

УДК 621.384

КРАВЧУК І.С., провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук, доцент
ТАРАНЕНКО В.В., начальник науково-дослідного відділу, кандидат технічних наук
ТИМОФТИКА Г.Ф., старший науковий співробітник

МЕТОДИКА ВИМІРЮВАННЯ СИЛИ ВИПРОМІНЮВАННЯ ТЕПЛОВИПРОМІНЮЮЧИХ ОБ'ЄКТІВ

В статті наведена методика вимірювання сили випромінювання тепловипромінюючих об'єктів, результати застосування якої дають змогу визначати напрямки виконання заходів щодо захисту літальних апаратів від керованих ракет з інфрачервоними головками самонаведення.

Ключові слова: літальний апарат, керована ракета, інфрачервона головка самонаведення.

На сьогоднішній день в провідних країнах світу, зокрема США, Ізраїлю та Росії активно ведуться роботи по створенню технічних засобів захисту літальних апаратів від керованих ракет з інфрачервоними головками самонаведення (ІЧ ГСН). Це обумовлено тим, що на сучасному етапі значно частішими стали випадки застосування переносних зенітно-ракетних комплексів, оснащених керованими ракетами з ІЧ ГСН, різними терористичними угрупованнями для ураження бойових літаків, вертольотів і військово-транспортних літаків. Як свідчать статистичні дані, керованими ракетами з ІЧ ГСН знищено до 80% літальних апаратів у локальних конфліктах за останні 20 років [1].

Для визначення напрямків виконання заходів щодо захисту літальних апаратів від керованих ракет з ІЧ ГСН важливим є визначення їх індикатрис інфрачервоного випромінювання.

Літальний апарат (ЛА) являє собою комплексне джерело оптичного випромінювання, характеристики якого залежать від багатьох чинників [2, 3]: типу установки двигуна та режимів її функціонування, швидкості польоту, геометричних характеристик ЛА та ін. Основними складовими інфрачервоного випромінювання ЛА є:

випромінювання нагрітих до високої температури деталей і агрегатів установки двигуна;

випромінювання газового струменя, що витікає з сопла реактивного двигуна;

випромінювання планера літака внаслідок кінетичного нагріву при польоті з надзвуковими швидкостями;

інфрачервона складова відбитого поверхнею ЛА сонячного випромінювання.

Нагріті деталі установки двигуна літака випромінюють подібно до "сірих" випромінювачів. Сірий випромінювач відрізняється від абсолютно чорного тіла коефіцієнтом випромінювання ϵ , що визначається виразом

$$e = \frac{R}{R_{\text{АЧТ}}}, \quad (1)$$

де R – щільність потоку випромінювання сірого випромінювача, Вт/см²; $R_{\text{АЧТ}}$ – щільність потоку випромінювання абсолютно чорного тіла, Вт/см².

У загальному випадку величина e залежить від довжини хвилі оптичного випромінювання λ . Але для інженерного аналізу при розгляді характеристик випромінювання установки двигуна літаків можна вважати, що в інфрачервоному діапазоні випромінювання коефіцієнт e залишається постійним і для сучасних конструкцій установок двигунів можна приблизно прийняти рівним 0,75...0,85.

Головним джерелом випромінювання реактивного двигуна є внутрішня порожнина сопла двигуна та відкриті деталі двигуна (лопатки турбіни, конус сопла та ін.), що спостерігаються через перетин сопла. Для спрощення інженерних розрахунків приймають припущення, що джерелом оптичного випромінювання є зріз сопла з температурою, яка дорівнює температурі газів на виході з сопла, та площею вихідного перетину сопла. Температура газів на виході з сопла в установках двигунів сучасних літаків знаходиться в межах 600...1100 К для безфорсажних режимів і в межах 1800...2300 К для форсажних режимів. Довжина хвилі оптичного випромінювання, що відповідає максимуму випромінювання, для першого випадку відповідає $\lambda_m = 2,5...5$ мкм, для другого – $\lambda_m = 1,3...1,5$ мкм.

Випромінюючими компонентами газового струменя, що витікає з сопла реактивного двигуна, є тверді частинки, що утворюються при горінні палива (частинки вуглецю та ін.), і газоподібні компоненти CO₂ та пари H₂O. Ці газоподібні компоненти, на відміну від твердих тіл, випромінюють не у всьому спектрі, а тільки в окремих його ділянках (смугах випромінювання). Це пояснюється тим, що газоподібні продукти характеризуються так званим лінійним спектром випромінювання. На рис.1 зображена спектральна характеристика випромінювання газового струменя повітряно-реактивного двигуна.

