

УДК 629.735.03(02)

DOI: 10.15587/2706-5448.2020.210373

РОЗРОБКА МЕТОДИКИ ВИПРОБУВАНЬ КОМПЛЕКТУ ЕКРАННО-ВИХЛОПНИХ ПРИСТРОЇВ У СКЛАДІ ВЕРТОЛЬОТУ Мі-8МСБ-В

Кінащук М. І.

Об'єктом досліджень є комплект екранно-вихлопних пристроїв (ЕВП) у складі вертольоту Мі-8МСБ-В (український варіант модернізації радянського багатоцільового вертольота Мі-8, розроблений акціонерним товариством «Мотор Січ», м. Запоріжжя, Україна). Комплект ЕВП призначений для зниження інфрачервоної помітності вертольотів, оснащених турбовальними двигунами типу ТВ3-117 всіх модифікацій для Мі-8МСБ-В, Мі-8МТ, Мі-14 та Мі-24. Одним з проблемних місць є відсутність методів вирішення задачі визначення параметрів та тактико-технічних характеристик при дослідженні ЕВП в складі літального апарату при випробуваннях та дослідженнях, які мають проводитися відповідно затвердженого Керівництва з технічної експлуатації.

При побудові розробленої методики застосовувались правила Керівництва з технічної експлуатації та Керівництва з льотної експлуатації вертольоту, що дозволяє проводити випробування з дотриманням норм безпеки польотів. Льотні випробування служать джерелом інформації для аналітичних розрахунків, побудови моделей ЕВП і перевірки їх достовірності шляхом перевірки збіжності параметрів процесу функціонування в одних і тих же умовах за допомогою моделювання та льотних експериментів.

Розроблена методика досліджень та випробувань комплекту екранно-вихлопних пристроїв дозволяє перевірити працездатність конкретного зразка на всіх режимах польоту. Методика дає змогу визначати по параметрам засобів збору бортової інформації рівень втрат потужності двигуна на різних режимах роботи при сумісній роботі з ЕВП. Це дозволяє отримати характеристику щодо споживання палива у випадку з встановленим на борт комплектом екранно-вихлопних пристроїв та без нього. Методика враховує можливість одночасного проведення як льотних, так і наземних випробувань ЕВП для побудови індикатриси інфрачервоного випромінювання та визначення відстаней та кутів захвату цілі головками самонаведення переносно-зенітних ракетних комплексів.

Аналіз отриманих даних дозволив визначити напрям подальших розрахункових та експериментальних досліджень, спрямованих на вдосконалення проточної частини ЕВП.

Ключові слова: екранно-вихлопний пристрій, інфрачервоне випромінювання, вертольот Мі-8МСБ-В, режими польоту, споживання палива.

1. Вступ

Використання екранно-вихлопних пристроїв (ЕВП) в газотурбінних двигунах (ГТД) вертольотів є одним із ефективних засобів пасивного захисту

від ураження ракетами з тепловим самонаведенням. Зменшення температури вихлопних газів ГТД на 30 % зменшує дальність захоплення оптико-електронними системами на 43 %, а зменшення їх температури на 50 % – зменшує дальність захоплення на 67 % [1]. Використання переносних зенітно-ракетних комплексів загостило проблему та зробило її однією з актуальних і в сучасних умовах. Протягом останніх понад 40 років ведуться розробки більш досконалих ЕВП ежекторного типу. На вертольотах сімейства Мі-8 на даний час використовуються ЕВП ще радянської розробки (рис. 1) [2] та сучасної української «Квадрос» (рис. 2) [3].



Рис. 1. Екранно-вихлопні пристрої радянського виробництва [2]



Рис. 2. Екранно-вихлопні пристрої української розробки «Квадрос» [3]

Ефект ежекції дає можливість зменшити температуру до 200 °С. Однією із переваг ежектора є відсутність рухомих деталей, а також можливість тривалий час працювати в гарячому агресивному середовищі – вихлопному газі ГТД. Тому актуальність дослідження полягає у суттєвому значенні забезпечення живучості військових вертольотів.

2. Об'єкт дослідження та його технологічний аудит

Об'єктом досліджень є комплект екранно-вихлопних пристроїв (ЕВП) у складі вертольоту Мі-8МСБ-В (український варіант модернізації радянського багатоцільового вертольота Мі-8, розроблений акціонерним товариством «Мотор Січ», м. Запоріжжя, Україна).

Комплект ЕВП призначений для зниження інфрачервоної помітності вертольотів, оснащених турбовальними двигунами типу ТВЗ-117 всіх модифікацій для Мі-8МСБ-В, Мі-8МТ, Мі-14 та Мі-24. Конструкції екранно-вихлопних пристроїв для правого та лівого двигунів вертольоту повністю ідентичні, у дзеркальному відображенні.

Одним з проблемних місць є відсутність методів вирішення задачі визначення параметрів та тактико-технічних характеристик при дослідженні ЕВП в складі літального апарату при випробуваннях та дослідженнях, які мають проводитися відповідно затвердженого Керівництва з технічної експлуатації.

3. Мета та задачі дослідження

Метою даного дослідження є розробка ефективного методу збору та реєстрації параметричної інформації для аналізу функціональності розробленого комплексу екранно-вихлопного пристрою в складі вертольоту Мі-8МСБ-В.

Для досягнення поставленої мети необхідно виконати такі задачі:

1. Провести аналіз наявних та штатних засобів бортового вимірювання (ЗБВ) на предмет забезпечення реєстрації необхідних параметрів для оцінки характеристик досліджуваних ЕВП.
2. Розробити методику випробувань комплексу екранно-вихлопних пристроїв у складі вертольоту Мі-8МСБ-В.

4. Дослідження існуючих рішень проблеми

Сьогодні одним з найбільш ефективних і розповсюджених засобів боротьби з літаками, вертольотами та іншими повітряними об'єктами при веденні бойових дій стали переносні зенітні ракетні комплекси (ПЗРК) з головками самонаведення (ГСН). Однак їх широке використання в терористичних цілях у край загострило проблему безпеки польотів цивільних літаків і вертольотів, зробило її однією із самих гострих і важливих у сучасних умовах. Тому новим і перспективним напрямком забезпечення безпеки повітряного транспорту є створення систем захисту літальних апаратів від можливої поразки ракетами з інфрачервоними голівками самонаведення.

