусків керованих ракет з інфрачервоною головкою самонаведення і підвищення ймовірності захисту ЛА від ураження ними.

Основна частина

При створенні модульованої перешкоди випромінювана площа об'єкта, що захищається, як правило, більше за випромінювану площу джерела модульованої перешкоди, тому можна застосувати принцип суперпозиції. Тоді сигнал (потік) на вході оптичного аналізатора ІЧ ГСН супротивника без урахування пропускання атмосфери [3]

$$\Phi(t) = \Phi_{об}(t) + \Phi_{п}\chi(t), \quad (1)$$

де $\Phi_{об}(t)$ - сигнал від об'єкта; Φ_n - амплітуда сигналу від перешкоди; $\chi(t)$ - модулююча функція перешкоди.

Сигнал на виході оптичного аналізатора ІЧ ГСН від об'єкта можна подати у вигляді

$$U = \Phi_{об}(t)\phi(t), \quad (2)$$

де $\phi(t)$ - модулююча функція аналізатора ІЧ ГСН, яка несе в собі інформацію про координати об'єкта.

За наявності модульованої перешкоди отримуємо наступний сигнал на виході:

$$U_n = \Phi_{об}(t)\phi(t) + \Phi_n\chi(t)\phi(t). \quad (3)$$

де Φ_n - амплітуда сигналу від перешкоди; $\chi(t)$ - модулююча функція перешкоди.

Вибором співвідношення між частотами та величинами корисного сигналу і перешкоди можна добитися зриву спостереження ІЧ ГСН за ціллю або сильної зміни вихідних сигналів ІЧ ГСН, що призводить до більших промахів ракети. У цьому полягає спосіб створення перешкод ІЧ ГСН, оснований на використанні модульованих оптичних сигналів.

При амплітудній модуляції коливання бокових частот є симетричними відносно несучого коливання як за амплітудою, так і за фазою, а при частотній модуляції – тільки за амплітудою. Тому при накладенні спектрів від обох видів модуляції одні з коливаний бокових частот складаються за фазою, а інші – за протифазою. Таким чином, сигнали перешкод, які представляються амплітудно-частотними модульованими напругами на вході резонансного підсилювача ІЧ ГСН, істотно впливають на вихідні сигнали останньої і можуть порушити процес самонаведення ракети на ціль.

Розглянемо вплив фазового зсуву на вихідні сигнали слідкуючої ІЧ ГСН з гіроскопічним приводом. Контур автоматичного спостереження за ціллю за наявності в системі спостереження фазового зсуву вже не є аперіодичною ланкою, а має більш складну передаточну функцію.

При розбіжності частоти вхідного сигналу із частотою несучих коливаний підсилювача з'являється прецесійний рух осі координатора, що є віссю ротора гіроскопа. Незважаючи на те, що рух цілі відбувається тільки в одній площині, вісь координатора рухається не по прямій лінії, а по еліпсу.

Припустимо, що на вхід слідкуючої ІЧ ГСН подано модульований сигнал перешкод виду $U_n(t) = A_n \sin \omega_1 t$ тоді напруга на вході селективного підсилювача має вигляд [4]

$$U(t) \cong A_0(1 + \sin \Omega t) \sin \omega_0 t + A_n \sin \omega_0 t \sin \omega_1 t + A_n \sin \omega_1 t \sin(\Omega t - \pi), \quad (4)$$

де A_0 - амплітуда сигналу несучої частоти ω_0 ; Ω - частота модуляції потоку випромінювання від цілі; A_{π} - амплітуда сигналу перешкоди.

Друга та третя складові виразу з'явилися в результаті впливу на систему модульованої перешкоди, корисна інформація є тільки в першій складовій.

З усіма припущеннями та врахуваннями можна вважати, що сигнал на вході лінійного амплітудного детектора має вигляд

$$U(t) = A_0 \sin \omega_0 t + A_1 \cos[(\omega_0 - \Omega)t + \varphi_0] - A_2 \cos[(\omega_0 + \Omega)t - \varphi_0] + \quad (5) \\ + A_3 \cos[(\omega_1 - \Omega)t + \pi + \varphi_1] - A_4 \cos[(\omega_1 + \Omega)t - \pi - \varphi_2],$$

де A_1, A_2, A_3, A_4 - амплітуди на виході підсилювачів 1 - 4 відповідно.

З виразу (5) випливає, що перешкода на частоті ω_1 , близькій до частоти ω_0 , заглушає корисний сигнал. Іншими словами, якщо амплітуда робочого сигналу дорівнює амплітуді перешкоди, а $\omega_0 \approx \omega_1$, то ракета стане некерованою. Якщо $A_0 < A_{\pi}$ та частота сигналу-перешкоди не збігається з оптимальною, суттєвий вплив на роботу ІЧ ГСН роблять фазові переключування.

Припустимо, що оптична система теплової головки самонаведення сприймає амплітудно-модульований променевий потік. Проїшовши модулюючий диск ІЧ ГСН, через підсилювач несучої частоти пройдуть сигнали із частотою, близькою до резонансної частоти ω підсилювача. Підсилений за потужністю сигнал на виході детектора створює в обмотках корекції гіроскопічного приводу магнітне поле.