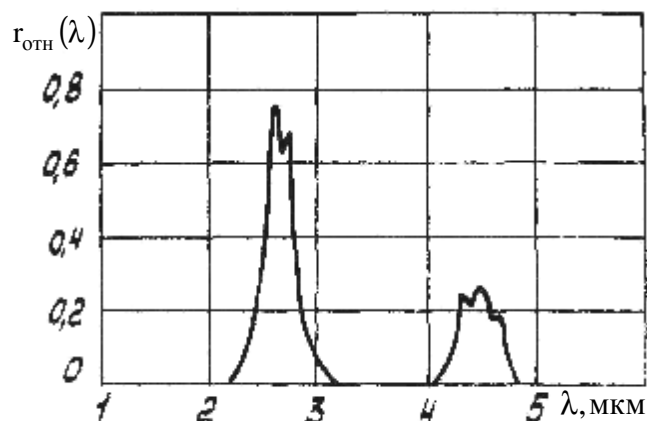


Рис. 1.

Смуги найбільш інтенсивного випромінювання газоподібних випромінюючих компонентів струменя мають максимум на довжинах хвиль 2,7 мкм та 4,3 мкм. Перший максимум відповідає випромінюванню H₂O, другий – CO₂.

Випромінювання газового струменя в задню напівсферу складає до 20% всього інфрачервоного випромінювання повітряно-реактивного двигуна. У напрямку передньої напівсфери випромінює тільки газовий струмінь, тому що деталі двигуна та його сопло з передньої напівсфери не спостерігаються.

При надзвукових швидкостях польоту ЛА, внаслідок гальмування повітряного потоку окремими конструктивними елементами планера, кінетична енергія набігаючого потоку перетворюється в теплову. Завдяки цьому передня частина профілю крила, кіля, стабілізатора, носова частина фюзеляжу нагріваються до значної температури за рахунок кінетичного нагріву. При польоті літака зі швидкостями, які відповідають числам Маха $M=2\dots3$, температура його поверхні може сягати $400\dots450$ К. Довжина хвилі оптичного випромінювання, що відповідає максимуму спектральної щільності випромінювання при цій температурі складає $\lambda_m = 7\dots9$ мкм. Це випромінювання може використовуватися для наведення ракети на ціль при використанні відповідних приймачів випромінювання, наприклад, приймачів на основі $HgCdTe$, що мають спектральну чутливість в діапазоні $\Delta\lambda = 8\dots12$ мкм.

Найбільш загальною характеристикою ІЧ випромінювання ЛА є сила випромінювання I , що представляє собою потужність потоку випромінювання в одиничному тілесному куті.

Розподіл сили випромінювання ЛА в просторі формує індикатрису випромінювання, що представляє собою геометричне місце точок кінців векторів сили випромінювання ЛА (рис. 2).

Визначення індикатрис випромінювання може бути теоретичним і експериментальним (за допомогою спеціальної виміральної апаратури).

Як правило, для ЛА визначають індикатриси випромінювання в горизонтальній і вертикальній площинах.

