

МІНІСТЕРСТВО ОБОРОНИ УКРАЇНИ

600.1
3-41

ISSN 2786-4839



**ЗБІРНИК
НАУКОВИХ ПРАЦЬ**
**Державного науково-дослідного
інституту авіації**

Випуск 20 (27)

КИЇВ - 2024

600.1
3-41

ISSN 2786-4839

ДЕРЖАВНИЙ НАУКОВО-ДОСЛІДНИЙ ІНСТИТУТ АВІАЦІЇ



ЗБІРНИК НАУКОВИХ ПРАЦЬ

Державного науково-дослідного інституту авіації

Випуск 20 (27)

**Щорічний науково-теоретичний та науково-практичний
збірник наукових праць**

2024

Збірник наукових праць Державного науково-дослідного інституту авіації містить результати відкритих науково-дослідних робіт та дисертаційних досліджень.

Матеріали збірника можуть бути використані при обґрунтуванні і розробці програм розвитку та модернізації авіаційної техніки й озброєння науковими організаціями та установами, які займаються питаннями їх створення й удосконалення, експлуатації й ремонту, а також в навчальному процесі ВНЗ та при підготовці наукових кадрів.

Рекомендовано до друку науково-технічною радою Державного науково-дослідного інституту авіації (протокол № 14 від 05 грудня 2024 року).

Керівник проєкту, голова редакційної ради

Владислав ШОСТАК

кандидат технічних наук, Київ, Україна

Головний редактор

Леонід АРТЮШИН

доктор технічних наук, професор, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, заслужений працівник народної освіти України, Київ, Україна

Заступник головного редактора

Сергій ПАЩЕНКО

кандидат технічних наук, доцент, Київ, Україна

Науковий редактор

Олексій КОНОНОВ

доктор технічних наук, доцент, Київ, Україна

Відповідальний редактор

Олександр ЧЕЛОБИТЧЕНКО

кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, Київ, Україна

Відповідальний за розміщення електронної версії збірника на WEB -ресурсах

Юрій НЕВЗГЛЯДЕНКО

Члени редакційної колегії

Олександр БАРСУКОВ

кандидат технічних наук, доцент, Харків, Україна

Володимир БАШИНСЬКИЙ

доктор технічних наук, старший науковий співробітник, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, заслужений діяч науки і техніки України, Черкаси, Україна

Олександр ВОДЧИЦЬ

кандидат технічних наук, доцент, Київ, Україна

Ельшан Гияс огли ГАШИМОВ

доктор національної безпеки і військових наук, професор, Баку, Азербайджан

Юрій ЗІАТДІНОВ

доктор технічних наук, професор, заслужений працівник освіти України, Київ, Україна

Анджей ЗІЛЮК

доктор габілітований, професор, Варшава, Польща

Борис КАРПІНОС

доктор технічних наук, професор, Київ, Україна

Олександр НЕДІЛЬКО	кандидат технічних наук, доцент, Київ, Україна
Михайло ПОПОВ	член-кореспондент НАН України, доктор технічних наук, професор, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, заслужений діяч науки і техніки України, Київ, Україна
Володимир РЕЗНІК	кандидат історичних наук, старший науковий співробітник, Київ, Україна
Олексій РОМАНОВ	кандидат технічних наук, старший дослідник, Київ, Україна
Анатолій САЛІЙ	кандидат військових наук, професор, Київ, Україна
Вадим СІВАК	доктор технічних наук, професор, Черкаси, Україна
Сергій СТАНКЕВИЧ	доктор технічних наук, професор, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, Київ, Україна
Юрій ТЕРЕЩЕНКО	доктор технічних наук, професор, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, заслужений діяч науки і техніки України, Київ, Україна
Сергій ЧУМАЧЕНКО	доктор технічних наук, старший науковий співробітник, Київ, Україна
Андрій ХАРУК	доктор історичних наук, професор, Львів, Україна
Технічні секретарі	
Дмитро ПЕЧУРА	кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, Київ, Україна
Катерина БУДНИК	

Заснований у 1997 році. Зареєстрований у державному комітеті телебачення і радіомовлення України (свідоцтво КВ №4373 від 12.07.2000). Переєстрований в 2005 році (свідоцтво КВ №10486 від 10.10.2005).

Адреса редакції: 01135, м. Київ, вул. Казармена, 6 В.

Друк ПП "Рябіна", м.Київ, вул. Казармена, 6.

Підписано до друку 23.12.2024. Формат 60х90 1/4. Наклад 100 прим.

Зам. № 2444. Папір офсетний.

© Державний науково-дослідний інститут авіації, 2024



ЗМІСТ

Воєнно-технічна політика в сфері державної авіації

1. КЛОЧКО А.О., ШОСТАК В.Г., ПАЩЕНКО С.В. Обґрунтування нових підходів щодо ефективної реалізації завдань технічного оснащення сил оборони України 7
2. НОР П.І., КАРПЕНКО О.В., ТОКАР І.А. Оцінювання військово-технічного рівня бойових літаків для оснащення Збройних Сил України ... 15
3. ЧЕЛОБИТЧЕНКО О.О., ПІСКУНОВ В.Г., ВНУКОВ А.В., ПОЛУЯНОВ В.І. Сучасна методика сертифікації типу повітряних суден військового призначення в Україні 21
4. ЧУМАЧЕНКО С.М., САМОЙЛЕНКО О.В., НЕВЗГЛЯДЕНКО Ю.О. Системний підхід до оцінювання ефективності системи захисту об'єктів критичної інфраструктури в умовах протидії ураженню їх засобами повітряного нападу 32

Розвиток та модернізація авіаційної техніки та озброєння

5. АРТЮШИН Л.М., КОНОНОВ О.А., КИР'ЯНОВ А.Ю. Архітектура програмного забезпечення для керування групою безпілотних літальних апаратів 37
6. ВОЙТЕНКО С.Д., ГАМАЛІЙ О.В., ЦЕЛІЩЕВ Ю.П., ЄГОРОВ С.Н. Обґрунтування технічних вимог щодо використання гармат ГШ-23 і ГШ-6-23 в якості мобільних зенітних установок 45
7. ВОЛОТІВСЬКИЙ П.Б., ГОНЧАРОВ О.В., ДАВИДЕНКО В.М., МАМОНОВА Н.Л. Способи та засоби протидії БПЛА, їх переваги та недоліки. Погляди щодо напрямів їх розвитку..... 52
8. ДЕВ'ЯТКІНА С.С., ЯРЕМІЧ Т.І. Керування силою світла аеродромних світлосигнальних вогнів у процесі експлуатації 63
9. ЗАРІЦЬКИЙ І.В., ЗАРІЦЬКИЙ О.В. Методологія інтелектуального аналізу та вибору типу електричної машини для систем запуску авіаційних газотурбінних двигунів перспективних літаків військово-транспортної авіації 71
10. КОНСТАНТИНОВ А.О., ЛЕОНТЬЄВ О.Б., ДМИТРСЬВ А.Г., ПЕЧУРА Д.С. Методичний підхід щодо забезпечення прицільно-навігаційних комплексів балістичними характеристиками авіаційних бомб зі складною балістичною схемою 83
11. КУМΠΑНИНКО В.М., ТАРАНЕНКО В.В., СКЛЯРОВ О.Г. Модифікований метод визначення дальності планерування універсального аеродинамічного контейнера заданої маси 89
12. МАВРЕНКОВ О.Є., МАТВІЙЧУК С.В. Методика оцінювання відносної важливості (коефіцієнтів вагомості) тактико-технічних характеристик багатофункціональних безпілотних авіаційних комплексів 101
13. МЕДВЕДЄВ Г.А., СОРОКІН Д.М., ЯРОВЕНКО О.Г., КАРНАУХ Т.І., ГАРАЩУК Н.П. До питання створення перспективної уніфікованої системи цифрової обробки видової розвідувальної інформації 113

14. ПЕРЕСКОКОВ В.О., КОРЕНЬ А.В., ВАБЩЕВИЧ О.В. Методичний підхід щодо організації процесу прицілювання некерованими авіаційними ракетами без візуального контакту з цілью 122
15. САМОЙЛЕНКО О.В., КАМИШЕВ Д.В., МАРАКУЛІН О.Ю. Основні напрями розвитку комплексів бортового обладнання та озброєння літаків винищувальної авіації 128
16. СТЕШЕНКО П.М., БОГОСЛАВЕЦЬ С.О., ДУЖИЙ Р.В., ЛУЖБИНА О.Б. Масштаби бойового застосування та перспективи розвитку ударних безпілотних авіаційних комплексів сил оборони України..... 134
17. СУШАК М.Б., ЄВМЄШКІН О.І., ЧЕРНОЗУБКІН І.О., ТКАЧУК О.В. Аналіз деяких числових методів для дослідження аеродинамічної інтерференції 140
18. ШОСТАК В.Г., УКРАЇНЕЦЬ Є.О., ГЛУЩЕНКО П.А., ЖЕВТЮК О.А. Обґрунтування варіантів застосування авіаційних засобів ураження з безпілотних аеростатних систем 146

Продовження призначених показників

19. БОЛОГІН А.С., МАНУЛІН Ю.О., ГОРОХОВ Г.Т. Методологічні основи побудови інтелектуальної системи прийняття рішень про продовження експлуатації літальних апаратів 161
20. БОНДАР А.В., УСТІНОВ С.В., АГАМОВА Р.Г., МАРТИРОСЯН О.А. Шляхи підтримання справності авіаційних двигунів для забезпечення застосування за призначенням парку літаків Повітряних Сил 167
21. БУЛІЧ І.О., КАРАСЬОВ О.Г., ШУМІЛІН Г.О. Застосування методу аналізу ієрархій щодо визначення еквівалентного двигуна для продовження призначених показників авіаційних двигунів 173
22. ДОБРИДЕНКО О.М., СТРЕЛА М.С., КАРПЕНКО О.В. Дослідження визначальних параметрів технічного стану літаків типу Су-27, які експлуатуються в умовах дії правового режиму воєнного стану 179
23. МЕЛЬНИК В.В., СТОРОЖУК С.М., КРИЖАНІВСЬКИЙ Є.С., БАБАРИГА А.С. Методичний підхід щодо обґрунтування строків придатності до використання радіоелектронного обладнання ЛА військового призначення поза межами призначених показників 189

Передові технології експлуатації і ремонту авіаційної техніки та озброєння

24. ВАЩЕНКО Ю.В., ВОЗНЮК М.М., БАБКІНА Т.В., МОГИЛЕВСЬКИЙ Р.М. Проблемні питання щодо можливості заміни лужних акумуляторних батарей на літій-тітанатні в джерелах живлення бортового обладнання державних повітряних суден 197
25. ГОРОХОВ Г.Т., ЖИКОЛ П.О., СКЛЯР О.І. Застосування методів нечіткого динамічного програмування для підготовки рішень з відновлення справності повітряних суден в умовах авіаційних частин 202
26. ЄРКО В.Б., ВОЗНЮК М.М., ХРАМЧЕНКО В.А., БАБКІНА Т.В. Формування векторного критерію вибору складу бортового обладнання бойових літальних апаратів для їх модернізації 207

