

МЕТОДИКА ОБРОБКИ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ ДАНИХ З МЕТОЮ ОТРИМАННЯ ПОКАЗНИКІВ ОЦІНКИ СИСТЕМ ЗАХИСТУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Вступ

Для зменшення втрат літаків і вертольотів при прориві протиповітряної оборони супротивника, ведення повітряного бою та протидії переносним зенітним ракетним комплексам у наш час широко застосовуються засоби захисту від керованих ракет з інфрачервоним наведенням.

Сучасні засоби вимірювань дозволяють провести експериментальне оцінювання систем захисту літальних апаратів від засобів ураження з інфрачервоними головками самонаведення без проведення пуску ракет.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. В останні роки в науково-технічній літературі приділяється значна увага оцінюванню систем захисту літальних апаратів від засобів ураження з інфрачервоними головками самонаведення у зв'язку з появою на озброєнні нових ефективних засобів ураження майже в усіх країнах світу [1, 2, 4, 5].

Постановка завдання

Дану статтю присвячено розробленню методики оброблення експериментальних даних з метою отримання показників оцінки систем захисту літального апарата від керованих ракет з інфрачервоною головкою самонаведення.

Основна частина

З метою отримання показників оцінювання систем захисту літального апарата (вертольота) визначають основні характеристики станції оптико-електронної протидії (СОЕП), яку установлюють на вертольоті [2, 3, 5].

Сектор зони захисту вертольота по азимуту визначають при замірюванні відповідного сектора зони інфрачервоного (ІЧ) випромінювання вертольота, обладнаного СОЕП. Замірювання сектора зони ІЧ-випромінювання по азимуту виконують шляхом послідовної зміни курсового кута вертольота на режимі висіння на висоті $H = 120$ м.

ІЧ-випромінювання від вертольота з СОЕП сприймається за допомогою ІЧ-головок самонаведення (ГСН), розташованих на відстані 300 м від точки висіння вертольота. Реєстрація сигналів від ІЧ ГСН здійснюється за допомогою осцилографа.

При вимкненій СОЕП ІЧ ГСН повинні перейти в режим захвату цілі, а після вмикання СОЕП і виходу її на робочий режим має здійснюватись зрив захвату цілі ІЧ ГСН. Оцінювання режимів захвату цілі ІЧ ГСН і зриву захвату виконують шляхом аналізу характеру зміни сигналів на екрані осцилографа.

Для визначення меж сектора зони ІЧ-випромінювання вертольота з СОЕП по куту азимута зміна курсового кута здійснюють з двох положень:

- а) при $\Psi = 0^\circ$ (вертоліт у режимі висіння з курсом на ІЧ ГСН);
- б) при $\Psi = 180^\circ$ (вертоліт у режимі висіння з курсом від ІЧ ГСН).

Зміна курсового кута вертольота з кожного положення виконується вліво і вправо з дискретністю $\Delta\Psi = 10^\circ$ (рис. 1).