Останнім часом провідними країнами світу здійснюються заходи щодо вдосконалення систем голівок самонаведення, розширення ділянок застосування смуги спектру ГСН зенітних керованих ракет.

Так, в роботі [4] проведено аналіз сучасних керованих засобів ураження літальних апаратів провідних у військовому відношенні країн світу та їх протидії – бортових комплексів захисту літальних апаратів (ЛА). Також зазначено необхідність пасивного захисту ЛА від інфрачервоного випромінювання, але не наведено прикладів ефективності таких заходів та параметричної інформації.

В [5] показані джерела інфрачервоної сигнатури вертольоту в польоті, наведені схематичні конструктивні рішення ЕВП, що використовуються провідними виробниками бойових вертольотів. Представлені якісні показники ефективності застосування ЕВП для екранування нагрітих поверхонь вихідних

пристроїв ГТД. Проте розроблені авторами рекомендації можуть використовуватись лише на етапі майбутніх конструкторських рішень щодо проектів нових бойових вертольотів.

Авторами досліджень [6] на основі результатів чисельного моделювання запропоновані різні орієнтації напрямку відведення вихлопних газів, що конструктивно мають забезпечуватись різними кутами установки на борт вертольота ЕВП. Авторами передбачається, що інтенсивність рівня інфрачервоного випромінювання буде змінюватись в залежності від кута напрямку відведення вихлопних газів. Але результати цих досліджень не можливо проаналізувати в повній мірі, оскільки автори не вказали вхідні дані при чисельному моделюванні.

В роботі [7] запропоновано спосіб екранування вихлопної системи ГТД з аналізом інфрачервоної сигнатури системи «вихлопний тракт – екранно-вихлопний пристрій». Проведено чисельне дослідження з врахуванням геометричних розмірів, аеродинамічних та газодинамічних характеристик ЕВП з імітацією в польоті. А основні місця інфрачервоного випромінювання вертольоту були розглянуті авторами роботи [8]. Велику увагу автори приділили фону теплового випромінювання елементів обшивки фюзеляжу від розміщених під капотом двигунів. Але при цьому авторами не розглядалися засоби пасивного захисту.

Що стосується натурних випробувань ЕВП в складі вертольоту та методики цих випробувань, то їх необхідність з метою отримання достовірних результатів досліджень вказується в роботах [9, 10]. Проте методика, алгоритм чи послідовність таких випробувань авторами в повному об'ємі не наводиться.

В зв'язку з специфікою застосування екранно-вихлопних пристроїв та і великої вартості проведення натурних випробувань автори досліджень по цій тематиці обмежуюся лише чисельними дослідженнями розроблених або перспективних схем ЕВП. А тактико-технічні характеристики досліджених схем ЕВП не наводяться. Виключенням є робота [11], автор якої запропонував нові підходи у вирішенні живучості літального апарату, в тому числі, за рахунок інтеграції ЕВП в склад силової установки запропонованої нової конструкції бойового вертольоту.

У багатьох дослідженнях розглядаються тільки результати теоретичних досліджень або експериментальні результати модельних випробувань. Так, в роботі [12] представлено алгоритмічне та програмне забезпечення, що реалізує розроблений метод визначення характеристик дозвукового газового ежектора газотурбінного двигуна. Виконано розрахунок геометричних параметрів дозвукового газового ежектора та створено стендовий макет для експериментальних досліджень.

В роботі [13] приведено результати дослідження згідно програми «Встановлення статистичних характеристик повторюваності навантажень на агрегати на режимах типової експлуатації» та програми сертифікаційних заводських випробувань «Встановлення основних експлуатаційно-технічних характеристик двигуна вертольоту з екранно-вихлопним пристроєм». Однак

кількісні чи якісні результати не наведені, перераховані лише назви оцінок відповідності сертифікаційним вимогам.

Всі наведені вище роботи дозволяють вирішувати питання чисельного моделювання ЕВП та розрахунку їх конструктивних параметрів. Також розроблені методи розрахунку вихідних пристроїв ежекторного типу різного застосування та високоефективні експериментальні зразки вихідних пристроїв ежекторного типу. А ось методи вирішення задачі визначення параметрів та тактико-технічних характеристик при дослідженні ЕВП в складі літального апарату в літературі відсутні, що обумовлює перспективність проведеного дослідження.

5. Методи дослідження

5.1. Аналіз наявних та штатних засобів бортового вимірювання (ЗБВ) польотної інформації

Для забезпечення оцінки рівня інфрачервоного випромінювання (ІЧ-випромінювання) вертольоту зі встановленим комплектом ЕВП і перевірки температурних умов їх роботи пропонується використати апаратуру у складі:

– радіометр приймача ІЧ-випромінювання головки самонаведення авіаційної керованої ракети класу «повітря-повітря» типу Р-60 (авіазавод «Вымпел», м. Тбілісі, Грузія). Чутливість в діапазоні довжин хвиль $\Delta\lambda=2,8-4,2$ мкм);

– прилади контролю, індикації та реєстрації сигналів радіометру: мілівольтметр ВЗ-38 (Талінський завод «Пунане-РЭТ», Естонія), ноутбук;

– тепловізор «testo 875-2i» (Testo AG, Німеччина) і автономне джерело живлення.

Система бортових вимірювань повинна забезпечувати реєстрацію параметрів згідно з переліками, наведеними у табл. 1.

Таблиця 1

Перелік параметрів, що реєструють штатні засоби бортового вимірювання

№ з/п	Найменування параметра	Умовна позначка	Одиниця виміру	Діапазон вимірювання	Тип датчика	Частота опитування, Гц
1	2	3	4	5	6	7
1	Барометрична висота польоту	H	метр	0...6000	ДВ 15 МВ	2
2	Швидкість польоту	V_{np}	км/год	0...450	ДАС-27	2
3	Температура зовнішнього повітря	t_{zn}	°С	-60...+60	П-1	2
4	Шаг несучого гвинта	$\Phi_{ош}$	градус	0...15	МУ 615А	4
5	Оберти несучого гвинта	$n_{нв}$	%	0...110	Д-2МТ	4
6	Оберти турбокомпресора лівого двигуна	$n_{тклів}$	%	0...110	Д-2МТ	4