27. ЖДАНОВ С.В., ІСАКЖАНОВ Р.А. ДІДЕНКО Ю.Л. Експертний метод оцінки відповідності тактико-технічних характеристик безпілотних авіаційних комплексів технічним вимогам до них	214
28. КАРПІНОС Б.С., КОВЕЛЬ П.П., НАГОРНИЙ Л.В., ЩЕРБАК І.В. Особливості напруженого стану силових елементів несучої системи вертольота з урахуванням реальних умов експлуатації	225
29. КУБАРЬ С.В., САМОЙЛЕНКО О.В., УЛІЗЬКО В.І., МАВРЕНКОВА А.О. Методика багатокритерійного вибору проєктів постачання авіаційних засобів ураження	231
30. ЛЮБАРЕЦЬ А.Л., ШАТРОВ А.М., ІЛЬІНА О.В. Методичний підхід щодо оцінки працездатності засобів ураження із застосуванням логіко-ймовірнісних методів	238
31. ОБНОСОВ К.В., ГРЕШТА В.Л., ГЛОТКА О.А., ДРОЛЬ О.Ю. Оптимізація фазового складу жароміцного нікелевого сплаву, що використовується для виготовлення направляючих лопаток газотурбінних двигунів та установок	246
32. ПАЩЕНКО С.В., ШУЛЬГІН А.А., ХАРЧЕНКО В.О. Методичний підхід щодо моніторингу та прогнозування технічного стану авіаційної техніки з урахуванням експлуатаційних та бойових пошкоджень	252
33. ПРОЦЕНКО О.І., ЖУРАВЛІОВ С.В., МАРТИНЮК В.А. Напрями удосконалення існуючої системи відновлення військових повітряних суден, що отримали бойові пошкодження	258
34. СУШАК М.Б., ЄВМЄШКІН О.І., ДЕРЕВ'ЯНКО М.М., ФОКІН С.О. Методичний підхід щодо кількісної оцінки ремонтпридатності авіаційної техніки на етапі її ремонту в умовах авіаремонтного підприємства	269
35. ХРАМЧЕНКО В.А., ЄРКО В.Б., ВОЗНІЮК М.М. Щодо прийняття рішення про допуск до подальшої експлуатації в умовах воєнного стану виробів бортового обладнання військової авіаційної техніки.....	277
36. ШУЛЬГІН А.А., САМУЛЄЄВ В.В., ЧЕМЕРИС Є.І., ТУЛЕНКО І.М. Дослідження витратних характеристик та особливостей спільної роботи двох каскадів форсунок паливного колектору основної камери згоряння двигуна АЛ-31Ф	283
37. ЯРОВЕНКО О.Г., БУДНИК К.В., КОЛІКО В.Р., ФУРСА А.М. Автоматизація аналізу геопросторової розвідувальної інформації повітряної розвідки в програмному середовищі QGIS на прикладах виконання типових задач	289
<i>Історичні аспекти створення, розвитку та застосування військової авіації</i>	
38. ЦЕЛІЩЕВ І.Ю., БАШИНСЬКИЙ Д.В., ЧУЙКО С.І., БАБКІН С.М. Аналіз основних тенденцій розвитку систем авіаційної артилерійської зброї бойових вертольотів	299

А.О. Ключко¹, В.Г. Шостак², С.В. Пащенко³

¹Міністерство оборони України, Київ

²Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

ОБҐРУНТУВАННЯ НОВИХ ПІДХОДІВ ЩОДО ЕФЕКТИВНОЇ РЕАЛІЗАЦІЇ ЗАВДАНЬ ТЕХНІЧНОГО ОСНАЩЕННЯ СИЛ ОБОРОНИ УКРАЇНИ

У статті розглянуто нові сучасні підходи, які спрощують роботу, викорінюють бюрократичні бар'єри і корупційні ризики, скорочують строки прийняття рішень і реалізації завдань технічного оснащення сил оборони України.

На підставі аналізу існуючих на сьогодні механізмів реалізації завдань технічного оснащення збройних сил країн-партнерів запропоновано нові алгоритми ефективної реалізації завдань технічного оснащення сил оборони України шляхом зміни підходів до планування і реалізації заходів розроблення, постачання, освоєння та експлуатації озброєння та військової техніки на основі проєктного менеджменту та програмно-проєктного планування.

Представлено прогнозовану оцінку очікуваних результатів запровадження запропонованих алгоритмів.

Ключові слова: нові алгоритми ефективної реалізації завдань, проєктний менеджмент, програмно-проєктне планування, сучасні процеси, бюрократичні бар'єри, корупційні ризики.

Вступ

Проведений аналіз результатів реалізації завдань технічного оснащення (далі – ТО) сил оборони України (далі – СО України) в період до 2022 року та впродовж 2022-2024 років виявив цілу низку недоліків і різку зміну потреб, бачення майбутнього щодо напрямів озброювання військових підрозділів та, в цілому, стратегій держави у формуванні та реалізації політик воєнно-економічного характеру, зокрема, військової, військово-технічної, економічної, військово-промислової, соціальної, інфраструктурної та інших.

На політику технічного оснащення ще до початку російської агресії (до 2014 року) мали вплив наративи: “росія – старший брат”, “росія – стратегічний партнер”, “близькість культур”, “вони ніколи не нападуть” тощо. Видатки на озброєння зменшувались, бюрократичні механізми ставали більш централізованими і корумпованими, стратегічна і воєнна промисловість стрімко втрачала свою спроможність, у тому числі за рахунок світової конкуренції з використанням міжнародного політичного впливу, військово-технічне співробітництво було зосереджене на продажі наявних та новостворених технологій. З початку першої активної фази війни з російською федерацією у 2014 році було сформовано політику відновлення спроможностей Збройних Сил України за рахунок наявного озброєння і боєприпасів та їх

доповнення новими зразками. Але обсяги фінансування СО України залишалися обмеженими. Втрата значного запасу боєприпасів різко понизила бойовий потенціал СО України у протистоянні рф. Ефективних дій щодо його поновлення зроблено не було. Це підтвердилося у 2022 році під час другої активної фази війни з росією. Запаси швидко вичерпувалися, тому основою військово-технічної політики держави стали: матеріально-технічна допомога країн-партнерів із постачання озброєння та боєприпасів; інтеграція авіаційних засобів ураження на існуючі платформи; поступове освоєння і виробництво боєприпасів, іншого озброєння вітчизняними підприємствами у складних умовах економічного, енергетичного, кадрового, і техногенного характеру. Зазначена політика не призвела до суттєвої переваги на полі бою. В умовах дефіциту фінансування, обмежених можливостей країн-партнерів з'явилися альтернативні, насамперед економічно не обтяжливі, засоби протистояння збройній агресії: ударні безпілотні літальні апарати, ударні морські дрони, засоби радіоелектронної боротьби, планеруючі авіаційні бомби тощо. Наратив “у війні переможуть технології” активно діє, але він також широко використовується і ворогом, який в деяких аспектах наздогнав і перегнав Україну за рахунок більш потужної економіки, відсутності вогневого впливу на підприємства та кадрового голодування, жорсткого

централізованого адміністративного управління. Тобто на сьогодні питання створення дієвої моделі, системи та процесів озброювання в державі у тісній взаємодії з країнами-партнерами потребують наукового дослідження для розробки нових алгоритмів реалізації завдань ТО СО України.

Порядок планування та реалізації завдань ТО СО України визначається прийнятим в Україні законодавством: Законами України у сферах оборонного планування [1] та оборонних закупівель [2], постановами Кабінету Міністрів України щодо планування та реалізації завдань і заходів шляхом оборонних закупівель [3...7], а також відомчими документами щодо оборонного планування та закупівель [8...10].

Зазначену нормативно-правову базу сформовано необхідністю воєнно-технічного впливу на об'єкти противника в оперативній і стратегічній глибині з урахуванням змін, спричинених нагальними потребами СО України у протистоянні збройній агресії росії. На сьогодні залишаються невирішеними питання щодо локалізації смуги ведення бойових дій на оперативну глибину побудови військ противника, протиповітряної і протиракетної оборони, нейтралізації носіїв авіаційних засобів ураження тощо. У державі система оборонного планування, реалізації завдань і заходів оборони за усіма напрямками, процесами і алгоритмами дій не є збалансованою, а центральні органи виконавчої влади, органи військового управління, правоохоронні і контролюючі органи діють неузгоджено через різну сферу відповідальності. Відсутність чіткої підпорядкованості у загальнодержавних завданнях міжвідомчого характеру, пов'язаних із обороною держави, з визначенням керівника і команди та наданням їм повноважень із покладанням відповідальності, не дозволяє ефективно завершувати започатковані проекти. Таких проектів значна кількість. Наприклад, три проекти з модернізації літаків МиГ-29 із залученням уже готових технічних рішень компаній RAYTEON (США), TERMA (Данія), ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES (Ізраїль), TALES GROUP (Франція), SAAB AB (Швеція) та інших, а також тривалі проекти зі створення вітчизняного ракетного озброєння, які мають весь комплекс проблем організаційного, адміністративного, технологічного, фінансового та іншого характеру.

Відсутність проектних команд міжвідомчого складу та комплексного

бюджетування є одним з основних негативних чинників реалізації подібних проєктів.

Аналіз наукових видань свідчить про недостатній обсяг наукових досліджень щодо ефективної реалізації завдань ТО СО України. Більшість із них зосереджені виключно на сферах надання адміністративних, споживчих послуг, автоматизації процесів, а також у сфері планування військових операцій [11...14].

Отже, на сьогодні розробка та впровадження нових підходів та алгоритмів реалізації завдань ТО СО України на основі проєктного методу організації діяльності системи в цілому і її підсистем, зокрема дослідно-конструкторської, виробничо-технологічної, експлуатаційної та інфраструктурної, є **актуальним науковим завданням.**

Мета статті полягає у дослідженні алгоритмів реалізації завдань ТО СО України на основі проєктного менеджменту та програмно-проєктного планування.

Виклад основного матеріалу

Оцінка реалізації вітчизняних розробок зразків озброєння, постановки їх на серійне виробництво, освоєння експлуатації і організації технічного супроводження підтверджує недосконалість існуючих алгоритмів реалізації завдань озброювання військ (сил).

З метою налагодження виконання завдань ТО СО України за новими алгоритмами пропонується розглянути основні властивості алгоритмів:

скінченність – алгоритм має бути закінчений крайнім кроком, наприклад, зразок озброєння має бути прийнятим на озброєння або за сукупністю виконаних алгоритмів освоєне серійне виробництво, освоєна експлуатація і бойове застосування військами тощо;

однозначність – кожний крок має бути чітко визначеним і зрозумілим, тобто завдання, строки, відповідальні, сили і засоби, обсяги фінансування, тощо мають бути однозначними і не мати багатозначних показників (результатів);

ефективність – алгоритм (алгоритми) мають забезпечити найкращі показники співвідношення “залучені ресурси – ефективність”.