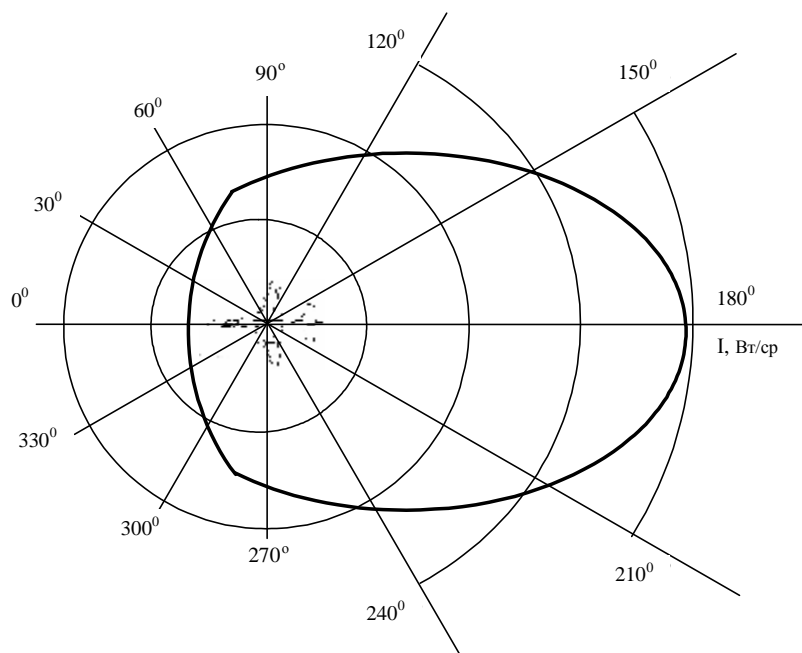


Рис. 2. Індикатриса випромінювання літака в горизонтальній площині

На сьогоднішній день в інженерній практиці користуються спрощеною схематизацією об'єкта в якості випромінювача в залежності від типу цілі, характеристик ІЧ ГСН атакуючої ракети, умов бойового застосування. Для цього об'єкт замінюється сукупністю випромінюючих поверхонь чи частин поверхонь, в межах яких температуру T_i і коефіцієнт випромінювання e_i можна вважати постійними. Виключаються із розгляду ті поверхні, внесок яких в сумарне випромінювання об'єкта незначний. Кожна з поверхонь розглядається як "сірий" випромінювач, для якого відомі температура, коефіцієнт випромінювання і орієнтація в просторі.

Сумарна сила випромінювання літального апарата в заданому напрямку може бути визначена за допомогою виразу

$$I = \sum_{i=1}^n I_i = \sum_{i=1}^n s e_i S_i T_i^4 h_i, \quad (2)$$

де $I_i = s e_i S_i T_i^4 t_0 K \left[Z\left(\frac{I_2}{I_m}\right) - Z\left(\frac{I_1}{I_m}\right) \right]$ – сила випромінювання i -ї поверхні випромінювання, Вт/ср ; $h_i = t_0 K \left[Z\left(\frac{I_2}{I_m}\right) - Z\left(\frac{I_1}{I_m}\right) \right]$ – частка випромінювання, що приходить на спектральний діапазон чутливості приймача випромінювання; $\sigma = 5,67 * 10^{-8}$ Вт/(м²*К⁴) – постійна Стефана-Больцмана; e_i – коефіцієнт випромінювання i -го випромінювача; S_i – площа проекції i -го випромінювача на

площину, перпендикулярну лінії візування, м²; $K = \frac{\int_{I_1}^{I_2} r_{omn}(l) S_l dl}{\int_{I_1}^{I_2} r_{omn}(l) dl}$ – коефіцієнт

використання випромінювання приймачем; $r_{omn}(l)$ – відносна щільність випромінювання; S_l – відносна спектральна чутливість приймача випромінювання; t_0 – коефіцієнт ослаблення випромінювання оптичною системою; T_i – температура i -го випромінювача, К; $Z\left(\frac{l}{I_m}\right)$ – таблична функція; I_1, I_2 – спектральний діапазон роботи приймача випромінювання, мкм; I_m – довжина хвилі, що відповідає максимуму інтенсивності випромінювання при температурі T_i , мкм.

Однак найбільш точним, в порівнянні з теоретичним методом визначення індикатрис випромінювання ЛА, є експериментальне їх визначення за допомогою спеціальної апаратури. Приладом, що реєструє ІЧ випромінювання ЛА, може бути радіометр.

Радіометр представляє собою оптико-електронний прилад, що перетворює вхідне ІЧ випромінювання у вихідний електричний сигнал. Він складається із інфрачервоного об'єктива, спектрального фільтра, чутливого елемента, попереднього і основного підсилувачів.

Схема вимірювання сили випромінювання I ($\frac{Вт}{ср}$) віддалених об'єктів наведена на рис. 3.

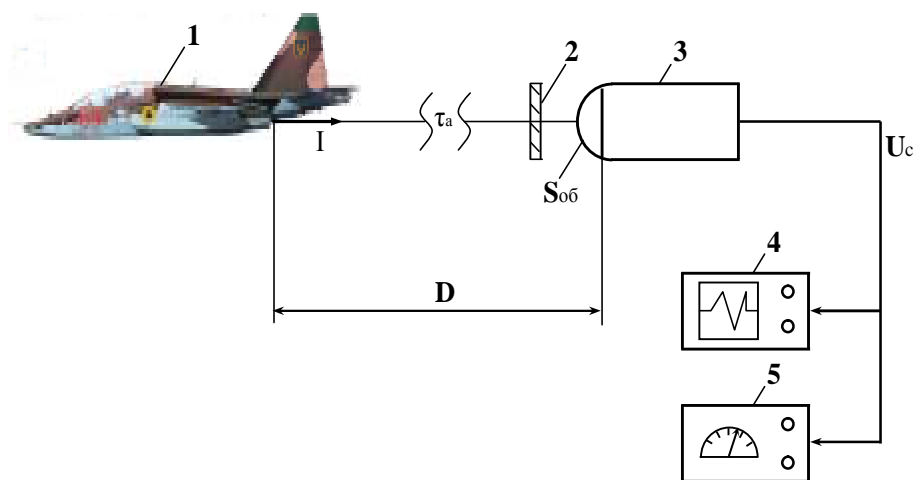


Рис. 3. Схема вимірювання сили випромінювання:

1 – віддалений об'єкт; 2 – послаблюючий фільтр; 3 – радіометр; 4 – осцилограф; 5 – вольтметр.