Продовження таблиці 1

1	2	3	4	5	6	7
7	Оберти турбокомпресора правого двигуна	$n_{mk\ прав}$	%	0...110	Д-2МТ	4
8	Температура газу за турбіною компресора лівого двигуна	$t_{2\ лів}$	°С	0...1000	Термопары Т-80Т	4
9	Температура газу за турбіною компресора правого двигуна	$t_{2\ прав}$	°С	0...1000	Термопары Т-80Т	4
10	Витрата палива лівого двигуна	$G_{плів}$	кг/год	0...600	ТДР-8-1-1	4
11	Витрата палива правого двигуна	$G_{п\ прав}$	кг/год	0...600	ТДР-8-1-1	4
12	Крен	γ	градус	-50...+50	АГБ-3К	4
13	Тангаж	ν	градус	-50...+50	АГБ-3К	4
14	Перевантаження	n_x n_y n_z	g	-1,5...+1,5 -1,0...+3,0 -1,5...+1,5	МП-95	4
15	Положення ручки циклічного шагу повздовжне	X_b	мм	-180...+180	МУ-615А	4
16	Положення ручки циклічного шагу поперечне	X_k	мм	-180...+180	МУ-615А	4
17	Хід педалей пультів управління	X_n	мм	-100...+100	МУ-615А	4
18	Тиск мастила на вході в лівий двигун	$P_{мдв}$	кг/см ²	0...30	ИМД-8	4
19	Тиск мастила на вході в правий двигун	$P_{мдв}$	кг/см ²	0...30	ИМД-8	4
20	Температура підкапотного простору лівого двигуна	$t_{пклів}$	°С	-60...+200	Термопары*	2
21	Температура підкапотного простору правого двигуна	$t_{пк\ прав}$	°С	-60...+200	Термопары*	2

Примітка: * – схеми розміщення термопар для вимірювання температури в підкапотному просторі розробляє замовник проведення випробувань ЕВП

Для визначення величини втрати потужності на валу вільної турбіни ГТД вертольоту, як одного з основних показників ефективності ЕВП необхідні наступні параметри:

- барометрична висота польоту;
- швидкість польоту;
- температура зовнішнього повітря;
- температура газу за турбіною компресора лівого та правого двигунів;
- витрата палива лівого та правого двигунів;
- температура підкапотного простору лівого та правого двигунів.

Дані параметри та їх характеристиками реєструються ЗБВ.

Для подальших досліджень необхідно розробити методику випробовувань комплекту екранно-вихлопних пристроїв у складі вертольоту Мі-8МСБ-В.

Ця методика визначатиме загальні умови та порядок проведення випробувань комплекту ЕВП у складі вертольоту Мі-8МСБ-В.

При побудові цієї методики будуть використовуватись: Керівництво з технічної експлуатації та Керівництво з льотної експлуатації вертольоту; запропоновані автором алгоритми та методи обробки інформації та критерії оцінки технічних характеристик ЕВП при сумісній роботі з двигуном.

Описана методика визначає загальні умови та порядок проведення досліджень та попередніх випробувань (у подальшому – ПВ) комплекту ЕВП у складі вертольоту Мі-8МСБ-В.

5.2. Методика випробовувань комплекту екранно-вихлопних пристроїв у складі вертольоту Мі-8МСБ-В

5.2.1. При проведенні випробувань здійснюються відповідності тактико-технічних характеристик комплекту ЕВП в заданих умовах впливу зовнішніх чинників природного характеру, а також на заданих режимах функціонування об'єкта випробувань.

При випробуваннях необхідно використати методи оцінки відповідності комплекту ЕВП вимогам ТЗ (Технічне завдання на дослідно-конструкторську роботу «Розробка комплекту екранно-вихлопних пристроїв для турбовальних двигунів типу ТВЗ-117»):

На етапі наземних випробувань:

- розрахунки – при оцінці змін характеристик дальності та тривалості польоту вертольоту, що пов'язані з встановленням комплекту ЕВП;
- інженерний аналіз – при оцінці достатності наданих матеріалів, що підтверджують міцність конструкції дослідного комплекту ЕВП (розрахунки, довідки, заключення);
- оцінка технічного рівня комплекту ЕВП.

На етапі льотних випробувань:

- експериментальне визначення тягових характеристик вертольоту з комплектом ЕВП для оцінки втрат потужності двигунів;
- експериментальне визначення характеристик ІЧ-випромінювання вертольоту з комплектом ЕВП для оцінки ступеня зниження сили ІЧ-випромінювання вихідних пристроїв двигунів.

Для безпосереднього вимірювання сили тяги вертольоту, тягові характеристики визначають методом змінення злітної маси вертольоту на режимах висіння в зоні та поза зоною впливу ефекту повітряної подушки.

Режими висіння виконують на висотах 2, 4, 6, 8, 10, 15, 20, 25, 35 м при трьох значеннях злітної маси вертольоту, яка визначається варіантом заправки палива (основні баки та додаткові). Контроль висоти висіння здійснюється бортовим техніком за допомогою мірної фали.

При визначенні тягових характеристик вертольоту, всі режими висіння виконують проти вітру при однаковій або близькій швидкості вітру та температурі зовнішнього повітря.

Випробування проводять вдень, в простих метеоумовах. Умови виконання робіт мають відповідати умовам експлуатації вертольоту.

Оцінка конструкторської та експлуатаційної документації комплекту ЕВП здійснюється випробувальною бригадою. Також проводиться перевірка комплектності, схеми розміщення та якості монтажу комплекту ЕВП, оцінка їх зовнішнього стану. Виконується розрахунок масових даних вертольоту при різних варіантах заправки палива, дальності й тривалості польоту з дослідним комплектом ЕВП.

Для найбільшої достовірності результатів порівняння отриманих параметрів двигунів і температури середовища, доцільно випробування проводити при однакових атмосферних умовах (температура й тиску атмосферного повітря, швидкості та напрямку вітру). Параметри реєструються засобами бортових вимірювань (ЗБВ).