Реалізація завдань ТО СО України має бути комплексом взаємопов'язаних, узгоджених за метою (цілями), термінами та місцем дії різних органів управління, структур, організацій, установ і виробництв, тобто завершене завдання ТО СО України має бути наслідком виконання загального алгоритму, який складається зі

складових алгоритмів за складовими основного завдання.

Повертаючись до питання модернізації літаків типу МиГ-29 представимо загальну блок-схему алгоритму його реалізації (рис. 1).

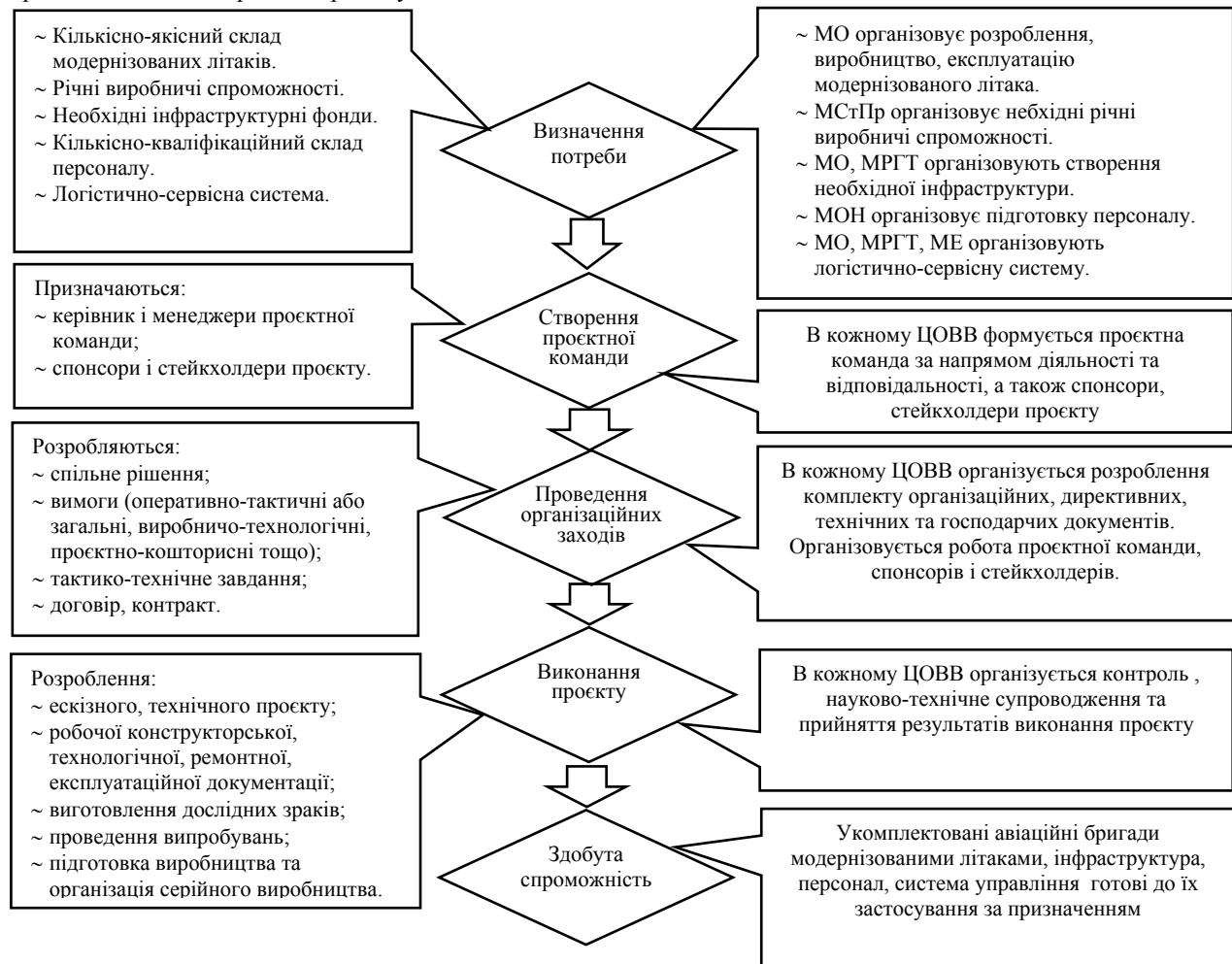
Зазначений алгоритм враховує і передбачає реалізацію проектними командами в кожному задіяному центральному органі виконавчої влади (ЦОВВ) часткового проекту як складової загального проекту з набуття спроможності СО України і держави в цілому. Зокрема:

Міністерством оборони України реалізується частина проекту щодо створення і постачання до Збройних Сил України модернізованого літака, а також організації його експлуатації і застосування за призначенням;

Міністерством з питань стратегічних галузей промисловості України реалізується частина

проекту з організації і забезпечення розробки модернізованого літака необхідною кооперацією підприємств і організацій, а також серійного виробництва, ремонту, постачання запасних частин, сервісного обслуговування, підготовки визначеного персоналу у взаємодії з Міністерством оборони України, Міністерством розвитку громад та територій України, Міністерством освіти і науки України;

Міністерством розвитку громад та територій України реалізується частина проекту з розвитку інфраструктури для забезпечення життєдіяльності населення і об'єктів, таких як аеродроми, підприємства, установи і організації, задіяні у проекті створення, постачання і експлуатації модернізованих літаків в усіх регіонах держави;



- МО – Міністерство оборони України;
МСтПр – Міністерство з питань стратегічних галузей промисловості України;
МРГТ – Міністерство розвитку громад та територій України;
МОН – Міністерство освіти і науки України;
МЕ – Міністерство економіки України;
ЦОВВ – центральні органи виконавчої влади.

Рис. 1. Загальна блок-схема набору алгоритмів ТО СОУ
Джерело: розроблено авторами

Міністерством освіти і науки України реалізується частина проєкту щодо навчання персоналу, організації і забезпечення фундаментальних і прикладних наукових досліджень в інтересах проєкту;

Міністерством економіки України реалізується частина проєкту щодо організації і забезпечення розвитку супутніх галузей промисловості, які мають виробляти сировину, матеріали, напівфабрикати, елементну базу тощо;

Міністерством фінансів України реалізується частина проєкту щодо організації і забезпечення фінансування проєкту із залученням бюджетних коштів, кредитів, інвестицій тощо.

До реалізації проєкту безпосередньо також будуть залучені й інші органи виконавчої влади, які на різних етапах будуть реалізовувати складові

частини проєкту, що перебувають у їх сфері відповідальності. Успішність реалізації проєкту залежить від скоординованості усіх його складових за часом, місцем, змістом і метою, узгодженістю відповідних паралельних і послідовних дій (алгоритмів). Для цього необхідно сформувати координаційну проєктну команду з числа керівників частин проєктів кожного задіяного ЦОВВ на чолі з одним із заступників Міністра оборони України (ЗМО). Блок-схему координаційної проєктної команди представлено на рис. 2.



Рис. 2. Блок-схема координаційної проєктної команди
Джерело: розроблено авторами

Визначення і реалізація найбільш ефективного алгоритму набуття спроможності є одним із основних завдань координаційної проєктної команди. На початковому етапі відбувається збір і аналіз вхідних даних (показники наявних ресурсів, показники необхідних ресурсів, діючі і необхідні процеси, законодавчі норми тощо) щодо кожної частини проєкту з метою визначення потреб. На наступних етапах (рис. 1) проводяться експертні оцінки, аналіз, необхідні розрахунки та формуються алгоритми дій за максимальним показником “дія – результат – ефективність”.

Кожний експерт на підставі результатів порівняльного аналізу очікуваних (прогнозованих) результатів реалізації заходів частин проєктів в умовах наявного і прогнозованого ресурсного забезпечення оцінює показники ефективності за, наприклад, п’ятибальною шкалою (1 – дуже погано, 2 – погано, 3 – задовільно, 4 – гарно, 5 – найкраще) і заносить їх до спеціального чек-листа з оцінки комплексного показника ефективності заходів частини проєкту (табл. 1).

Таблиця 1

Чек-лист з оцінки комплексного показника ефективності дії частини проєкту створення і постачання модернізованого літака

№ з/п	Показник дії	Оцінка в балах	
		Загальна	Складові
1	Очікуваний результат створення модернізованого літака	E_1	
1.1	Результат розроблення конструкторської документації		E_{11}
1.2	Очікуваний результат виготовлення дослідного зразка		E_{12}
1.3	Результати проведення випробувань на відповідність технічним вимогам		E_{13}
1.4	Очікуване прийняття на озброєння модернізованого літака		E_{14}
$Сума E_{i21} = 0,07E_{11}+0,06E_{12}+0,04E_{13}+0,06E_{14}$			
2	Очікувана серійна модернізація літака і його постачання	E_2	
2.1	Очікувані обсяги постачання модернізованого літака, їх відповідність потребам і можливостям		E_{21}
2.2	Очікувані строки постачання модернізованого літака, їх відповідність потребам і можливостям		E_{22}
2.3	Очікувані можливості постачання супутнього обладнання і засобів ураження		E_{23}
$Сума E_{i22} = 0,08E_{21}+0,05E_{22}+0,06E_{23}$			
3	Очікувані результати освоєння експлуатації	E_3	
3.1	Рівень технічної підтримки		E_{31}
3.2	Рівень сервісного обслуговування		E_{32}
3.3	Рівень логістичного забезпечення		E_{33}
$Сума E_{i23} = 0,05E_{31}+0,06E_{32}+0,07E_{33}$			
4	Результати бойового застосування модернізованого літака	E_4	
4.1	Ймовірність ураження повітряних цілей		E_{41}
4.2	Ймовірність ураження наземних цілей		E_{42}
4.3	Рівень автоматизованого управління		E_{43}
$Сума E_{i24} = 0,18E_{41}+0,19E_{42}+0,16E_{43}$			
$Сума E_{i1}= 0,19 E_1+0,18 E_2+0,16E_3+0,2E_4$			
$Сума E_{i2} = E_{i21}+E_{i22}+E_{i23}+E_{i24}$			
Комплексна оцінка показника ефективності частини проекту модернізації літака, визначена експертом, $E_i=E_{i1}+E_{i2}$			

Джерело: розроблено авторами

Далі проводиться колективне обговорення й корегування попередніх результатів кожної частини проєкту. При цьому експерти обмінюються думками щодо виставлених оцінок та їх обґрунтування. Якщо відхилення оцінок за кожним експертом від середньоарифметичної величини оцінки експертної групи не перевищує $\pm 0,5$ бала, то середню арифметичну величину оцінок E_k для комплексного показника ефективності у балах розраховують за формулою:

$$E_k = \frac{\sum_{i=1}^n E_i}{n},$$

де E_k – середня оцінка комплексного показника ефективності; E_i – оцінка комплексного показника ефективності дії проєкту, визначена експертом; n – кількість експертів.

