

## ВИБІР ОСНОВНИХ КРИТЕРІЇВ ЗАХИЩЕНОСТІ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Кероване ракетне озброєння і особливо переносні зенітно-ракетні комплекси є сьогодні головною загрозою для літальних апаратів (ЛА), як військових, так і цивільних. Частішають випадки застосування проти повітряних суден керованого ракетного озброєння терористичними та незаконними військовими формуваннями. За досвідом воєнних конфліктів, до 90% втрат літаків і вертольотів є наслідком використання проти них керованих ракет з інфрачервоними головками самонаведення [1]. Тому задача забезпечення захищеності ЛА від сучасних і перспективних ракет з інфрачервоними головками самонаведення завжди є і буде актуальною, оскільки розробники озброєння постійно працюють над питанням удосконалення заводозахисності головок самонаведення. У той же час розробники засобів захисту вдосконалюють методи і способи захисту від керованих ракет з головками самонаведення радіолокаційного та інфрачервоного типу. У даній статті розглянуто вибір критеріїв для оцінювання захищеності ЛА від керованих ракет з інфрачервоною головкою самонаведення.

Метою даної статті є розгляд, аналіз і обґрунтування критеріїв захищеності ЛА від керованих ракет з інфрачервоною головкою самонаведення (ІЧ ГСН) для подальшого створення методики вибору основних критеріїв захищеності ЛА від керованих ракет з інфрачервоною головкою самонаведення.

Існуючі у наш час перспективні способи і засоби створення перешкод керованим авіаційним ракетам з ІЧ ГСН можна розділити на такі групи та підгрупи:

1. Несправжні теплові цілі (НТЦ), дія яких на теплові головки самонаведення (ТГС) призводить до зриву слідування за атаківаним літаком і переходу до слідування за НТЦ, внаслідок чого збільшується промах ракети та зменшується ймовірність її попадання у ціль:

а) піротехнічні НТЦ, що скидаються з літака з невеликою швидкістю;

б) НТЦ у вигляді снарядів, що вистрілюються з гармат у напрямку атакуючої ракети (протиінфрачервоні снаряди);

в) НТЦ у вигляді некерованих і керованих ракет, що запускаються з літака;

г) НТЦ, що буксируються або парашутують;

д) відривні НТЦ у вигляді аерозольних тепловипромінюючих утворень і палив, які виливаються з літака та самозаймаються і т.п.

2. Перешкоди, пов'язані з використанням некогерентних джерел теплового випромінювання:

а) модульовані перешкоди, дія яких на ТГС призводить до її „розкачування” та зриву слідування за літаком, який атакується;

б) перешкоди, що мерехтять, які складаються з двох некогерентних джерел, що вмикаються поперемінно на різні проміжки часу;

в) потужні джерела випромінювання, дія яких на приймач оптичного випромінювання ТГС призводить до його „осліплення”, внаслідок чого ракета стає некерованою.

3. Перешкоди, основані на використанні когерентних джерел випромінювання (лазерів) у одному з режимів:

а) неперервного модульованого випромінювання, що діє на сліdkуючий гіроскопічний привід ТГС;

б) неперервного випромінювання, що спричиняє „осліплення” приймача випромінювання і передчасне спрацювання неконтактного оптичного підривача ракети;

в) потужного імпульсного випромінювання, що призводить до пошкодження оптико-електронних елементів ТГС.

4. Перешкоди, основані на тепловому камуфляжі ЛА, які значно знижують дальність дії ТГС і звужують зону можливих пусків ракет:

а) впорскування спеціальних речовин у газову струмину авіаційних двигунів з метою екранування її теплового випромінювання;

б) зменшення температури газів струменю двигунів;

в) зниження потужності випромінювання нагрітих частин обшивки ЛА шляхом зменшення їх температури та коефіцієнта випромінювання;

г) зміна форми соплового апарата авіаційного двигуна з метою трансформації індикатриси теплового випромінювання двигуна;

д) використання спеціальних аерозолів, що поглинають інфрачервоне випромінювання літака.

5. Протиракетний маневр літака, що призводить до появи значних переважень атакуючої ракети та сходу її з розрахункової траєкторії самонаведення.

