

УДК 629.7.018.08

В.Г. Башинський

Державний науково-випробувальний центр Збройних Сил України, Феодосія

ПРОПОЗИЦІЇ ПО ЗНИЖЕННЮ ІНФРАЧЕРВОНОЇ ПОМІТНОСТІ ВЕРТОЛЬОТУ

Запропоновані заходи щодо підвищення імовірності захисту вертольоту при використанні проти нього керованих ракет з інфрачервоною головкою самонаведення.

Ключові слова: виживаність, область можливих пусків, температура випромінювача, екранно-вихлопний пристрій.

Вступ

Постановка проблеми. Вертольоти військового призначення виконують безліч різнохарактерних завдань й галузь їх використання постійно розширюється. Історія розвитку озброєння та військової техніки показує, що кожний засіб озброєної боротьби (в тому числі й вертольоти) характеризуються трьома узагальненими властивостями: бойовою міццю, мобільністю та виживаністю.

Вживаність – сукупність властивостей вертольота, що забезпечують його здатність запобігти та (або) витримати вплив засобів противника без відмови від виконання бойового завдання.

Інфрачервона помітність вертольоту (поряд із бойовою живучістю, засобами радіоелектронної протидії, маневреністю, засобами забезпечення маловисотного польоту, засобами рятування екіпажу та радіолокаційною помітністю) є одним із факторів, які визначають виживаність вертольота.

На теперішній час актуальною проблемою є обґрунтування вибору методів зниження інфрачервоної помітності вертольоту з метою зменшення об'єму області можливих пусків керованих ракет з інфрачервоною головкою самонаведення і підвищення вірогідності захисту вертольота від ураження ними.

Бойові можливості керованих ракет з інфрачервоною головкою самонаведення (ІЧ ГСН) характеризуються областю можливих пусків (ОМП), під якою розуміють зону простору, при пуску ракети із кожної точки якої можливе ураження цілі з заданою імовірністю.

Розміри та конфігурація області можливих пусків визначається безліччю чинників, основними з них є параметри руху вертольота-цілі, тактико-технічні дані прицільного комплексу, який видає цілевказання ракети, енергетичні та маневрені можливості ракети, характеристики її ІЧ ГСН, бойової частини та вибухача.

Метою статті є розробка пропозицій по звуженню області можливих пусків по вертольоту керованих засобів ураження противника з інфрачервоною головкою самонаведення внаслідок зниження інфрачервоної помітності вертольоту.

Основний матеріал

На максимальну дальність дії ІЧ ГСН керованої авіаційної або зенітної ракети має вплив значна кількість чинників. Ця максимальна дальність, як відомо, визначається за формулою

$$D_{\text{ТГС}} = \sqrt{\frac{I_{\alpha} S_0 \tau_0 \eta_a \tau_a(D)}{m F_n}}, \quad (1)$$

де I_{α} – сила випромінювання цілі в спектральному діапазоні чутливості $\lambda_1 - \lambda_2$ приймача випромінювання ІЧ ГСН в напрямку на керовану ракету, що атакує ціль, який заданий кутотом візування α ;

S_0 – робоча площа об'єктива ІЧ ГСН;

τ_0 – коефіцієнт пропускання оптичною системою ІЧ ГСН випромінювання цілі в діапазоні довжин хвиль $\lambda_1 - \lambda_2$;

η_a – коефіцієнт корисної дії аналізатора зображення, який використовується в ІЧ ГСН;

$\tau_a(D)$ – коефіцієнт пропускання атмосферного випромінювання цілі в діапазоні $\lambda_1 - \lambda_2$, який є функцією відстані D між ракетою та ціллю;

m – відношення сигнал/шум, яке необхідне для надійного виявлення цілі;

F_n – поріг чутливості приймача випромінювання ІЧ ГСН.

Ряд відомих та перспективних способів захисту вертольоту від керованих ракет з ІЧ ГСН оснований на зменшенні сили випромінювання I_{α} .

Сила випромінювання пропорційна добутку

$$\varepsilon_i \eta_i \kappa_i S_i T_i^4,$$

де ε_i – коефіцієнт випромінювання;

η_i – коефіцієнт, що вказує, яка частина випромінювання вертольота-цілі належить діапазону довжин хвиль $\lambda_1 - \lambda_2$, в якому працює приймач випромінювання теплової головки самонаведення ракети;

κ_i – коефіцієнт, що вказує, яка частина випромінювання вертольота-цілі, що знаходиться у діапазоні довжин хвиль $\lambda_1 - \lambda_2$, використовується приймачем випромінювання теплової головки самонаведення ракети;

S_i – площа випромінювача;

T_i – температура випромінювача.