Алгоритм з визначення комплексного показника ефективності частини проєкту.

Пропонується алгоритм із визначення комплексного показника ефективності частини проєкту, що складається з п'яти кроків.

Перший крок.

Складання переліку характеристик ефективності дій (результатів) частини проєкту, для яких він призначений на конкретному напрямку набуття спроможності (Таблиця 2).

Визначення усіх можливих чинників на процеси і результати створення, постачання, освоєння експлуатації, бойового застосування модернізованого літака, а також індивідуальних специфічних можливих впливів на показники ефективності планування і реалізації заходів частини проєкту, що дозволить встановити вагові коефіцієнти.

Таблиця 2
Приклад номенклатури показників ефективності
модернізованого літака

№	Показники ефективності
<i>Комплексні показники 1-го рівня</i>	
1	Очікуваний результат створення модернізованого літака
2	Очікувана серійна модернізація літака і його постачання
3	Очікувані результати освоєння експлуатації
4	Результати бойового застосування модернізованого літака
<i>Комплексні показники 2-го рівня</i>	
5	Ресурсні показники модернізованого літака
6	Ремонтопридатність
7	Швидкість морального старіння модернізованого літака
8	Придатність літака до подальшої модернізації

Джерело: розроблено авторами

Другий крок.

Підбір групи експертів із п'яти і більше фахівців, які будуть встановлювати бали за кожним показником ефективності частини проєкту, зважаючи на свій досвід, освіту і підвищення кваліфікації. За цих даних формують відповідну таблицю.

Третій крок.

Проведення комплексного оцінювання показника ефективності частини проєкту, що складається з визначення його складових за сумою показників 1-го і 2-го рівня.

Четвертий крок.

Аналіз отриманих оцінок, обговорення

сильних і слабких сторін частини проєкту та прийняття рішення щодо вибору вагових коефіцієнтів для показників ефективності, які визначаються виходячи зі складності робіт та впливу їх результатів на загальну ефективність частини проєкту (Таблиця 3). Наприклад, розроблення конструкторської документації на основі прийнятих конструктивних рішень конструктора матиме вищий ваговий коефіцієнт, ніж оцінка конструктивних рішень у процесі випробувань.

П'ятий крок.

Перевірка отриманих результатів, розробка рекомендацій щодо умов застосування для конкретної частини проєкту, визначення обмежень та сфери використання.

Зазначений алгоритм може бути застосовано як для кожної складової частини проєкту, так і для комплексної оцінки показника ефективності проєкту в цілому з використанням компенсаційно-альтернативного методу визначення найбільш ефективного алгоритму реалізації завдань технічного оснащення СО України.

Особливість запропонованого алгоритму полягає у визначенні вагових коефіцієнтів значущості характеристик частин проєкту або проєкту в цілому.

При цьому взаємозв'язки між рівнями показників ефективності частин проєктів через вагові коефіцієнти дозволяють враховувати складність робіт і заходів, умов їх планування та реалізації.

Таблиця 3
Характеристика вагових коефіцієнтів показників ефективності заходів частини проєкту

Величина вагового коефіцієнта	Характеристика
0,04	Результати проведення випробувань на відповідність технічним вимогам
0,05	Очікувані строки постачання модернізованого літака їх відповідність потребам і можливостям та рівень технічної підтримки
0,06	Очікуваний результат виготовлення дослідного зразка та його випробувань, очікувані можливості постачання супутнього обладнання і засобів ураження, рівень сервісного обслуговування
0,07	Показник впливу якості розробленої конструкторської документації на частину проєкту, рівень логістичного забезпечення
0,08	Очікувані обсяги постачання модернізованого літака їх відповідність потребам і можливостям
0,16	Очікувані результати освоєння експлуатації, рівень автоматизованого управління
0,18	Очікувана серійна модернізація літака і його постачання, ймовірність ураження повітряних цілей
0,19	Очікуваний результат створення модернізованого літака, ймовірність ураження наземних цілей
0,2	Результати бойового застосування модернізованого літака

Джерело: розроблено авторами

Висновки

Представлені у статті підходи щодо аналізу і оцінки показників ефективності технічного оснащення сил оборони України дозволяють застосувати комплексний підхід до планування і

реалізації відповідних проєктів із залученням усіх зацікавлених центральних органів виконавчої влади, інших установ та організацій та охопленням усіх напрямів забезпечення набуття спроможності в оборонній сфері.

Впровадження запропонованих алгоритмів не потребує кардинальних змін у системі державного управління та діючій законодавчій та нормативно-правовій базі, а їх практична реалізація можлива шляхом відповідних управлінських рішень.

Алгоритми легко адаптуються до постійних змін потреб технічного оснащення сил оборони України та негативних і позитивних впливів на їх забезпечення.

Список літератури

1. Закон України “Про національну безпеку України”, 2469-VIII, 2018.
2. Закон України “Про оборонні закупівлі” від 17 липня 2020 року № 808-IX.
3. Постанова Кабінету Міністрів України від 31 січня 2007 р. № 106 “Про затвердження Порядку розроблення та виконання державних цільових програм”.
4. Постанова Кабінету Міністрів України від 3 березня 2021 р. № 363 “Питання оборонних закупівель”.
5. Постанова Кабінету Міністрів України від 25 лютого 2015 р. № 345 “Про затвердження Порядку постачання товарів оборонного призначення під час особливого періоду, введення надзвичайного стану, проведення заходів із забезпечення національної безпеки і оборони, відсічі і стримування збройної агресії та у період проведення антитерористичної операції”.
6. Постанова Кабінету Міністрів України від 3 березня 2021 р. № 234 “Про затвердження Порядку розроблення, освоєння та випуску нових видів продукції оборонного призначення, а також припинення випуску існуючих видів такої продукції”.
7. Постанова Кабінету Міністрів України від 11 листопада 2022 р. № 1275 “Деякі питання здійснення оборонних закупівель на період дії правового режиму воєнного стану”.
8. Наказ Міністерства оборони України від 22.12.2020 № 464 “Про затвердження порядку організації та здійснення оборонного планування в Міністерстві оборони України та інших складових сил оборони”.
9. Наказ Міністерства оборони України від 02.12.2023 № 716/нм “Про уповноваження державного підприємства Міністерства оборони України “Агенція закупівель у сфері оборони” на виконання функції служби державного замовника у сфері оборони”.
10. Наказ Міністерства оборони України від 11.04.2024 № 226 “Про затвердження інструкції з планування оборонних закупівель товарів, робіт і послуг на постачання (розроблення, модернізації, ремонту) озброєння, військової та спеціальної техніки, ракет і боєприпасів, іншого військово-технічного майна і послуг в інтересах ЗСУ в умовах правового режиму воєнного стану”.
11. Лисенко С. М. Розробка та дослідження алгоритмів інтелектуальної обробки текстів (Text Mining) / С. М. Лисенко // Наукові праці [Чорноморського державного університету імені Петра Могили]. Сер.: Комп’ютерні технології. – 2011. – Т. 160, Вип. 148. – С. 80–88. URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: http://nbuv.gov.ua/UJRN/Npchduct_2011_160_148_14.
12. А. Сеник, Ю. Пиріг, О. Шпур. Дослідження інтелектуального алгоритму моніторингу якості роботи систем масового обслуговування, Національний університет “Львівська політехніка”, Видання “Інформаційно-комунікаційні системи та технології” № 4 (2), 2024. – С. 103–112.
13. М. Климаш, А. Сеник, Ю. Пиріг. Дослідження контекстно-чутливого алгоритму моніторингу кібербезпеки на основі рекурентних нейронних мереж. Національний університет “Львівська політехніка”, Видання “Інформаційно-комунікаційні системи та технології” № 4 (1), 2024. – С. 1–9.
14. В. М. Назаркін, В. І. Мокоївець. Порівняльний аналіз роботи посадових осіб органів управління військових частин (підрозділів) під час планування бою (дій) у Збройних Силах України та арміях країн – членів НАТО. Актуальні питання національної безпеки та оборони. Наука і оборона № 4, 2019. – С. 7–12.

Надійшла до редколегії 05.11.2024

Схвалена до друку 18.11.2024

Відомості про авторів:

Ключко Анатолій Олександрович

кандидат наук з державного управління
заступник Міністра оборони України
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-2624-5386>

Information about the authors:

Anatolii Klochko

Candidate of Sciences in Public Administration
Deputy Minister of Defense of Ukraine
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-2624-5386>

Шостак Владислав Григорович

кандидат технічних наук
начальник Державного
науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-2956-1069>

Vladislav Shostak

Candidate of Technical Sciences
Chief of State
Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-2956-1069>

Пашченко Сергій Валерійович

кандидат технічних наук
доцент
заступник начальника Державного науково-дослідного
інституту авіації з наукової роботи,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-8513-2488>

Serhii Pashchenko

Candidate of Technical Sciences
Associate Professor
Deputy Chief of State
Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-8513-2488>

**JUSTIFICATION OF NEW ALGORITHMS FOR THE EFFECTIVE IMPLEMENTATION OF
TECHNICAL EQUIPMENT TASKS OF THE DEFENSE FORCES OF UKRAINE**

A. Klochko, V. Shostak, S. Pashchenko

The article examines new modern processes that simplify work, eradicate bureaucratic barriers and corruption risks, shorten the terms of decision-making and implementation of the tasks of technical equipment of the defense forces of Ukraine.

An analysis of the existing processes of the implementation of the tasks of technical equipment of the defense forces of Ukraine was carried out.

An analysis of the algorithms for the implementation of the tasks of technical equipment of the armed forces of the partner countries was carried out.

New algorithms for the effective implementation of the tasks of technical equipment of the defense forces of Ukraine by changing approaches to planning and implementation of development, supply, development and operation of weapons and military equipment on the basis of project management and programmatic planning are proposed.

The predicted assessment of the expected results of the implementation of the proposed new algorithms for the implementation of the tasks of technical equipment of the defense forces of Ukraine is given.

The directions of using the results of the implementation (application) of the proposed compensatory and alternative method of determining new algorithms for the effective implementation of the tasks of technical equipment of the defense forces of Ukraine are outlined.

Keywords: new algorithms for effective implementation of the tasks, project management, programmatic planning, modern processes, bureaucratic barriers, corruption risks.