5.2.2. Вимірювання величини сили інфрачервоного випромінювання вихідних пристроїв двигунів

Комплект ЕВП призначений для зниження інфрачервоної помітності вертольотів, оснащених турбовальними двигунами типу ТВ3-117 всіх модифікацій для Мі-8МСБ-В, Мі-8МТ, Мі-14 та Мі-24. Конструкції екранно-вихлопних пристроїв для правого та лівого двигунів вертольоту повністю ідентичні, у дзеркальному відображенні виконують шляхом вимірювання та побудовою кругової індикатриси сили ІЧ-випромінювання. Для виключення впливу відбитої сонячної радіації ІЧ-випромінювання вертольоту, роботи мають бути виконані в похмуру погоду при відсутності дощу, снігу, туману. В напрямку від наземного обладнання для виміру величини сили ІЧ-випромінювання в межах кута $\pm 20^\circ$ по вертикалі та горизонталі не повинні знаходитися джерела ІЧ-випромінювання природного й штучного походження (Сонце, потужні електролампи, нагрівальні електроприлади тощо).

Наземне обладнання для зняття величини сили ІЧ-випромінювання повинно знаходитись на відстані 300 м від вертольоту.

Індикатрису величини сили ІЧ-випромінювання знімають в п'яти положеннях наземного обладнання для вимірювання відносно вертольоту:

– при кутах орієнтації вертольоту на наземне обладнання для зняття величини сили ІЧ-випромінювання 20° , 45° , 90° , 135° , 160° (рис. 3);

– в кожному положенні двигун виводять на режими: крейсерський, максимально тривалий, злітний.

Під час проведення випробувань необхідно забезпечити синхронізацію (прив'язку за часом) даних, що отримують із реєстраторів ЗБВ.

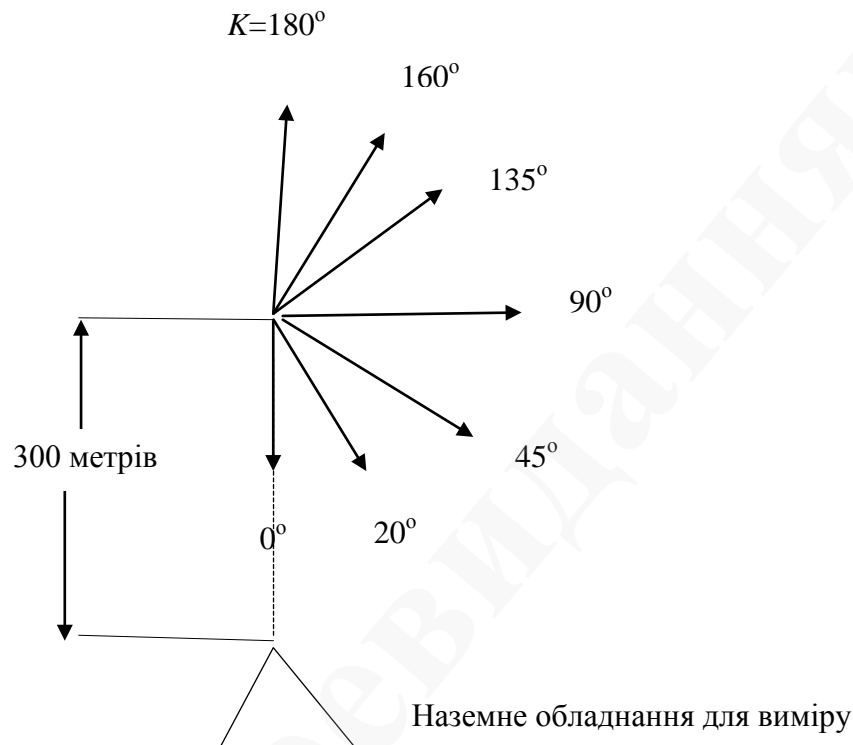


Рис. 3. Схема розміщення контрольних точок для реєстрації сили інфрачервоного випромінювання

Перебіг проведення випробувань фіксується фото- та відеотехнікою.

Для перевірки роботи силової установки та ЗБВ зі встановленим комплектом ЕВП політ виконують при швидкості вітру до 5 м/с у такій послідовності:

– виконати запуск і випробування двигунів відповідно до Керівництва льотної експлуатації (КЛЕ) вертольоту Мі-8МСБ-В;

– виконати руління до місця зльоту, виконати контрольне висіння на висоті 3–5 м;

– на висоті висіння 3–5 м виконати перевірку роботи двигунів;

– виконати два розвороти на висінні на 360° вправо й вліво з кутовою швидкістю не більш 12 °/с;

– виконати розгін з поступовим набором висоти так, щоб на висоті 20–30 м досягти $V_{np} = 50 - 60$ км/год;

– при досягненні $V_{np} = 120$ км/год перевести вертоліт в набір висоти;

– на висоті 500 м перевести вертоліт у горизонтальний політ на швидкості $V_{np} = 120 - 130$ км/год;

– виконати розгін до V_{np}^{max} , гальмування до V_{np}^{min} , лівий та правий віраж і з креном 30° на швидкості $V_{np} = 120$ км/год;

– виконати моторне планерування до висоти $H = 120$ м;

– виконати висіння на $H = 120$ м;

- перевести вертоліт в розгін до $V_{np} = 120$ км/год без просадки вертольоту;
- виконати обліт мірної бази на $H = 120$ м і $V_{np} = 120$ км/год;
- виконати посадку по-вертолітному;
- виконати зарулювання, охолодити та вимкнути двигуни.

Після обробки та аналізу матеріалів польоту оцінюють працездатність вертолітних систем і силової установки з комплектом ЕВП.

Оцінка тягових характеристик вертольоту з комплектом ЕВП виконують на режимі висіння на висотах 3–5, 10, 25, 35 м при швидкості вітру до 5 м/с. Злітна маса має бути 9000 кг, 11100 кг та 12500 кг (або максимально допустима по метеорологічним умовам згідно номограм). Параметри роботи двигунів повинні відповідати Керівництву з технічної експлуатації двигунів ТВ3-117ВМА-СБМ1В 4Е серії (КТЕ).

Перевірка величини сили ІЧ-випромінювання при виконанні горизонтального польоту з комплектом ЕВП.

Величини сили ІЧ-випромінювання вимірюють в різних умовах застосування вертольоту, а саме:

- а) етапи польоту – зліт, набір висоти, горизонтальний політ, зниження, захід на посадку та посадка;
- б) режими польоту – усталений політ з постійною швидкістю, маневрування в горизонтальній та вертикальній площинах;
- в) висота польоту – в діапазоні висот $H = 10–50$ м;
- г) швидкість польоту – в діапазоні $V_{np} = 100–200$ км/год;
- д) дальність польоту – залежно від інфрачервоної чутливості головки самонаведення (ІЧ ГСН);
- е) злітна маса – $m_{зл} = 10800–11000$ кг.