Потік випромінювання, що надходить на вхід радіометра може бути визначеним за допомогою виразу

$$\Phi_{ex} = \frac{I \cdot S_{об}}{D^2} t_a \cdot t_\phi, \quad (3)$$

де I – сила випромінювання віддаленого об'єкта, Вт/ср; $S_{об}$ – площа вхідного зрачка об'єктива радіометра, m^2 ; D – дальність від об'єкта до радіометра, м; t_a – коефіцієнт пропускання ІЧ випромінювання атмосферою на трасі протяжністю D ; t_ϕ – коефіцієнт пропускання.

Рівняння радіометра має вигляд

$$U_c = m \cdot \Phi_{ex}, \quad (4)$$

де U_c – сигнал на виході радіометра, мВ; m – крутизна, що визначається при таруванні радіометра, мВ/Вт.

З урахуванням цих рівнянь сила випромінювання може бути визначена за допомогою виразу

$$I = \frac{1}{m \cdot S_{об}} \cdot \frac{D^2}{t_a \cdot t_\phi} \cdot U_c. \quad (5)$$

Для радіометра 3...5 мкм: $m = 5,2 \cdot 10^7$ мВ/Вт; $S_{об} = 0,0033$ m^2 .

Тоді

$$I = 0,58 \cdot 10^{-5} \cdot \frac{D^2}{t_a \cdot t_\phi} \cdot U_c, \quad (6)$$

Для радіометра 2,8...4,2 мкм: $m = 5,05 \cdot 10^7$ мВ/Вт; $S_{об} = 0,0011$ м².

Тоді

$$I = 0,327 \cdot 10^{-5} \cdot \frac{D^2}{t_a \cdot t_\phi} \cdot U_c. \quad (7)$$

При вимірюванні сили випромінювання на дальностях $D < 300$ м і відносній вологості до 90% можна приймати припущення, що $t_a = 1$.

Якщо в результаті вимірювань $U_c < 3$ В, фільтр можна не використовувати, тоді $t_\phi = 1$.

При $U_c \geq 3$ В необхідно використати послаблюючий фільтр з відомим значенням t_ϕ . Функціональна схема вимірювального комплексу наведена на рис.4.

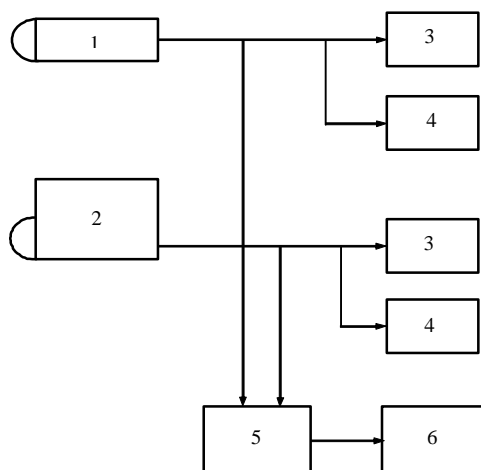


Рис. 4. Функціональна схема вимірювального комплексу:

1 – радіометр 2,8...4,2 мкм; 2 – радіометр 3...5 мкм; 3 – осцилограф;
4 – вольтметр; 5 – перетворювач “аналог-код”; 6 – персональний комп’ютер

Вимірювальний комплекс повинен забезпечувати візуальний контроль функціонування радіометрів за допомогою вольтметрів і автоматичну реєстрацію вихідних сигналів радіометрів за допомогою багатоканального аналого-цифрового перетворювача та персонального комп’ютера.

Індикатриси випромінювання ЛА, визначені при різних режимах польоту, дають змогу визначити напрямки виконання заходів щодо захисту ЛА від керованих

ракет з ІЧ ГСН, зокрема, зменшення рівня теплової помітності до заданого рівня, визначення оптимальних режимів застосування засобів захисту від керованих ракет з ІЧ ГСН.

ЛІТЕРАТУРА

1. Кравчук І.С., Тараненко В.В., Тимофтика Г.Ф. Обґрунтування обрису перспективної системи захисту літальних апаратів від керованих ракет з інфрачервоними головками самонаведення// Збірник наукових праць ДНДІА. – №4(11), 2008. – с.41– 46.
2. Криксунов Л.З. Справочник по основам инфракрасной техники. –М.: Сов. Радио, - 1978. – 400с.
3. Формозов Б.Н. Аэрокосмические фотоприемные устройства видимого и инфракрасного диапазонов. – СПб: СПбГУАП; БГТУ “Военмех”, 2004. – 127 с.

Надійшла до редакції 22.10.2012