П.І. Нор¹, О.В. Карпенко², І.А. Токар²

¹Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки ЗС України, Київ

²Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

ОЦІНЮВАННЯ ВІЙСЬКОВО-ТЕХНІЧНОГО РІВНЯ БОЙОВИХ ЛІТАКІВ ДЛЯ ОСНАЩЕННЯ ЗБРОЙНИХ СИЛ УКРАЇНИ

В умовах діючого в Україні воєнного стану та триваючих бойових дій гостро стоїть питання підтримання та підвищення бойового потенціалу всіх складових сектору безпеки та оборони держави, зокрема посилення його авіаційної компоненти, а саме авіації Повітряних Сил Збройних Сил (ЗС) України. Бойові літаки, що знаходяться на озброєнні Повітряних Сил, значною мірою застаріли як морально, так і технічно, що значно обмежує їх бойові можливості в сучасних умовах ведення війни. Розширення авіаційного парку за рахунок ефективних літаків західного виробництва є ключовою умовою для підвищення обороноздатності нашої країни.

В статті наведено оцінку військово-технічного рівня (технічного рівня) наявних, на даний час, в авіації Повітряних Сил ЗС України бойових літаків та закордонних аналогів, які є потенційними претендентами для дооснащення парку бойової авіатехніки ЗС України, з метою розроблення науково-обґрунтованих рекомендацій, керівництву ЗС України, щодо вибору оптимального варіанту одержання багатоцільових винищувачів від країн партнерів.

Ключові слова: бойові літаки, військово-технічний рівень, порівняльна оцінка, зразки АТ, коефіцієнт технічної досконалості, Су-27, МиГ-29, F-16, F-18C, JAS-39C “Gripen”, “Mirage 2000-5”, “Eurofighter Typhoon”.

Вступ

В умовах діючого в Україні воєнного стану та триваючих майже три роки запеклих бойових дій, в тому числі і в повітрі, необхідність забезпечення захисту території держави, її економіки і інфраструктури, мирного населення підтримання та підвищення бойових можливостей всіх складових сектору безпеки та оборони держави набуває безперечної актуальності та безумовного пріоритету. Розроблення військовими науковцями дієвих рекомендацій у цьому напрямку безпосередньо сприяє вирішенню поставлених завдань.

Велику роль в стримуванні агресії переважаючих сил противника відіграла підтримка та допомога країн-партнерів, в першу чергу, в рамках заходів по лінії міжнародної матеріально-технічної допомоги (МТД). Найбільш вчасно і відчутно вона проявилась в постачанні Україні засобів протиповітряної оборони (ППО) західного виробництва, що дозволило суттєво зменшити вплив засобів повітряного нападу противника на інфраструктуру і інші об'єкти на території країни. На жаль, зважаючи на довоєнний стан авіаційного парку ЗС України та бойові втрати авіаційної техніки в ході широкомасштабної російсько-української війни, можливості Повітряних Сил по

виконанню завдань протиповітряної оборони і підтримання наземних сил суттєво скоротились. Поставка в рамках МТД від країн-партнерів незначної кількості морально і фізично застарілої авіаційної техніки радянського виробництва ситуацію суттєво не покращила. Протягом останніх майже двох років військово-політичне керівництво країни ставить перед союзниками питання щодо поповнення парку бойової авіаційної техніки Повітряних Сил ЗС України сучасними зразками АТ, що допоможе нам успішно протистояти діям ворожої авіації та іншим засобам повітряного нападу. Не зважаючи на обіцянки позитивного вирішення даного питання зі сторони керівництва провідних країн НАТО, процес постачання достатньої кількості навіть вже вживаних зразків бойових літаків західного виробництва, постійно затягується. І причин такого стану справ досить багато. Це як технічні причини, пов'язані зі станом АТ, організаційні – з необхідністю підготовки льотного та інженерно-технічного складу, інфраструктурні – з підготовкою системи обслуговування і експлуатації даного типу ЛА в Україні, так і деякі політичні фактори.

Постановка проблеми. На тлі сучасної військово-політичної ситуації в Україні гостро стоїть питання посилення авіаційної компоненти Сил оборони держави, зокрема авіації Повітряних

Сил ЗС України. Бойові літаки, що знаходяться на озброєнні Повітряних Сил, значною мірою застаріли як морально, так і технічно, що значно обмежує їх бойові можливості в сучасних умовах російсько-української війни. Розширення авіаційного парку за рахунок ефективних літаків західного виробництва є ключовою умовою для підвищення обороноздатності України. Проте, питання вибору конкретних типів літаків для постачання в Україну, їх сумісності з наявною інфраструктурою та готовності особового складу до їх експлуатації потребують детального аналізу.

У другій половині 2024 року в Україну прибули перші партії багатоцільових винищувачів F-16AM, що вже перебували на озброєнні деяких країн НАТО (Нідерланди, Бельгія, Данія, Норвегія), пройшли модернізацію за програмою MLU і придатні до використання за призначенням. Даний тип літака був запропонований нашими союзниками та узгоджений з військово-політичним керівництвом держави на спільному засіданні робочої групи комітету “Рамштайн” з урахуванням політико-економічних чинників і наявності, на даний час, готових до використання аналогічних зразків ЛА на міжнародному ринку озброєнь [1, 2].

Поряд з рішенням наших партнерів щодо постачання в Україну літаків F-16, обговорюються і інші можливі варіанти постачання нам країнами-союзниками інших аналогічних зразків АТ. В цьому переліку, американський винищувач F-18C “Hornet”, шведський JAS-39C “Gripen”, французький винищувач “Mirage 2000-5” та перші модифікації сучасного європейського ЛА “Eurofighter Typhoon”. Інші варіанти, тобто, більш сучасні літаки даного класу у даній статті не розглядаються оскільки, в реаліях сьогодення, специфікою надання Україні союзниками міжнародної МТД, обумовлено надання відносно недорогої АТ, що вже була у використанні у країн-донорів.

Метою статті є оцінка військово-технічного рівня (технічного рівня) наявних, на даний час, в авіації Повітряних Сил бойових літаків та закордонних аналогів, які є потенційними претендентами дооснащення парку бойової авіатехніки ЗС України, з метою розроблення науково-обґрунтованих рекомендацій, військово-політичному керівництву ЗС України, щодо вибору оптимального варіанту одержання багатоцільових винищувачів від країн партнерів.

При цьому, при прийнятті рішення, крім визначених показників технічного рівня повинні бути враховані і інші критерії: економічні, експлуатаційні, інфраструктурні та інші, що не зменшує визначальну роль військово-технічного рівня при оцінці будь-якого класу зразків ОВТ.

Аналіз останніх досліджень та публікацій.

Дослідження направлені на одержання порівняльної оцінки заданої сукупності однотипних зразків ОВТ, в тому числі і АТ, проводяться в багатьох вітчизняних науково-дослідних установах і навчальних закладах. Широко відомі роботи в цьому напрямку наукової школи професора О.Б. Леонтьєва [3...6], а також роботи виконані в ДНДІА та ЦНДІ ОВТ Збройних Сил України. В них в якості складових широко використовуються методи кваліметрії.

Для узагальненої оцінки військово-технічного (технічного) рівня АТ, наявних, на даний час, в авіації Повітряних Сил ЗС України багатоцільових винищувачів та аналогічних закордонних бойових літаків, що є потенційними претендентами для дооснащення парку бойової авіатехніки ЗС України, були використані розроблені і реалізовані відповідні методики порівняльної оцінки зразків ОВТ, також засновані на методах кваліметрії [7...9]. Перша методика, що використана в даному дослідженні, направлена на визначення інтегрального узагальнюючого показника військово-технічного (технічного) рівня відібраних для оцінки зразків ОВТ – $K_{ТД}$. Відповідно він отримав назву коефіцієнта технічної досконалості.

Виклад основного матеріалу

Коефіцієнт технічної досконалості $K_{ТД}$ визначається на основі порівняльного аналізу тактико-технічних характеристик (ТТХ) ряду однотипних зразків, в даному випадку бойових літаків. Методика, алгоритм та програмний продукт розрахунку коефіцієнтів технічної досконалості $K_{ТД}$, зразків ОВТ в порівнянні з обраним еталоном на основі відомих методів кваліметрії. Необхідні для одержання узагальнюючого показника вагові коефіцієнти основних ТТХ зразків ОВТ і їх груп декомпозиції одержані на основі експертних оцінок досить широкого кола фахівців різних науково-дослідних установ Збройних Сил України в ході виконання планових науково-дослідних робіт.

При реалізації вказаних в [8, 9] основних принципів і рекомендацій щодо розрахунку коефіцієнта технічної досконалості зразка ОВТ k -го типу – $K_{ТДk}$ проводиться за допомогою виразу:

$$K_{ТДk} = \sum_{i=1}^6 K_{ТДi} \Pi_{icp} = \sum_{i=1}^6 \left(\sum_{j=1}^n K_{ТДji} M_{jicp} \right) \Pi_{icp} \quad (1)$$

де n – кількість ТТХ в i -й групі декомпозиції; M_{jicp} – опосередковане значення вагового коефіцієнта j -ї ТТХ в i -й групі декомпозиції; Π_{icp} – опосередковане значення вагового коефіцієнта i -ї групи декомпозиції ($i = 1...6$ – для типового варіанту поділу основних ТТХ даного зразка ОВТ);

$$K_{TДi} = \frac{A_{jik}}{A_{jIEi}} - \text{коефіцієнт технічної досконалості}$$

зразка ОВТ k -го типу для j -ї ТТХ i -ї групи декомпозиції; A_{jik} – числове значення j -ї ТТХ i -ї групи декомпозиції k -го типу зразка ОВТ; A_{jIEi} – значення j -ї ТТХ i -ї групи декомпозиції еталонного зразка.

Значення $K_{TДk}$ можна розрахувати як з використанням електронно-обчислювальної техніки, так і без її використання. Останнє більш прийнятне у випадку порівняння невеликої кількості (2 або 3 одиниці) нескладних зразків ОВТ. Програма розрахунку $K_{TДk}$ практично необмежена в кількості обраних для порівняння зразків ОВТ і розроблена в програмних середовищах Microsoft Office Excel та Mathcad.

Визначені значення коефіцієнтів технічної досконалості зразків ОВТ можуть виступати як кінцевий продукт їх порівняльного аналізу, як в нашому випадку, так і як складова показників більш високого рівня – коефіцієнтів техніко-економічного рівня зразків ОВТ – K_{TEP} [9].

Значення ТТХ всіх типів розглянутих багатоцільових винищувачів приведені в табл. 1. До неї включені, як наявні в Повітряних Силах ЗС України ЛА, так і літаки, потенційні кандидати для поставки в Україну, а також їх новітні модифікації, наприклад F-16V “Viper”. Як видно з таблиці, деякі показники, що характеризують можливості ЛА, оцінювались дискретно по причині відсутності більш достовірної інформації.