Величину $I_{\alpha i}$ доцільно зменшувати в першу чергу за рахунок зниження температури випромінювача T_i , тому що сила випромінювання пропорційна четвертому ступеню цієї величини. Необхідно враховувати, що зі зниженням T_i зменшуються також і величини коефіцієнтів η_i і κ_i за рахунок зсуву максимуму кривої спектральної щільності випромінювання у бік більш довгих хвиль.

Величину T_i можна зменшити конструктивними заходами, такими як:

- вприскуванням в газовий струмінь спеціальних речовин;
- використанням екранно-вихлопних пристроїв;
- додатковим змішуванням газів вихлопного струменю двигунів вертольота та охолоджуючого повітря;
- спеціальним покриттям гарячих частин силової установки вертольота.

При вприскуванні в струмінь вихлопних газів реактивних двигунів спеціальних речовин виникає хмара або димова завіса, яка знаходиться між вертольотом і керованою ракетою з ІЧ ГСН та маскує інфрачервоне випромінювання вертольота.

Екранно-вихлопні пристрої (ЕВП) призначені для екранування ІЧ-випромінювання, яке створюється нагрітими частинами вихлопних трактів двигунів вертольотів.

ЕВП складається з двох основних частин – внутрішнього контуру, по якому виходять вихлопні гази двигуна, та зовнішнього контуру, який перешкоджає розповсюдженню інфрачервоного випромінювання.

Внутрішній контур ЕВП є газозовом, який продовжує вихлопний тракт двигуна. Безпосередньо за зрізом вихлопного патрубка газів розділяється на три канали: верхній, середній та нижній, які утворюються горизонтальними порожнистими лопатками. При цьому повздовжня вісь ЕВП при вигляді зверху є продовженням повздовжньої осі вихлопного патрубка двигуна, а при вигляді з горизонту повертається вгору на кут 60° . Між вихлопним патрубком та вхідним перетином ЕВП забезпечується щільний зазор.

Таким чином організується перший ежектор, який ежектує повітря із підкапотного простору двигуна.

Зовнішній контур ЕВП є кожухом, який оточує внутрішній контур екранно-вихлопного пристрою. З метою зменшення лобового опору кожух витягнутий в горизонтальній площині у вигляді двояко випуклого аеродинамічного профілю, який звужується к задній кромці. Кожух жорстко сполучений з внутрішнім контуром за допомогою повздовжніх елементів П-образного перетину.

При цьому П-образні елементи внутрішнього контуру з'єднані з П-образними елементами кожуха через теплоізолюючі азбестові прокладки. В бортовій нервюрі кожуху передбачені вікна для забирання атмосферного повітря в просторі між кожухом та внутрішнім контуром.

Протікання цього повітря забезпечується за рахунок ежекції другим ежектором, який розташований на вихлопному зрізі внутрішнього контуру.

На виході ЕВП розташована екрануюча косинка, яка охоплює із зазором вихід екранно-вихлопного пристрою зовні та утворює таким чином третій ежектор.

Для додаткового підвода повітря у простір між внутрішнім контуром і кожухом передбачені вікна, які розташовані поблизу другого ежектора.

З метою запобігання підсосу повітря із атмосфери в перший ежектор минувши підкапотний простір двигуна передбачене гнучке ущільнення між бортовою нервюрою ЕВП та капотами двигуна.

Вихлопні гази надходять із вихлопного патрубка двигуна в канали внутрішнього контуру і після повороту на 60° витікають в атмосферу. При цьому перший ежектор забезпечує ежекцію повітря із підкапотного простору двигуна, другий ежектор – із простору між внутрішнім контуром і кожухом ЕВП, третій – із простору між кожухом ЕВП і екрануючою косинкою.

Таким чином досягається охолодження капотів двигуна, кожуха ЕВП та екрануючої косинки, вихідний зріз якої прикриває собою пряму видимість нагрітих елементів внутрішнього контуру.

Перше покоління пристроїв для зниження ІЧ-помітності мало відмітну ознаку: заломлене вгору сопло з тепловим екраном.

Такі пристрої роблять об'єкт непомітним для снарядів з областю дії в спектральній смузі 1 (довжини хвиль 1,7 – 2,8 мкм).

Нові головки самонаведення, які діють в спектральній смузі 2 (довжини хвиль 3,7 – 4,8 мкм), можуть приймати більш слабкі сигнали від менше нагрітих випромінюючих поверхонь. Вихлопний струмінь випромінює реєструємо кількість енергії в дискретній області спектру двоокисі вуглецю, частина якої знаходиться в смузі 2. Підмішування до вихлопного струменю холодного оточуючого повітря зменшує концентрацію CO_2 і температуру, що приводить до зниження помітності вертольота. Цей спосіб нескладно реалізувати за допомогою пасивного ежектора.