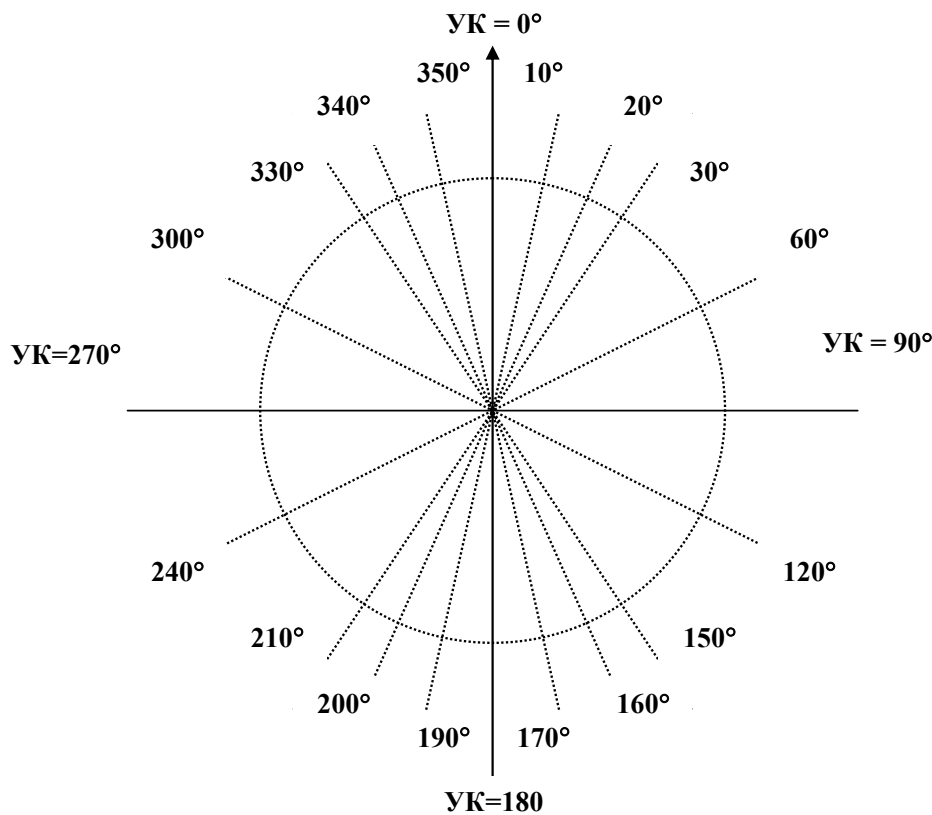


Рисунок 1 – Схема виконання поворотів на режимі висіння ($H=120$ м).

Відхилення виконуються до того моменту, поки ІЧ ГСН не вийдуть з режиму стійкого захвату цілі при ввімкненій СОЕП (СОЕП почне забезпечувати зрив захвату цілі ІЧ ГСН).

Максимальний радіус зони захисту вертольота визначають за результатами побудови індикатриси ІЧ-випромінювання вертольота з СОЕП.

Порядок побудови індикатриси ІЧ-випромінювання такий:

- а) вертоліт знаходиться в режимі висіння з курсом від ІЧ ГСН на заданій висоті та дальності до ІЧ ГСН, при яких забезпечується попадання завадового випромінювання СОЕП у поле зору ІЧ ГСН;

б) з ІЧ ГСН знімаються сигнали, які реєструються на осцилографі та перераховуються у величину опромінення оптичного вузла ІЧ ГСН (інтенсивності ІЧ-випромінювання вертольота з СОЕП) аналогічно порядку визначення завадового випромінювання СОЕП;

в) змінюючи курсовий кут вертольота (в азимуті від 30 до 330° - з дискретністю $\Delta\Psi = 30^\circ$, в азимуті від 330 до 30° - з дискретністю $\Delta\Psi = 10^\circ$), визначають величину опромінення оптичного вузла ІЧ ГСН (інтенсивності ІЧ-випромінювання вертольота з СОЕП) для кожного фіксованого кута азимута;

г) на вигляд вертольота в плані з місця розташування СОЕП наносять вектори первних величин ІЧ-випромінювання вертольота з СОЕП для кожного фіксованого кута азимута з подальшим проведенням огинаючої нанесених векторів. Ця огинаюча і є індикатрисою ІЧ-випромінювання (рис. 2).