Таблиця 1

Тактико-технічні характеристики і групи декомпозиції по типам ЛА

Класифікатор	Су-27	МиГ-29ММ	F-16C,D	F-18C	F-16V	JAS-39 Gripen	Eurofighter Typhoon	Mirage 2000-5
Країна - виробник	СРСР	Україна	США	США	США	Швеція	НАТО	Франція
Рік прийняття ЛА на озброєння	1983	2009	1992	2001	2017	1997	2005	2000
I								
1. Швидк. польоту макс.(H=11), км/год	2500	2400	2120	1915	2200	2100	2100	2340
2. Висота польоту максимальна, м	18500	18000	15500	15300	16000	19000	17500	17000
3. Тактичний радіус дії (без ППБ), км	1300	500	750	1050	1150	500	1200	1330
4. Кіль-ть точок підвіски (зовн. і внут.)	10	9	9	9	9	7	13	9
5. Тягоозброєність максимальна	1,05	1,089	0,969	0,904	0,99	0,859	0,982	0,75
6. Питоме навантаж. на крило, кг/м ²	384	401	446	476	460	341	374	332
II								
7. Кільк. керов. аіац. ракет (КАР) БРД	4	4	0	2	0	4	4	6
8. Кількість КАР СД і ВД	6	2	6	4	6	2	4	0
9. Сист. неведення КАР (0,33/0,66/1)	0,333	0,333	0,66	0,66	0,66	0,33	0,66	0,33
10. Максималь. дальн. пуску КАР, км	120	70	80	75	160	60	90	60
11. Гармат озброєн. (швидк. на калібр)	45	45	80	80	80	30	30	20
III								
12. Дальн. виявлення ПЦ РЛС, км	100	90	60	140	140	90	120	80
13. Кількість одночас. виявлен. ПЦ	10	4	10	10	10	10	10	4
14. Кількість одночас. скпроовдж. ПЦ	4	4	4	4	4	4	4	4
15. Кількість одночас. атакван. ПЦ	4	1	2	4	4	2	4	2
16. Наявність ОЕС виявлення ПЦ (0/1)	1	1	1	1	0	0	1	0
17. Наявність нашлемного цілевк. (0/1)	1	1	0	1	1	0	0	0
IV								
18. Ефект. площа розсіювання, м ²	10	4	3	3,5	3	2,5	3	3
19. Наявн. сигнал.про опромінен. (0/1)	1	1	1	1	1	1	1	1
20. Наявн. хибних теп. і р/л ціл. (0/1)	1	1	1	1	1	1	1	1
21. Рівень активного захисту (0/0,5/1)	0,5	0,25	0,5	0,5	1	0	1	0,5
V								
22. Покоління навіг. системи (0/0,5/1)	0,5	0,5	1	1	1	0,5	1	0,5
23. Покоління ЗУ і Зв (0/0,5/1)	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5

Джерело: розроблено авторами за матеріалами [10...15]

Значення ТТХ, розглянутих 8 типів ЛА, брались із доступних відкритих джерел інформації, в першу чергу, з мережі Інтернет, критично переосмислювались і перераховувались на значення нормальної злітної маси ЛА в варіанті дій по повітряним цілям [10...15].

Значення вагових коефіцієнтів основних ТТХ зразків ОВТ і їх груп декомпозиції приведені в табл. 2. Використовуючи вказану методику, що реалізує вираз (1), та вихідні дані, приведені в табл. 1 і табл. 2, були одержані значення інтегрального показника технічної досконалості– K_{TD} для всіх розглянутих ЛА. Вони приведені на

рис. 1 і характеризують військово-технічний (технічний) рівень наявних в Україні (Су-27, МиГ-29) та аналогічних закордонних бойових літаків (F-16 різних модифікацій, F-18C, JAS-39C “Gripen”, “Mirage 2000-5”, “Eurofighter Typhoon”). Слід зауважити, що для оцінки варіанту F-16AM, що поставляються в Україну, були використані найбільш повно представлені в [10] ТТХ, досить близькі і скореговані за наявними окремими значеннями, характеристики винищувачів F-16 C/D.

В силу того, що в даному дослідженні за еталон прийнятий найкращий із наявних в Україні бойових літаків – Су-27, коефіцієнт технічної досконалості якого відповідно $K_{ТД}=1,0$, то одержані в результаті розрахунків значення $K_{ТД}$ інших ЛА чисельно показують наскільки вони кращі (при $K_{ТД}$ більше 1,0) або гірші (при $K_{ТД}$ менше 1,0) важкого багатоцільового винищувача Су-27.

Аналіз коефіцієнту технічної досконалості (рис. 1) закордонних аналогів літаків типу МиГ-29 показує, що військово-технічний рівень перших модифікацій JAS-39 “Gripen” та “Mirage 2000-5” знаходиться практично на рівні модернізованих в Україні літаків МиГ-29МУ1. Літаки F-16C/D, які найбільш близькі до F-16AM, що поставляються в Україну, а тим більше нові їх модифікації (F-16V), американські F-18C та європейський “Eurofighter Typhoon” суттєво випереджають винищувачі МиГ-29МУ1 за сукупністю своїх ТТХ.

Потрібно враховувати, що одержані результати дають можливість досить приблизно врахувати можливості розглянутих ЛА при діях по наземним цілям, а їх експлуатаційні і техніко-економічні характеристики в даному дослідженні не розглядались, в першу чергу через відсутність необхідних показників та необхідність доопрацювання самої методики оцінки технічного рівня зразків ОВТ, як це зроблено у [9]. Тому, в подальшому, необхідне врахування

експлуатаційних та техніко-економічних факторів для розроблення коректних і всебічних науково-обґрунтованих рекомендацій.

Таблиця 2

Вагові коефіцієнти основних ТТХ зразків ОВТ (багатоцільових винищувачів) і їх груп декомпозиції

Винищувачі багатоцільові			
№	Основні ТТХ	Вагові к-ти	
		ТТХ	Груп
I група			
1	Швидкість польоту макс. (H=11)	0,150	0,255
2	Висота польоту макс.	0,123	
3	Тактичний радіус дії (без ППБ)	0,220	
4	Кільк. точок підвіски (зовн. і внут.)	0,170	
5	Тягозброєність максимальна	0,197	
6	Пітоме навантаження на крило	0,140	
II група			
7	Кільк. керов. авіац. ракет (КАР) БРД	0,211	0,275
8	Кільк. КАР СД і ВД	0,227	
9	Сист. неведення КАР (0,33/0,66/1)	0,226	
10	Макс. дальн. пуску КАР км.	0,241	
11	Гармат озброєння (швидк. на калібр)	0,095	
III група			
12	Дальн. виявлення ПЦ РЛС, км.	0,282	0,215
13	Кільк. одночас. виявлен. ПЦ	0,115	
14	Кільк. одночас. скпроводж. ПЦ	0,125	
15	Кільк. одночас. атакovan. ПЦ	0,142	
16	Наявні. ОЕС виявлення ПЦ	0,173	
17	Наявність нашілемного цілевк.	0,163	
IV група			
18	Ефект. площа розсіювання, м ²	0,273	0,130
19	Наяв. сигнал.про опромінен. (0/1)	0,225	
20	Наявн. хибних теп. і р/л ціл. (0/1)	0,219	
21	Рівень активного захисту (0/0,5/1)	0,283	
V група			
22	Покоління навіг. системи	0,484	0,125
23	Покоління ЗУ і Зв	0,516	

Джерело: розроблено авторами

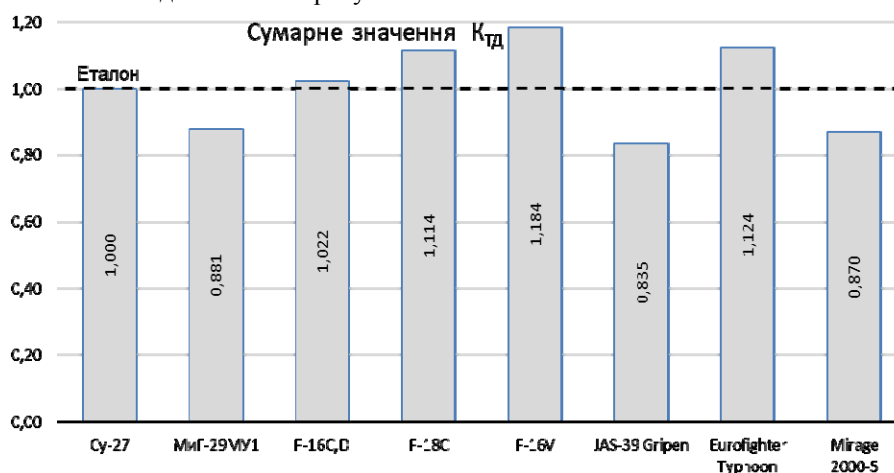


Рис. 1. Військово-технічний (технічний) рівень наявних в Україні та аналогічних закордонних ЛА
Джерело: розроблено авторами

Висновки

З наведених у статті даних констатуємо, що більшість бойових літаків Повітряних Сил ЗС України, на даний час, морально і технічно застаріли, що обмежує їх бойові можливості у сучасних бойових діях. Літаки типів Су-27 та МиГ-29 потребують заміни або суттєвої модернізації для підвищення ефективності їх бойового застосування.

При цьому, як видно з рис. 1, запропонований і вже частково поставлений в Україну варіант бойового літака F-16AM, який за можливостями близький до модифікації F-16 C/D, знаходиться практично на рівні більш важкого літака Су-27 та мінімум на 20 % кращий від наявного в Повітряних Силах ЗС України варіанту винищувача МиГ-29МУ1. Це робить його перспективним вибором для зміцнення оборонних можливостей країни, в першу чергу Повітряних Сил ЗС України. Зважаючи на низькі темпи поставок літаків даного типу до ЗС України, вважаємо за доцільне розгляд і

інших варіантів оновлення авіаційного парку бойових літаків ЗС України.

Оцінка західних аналогів показала, що ці літаки в цілому перевершують наявні українські зразки за ключовими тактико-технічними характеристиками, такими як радіус дії, можливості авіоніки, авіаційних засобів ураження та ефективністю захисту.

Прикладні результати проведеного дослідження можуть бути використані для розробки рекомендацій військово-політичному керівництву держави щодо вибору оптимальних на даний час зразків авіаційної техніки для зміцнення Повітряних Сил ЗС України.

Напрями подальших досліджень. У подальших дослідженнях доцільно розглянути більш широкий спектр вагомих тактико-технічних характеристик авіаційної техніки, а також врахувати експлуатаційні та техніко-економічні фактори з метою розробки всебічних науково-обґрунтованих рекомендацій.