В той же час, об'єкт залишиться все ж таки уразливим при відсутності екранування нагрітих

поверхонь, так як випромінювання від невеликої видимої частини металевої поверхні в охолодженому потоці по контрасту більше помітне, чим випромінювання всього неохолодженого струменя.

Тому для зниження інфрачервоної помітності вертольотів пропонується поєднувати водночас два конструктивних заходи:

– використання повернутого догори вихлопного патрубка з теплоізолюючим кожухом на нагрітих стінках;

– застосування вихлопного ежектору для зниження помітності струменя.

Штатні екранно-вихлопні пристрої для вертольотів типу Ми-8 та Ми-24 всіх модифікацій були розроблені в СРСР в кінці 70-х років минулого століття. Бойове застосування цих вертольотів з установленими на них ЕВП показало суттєве зниження враження їх переносними зенітно-ракетними комплексами (ПЗРК).

Разом з тим експлуатація ЕВП виявила деякі недоліки їх конструкції, а саме:

1. Недостатнє (мале) зниження інфрачервоної помітності в задній півсфері.

2. Великі (біля 10%) втрати потужності на валу вільної турбіни і, як наслідок, зниження максимальної злітної ваги, зменшення дальності та тривалості польоту, а також статичної та динамічної висот.

3. Значне збільшення температури газів у підкапотному просторі і, як наслідок, зменшення ресурсу задньої опори ротора двигуна та всього двигуна в цілому.

Відповідно до проведених теоретичних розрахунків і випробувань моделей та макетів, було розроблено екранно-вихлопний пристрій нового типу для вертольотів Ми-8 та Ми-24 всіх модифікацій “Адрос” АШ-1В.

Принципова схема ЕВП представлена на рис. 1.

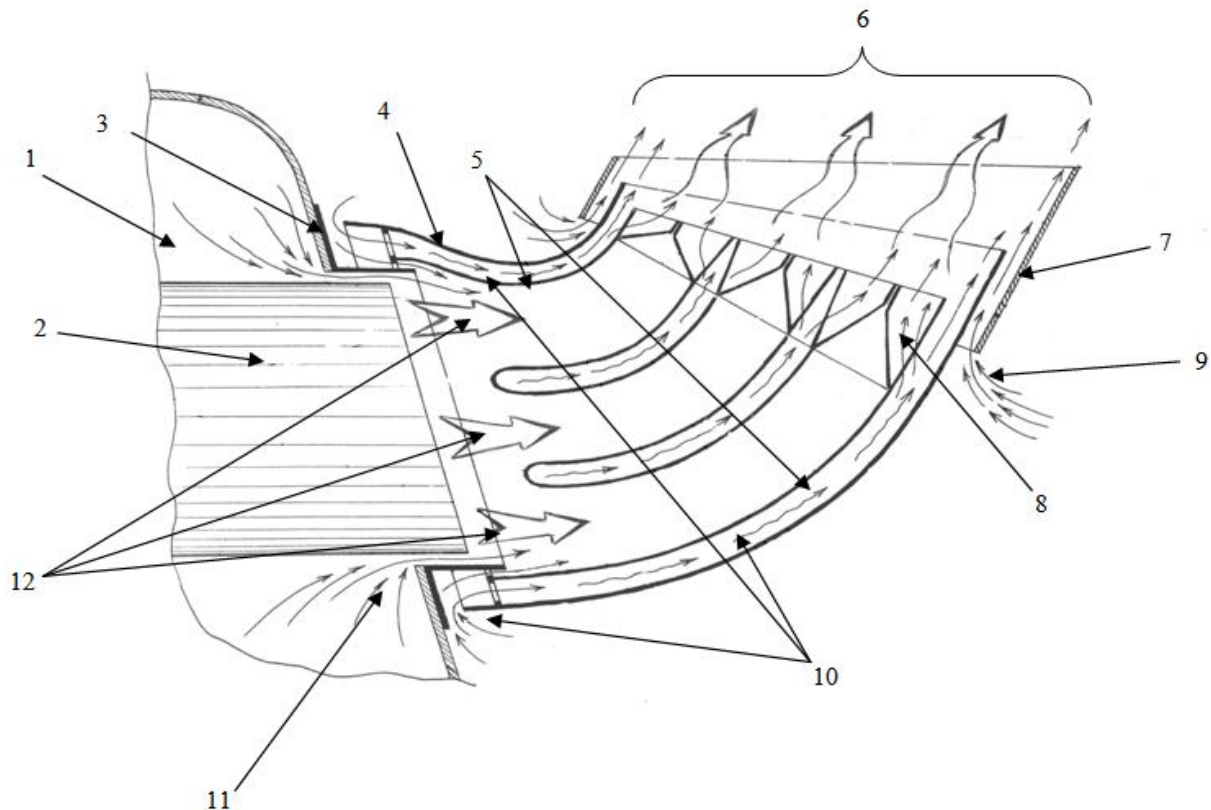


Рис. 1. Принципова схема нового ЕВП

- 1 – підкапотний простір двигуна; 2 – вихлопний патрубок; 3 – дефлектор;
 4 – кожух; 5 – гарячий тракт; 6 – суміш вихлопних газів та повітря, що ежектуються;
 7 – косинка; 8 – колектор; 9 – ежекція III контуру; 10 – ежекція II контуру;
 11 – ежекція I контуру; 12 – вихлопні гази ГТД.