5.2.3. Визначення висоти практичної стелі вертольоту, часу набору висоти з комплектом ЕВП кілометрової витрати палива

Політ на практичну стелю виконують так: перед зльотом з використанням графіка залежності частоти обертання турбокомпресора від температури зовнішнього повітря та висоти польоту визначають значення n_{mk} , що відповідає режиму роботи двигунів при такій температурі. Після зльоту та розгону на мінімальній висоті до найвигіднішої швидкості вертоліт переводять у режим безперервного набору висоти до досягнення вертикальної швидкості 0,5 м/с або висоти обмеження. Набір висоти виконують на найвигіднішій швидкості при роботі двигунів на заданому режимі, який контролюють згідно з покажчиком режимів до висоти 2000 м, а вище за обертами турбокомпресора, які визначені перед зльотом.

Під час набору пілот повинен точно витримувати задані швидкості польоту, режим роботи двигунів і слідкувати за відсутністю ковзання.

Отриману барограму висоти розбиваємо на низку рівномірних ділянок за часом $\Delta t \approx 50$ с. Значення вертикальної швидкості розраховують як відношення різниці наступної та попередньої ординат барограми до інтервалу часу:

$$V_{y_p} = \Delta H_p / \Delta \tau. \quad (1)$$

За цими даними будують залежність $V_{y_{cr}} = f(H)$. Час набору висоти визначають методом числового інтегрування залежності $V_y = f(H)$, для чого її розбивають на низку рівномірних висот $\Delta H \approx 500$ м, і знаходять час набору для кожного з цих інтервалів:

$$\Delta \tau = \Delta H_p / V_{y_{cp}}, \quad (2)$$

де $V_{y_{cp}}$ – середня вертикальна швидкість на інтервалі висот ΔH .

Потім отримані значення часу додають один до одного й будують барограму часу набору висоти.

Перед виконанням польотів для визначення годинних Q і кілометрових q витрат палива необхідно визначити польотну масу вертольоту, ємність паливної системи й залишок пального, що не виробляється.

Для визначення Q та q витрат палива виконують серії режимів в горизонтальному польоті на різних швидкостях і висотах польоту – 5 значень висоти польоту 100, 1000, 2000, 3000, 4000 м та 5–6 значень швидкості польоту в діапазоні від V_{np}^{\min} до V_{np}^{\max} . Тривалість залікової ділянки польоту 2–3 хв., точність витримування на залікової ділянці висоти $\Delta H \leq \pm 25$ м, швидкості $V_{np} \leq \pm 5$ км/год.

Для збереження постійним значення приведеної маси вертольоту m_{np} при виконанні горизонтальних витратних площадок на заданій висоті кожен наступну площадку по швидкості виконують на висоті, яку визначають формулою:

$$P_n = \frac{P_0(m_{ch} + \rho W_T)}{m_{np}}, \quad (3)$$

де m_{np} – задана приведена маса, кг;

m_{ch} – маса спорядженого вертольоту, кг;

ρ – щільність палива, кг/см³;

W_T – об'єм палива в баках, л;

$P_0 = 760$ мм рт. ст. – тиск у землі в стандартних атмосферних умовах;

P_n – тиск на відповідній висоті польоту, мм рт. ст.

Значення кількості палива, при виробці якого необхідно збільшити висоту виконання горизонтальної площадки відносно встановленої на 25 м, приведено в табл. 2.

Таблиця 2

Значення витрати палива для збільшення висоти виконання горизонтальної площадки відносно встановленої на 25 м залежно від польотної маси на висотах $H = 100-4000$ м

Середня маса польоту, $m_{пол.ср}$, кг					
11100	10600	10100	9000	8500	8000
Витрата палива на режимі, $\delta m_n / \delta W_n$, кг/л					
35/46	34/44	33/43	29/38	28/36	26/34

За даними записів при виконанні горизонтальних витратних площадок визначають витрату палива:

$$Q_{np} = Q_{\phi} \frac{760}{P_n} \sqrt{\frac{288}{T_n}}; V_{прив} = V_i \sqrt{352 \frac{288}{P_n}}; \quad (4)$$

$$q_{np} = \frac{Q_{np}}{V_{прив}}; \bar{q} = \frac{q_{np}}{m_{np}} = \frac{Q_{np}}{m_{np} V_{прив}} = \frac{Q}{mV},$$

де Q_{np} – приведена годинна витрата палива, кг/год;

Q_{ϕ} – фактична годинна витрата палива, отримана під час випробувань, кг/год;

$V_{прив}$ – приведена швидкість польоту, км/год;

V_i – індикаторна швидкість польоту, км/год;

q_{np} – приведена кілометрова витрата палива, кг/км;

\bar{q} – відносна приведена кілометрова витрата палива, кг/км;

T_n – температура зовнішнього повітря, К.

Далі будують узагальнені характеристики витрат палива $Q_{np} = f(V_{прив})$ та $\bar{q} = f(V_{прив})$ для низки значень $m_{np} = const$, з яких потім можна визначити часові Q та кілометрові q витрати палива для будь-яких заданих умов польоту, тобто для будь-яких значень m , V та T_n . Для цього відповідно до значень заданої польотної маси m та заданої висоти польоту $P_{нз}$ розраховують m_{np} :

$$m_{np} = \frac{P_0}{P_n} m, \quad (5)$$

і далі відповідно до залежностей $\bar{q} = f(V_{прив})$ визначають \bar{q} , потім за формулою:

$$q_3 = \bar{q} m_3, Q_3 = q_3 V_{прив} \sqrt{\frac{T_{нз}}{T_0}}, \quad (6)$$

розрахують фактичне значення годинної Q та кілометрової q витрати палива в заданих умовах.

По значенню $V_i = V_{прив} \sqrt{\frac{0.00284 p_n}{T_0}}$ визначають приладну швидкість $V_{пр}$ і будують залежності $q = f(V_{прив})$, $q = f(V_{пр})$, $Q = f(V_{пр})$ для заданих значень m , H та $T_{пр}$.