Реальний повітряний бій завжди складається з сукупності послідовних атак противника і маневрів тимчасового ухилення від атаки. В бою винищувача з бомбардувальником винищувач дотримується переважно наступальної тактики, а бомбардувальник – оборонної, тобто в переважній більшості ситуацій він ухиляється від атаки винищувача. Якщо бій відбувається між винищувачами, то в невігідних ситуаціях атака переходить в ухилення від неї, щоб знов зайняти по можливості вигідне положення для повторної атаки. В процесі моделювання бою на кожному кроці інтегрування рівнянь руху після аналізу взаємного положення відбувається перемикання цих двох основних алгоритмів для обох літаків. У кожний момент бою або обидва літаки атакують, або один атакує, а інший ухиляється від атаки. Ролі атакуючого і того, що ухиляється від атаки, можуть мінятися.

Рішення про атаку або ухилення від бою ухвалюється на основі інформації, яка є у розпорядженні льотчика. Ця інформація може надходити від бортової радіолокаційної станції (РЛС), від системи пасивної радіолокації (попередження про опромінювання РЛС супротивника), від інфрачервоної оптичної системи, а також від візуального огляду простору. Доцільно мати, наприклад, нагоду ухилятися від бою (точніше, від атаки супротивника) за відсутності інформації про нього або за наявності тільки пасивної радіолокаційної інформації від станції попередження опромінювання задньої півсфери.

Оскільки інформація про супротивника була, то передбачається, що льотчик може прогнозувати можливості супротивника та його траєкторію. Якщо льотчик знає, що він знаходиться в задній півсфері літака супротивника, то може виконати розворот убік, включити форсаж і з максимальним прискоренням віддалятися від супротивника по прямій, щоб швидше скоротити тривалість дії з його боку.

Якщо атакуючий літак наближається на великій швидкості до того, що ухиляється, із задньої півсфери і досягає зовнішньої межі області дії ракет ближнього бою або гармат, то для того літака, що ухиляється, виробляється управляюча команда початку керованої бочки (горизонтальної спіралі) з великими перевантаженнями, щоб погасити поступальну швидкість і дати можливість атакуючому проскочити вперед.

Коли бій відбувається на віражах і атакуючий знаходиться з внутрішньої сторони, то при досягненні межі для того, що ухиляється, виробляється управляюча команда на розворот з максимальним перевантаженням у бік атакуючого, щоб атакуючий проскочив вперед і потрапив в положення атакованого.

Коли при атаці в передню півсферу під малим ракурсом атакуючий з дальності візуального виявлення цілі починає розворот на  $180^\circ$  з набором висоти, тому літаку, що ухиляється, у момент початку розвороту атакуючого виробляється керуюча команда на перехід в пікірування. При положому пікіруванні, коли атакуючий літак проскочить уперед і схоче повернути свою перевагу виконанням «ножиців», той літак, що ухиляється, виконує маневр типу «бочка».

Коли при атаці з передньої півсфери під великими ракурсами (більше  $2/4$ ) атакуючий літак, щоб не проскочити цілі, при зближенні з нею робить просторовий маневр типу «бочка», для літака, що ухиляється, у момент початку набору висоти атакуючим виробляється керуюча команда на перехід в пікірування.

Прикладом переходу з алгоритму атаки на алгоритм ухилення, а потім знову на алгоритм атаки є маневр типу «ножиці», який дозволяє зменшити поступальну швидкість, запобігти проскакуванню цілі, що почалося, і знов зайняти вигідну позицію для її атаки.

Проскакування цілі при атаці в задню півсферу попереджається також таким маневром, коли на початку виконання маневру типу «ножиці»

літаком, що ухиляється, атакуючий літак робить бойовий розворот зі зниженням після виводу.

З урахуванням забезпечення рівневого принципу нарощування заходів, засобів та систем із забезпеченню захищеності ЛА, основні критерії захищеності ЛА розглянемо такі:

- інфрачервона помітність;
- маневрені характеристики ЛА;
- наявність засобів створення активних модульованих завад (станції оптико-електронного придушення - СОЕП);
- наявність засобів викидання хибних ІЧ-цілей;
- наявність засобів попередження про пуск ракети з ІЧ ГСН.

Кожний критерій захищеності має свої рівні.

Інфрачервона помітність:

- I – заходи та засоби відсутні;
- II – встановлені екранно-вихлопні пристрої;
- III – передбачається додаткове змішування газів вихлопного струменя та охолоджуючого повітря і спеціальні покриття гарячих частин силової установки.