Список літератури

1. Україна отримає перші F-16 цього літа. Які можливості й виклики це несе для Повітряних сил ЗСУ? URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: <https://www.holosameryky.com/a/f-16-vyklyky-mozhlyvosti/7663197.html>.
2. Національні особливості українських F-16 URL. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://mil.in.ua/uk/articles/natsionalni-osoblyvosti-ukrayinskyh-f-16/>.
3. Алімпієв А.М., Єрошенко В.П., Ковтонюк І.Б., Леонтьєв О.Б. Обґрунтування вибору факторного простору для побудови кваліметричної моделі навчально-бойового літака на основі аналізу курсу навчальної льотної підготовки курсантів. Наука і техніка ПС ЗСУ. –2016. –№ 3(24).–С.54-59.
4. Алімпієв А.М., Єрошенко В.П., Ковтонюк І.Б. Аналіз та уточнення факторного простору для побудови кваліметричної моделі навчально-бойового літака // Системи озброєння і військова техніка.—2017.—№ 2(50). – С. 7-9.
5. Леонтьєв О.Б., Єрошенко В.П., Науменко М.В., Ковтонюк І.Б., Наука і техніка ПС ЗСУ.–2019. –№ 2(35). – С.79-86.
6. Леонтьєв О.Б., Бердочник Д.В., Бердочник А.Д. // Системи озброєння і військова техніка.–2021.–№ 2(66). – С. 73–86.
7. Нор П.І., Кручинін С.В., Мельник О.Д., Єфіменко В.А. Методика оцінки технічного рівня зразків озброєння та військової техніки. // Зб. наук. праць / ЦНДІ ОВТ ЗСУ. – Вип. 22. – К.: ЦНДІ ОВТ ЗСУ, 2009. – С. 74–82.
8. Нор П.І., Павленко А.Г., Горський О.М. Методика оцінки технічного рівня зразків озброєння та військової техніки // Труді університету / НУОУ. – Вип. 3(109). – К.: НУОУ, 2012. – С. 188–194.
9. Нор П. І., Борохвостов І. В. Методика комплексної порівняльної оцінки зразків озброєння та військової техніки. Озброєння та військова техніка. 2016. № 3(11). – С. 14–18. URL. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://doi.org/10.34169/2414-0651.2016.3\(11\).14-18](https://doi.org/10.34169/2414-0651.2016.3(11).14-18).
10. F-16 Fighting Falcon. URL. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/F-16_Fighting_Falcon.
11. F-16 в Україні: все, що потрібно знати про довгоочікувані літаки. URL. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://tsn.ua/ukrayina/f-16-v-ukrayini-vse-scho-potribno-znati-pro-dovgoochikuvani-bezpilotniki-2634480.html>.
12. F/A-18 Hornet. URL. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/F/A-18_Hornet.
13. JAS-39 Gripen. URL. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://uk.m.wikipedia.org/wiki/JAS-39_Gripen.
14. Dassault Mirage 2000. URL. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/Dassault_Mirage_2000.
15. Eurofighter Typhoon. URL. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://en.wikipedia.org/wiki/Eurofighter_Typhoon.

Надійшла до редколегії 21.10.2024

Схвалена до друку 20.11.2024

Відомості про авторів:

Нор Петро Іванович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Центрального науково-дослідного інституту озброєння та
військової техніки Збройних Сил України,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-8784-0093>

Карпенко Олександр Валерійович

начальник науково-дослідної лабораторії
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-9507-3573>

Токар Ігор Андрійович

науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0009-0008-1842-1280>

Information about the authors:

Petro Nor

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of Central Scientific Research Institute of Armament and
Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-5387-0093>

Oleksandr Karpenko

Head of Research Laboratory
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-9507-3573>

Ihor Tokar

Research Associate
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0008-1842-1280>

ASSESSMENT OF MILITARY TECHNICAL LEVEL OF COMBAT AIRCRAFT FOR ARMED FORCES OF UKRAINE EQUIPMENT

P. Nor, O. Karpenko, I. Tokar

In the conditions of the state of war in Ukraine and ongoing hostilities, the issue of maintaining and increasing the combat potential of all components of the security and defense sector of the state, in particular strengthening their aviation component, namely the aviation of the Ukrainian Armed Forces, is a pressing issue. The combat aircraft in service with the Ukrainian Air Force are largely outdated, both morally and technically, which significantly limits their combat capabilities in modern conditions of warfare. Expansion of the aviation fleet at the expense of the efficient Western-made aircraft is a key condition for increasing Ukraine's defense capabilities.

The article provides an assessment of the military-technical level (technical level) of combat aircraft and foreign analogues currently available in the aviation of the Air Force of the Armed Forces of Ukraine, which are potential options for upgrading the fleet of combat aircraft of the Armed Forces of Ukraine, with the aim of developing scientifically based recommendations, to the military-political leadership of the Armed Forces of Ukraine regarding the choice of the best option for receiving multi-purpose fighters from partner countries.

Keywords: combat aircraft, military-technical level, comparative assessment, samples of OVT, coefficient of technical excellence, Su-27, F-16, F-18E, JAS-39 "Gripen", "Mirage 2000-5", "Eurofighter Typhoon".

О.О. Челобітченко¹, В.Г. Піскунов², А.В. Внуков¹, В.І. Полуянов¹¹Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ²Головне управління державної авіації України, Київ

СУЧАСНА МЕТОДИКА СЕРТИФІКАЦІЇ ТИПУ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ВІЙСЬКОВОГО ПРИЗНАЧЕННЯ В УКРАЇНІ

За час існування незалежної України не було потреби у створенні механізму сертифікації типу військового повітряного судна (ПС). В країнах Європейського Союзу (ЄС) сертифікація типу ПС, зокрема військового призначення, впроваджувалась на базі аналогічних процедур, що застосовуються в США. У нормативно-законодавчій базі західних країн сертифікація типу розглядається як один із елементів у системі забезпечення розробки і якості виготовлення ПС.

У статті визначено місце нормативного регулювання сертифікації типу ПС військового призначення в загальній системі авіаційного законодавства Європейського Союзу (ЄС) та України. На основі проведеного аналізу нормативно-правової бази в галузі авіації США, ЄС та України запропонована сучасна методика сертифікації типу ПС військового призначення в Україні.

Ключові слова: військово-технічна політика, продукція оборонного призначення, якість продукції, сертифікація, повітряні судна, сертифікація типу повітряних суден, авіаційне законодавство.

Вступ

Важливу роль у забезпеченні воєнної безпеки України, як однієї із сфер національної безпеки [1], відіграє її військово-технічна політика (ВТП). Крім підтримання у боездатному стані наявного озброєння і військової техніки (ОВТ), як складової сектору безпеки і оборони держави, кінцевою метою ВТП є розробка та оснащення сил оборони країни новітніми їх зразками [2, с. 9]. Підтримання в боездатному стані наявних зразків ОВТ, порівняно зі створенням новітніх зразків, є значною мірою простішим і необтяжливо затратним завданням, оскільки потребує значно менших економічних, людських та часових ресурсів. Тому, враховуючи сучасне геополітичне становище України, існуючий стан національної економіки, значно зростають вимоги до якості управлінських рішень щодо розробки і створення новітньої продукції оборонного призначення (ПОП), головною складовою якої є зразки ОВТ.

Управлінські рішення мають прийматися системно, тобто з урахуванням того, що під час створення ОВТ залучена велика кількість підприємств, організацій та установ: виконавців, співвиконавців, субпідрядників, постачальників. Відповідно, система забезпечення розробки та управління якістю ОВТ повинна мінімізувати ризики невідповідності ОВТ заявленим вимогам на всіх етапах її створення. Одним із способів мінімізації таких ризиків є сертифікація.

Слово “сертифікація” походить від слова “сертифікат” (лат. Certum – вірно + facere –

робити), тобто “зроблено вірно”. Сертифікатом засвідчують який-небудь факт, наприклад походження, оригінальність товару, як об’єкта сертифікації, або відповідність його встановленим вимогам. Підтвердити відповідність може кожна із зацікавлених сторін: перша – виробник, продавець, друга – споживач, замовник, третя – незалежний орган.

Більшість країн світу, вважаючи сертифікацію досить ефективним способом зменшення ризиків випуску недоброякісної продукції, з середини 90-х років XX століття поступово почали збільшувати у себе частку сертифікованої продукції в загальному її обсязі (Рис. 1).

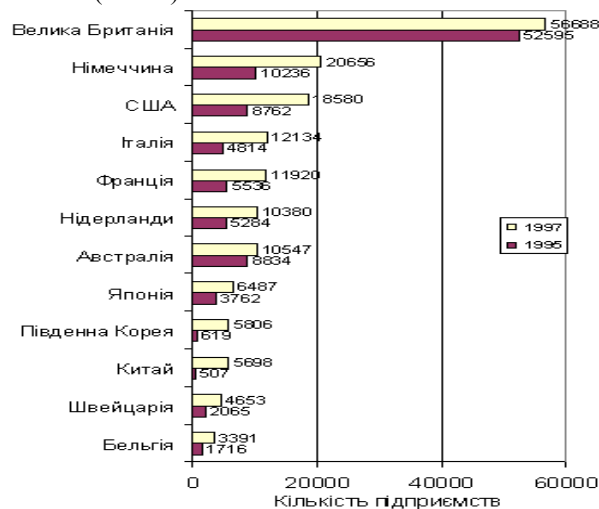


Рис. 1. Динаміка змін кількості підприємств в 12 країнах світу, які впровадили системи сертифікації власної продукції впродовж 1995...1997 рр

Джерело: розроблено авторами за матеріалами [3, с. 58]

На Рис. 1 представлена діаграма динаміки змін кількості підприємств 12 передових країн світу впродовж 1995-1997 років, які впровадили в себе системи сертифікації власної продукції.

Цілком очевидно з точки зору масштабів наслідків відмов, що серед ОВТ, як різновиду ПОП, найбільш критичним елементом є авіаційна техніка (АТ). Тому, сертифікація АТ посідає ключове місце серед ПОП.

Авіаційні спеціалісти під сертифікацією розуміють визнання того, що повітряне судно (ПС) та будь-який його компонент відповідають застосовним вимогам льотної придатності (ЛП) з подальшим декларуванням відповідності [4, с. 9]. Звідси слідує, що в державній авіації України сертифікація проводиться стосовно типу ПС, організацій розробника та виробника, а також виробів та компонентів до АТ. У цій статті авторами розглядається питання стосовно сертифікації лише типу ПС.

З моменту проголошення незалежності України на її теренах не було створено жодного типу ПС військового призначення. Відповідно і механізму сертифікації таких типів ПС в державі відпрацьовано не було. Останнє, зважаючи на теперішні події на території України, робить створення такої методики **актуальним завданням**.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Аналіз останніх досліджень, результати яких опубліковані у відкритих джерелах показує, що відомості про закордонні дослідження відсутні, а в Україні наявне лише одне дослідження – [5], яке безпосередньо присвячене сертифікації типу ПС, як найбільш ефективному способу забезпечення належної якості АТ. Проблеми забезпечення якості продукції в загальному контексті розглядаються вітчизняними дослідниками і в роботах [6, 7]. Але автор праці [6] в системі управління якістю ПОП для оцінки ризиків пропонує використовувати теорію нечітких множин та експертних оцінок [6, с. 28]. В роботі [7] для забезпечення якості озброєння протягом життєвого циклу пропонується створити програмний офіс, роль якого полягатиме в координації діяльності всіх учасників процесу формування і реалізації програм озброювання [7, с. 16]. На думку авторів цієї статті пропозиції що викладені у роботі [6] носять суто теоретичний характер і не мають практичного сенсу для реалізації. А втілення пропозицій з [7], матиме протилежний ефект замість раціонального використання державних коштів.