5.2.4. Перевірка достатності запасів газодинамічної стійкості

Перевірка стійкості роботи силової установки (СУ) вертольоту Мі-8МСБ-В, до складу якої входять турбовальні двигуни ТВЗ-117ВМА-СБМ1В 4Е серії, при встановленні комплекту ЕВП виконують відповідно до такої класифікації:

а) СУ працює стійко;

б) СУ працює не стійко, якщо починається:

– помпаж двигуна, який супроводжується зростанням температури газів за турбіною чи самовільним вимкненням двигуна;

– самовільне погасання основної камери згорання.

Підставою для приймання відповідного рішення в цьому випадку є Звіт акціонерного товариства «Мотор Січ» (м. Запоріжжя, Україна) щодо результатів випробувань із перевірки надійності роботи СУ із імітацією необхідної кількості помпажів заданої інтенсивності за ресурс.

Показниками, які характеризують роботу двигуна на землі та в польоті на сталих та перехідних режимах, є:

– загальний крок несучого гвинта;

– режим за датчиком вимірювання ІР-117;

– число обертів турбокомпресора;

– число обертів несучого гвинта;

– температура газів за турбіною;

– тиск мастила в двигуні;

– температура мастила на виході з двигуна;

– рівень вібрацій корпусу двигуна та його агрегатів.

Критерієм, який характеризує стійкість роботи СУ при застосуванні комплекту ЕВП є:

$$\delta\pi_k^* = \frac{\pi_{зр}^* - \pi_{кр}^*}{\pi_{кр}^*}, \quad (7)$$

де $\pi_{зр}^*$ – ступінь підвищення повного тиску компресором на межі стійкості;

$\pi_{кр}^*$ – ступінь підвищення повного тиску компресором на лінії робочих режимів.

5.2.5. Перевірка експлуатаційних параметрів і оцінка роботи двигунів з комплектом ЕВП

На цьому етапі визначають експлуатаційні параметри роботи двигунів на режимі висіння при роботі двигунів зі злітною масою 9000–11100 кг і швидкості вітру не більше 5 м/с. Визначення експлуатаційних параметрів

роботи двигунів при виконанні горизонтального польоту проводять на висотах до 2000 м при швидкостях до $V_{np} = 250$ км/год.

Визначення експлуатаційних параметрів роботи двигунів при зниженні вертольоту проводять на режимах вертикального зниження з висоти не більше 200 м з працюючими двигунами, моторного планування в допустимому КЛЕ діапазоні вертикальних швидкостей зниження та приладових швидкостей польоту по висотам. При вертикальному зниженні з висоти 200 м до 20 м не допускати швидкості зниження понад 5 м/с, а з висоти 20 м до 10 м – не більше 3 м/с, а нижче 10 м швидкість зниження зменшувати так, щоб до моменту приземлення вона була не більше 0,2 м/с.

Параметри роботи двигунів повинні відповідати вимогам КЛЕ вертольоту Мі-8МСБ-В та КТЕ двигунів ТВ3-117ВМА-СБМ1В 4Е серії.

5.2.6. Вихідними даними для обробки матеріалів ЗБВ є градувальні характеристики вимірювальних каналів ЗБВ на вертольоті Мі-8МСБ-В

Перетворення параметричної інформації здійснюється за допомогою спеціальних апаратних засобів і програмного забезпечення. Результати обробки матеріалів ЗБВ оформлюють у вигляді таблиць або графіків залежності зареєстрованих параметрів від функції часу. Обсяг, форма та масштаб графіків вказують в завданні на обробку матеріалів ЗБВ.

За результатами наземних випробувань зареєстровані значення основних параметрів роботи двигунів приводять до стандартних атмосферних умов і порівнюють з результатами контрольних стендових випробувань із формулярів двигунів. Також їх порівнюють зі значеннями, які рекомендовані КТЕ двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1В 4Е серії, КЛЕ вертольоту Мі-8МСБ-В та ТУ комплекту ЕВП. Порівняльний аналіз отриманих результатів можна проводити табличним або графічним методом, з побудовою дросельних характеристик двигуна:

$$\pi_k, T_{Г.лр^0} = f(n_{нТК.лр}) \text{ або } n_{нТК}, T_{Г.лр^0} = f(\pi_k). \quad (8)$$

На підставі порівняльного аналізу роблять висновок про відповідальність отриманих результатів вимогам КТЕ двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1В 4Е серії та КЛЕ вертольоту Мі-8МСБ-В.

Обробка, аналіз та оцінка результатів випробувань здійснюється на кожному етапі наземних і льотних випробувань.

Порядок обробки, аналізу, оцінки результатів випробувань і форми представлення отриманих результатів обумовлений типом і технічними характеристиками застосованих засобів обробки інформації, а також прийнятими алгоритмами й методами обробки. Цей порядок потребує детального опрацювання на етапі підготовки польотного Завдання.

Попередню обробку, аналіз і оцінку результатів випробувань виконують на місці проведення наземних робіт і під час льотних випробувань.

6. Результати досліджень

Застосування розробленої методики на практиці дозволило отримати важливі дані, що згодом охарактеризували структуру втрат енергії в камері змішування та дифузорі. Розроблена методика льотних випробувань комплексу ЕВП дозволила перевірити працездатність конкретного зразка на всіх важливих режимах польоту. Методика дозволяє визначати по параметрам ЗБВ витрати палива на різних режимах роботи СУ та отримати якісну характеристику щодо споживання палива у випадку з встановленим на борт комплектом ЕВП та без нього. Приклад представлення параметричної інформації ЗБВ показано на рис. 5 без встановленого на борт комплексу ЕВП та з встановленим (рис. 6).