Чим менша інфрачервона помітність ЛА-цілі, тим менша максимальна дальність дії інфрачервоної головки самонаведення ракети.

Для зменшення теплового випромінювання авіаційних двигунів і елементів конструкції ЛА застосовується охолодження лопаток турбін, а для зменшення коефіцієнта випромінювання обшивки – відповідні матеріали.

Маневрені характеристики ЛА задаються варіантами максимального перевантаження:

- I – 1,5 од.;
- II – 2,5 од.;
- III – 3,5 од.;
- IV – 6,0 од.;
- V – 8,0 од.

При маневруванні ЛА-цілі просторові розміри області можливих пусків керованих ракет (КР) з інфрачервоною головою самонаведення зменшуються.

Мінімальна дальність пуску КР з ІЧ ГСН залежить від:

- півсфери атаки, у задній півсфері (ЗПС) вона значно менша, ніж у передній півсфері (ППС);
- висоти польоту, зі зростанням висоти польоту вона збільшується.

Максимальна дальність пуску КР з ІЧ ГСН залежить від:

- дальності дії ІЧ ГСН;
- маневреності та часу керованого польоту КР;
- мінімально допустимої швидкості зближення КР з ІЧ ГСН та ЛА-цілі;

- півсфери атаки, у ЗПС вона менша, ніж у ППС;
- висоти польоту, зі зростанням висоти польоту вона збільшується.

Допустиме бокове відхилення залежить від способу наведення ракети на ціль і параметрів ІЧ ГСН:

- дальності дії;
- максимальної кутової швидкості стеження її координатора;
- максимального кута пеленгу координатора.

Якщо маневрування виконується з перевантаженням, що перевищує половину наявного перевантаження ракети по одному з каналів керування, то об'єм зони можливих пусків (ЗМП) стає настільки малим, що потрапити в цю область для ЛА, який атакує, практично неможливо. Це використовують для захисту від атакуючих ракет за рахунок енергійного маневру атакованого ЛА.

Окрім маневру, об'єм ЗМП може бути значно зменшено за рахунок дії на ТГС організованих перешкод, оскільки при цьому зменшується  $D_{max}$ , збільшується  $D_{min}$  і звужуються бокові межі.

Зменшення  $D_{max}$  відбувається за рахунок зменшення дальності дії ТГС  $D_{ТГС}$  при впливі на неї перешкод. Значення  $D_{min}$  збільшується при пошкодженні елементів координатора ТГС (наприклад, через дію на них лазерного випромінювання), що призводить до зменшення кутової швидкості, з якою координатор без зриву може відслідковувати ціль, що переміщується. За рахунок пошкодження елементів координатора зменшується також граничний кут пеленгу, у якому забезпечується стійке слідкування за ціллю, що і призводить до звуження бокових меж ЗМП.

Вплив багатьох видів перешкод на ТГС призводить до викривлення її вихідних сигналів, що є причиною значних промахів ракет з ТГС і, як наслідок, зменшення об'єму ЗМП. Вплив різних факторів (видів перешкод) на максимальну дальність дії ТГС можна побачити з виразу [2]

$$D_{ТГС} = \left[ \frac{I_{\alpha} S_0 \tau_0 \eta_0 \tau_a(D)}{m F_n} \right]^{1/2}, \quad (1)$$

де  $I_{\alpha}$  - сила випромінювання цілі у спектральному діапазоні чутливості  $\lambda_1 - \lambda_2$  приймача випромінювача ТГС у напрямку на ракету, що атакує, заданому кутом візування  $\alpha$ ;  $S_0$  - робоча площа об'єктиву ТГС;  $\tau_0$  - коефіцієнт пропускання оптичною системою ТГС випромінювання цілі у діапазоні довжин хвиль  $\lambda_1 - \lambda_2$ ;  $\eta_0$  - коефіцієнт корисної дії аналізатора зображення у ТГС;  $\tau_a(D)$  - коефіцієнт пропускання атмосферою випромінювання цілі у діапазоні  $\lambda_1 - \lambda_2$ , який є функцією відстані  $D$  між ракетою та ціллю;  $m$  - необхідне для надійного виявлення цілі відношення сигнал/шум;  $F_n$  - поріг чутливості приймача випромінювання ТГС.