Розроблений пристрій представляє собою ежекторний ЕВП з трьома контурами ежекції, одним поворотом потоку вихлопних газів на 60° уверх від горизонту та розділенням його на 13 струменів, які проходять в простір над несучим гвинтом повз оперені частини його лопатей.

При цьому перший контур ежекції організований на зрізі вихлопного патрубка двигуна вертольота, другий контур ежекції – на зрізі колектору гарячого тракту ЕВП і третій контур ежекції – на зрізі кожуху ЕВП.

Перший контур ежектора забезпечує венти-

ляцію підкапотного простору двигуна, другий контур – конвективне охолодження капоту ЕВП і третій контур – плівкове (загороджувальне) охолодження косинки ЕВП.

Усі три контури ежекції забезпечують також підвід атмосферного повітря в потік вихлопних газів з метою зниження його температури. За допомогою двох порожнистих лопаток та колектора потік вихлопних газів розділяється атмосферним повітрям, що ежектується, на 13 струменів з метою інтенсивного руйнування гарячого ядра вихлопного струменю в атмосфері та зниження тим самим її випромінюючої поверхні.

Висока ефективність розроблених ЕВП забезпечується наступними особливостями його конструкції:

1. Застосуванням багатоконтурного ежектора з одним поворотом потоку вихлопних газів на 60° та короткою дифузornoю змішувальною камерою, що забезпечує малий гідравлічний опір газового тракту ЕВП, вентиляцію підкапотного простору й зниження втрат потужності на валу вільної турбіни.

2. Розміщенням зрізу вихлопного каналу ЕВП в горизонтальній площині, що забезпечує все ракурсне екранування ІЧ випромінювання в нижній півсфері.

3. Направленням потоку вихлопних газів з ЕВП в простір над несучим гвинтом вертольота повз оперені частини його лопатей, що попереджує викид вихлопних газів вниз та нагрівання несучого гвинта та хвостової балки вертольота.

4. Розділенням потоку вихлопних газів на окремі струмені, що швидко розмиваються в навколишній атмосфері.

5. Застосуванням не пофарбованого дюралюмінію для екрануючої косинки з коефіцієнтом випромінювання

$$\varepsilon_\lambda = 0,06-0,08$$

(пофарбована поверхня має $\varepsilon_\lambda \approx 0,8$).

Висновки

Найбільш ефективним методом зниження інфрачервоної помітності вертольота є одночасне використання:

– екранно-вихлопних пристроїв з додатковим змішуванням газів вихлопного струменю двигунів вертольота та охолоджуючого повітря;

– спеціального покриття гарячих частин силової установки вертольота.

Список літератури

1. Павлов В.А. *Опτικο-електронные приборы (основы теории и расчета)* / В.А. Павлов. – М.: Энергия, 1974. – 234 с.

2. Платунов В. *Современная концепция выживаемости вертолетов в боевых условиях* / В.Платунов // *Военный парад: журнал*. – 2001. – №5 (47). – С. 24-27.

3. Волжин А.Н. *Борьба с самонаводящимися ракетами* / А.Н. Волжин, Ю.Г. Сизов. – М.: Военное издательство, 1983. – 186 с.

Надійшла до редколегії 10.04.2013

Рецензент: д-р техн. наук проф. О.Б. Леонтьєв, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО СНИЖЕНИЮ ИНФРАКРАСНОЙ ЗАМЕТНОСТИ ВЕРТОЛЕТА

В.Г. Башинский

Предложены мероприятия по повышению защиты вертолётa от применения против него управляемых авиационных и зенитных ракет с инфракрасной головкой самонаведения.

Ключевые слова: *выживаемость, область возможных пусков, температура излучателя, экранно-выхлопное устройство.*

SUGGESTIONS ON DECLINE TO INFRA-RED NOTICEABLENESS OF HELICOPTER

V.G. Bashinskiy

Provisions on raise of helicopter protection from application against it operated aviation and anti-aircraft missiles with the homing infra-red device are offered.

Keywords: *survivability, possible startings area, radiator temperature, shield exhaust device.*