У результаті взаємодії полів, що створюються обмоткою корекції та постійним магнітом, виникають кореляційні моменти

$$M_{кор I, II} = K_M H_{кор} H_{магн I, II}, \quad (6)$$

де K_M - коефіцієнт модуляції; $H_{кор}$ - магнітне поле в обмотках корекції гіроскопічного приводу; $H_{магн I, II}$ - поле, що створюється у двох взаємно перпендикулярних площинах керування обертовим постійним магнітом ІЧ ГСН.

Гіроскоп є інтегруючою ланкою і реагує тільки на складову низької частоти, тому рух осі ротора гіроскопа (яка є віссю координатора) в одній із площин керування ракетою підпорядковується залежності [5]

$$\dot{\alpha}_{\pi} = KF_{\pi \max} H \left[\frac{1}{4} m \cos[(\omega - \omega_{\pi} - \Omega)t + \Phi] + \frac{1}{4} m \cos[(\omega - \omega_{\pi} + \Omega)t + \Phi] + \quad (7) \right. \\ \left. + \frac{1}{4} m \cos[(\omega - \omega_{\pi})t + \Phi] + \frac{m^2}{4} \cos \Phi \right],$$

де $K = K_M K_{yc} K_{дем} K_{кор}$; K_{yc} - коефіцієнт підсилення; $K_{дем}$ - коефіцієнт лінійного детектора; $K_{кор}$ - коефіцієнт корекції гіроскопа; H - магнітне поле в площині керування; $F_{Пmax}$ - амплітуда променевого потоку; m - модуляційна характеристика; $\omega_{П}$ - частота модуляції; Ω і ω - огибаюча та несуча частоти відповідно; Φ - фаза огибаючої частоти.

Променевий потік від цілі спричиняє рух осі гіроскопа (координатора) за законом

$$\dot{\alpha}_u = K F_u H \frac{m^2}{4} \cos \Phi. \quad (8)$$

Порівнявши рівняння (7) і (8) бачимо, що останній член у дужках першого рівняння характеризує рух гіроскопа в напрямку джерела перешкоди. Що стосується перших трьох членів (7), то вони представляють коливальний рух гіроскопа навколо напрямку на джерело перешкоди, причому залежно від величини розузгодження переважає перший, другий або третій член рівняння.

При впливі на ІЧ ГСН випромінювання цілі та модульованого випромінювання перешкоди гіроскоп буде рухатися в напрямку на ціль зі швидкістю

$$\dot{\alpha} = K H \frac{m^2}{4} (F_u + F_{Пmax}) \cos \Phi \quad (9)$$

і коливатися відносно напрямку на ціль за законом, обумовленим одним із трьох перших членів виразу (7).

Додавання коливань у двох взаємно перпендикулярних площинах руху осі гіроскопа приводить до його кругового руху, тобто вісь координатора описує в просторі конічну поверхню, вісь якої збігається з напрямком на ціль.

Як критерій оцінювання впливу модульованої перешкоди на ІЧ ГСН вибирають середній час зриву спостереження, тобто час від моменту включення перешкоди до моменту виходу цілі з поля зору ІЧ ГСН при постійній кутовій швидкості вектора дальності (звичайно її приймають такою, що дорівнює 1). Вихід цілі з поля зору ІЧ ГСН визначається виходом зображення цілі за робочу межу модулюючого диску.

Висновки

На підставі алгоритмів математичного моделювання процесу самонаведення, експериментальних даних і з урахуванням основних параметрів і характеристик слідкуючих систем, які мають різні типи ракет з ІЧ ГСН, отримані аналітичні вирази необхідні для оцінювання ефективності придушення засобів керування зброєю з інфрачервоним контуром наведення.

Список використаних джерел

1. Підвищення захищеності вертольотів при проведенні їх модернізації [Текст] / В.Г. Башинський, Р.Г. Шабан, С.М. Туренко, О.Б. Котов // Системи озброєння і військової техніки: наук. журнал. – №3 (23). – Х: ХУПС, 2010. – С. 22 – 25.
2. Башинський, В.Г. Вибір основних критеріїв захищеності літальних апаратів [Текст] / В.Г.Башинський, В.А.Охріменко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1 (73).– Х., 2013. – С. 7 – 13.
3. Волжин, А.Н. Борьба с самонаводящимися ракетами [Текст] / А.Н.Волжин, Ю.Г.Сизов. – М.: Воен. изд-во, 1983. – 250 с.
4. Криксунов Л.З. Справочник по основам инфракрасной техники [Текст] / Л.З. Криксунов. – М.: Сов. радио, 1978. – 436 с.
5. Защита самолетов от ракет с тепловыми головками самонаведения [Текст] / Л.З. Криксунов, В.А. Волков, В.К. Вялов и др.; под. ред. М.Н. Мишука – М.: Воениздат, 1982. – 236 с.

Поступила в редакцию 15.06.2013.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Калкаманов,
Харьковский университет Воздушных Сил, г. Харьков.*