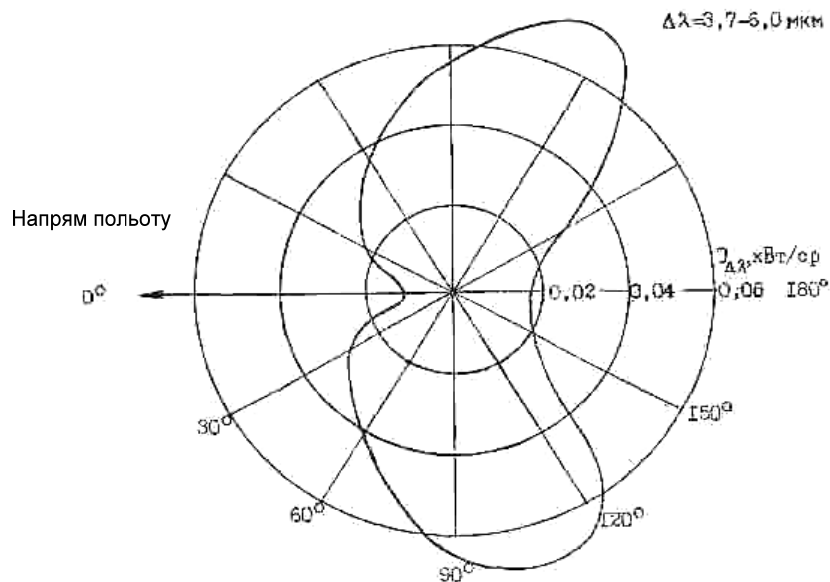


Рисунок 2 – Індикатриса ІЧ-випромінювання вертольота

За результатами побудови індикатрисы ІЧ-випромінювання вертольота з СОЕП визначають кути азимута, на яких зафіксовано максимальні та мінімальні значення опромінення оптичного вузла ІЧ ГСН (інтенсивності ІЧ-випромінювання вертольота з СОЕП). Саме для цих кутів азимуту і визначають у подальшому максимальний радіус зони захисту вертольота.

Максимальний радіус зони захисту вертольота СОЕП від ІЧ ГСН керованих ракет можна визначити двома способами – розрахунковим і експериментальним.

При першому способі порядок розрахунку максимального радіуса зони захисту вертольота подібний до порядку визначення потужності (інтенсивності) завадового випромінювання СОЕП і полягає у наступному:

а) визначають значення інтенсивності ІЧ-випромінювання вертольота з СОЕП, що відповідають максимальному та мінімальному значенням опромінення оптичного вузла ІЧ ГСН для заданої дальності;

б) на графік залежності величини опромінення оптичного вузла ІЧ ГСН від інтенсивності та дальності випромінювання еталонних джерел ІЧ-випромінювання (з урахуванням коефіцієнта пропускання атмосфери) накладають значення порогового опромінення (задається в технічній документації конкретної ІЧ ГСН);

в) точки перетину лінії порогового опромінення та кривих інтенсивності ІЧ-випромінювання вертольота з СОЕП, що відповідають максимальному та мінімальному значенням опромінення оптичного вузла ІЧ ГСН, і є абсцисами максимального радіуса зони захисту вертольота по азимуту відповідно до максимальної та мінімальної інтенсивностей ІЧ-випромінювання.

При другому способі визначення максимального радіуса зони захисту вертольота здійснюють шляхом безпосереднього віддалення та наближення вертольота до ІЧ ГСН у горизонтальному польоті з курсовими кутами, що відповідають кутам азимута максимальної (при віддаленні) та мінімальної (при наближенні) інтенсивностей ІЧ-випромінювання вертольота з СОЕП.

Максимальному радіусу зони захисту вертольота в азимутах максимальної та мінімальної інтенсивності ІЧ-випромінювання вертольота з СОЕП відповідають дальності, на яких ІЧ ГСН перестають (при віддаленні) або починають (при наближенні) сприймати завадове випромінювання СОЕП.

Визначення діапазону умов бойового застосування вертольота, при якому забезпечується вплив завадового випромінювання СОЕП на ІЧ ГСН, здійснюється шляхом якісного оцінювання впливу ІЧ-випромінювання СОЕП на ІЧ ГСН в різних умовах застосування вертольота, а саме:

а) етапи польоту – зліт, набір висоти, горизонтальний політ, зниження, захід на посадку та посадка;

б) режими польоту – висіння, усталений політ з постійною швидкістю, маневрування в горизонтальній та вертикальній площинах;

в) висота польоту – в діапазоні висот $H = 0 \dots 1500$ м;

г) швидкість польоту – в діапазоні швидкостей $V = 0 \dots 250$ км/год;

д) дальність польоту – в залежності від чутливості ІЧ ГСН.

