

УДК 629.7.017.0031

БАШИНСЬКИЙ В.Г., заступник начальника Державного науково-випробувального центру Збройних Сил України з наукової роботи, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ УЗАГАЛЬНЕНОГО ПОКАЗНИКА ЗАХИЩЕНОСТІ, ЯКИЙ ХАРАКТЕРИЗУЄ ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ ЯК СКЛАДНУ ТЕХНІЧНУ СИСТЕМУ

В статті запропоновано підхід до розрахунку узагальненого показника захищеності літального апарата від керованих ракет з інфрачервоними головками самонаведення.

Ключові слова: літальний апарат, керована ракета, інфрачервона головка самонаведення, екранно-вихлопні пристрої, просторова когерентність інфрачервоного випромінювання.

Аналіз військових конфліктів останніх десятиліть показав, що переважна більшість малошвидкісних літальних апаратів (ЛА) (вертольотів) була уражена керованими ракетами (КР) з інфрачервоними (ІЧ) головками самонаведення (ГСН) [1]. На сучасному етапі розвитку озброєння та військової техніки актуальним є питання захисту літальних апаратів від КР. В даному напрямку розроблені системи захисту, які забезпечують безпеку ЛА на різних етапах польоту (на землі, на зльоті, в польоті, на посадці та ін.). Для оцінки ступеня захищеності ЛА від КР з інфрачервоними головками самонаведення застосовуються різні методики [1]. В даній статті для оцінки захищеності ЛА пропонується застосовувати узагальнений показник, який можна виразити через ймовірність неуразення ($P_{неур}$):

$$P_{неур} = P_{дії} \cdot P_{пролКР}, \quad (1)$$

де $P_{дії}$ – ймовірність дії когерентного ІЧ-випромінювання станції оптико-електронної протидії (СОЕП) на ІЧ ГСН КР; $P_{пролКР}$ – ймовірність прольоту КР на безпечній для вертольота відстані.

Досягнення необхідного результату залежить від модуляції електромагнітних коливань ІЧ-випромінювання СОЕП. Довжина хвилі ІЧ-випромінювання СОЕП повинна бути співвимірною з довжиною хвилі ІЧ-випромінювання двигунів вертольота. Рівень ІЧ-випромінювання двигунів вертольота необхідно знизити до рівня ІЧ-випромінювання СОЕП (це можливо за рахунок екранно-вихлопних пристроїв (ЕВП)). Різниця фаз між інтерференційними хвилями ІЧ-випромінювання СОЕП та ІЧ-випромінювання двигунів вертольота повинна бути кратна числу π .

Відповідно до вищевказаних особливостей електромагнітні коливання ІЧ-випромінювання СОЕП повинні бути когерентними, тоді сумарна інтенсивність

I_{Σ} когерентного ІЧ-випромінювання СОЕП визначається виразом:

$$I_{\Sigma} = 4 \left| \cos \varphi \right| I_{\text{СОЕП}} , \quad (2)$$

де $I_{\text{СОЕП}}$ – інтенсивність ІЧ-випромінювання СОЕП, Вт/стер рад; φ – різниця фаз між хвилями ІЧ-випромінювання СОЕП, град.

При різниці фаз хвиль ІЧ-випромінювання, яка кратна π , сумарна інтенсивність когерентного ІЧ-випромінювання СОЕП має максимальне значення:

$$I_{\Sigma \max} = 4I_{\text{СОЕП}} . \quad (3)$$

Величина різниці фаз між хвилями ІЧ-випромінювання СОЕП, що кратна π , визначається виразом:

$$\varphi = (n / \cos \Theta) \pi , \quad (4)$$

де n - показник заломлення тонкого (при довжині хвилі $I_{\text{СОЕП}}/4$) внутрішнього покриття скляної пластинки СОЕП, який повинен бути рівним 1,59...1,60 при $I_{\text{СОЕП}} = 5,54...5,06$ мкм; Θ - кут заломлення хвилі ІЧ-випромінювання СОЕП у тонкому внутрішньому покритті скляної пластинки СОЕП, який складає 30...40 град.

При забезпеченні даних параметрів різниця фаз φ між хвилями ІЧ-випромінювання СОЕП, що проходять крізь скляні пластинки СОЕП, буде кратна π (2π , 4π).

Забезпечення ефективної роботи СОЕП може бути досягнуто встановленням на вертольоті системи ослаблення ІЧ-випромінювання у вигляді екранно-вихлопних пристроїв із ступенем зниження теплової помітності вертольота не менше ніж у 2 рази.

Дія на ГСН КР завад ІЧ-випромінювання, які створюються СОЕП, може бути здійснена в секторі простору всередині якого коливання хвилі ІЧ-випромінювання СОЕП є узгодженими з ІЧ-випромінюванням вертольота. Даний простір повинен розповсюджуватися як мінімум на 300 м в радіусі від вертольота (на мінімальну дальність пуску КР з ІЧ ГСН).

Цей простір є інтегральною характеристикою просторової когерентності ІЧ-випромінювання. Він показує зростання інтенсивності ІЧ-випромінювання (до 4 разів) в різних точках кругової (усіченої кульової) поверхні, віддаленої на відстань, рівну радіусу когерентності ($r_{\text{ког}}$), що перпендикулярний напрямку розповсюдження хвилі ІЧ-випромінювання, яка створюється СОЕП.

Ці точки будуть постійно впливати на ІЧ ГСН і, як наслідок, забезпечувати КР на безпечній для вертольота відстані (≥ 10 м). Дана відстань обумовлена неспрацьовуванням вибухача КР.