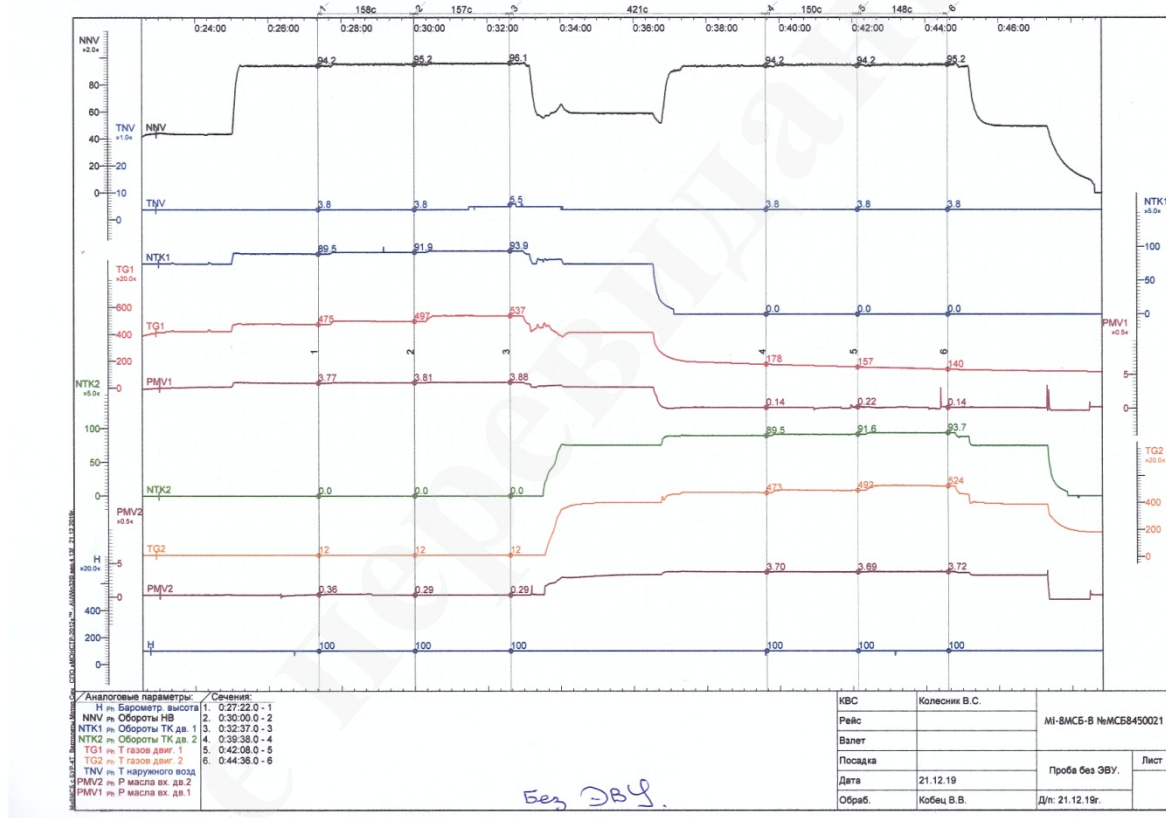


Рис. 5. Параметрична інформація засобів бортового вимірювання вертольоту без встановленого комплексу екранно-вихлопних пристроїв

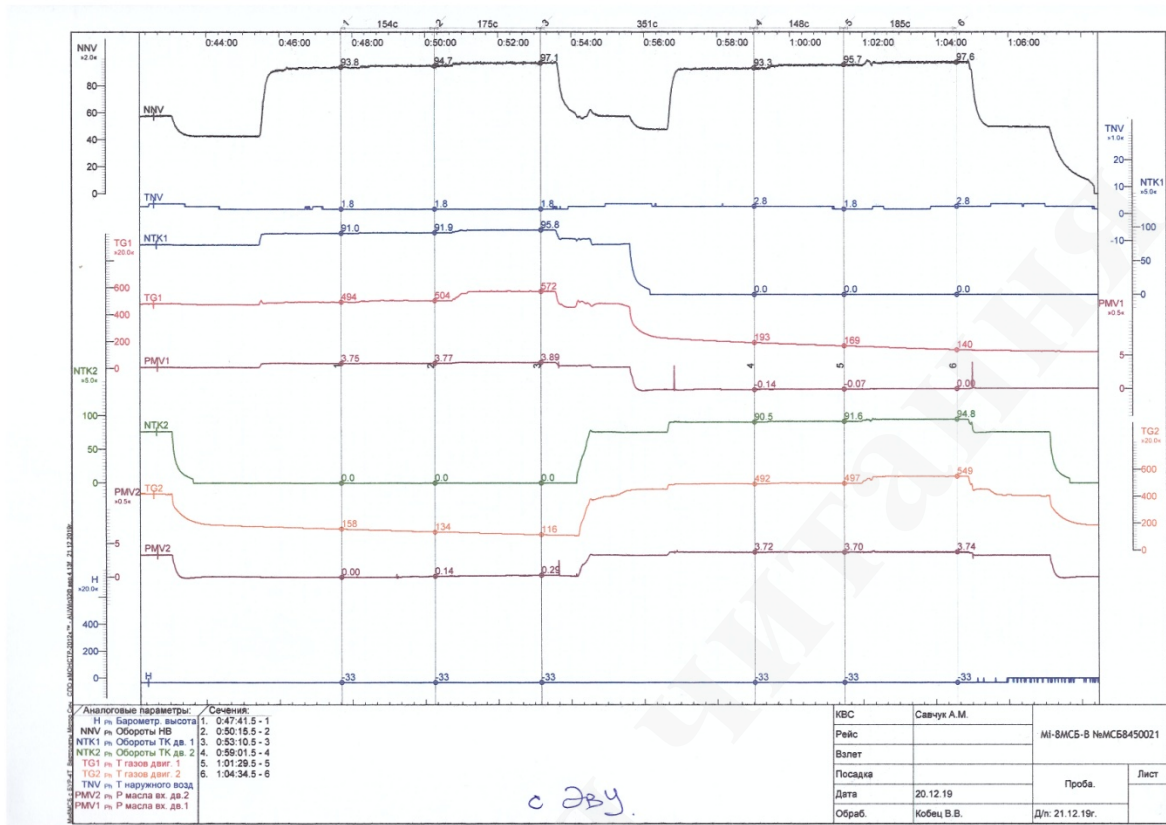


Рис. 6. Параметрична інформація засобів бортового вимірювання вертольоту з встановленим комплектом екранно-вихлопних пристроїв

Найважливішим і регламентованим показником ЕВП є втрата потужності двигуна, на який він встановлюється. Методика дозволяє експериментальним шляхом отримати ці дані.

На рис. 7 представлено загальний вид ЕВП, що проходив випробовування у складі вертольоту Мі-8МСБ-В.



Рис. 7. Загальний вид екранно-вихлопного пристрою, що проходив випробовування у складі вертольоту Мі-8МСБ-В

По результатам дослідження та випробовування даного ЕВП було прийнято рішення на основі отриманих та проаналізованих результатів щодо

доопрацювання його проточної частини – провести конструктивні заходи з метою оптимізації параметрів внутрішньої газодинаміки.