При проведенні експериментів застосовують таку систему вимірювань, реєстрації та обробки експериментальних даних:

а) як датчики, що сприймають ІЧ-випромінювання СОЕП та вертольота, використовують ІЧ ГСН керованих ракет (КР) класу "повітря-повітря" типу Р-60 та КР ПЗРК типу "Игла" (за результатами калібрування підбирають ІЧ ГСН з найбільшою чутливістю приймача ІЧ-

випромінювання, тобто з найменшим значенням власних шумів приймача);

б) для оперативного аналізу величини та характеру вимірних параметрів ІЧ ГСН використовуються мілівольтметри типу ВЗ-41 (ВЗ-38) і осцилографи типу С1-93 (С1-68);

в) при безпосередньому знятті вихідних сигналів з ІЧ ГСН КР у як засоби реєстрації вимірних параметрів використовують ПЕОМ з аналого-цифровою платою системи збору даних Е14-440D;

г) як засоби оброблення зареєстрованих параметрів застосовують відповідне програмне забезпечення (програму формування баз даних та візуалізації обробленої інформації L-Graph).

Для забезпечення прив'язки параметрів до єдиної шкали всі процеси вимірювання, реєстрації та оброблення здійснюють у єдиному часі.

При безпосередньому знятті вихідних сигналів з ІЧ ГСН КР реєструють наступні параметри:

а) для КР класу "повітря-повітря" типу Р-60:

- кутові швидкості по каналах керування 1 і 2 - ω_1, ω_2 ;
- кути пеленгу по каналах керування 1 і 2 - φ_1, φ_2 ;
- сигнал несучої частоти - f_n ;

б) для КР ПЗРК типу "Игла":

- кутова швидкість супроводження ω ;
- кут пеленгу φ ;
- сигнал несучої частоти по основному і допоміжному каналах -

f_{n1}, f_{n2} .

За своєю фізичною природою наведені вище параметри являють собою електричні сигнали змінного струму певної напруги та частоти:

- ω - електричний сигнал, величина якого пропорційна кутовій швидкості повороту оптичного вузла координатора ІЧ ГСН (пропорційно якому в координаторі ІЧ ГСН формуються сигнали на відхилення рулів КР);

- φ - електричний сигнал, величина якого пропорційна куту відхилення оптичної осі координатора ІЧ ГСН від вісі КР;

- f_n - електричний сигнал, величина якого пропорційна рівню опромінювання оптичного вузла координатора ІЧ ГСН (пропорційно якому визначається дальність від приймача до джерела ІЧ-випромінювання).

Порядок оброблення, аналізу і оцінювання результатів випробувань залежать як від можливостей конкретних засобів вимірювань, реєстрації та оброблення, так і від обсягу і способів визначення характеристик та показників системи захисту, що підлягають оцінювання.

Висновки

Розроблено методику оброблення експериментальних даних для оцінювання систем захисту літальних апаратів від засобів ураження з інфрачервоними головками самонаведення розрахунковим та експериментальним способами без проведення пуску ракет.

Список використаних джерел

1. Башинський, В.Г. Оцінка впливу модульованої перешкоди станції оптико-електронного придушення на існуючі ІЧ ГСН [Текст] / В.Г. Башинський, О.Л. Бурсала, Ю.О. Камак // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (74).–118 – 122.
2. Защита самолетов от ракет с ТГС [Текст]: монограф / В.Л. Кучин, Л.З. Криксунов, В.А. Волков, В.К. Вялов. – М.: Воениздат, 1982. – 430 с.
3. Криксунов, Л.З. Справочник по основам инфракрасной техники [Текст] / Л.З. Криксунов.– М.: Советское радио, 1978. – 500 с.
4. Комплексний захист літальних апаратів від ураження керованим озброєнням [Текст] / М.І. Архипов, О.М. Альошин, С.М. Туренко, А.Л. Фещенко // Матеріали VII наук.-техн. конф. – ДНВЦ, 2007. – С. 47 -49.
5. Архипов, М.І. Захист літальних апаратів від ураження керованим озброєнням [Текст] / М.І. Архипов, Ю.К. Ребрин, А.Л. Фещенко // Труды академії. – 2007. – №79. – С.159 – 162.

Поступила в редакцію 24.06.2013.

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