Величина радіуса когерентності [3] визначається як:

$$r_{\text{коз}} = c \cdot t, \quad (5)$$

де c - швидкість світла, $3 \cdot 10^8$ м/с; t - час (або тривалість імпульсу ІЧ-випромінювання), протягом якого різниця фаз двох послідовних коливань (імпульсів) випромінювання СОЕП не встигла змінитися на величину, співмірну з π (180 град.), $0,5 \cdot 10^{-6}$ с.

Величина радіуса когерентності також може бути розрахована по формулі:

$$r_{\text{коз}} = 4 \sqrt{\frac{I_{\text{СОЕП}}}{E}}, \quad (6)$$

де E - щільність опромінювання поверхні, Вт/м².

Потужність потоку випромінювання СОЕП складає 3000 Вт, а площа поверхні опромінюваного СОЕП сегмента, яка утворена сектором 30 град по азимуту і по куту місця +20...-30 град на мінімальній від вертольота дальності пуску КР (300 м), має розміри 160 x 280 м².

Тоді ймовірність дії когерентного ІЧ-випромінювання СОЕП на ІЧ ГСН КР визначається виразом:

$$P_{\text{дії}} = P_{\text{влучання}} \cdot P_I \cdot P_1, \quad (7)$$

де $P_{\text{влучання}}$ - ймовірність влучання КР в сектор 30 град. з радіусом когерентності за мінімальний час польоту КР до вертольота-цілі під будь-яким ракурсом; P_I - ймовірність створення просторової когерентності ІЧ-випромінювання СОЕП з інтенсивністю $I_{\Sigma \text{ макс}}$; P_1 - ймовірність того, що довжини хвилі $I_{\text{верт}}$ ІЧ-випромінювання вертольота та хвилі $I_{\text{СОЕП}}$ будуть рівними.

Ймовірність потрапляння КР в сектор 30 град. з радіусом когерентності за мінімальний час польоту КР до вертольота-цілі під будь-яким ракурсом визначається як:

$$P_{\text{попад}} = \exp\left(-\frac{k \cdot r_{\text{коз}} \cdot 30}{V_{\text{КР}} \cdot t_{\text{пол}}}\right), \quad (8)$$

де $k = \frac{2\pi}{360}$.

Ймовірність створення просторової когерентності ІЧ-випромінювання СОЕП з інтенсивністю $I_{\Sigma \text{ макс}}$ визначається виразом:

$$P_I = \exp\left(-\frac{4I_{\text{СОЕП}} - I_{\Sigma \text{ макс}}}{4I_{\text{СОЕП}}}\right). \quad (9)$$

Ймовірність того, що довжини хвилі $I_{\text{верт}}$ ІЧ-випромінювання вертольота та хвилі $I_{\text{СОЕП}}$ будуть рівними, визначається виразом [2]:

$$P_1 = \exp\left(-\frac{|I_{\text{верт}} - I_{\text{СОЕП}}|}{I_{\text{СОЕП}}}\right), \quad (10)$$

де $I_{\text{верт}}$ і $I_{\text{СОЕП}}$ розраховується по формулі (закон Вина) [2]

$$I = \frac{2897_{\text{мкм}}}{T_{\text{СОЕП}} + 273}. \quad (11)$$

Ймовірність прольоту КР на безпечній для вертольота відстані $P_{\text{пролКР}}$ визначається як функція часу:

$$P_{\text{пролКР}} = \exp\left(-\frac{\Delta t}{t_{\text{пол.мин}}}\right), \quad (12)$$

де Δt - час повороту оптичного вузла координатора ГСН, на протязі якого забезпечується відведення КР на безпечну для вертольота відстань (за умови неспрацювання неконтактного вибухала КР), с.

Величина проміжку часу повороту оптичного вузла координатора ГСН визначається виразом:

$$\Delta t = \frac{w}{2\omega}, \quad (13)$$

де w - мінімальний кут повороту оптичного вузла координатора, при якому забезпечується відведення КР на безпечну для вертольота відстань, град.; ω - кутова швидкість повороту оптичного вузла координатора ГСН, при якій забезпечується відведення КР на безпечну для вертольота відстань, град./с.

Величина мінімального кута повороту оптичного вузла координатора може бути визначена як:

$$w = \arctg \frac{L_g/2 + 1,3R_{\text{ср.нідр.}}}{D_{\text{пуск.мин}}}, \quad (14)$$

де L_g - габаритна довжина вертольота з гвинтами, м ($L_g = 26$ м – для вертольота типу Ми-8МТ; $L_g = 22$ м – для вертольота типу Мі-24); $R_{\text{ср.нідр.}} \leq 10$ м - радіус спрацювання неконтактного вибухача КР, м.

Дана методика, після доведення її до рівня доступної розрахункової технології та відповідного тестування на працездатність, дозволить розрахувати для практичних потреб узагальнений показник захищеності літального апарата (вертольота) від КР з ІЧ ГСН у вигляді ймовірності неураження $P_{\text{неур}}$.

ЛІТЕРАТУРА

1. Платунов В. Современная концепция выживаемости вертолетов в боевых условиях. /В. Платунов /Военный парад №5 (47) 2001 – с 27-31.
2. Справочник по инфракрасной технике. В 4-х тт. Т.4. Проектирование инфракрасных систем / под ред. У.Волф та Г.Циис. Пер. с англ./ – М. : Мир. 1999. – 472 с.
3. Артюшин Л.М. Большие технические системы: проектирование и управление /Л.М. Артюшин, Ю.К. Зиятдинов, И.А. Попов, А.В. Харченко/ – Харьков: Факт, 1997. – 400 с.

Надійшла до редакції 31.10.2012