Засоби створення активних модульованих завад:

I – засоби відсутні;

II – встановлено станцію оптико-електронного придушення в заданому ІЧ-діапазоні.

Об'єм просторової області можливих пусків КР з ІЧ ГСН можна значно зменшити за рахунок використання організованих завад, оскільки при цьому зменшується максимальна дальність пуску  $D_{max}$ , збільшується мінімальна дальність пуску  $D_{min}$  і звужуються бокові межі [3].

Вплив активних модульованих завад на ІЧ ГСН призводить до спотворення її вихідних сигналів, що є причиною великих промахів КР з ІЧ ГСН [2].

Система оптико-електронної протидії являє собою набір технічних засобів і тактичних прийомів, що перешкоджають застосуванню противником оптичних систем виявлення та наведення і приводять до зриву атак на літак, що обороняється. Вона містить:

- інформаційну систему, що забезпечує отримання, обробку і видачу інформації про роботу оптико-електронних засобів противника;

- обчислювально-керуючу систему для вирішення задачі вибору оптимальної програми застосування засобів протидії на основі отриманої інформації та для управління цими процесами;

- систему протидії, що включає способи та засоби створення перешкод для оптичних пристроїв виявлення та наведення.

Засоби викидання хибних ІЧ-цілей:

I – засоби відсутні;

II – наявність систем викидання хибних ІЧ-цілей калібру 26 мм;

III - наявність систем викидання хибних ІЧ-цілей калібру 50 мм;

IV - наявність комбінованої системи викидання хибних ІЧ-цілей калібру 26 та 50 мм.

Під впливом хибних ІЧ-цілей на ІЧ ГСН виникає спотворення її вихідних сигналів, що є причиною великих промахів КР з ІЧ ГСН.

Найбільш ефективною є комбінована система викидання хибних ІЧ-цілей, що діє за спеціальними законами викидання, які дозволяють за рахунок зміни часових інтервалів і кількості ІЧ-цілей певного калібру, що викидаються, регулювати потужність випромінювання завадової обстановки в інфрачервоному діапазоні довжин хвиль. Постійна зміна потужності випромінювання завадової обстановки призводить до неоднозначного визначення селектором ІЧ ГСН належності цього випромінювання до літального апарата чи заваді.

Засоби попередження про пуск ракети з ІЧ ГСН:

I – засоби відсутні;

II – наявність системи попередження екіпажу про пуск ракети з ІЧ ГСН;

III – система попередження про пуск ракети з ІЧ ГСН є складовою частиною комплексу захисту ЛА від ракет з інфрачервоним наведенням і

подає сигнали попередження льотному екіпажу та автоматично керує виконанням хибних ІЧ-цілей.

Використання системи попередження про пуск ракети з ІЧ ГСН у складі комплексу захисту літального апарата від ракет з інфрачервоним наведенням дозволяє за рахунок своєчасного виявлення пуску керованих ракет з ІЧ ГСН прийняти запобіжні заходи для його захисту з метою значного зменшення вірогідності виявлення захищеного ЛА інфрачервоною головкою самонаведення керованої ракети та просторових розмірів зони можливих пусків КР з ІЧ ГСН.

На підставі вибраних заходів формується матриця "критерії – рівні захисту" і проводиться повний факторний комп'ютерний експеримент, результатом якого є визначення заданих показників порівняльного оцінювання варіантів захищеності ЛА від керованих ракет з інфрачервоною головкою самонаведення ЛА.

### Висновки

Викладені у роботі загальні принципи вибору основних критеріїв захищеності літальних апаратів можуть використовуватися для оцінювання ступеня захищеності серійних літальних апаратів, а також для визначення технічних вимог до ступеня захищеності модернізованих і створених ЛА.

### Список використаних джерел

1. Платунов, В. Современная концепция выживаемости вертолетов в боевых условиях [Текст] / В. Платунов // Военный парад. – 2001. – №5 (47). – С. 23 – 30.
2. Павлов, В.А. Оптико-электронные приборы (основы теории и расчета) [Текст] / В.А. Павлов. – М.: Энергия, 1974. – 376 с.
3. Волжин, А.Н. Борьба с самонаводящимися ракетами [Текст] / А.Н. Волжин, Ю.Г. Сизов. – М.: Военное издательство, 1983. – 250 с.

*Поступила в редакцию 18.03.2013.*

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