Розроблена автором методика дозволила провести всі необхідні дослідження та отримати достовірну інформацію при проведенні експерименту.

7. SWOT- аналіз результатів досліджень

Strengths. Розроблена методика випробувань та досліджень дозволяє отримати детальні характеристики комплектів ЕВП, що встановлюються на вертоліт. Розроблений комплекс обчислювання витрати палива двигуна з встановленим ЕВП та без нього дозволяє отримати порівняльні характеристики при застосуванні різних видів ЕВП.

Weakness. Використання даної методики є економічно затратним, враховуючи вартість паливо-мастильних матеріалів та необхідність організації робіт з проведення льотних випробувань.

Opportunities. По результатам застосування даної методики можливе прийняття рішення щодо подальшої модернізації конструкції ЕВП, оптимізації параметрів внутрішньої аеродинаміки з метою зменшення енергетичних втрат.

Threats. Необхідність залучення до дослідження кваліфікованих пілотів-випробовувачів, і проведення всіх необхідних заходів щодо забезпечення безпеки польотів.

8. Висновки

1. Проаналізовані сучасні методи та засоби вимірювань рівня інфрачервоного випромінювання. Підібрані прилади з необхідними для забезпечення досліджень діапазоном вимірювань та чутливістю з врахуванням ІЧ-випромінювання головки самонаведення авіаційної керованої ракети класу «повітря-повітря» типу Р-60 (з чутливістю в діапазоні довжин хвиль $\Delta\lambda=2,8-4,2$ мкм). Визначено набір параметрів та їх характеристики штатних засобів бортового вимірювання для визначення величини втрати потужності на валу вільної турбіни ГТД вертольота. За результатами проведених випробувань ЕВП була отримана якісна та кількісна параметрична інформація в цифровому та графічному вигляді.

2. Розроблена методика випробувань комплекту екранно-вихлопних пристроїв у складі вертольота Мі-8МСБ-В дає змогу визначати по параметрам засобів збору бортової інформації рівень втрат потужності двигуна на різних режимах роботи при сумісній роботі з ЕВП. Це дозволяє отримати характеристику щодо споживання палива у випадку з встановленим на борт комплектом екранно-вихлопних пристроїв та без нього. Методика враховує можливість одночасного проведення як льотних, так і наземних випробувань ЕВП для побудови індикатриси інфрачервоного випромінювання та визначення відстаней та кутів захвату цілі головками самонаведення переносно-зенітних ракетних комплексів.

Література

1. Kulyk, M. S., Arkhipov, M. I., Hrekov, P. I. et. al; Kulyk, M. S. (Ed.) (2013). *Dozvukovi hazovi ezhektory ekranno-vykhlopnykh prystroiv HTD*. Kyiv: Nats.avia un-t, 142.
2. *Kataloh zapchastei My-8* (2020). OOO Vertol. Available at: http://vertol.com.ua/product/katalog-zapchastei-mi-8#slide-4-field_prod_image-102
3. *Na vooruzhenie VSU priniaty kombinirovannoe ustroistvo vybrosa «ADROS» KUV 26-50-0 i ekranno-vykhlopnoe ustroistvo «ADROS» ASH-01V* (2017). Krylia vse ob ukrainskoi aviatsii. Available at: <http://www.wing.com.ua/content/view/17611/36/>
4. Sheliakin, O. M., Borysiuk, O. P., Shein, I. V. (2016). *Obgruntuvannia alhorytmichnykh zavdan suchasnykh analitychnykh zasobiv bortovoho kompleksu oborony litalnykh aparativ*. Kharkivskyi Universytet Povitrianykh Syl, 46–50.
5. Marynowski, T., Desevaux, P., Mercadier, Y. (2009). An Investigation of Ejector Design by CFD Modelling. *International Journal of Turbo and Jet Engines*, 26 (1), 61–78. doi: <http://doi.org/10.1515/tjj.2009.26.1.61>
6. Zhang, J., Pan, C., Shan, Y. (2014). Progress in helicopter infrared signature suppression. *Chinese Journal of Aeronautics*, 27 (2), 189–199. doi: <http://doi.org/10.1016/j.cja.2014.02.007>
7. Zhou, Z., Huang, J., Wang, J. (2019). Radar/infrared integrated stealth optimization design of helicopter engine intake and exhaust system. *Aerospace Science and Technology*, 95, 105483. doi: <http://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105483>
8. Rohacs, J., Jankovics, I., Gal, I., Bakunowicz, J., Mingione, G., Carozza, A. (2018). Small Aircraft Infrared Radiation Measurements Supporting the Engine Airframe Aero-thermal Integration. *Periodica Polytechnica Transportation Engineering*, 47 (1), 51–63. doi: <http://doi.org/10.3311/pptr.11514>
9. Mahulikar, S. P., Rao, G. A., Sane, S. K., Marathe, A. G. (2005). Aircraft Plume Infrared Signature in Nonafterburning Mode. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 19 (3), 413–415. doi: <http://doi.org/10.2514/1.14686>
10. Mahulikar, S. P., Prasad, H. S. S., Potnuru, S. K. (2008). Infrared Signature Suppression of Helicopter Engine Duct Based on “Conceal and Camouflage.” *Journal of Propulsion and Power*, 24 (3), 613–618. doi: <http://doi.org/10.2514/1.28636>
11. Jackson, K. E. (2018). Advances in Rotorcraft Crashworthiness: Trends Leading to Improved Survivability 37th Alexander A. Nikolsky Honorary Lecture. *Journal of the American Helicopter Society*, 63 (2), 1–25. doi: <http://doi.org/10.4050/jahs.63.021001>
12. Kapitanchuk, K. I., Hrekov, P. I., Andriishyn, M. P., Andriishyn, N. M. (2015). *Kharakterystyky hazovoho ezhektora yak elementa vykhidnoho prystroiu. Promyslova hidravlika i pnevmatyka*. Vinnytsia: «HLOBUS-PRES», 165–166.
13. Kapitanchuk, K. I. (2017). Sertyfikatsiini nazemni vyprobuvannia ekranno-vykhlopnoho prystroiu vertolotu. *Promyslova hidravlika i pnevmatyka*. Vinnytsia: «HLOBUS-PRES», 123–124.