За кордоном, розроблення і виробництво ПС не припиняється, тому практична складова системи забезпечення їх якості реалізована і постійно вдосконалюється, у тому числі щодо сертифікації типу ПС [8]. Існують закордонні науково-методичні

підходи, методики щодо сертифікації типу таких ПС, але, через певну специфіку ПС військового призначення, такі публікації у відкритих джерелах відсутні. Відповідно провести їх аналіз проблематично.

Після опублікування результатів досліджень [5], внесенням змін в чинні або прийняття нових нормативних документів в авіаційній галузі України [9, 10] і в ЄС [11] удосконалено деякі аспекти процесу сертифікації типу ПС в Україні.

Тому, актуалізація методики сертифікації типу ПС військового призначення в Україні на підставі набутого практичного досвіду, є невід’ємною складовою розвитку національної нормативної бази з сертифікації в авіаційній галузі, а її розробка була поставлена за **мету даної праці**. Для досягнення цієї мети необхідно вирішити наукове завдання, яке полягає в адаптації вітчизняного процесу розробки, випробування та прийняття на озброєння АТ до євроатлантичних вимог і стандартів стосовно сертифікації типу авіаційних виробів.

Виклад основного матеріалу

Оскільки родонаачальниками унормування діяльності авіаційної галузі вважаються США (починаючи з першого у світі польоту на літаку братів-американців Уілбера та Орвілла Райт 17.12.1903 р.), то найбільший практичний досвід із безпеки польотів, яка є похідною від якості розробки і створення АТ, здобуто саме в США, де приділяють велику увагу сертифікації АТ.

Уповноваженим органом США у сфері вимог до ЛП та сертифікації типу цивільних ПС є FAA – Федеральна авіаційна адміністрація (Federal Aviation Administration). Структура нормативної бази FAA складається з 7 розділів, у яких розглянуті: FAR – Федеральні авіаційні правила (Federal Aviation Regulations), що діють з 1965 року; рекомендовані матеріали; нормативні вимоги і таке інше. FAR регулюють основні аспекти створення та діяльності цивільної авіації США. Перелік чинних частин FAR великий і, зокрема, містить вимоги до розробки та сертифікації типу ПС, а також методи доведення відповідності (Means of Compliance (MoC)) їх вимогам FAA та мінімальні технічні стандарти Technical Standards Orders – TSO. MoC та пояснення до частин FAR наведено у AC – рекомендаційних циркулярах (Advisory Circulars) (Таблиця 1).

Подібна система стандартів і циркулярів позбавляє необхідності перевидання FAR при ініціюванні розробки нового стандарту TSO, опису доказової бази інновації, що надає системі сертифікації гнучкість, оперативність та вдосконалювати вимоги до безпеки польотів. FAR постійно оновлюються, відображаючи зміни

міжнародних стандартів ICAO – Міжнародної Організації Цивільної Авіації (International Civil Aviation Organisation). Зміни до FAR оформляються, як поправки (Amendments), нумерація яких відображає відповідну частину FAR і порядковий номер поправки.

Таблиця 1
Перелік Федеральних авіаційних правил США
щодо питань сертифікації повітряних суден

Частина FAR	Найменування частини FAR		Номер останньої поправки	Дата останньої поправки
FAR-21	Certification procedures for products and articles	Процедури сертифікації виробів та компонентів	Amdt. 21-92	16.04. 2011
FAR-23	Airworthiness standards: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes	Стандарти ЛП: літаки звичайні, загального призначення, пілотажні та місцевих авіаліній	Amdt. 23-62	31.01. 2016
FAR-25	Airworthiness standards: transport category airplanes	Стандарти ЛП: літаки транспортної категорії	Amdt. 25-143	23.08. 2016
FAR-27	Airworthiness standards: normal category rotorcraft	ЛП: вертольоти нормальної категорії	Amdt. 27-47	30.01. 2012
FAR-29	Airworthiness standards: transport category rotorcraft	Стандарти ЛП: вертольоти транспортної категорії	Amdt. 29-55	31.01. 2012
FAR-31	Airworthiness standards: manned free balloons	Стандарти ЛП: пілотовані вільні повітряні кулі	Amdt. 31-7	24.05. 1996
FAR-33	Airworthiness standards: aircraft engines	Стандарти ЛП: авіаційні двигуни	Amdt. 33-34	05.01. 2016
FAR-34	Fuel Venting and Exhaust Emission Requirements for turbine engine powered	Вимоги до системи дренажу палива та емісії вихлопних газів літаків із турбінними двигунами	Amdt. 34-5a	23.10. 2013

Продовження таблиці 1

Частина FAR	Найменування частини FAR		Номер останньої поправки	Дата останньої поправки
FAR-35	Airworthiness standards: propellers	Стандарти ЛП: повітряні гвинти	Amdt. 35-9a	26.07. 2013
FAR-36	Noise standards: aircraft type and airworthiness certification	Стандарти шуму: сертифікація типу ПС та сертифікація ЛП	Amdt. 36-30	05.05. 2014

Джерело: [12, с. 24]

Основні вимоги щодо сертифікації, відображені у частинах від FAR-21 до FAR-36. Процедури сертифікації типу ПС, виробів, розробників та виробників, а також порядок взаємодії учасників процесу сертифікації визначаються у FAR-21.

В країнах ЄС цивільні і військові правила сертифікації, розроблялися на основі FAR США. На початку 1970-х років європейські авіабудівні компанії об'єдналися в консорціум “Airbus Industry”. З метою гармонізації вимог ЛП різних країн та врахування досвіду сертифікації АТ було створено JAA – єдиний європейський орган із сертифікації (Joint Aviation Authorities (JAA)). У ході своєї діяльності (з 1971 по 2002 рік), JAA було набуто авторитету в законотворчій та сертифікаційній діяльності, проте у JAA не було повноважень видавати сертифікати типу ПС та його діяльність мала рекомендаційний характер для країн ЄС. Це призводило до труднощів сертифікації нового типу ПС через існування сформованих національних традицій сертифікації.

Потреба у єдиній системі сертифікації спонукала створенню у 2002 році EASA – Європейська Агенція з безпеки авіації (European Aviation Safety Agency) замість JAA, яка стала виконувати функції авіаційного реєстру об'єднаної Європи. EASA було перероблено та змінено структуру нормативної бази регулювання діяльності цивільної авіації (Рис. 2).

Структура нормативних документів EASA побудована з 12 тем, регламентованих постановами комісії ЄС та складається із Прийнятних методів доведення відповідності (AMC) та Керівного матеріалу (GM), а також Вимогами до сертифікації (Certification Specification – CS). Процедури сертифікації відображені у документі Part 21 “Certification of aircraft and related products, parts and appliances, and of design and production organizations”.

Таблиця 2

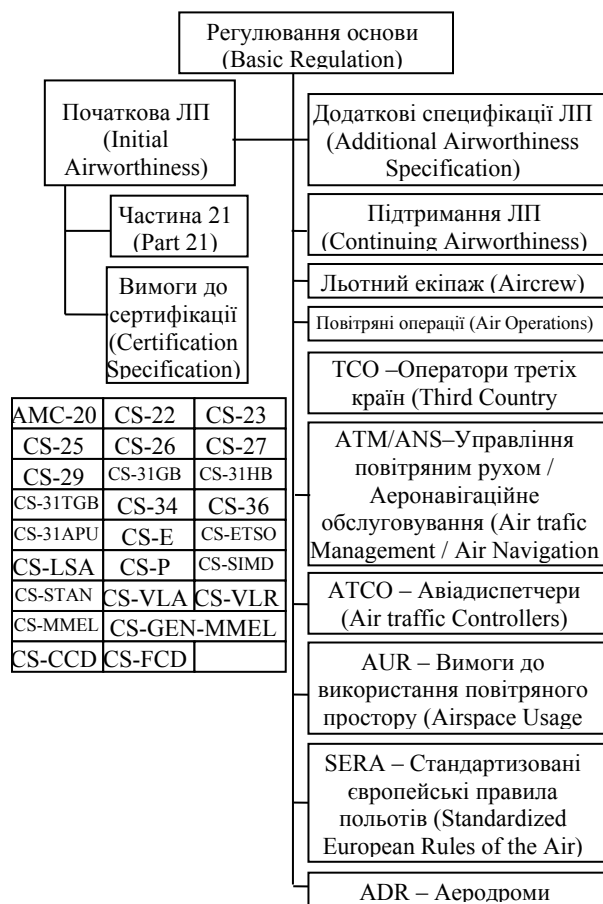


Рис. 2. Структура нормативного регулювання діяльності цивільної авіації в ЄС

Джерело: розроблено авторами за матеріалами [5, с. 21]

Норми ЛП викладені у CS (Таблиця 2), номерація яких подібна номерації FAR.

Сертифікації в EASA регламентується такими основними документами:

- регламентом комісії (ЄС) № 748/2012 від 03.08.2012 і додатком до нього, які визначають правила сертифікації ПС, пов'язаних з ними виробів компонентів та обладнання, а також організацій розробника та виробника;

- постановою Європейського парламенту та Ради № 216-2008 від 20.02.2008 про створення загальних норм в області цивільної авіації та установі EASA.

У грудні 2009 року було підписано Робочі домовленості між EASA та Державною авіаційною адміністрацією України щодо імплементації європейського авіаційного законодавства в Україні, а у січні 2016 року – друга редакція щодо збіжності систем сертифікації АТ [14].

Перелік вимог до сертифікації (визначення та аббревіатури CS)

Позначення специфікацій	Найменування вимог до сертифікації
CS-22	Планери та мотопланери
CS-23	Літаки звичайні, загального призначення, пілотажні та місцевих авіаліній
CS-25	Великі літаки
CS-26	Додаткові специфікації льотної придатності
CS-27	Малий гвинтокрил
CS-29	Великий гвинтокрил
CS-31GB	Газові аеростати
CS-31HB	Теплові аеростати
CS-TGB	Прив'язані газові аеростати
CS-34	Емісія авіаційних двигунів та викиди палива
CS-36	Шум повітряного судна
CS-ACNS	Боротовий зв'язок, навігація і спостереження
CS-APU	Допоміжні силові установки
CS-AWO	Всепогодні польоти
CS-CCD	Дані екіпажу кабіни
CS-CO2	Прийнятні засоби забезпечення відповідності і інструктивний матеріал за викидами CO ₂ літаками
CS-E	Двигуни
CS-ETSO	Європейські технічні стандарти
CS-FCD	Дані для льотного екіпажу
CS-GEN-MMEL	Головний перелік мінімального обладнання загального використання
CS-FSTD(A)	Тренажери для симуляції польоту літака
CS-FSTD(H)	Тренажери для симуляції польоту вертольота
CS-FTL.1	Комерційні повітряні перевезення літаками – регулярні і чартерні
CS-AWO	Всепогодні польоти
CS-P	Повітряні гвинти
CS-VLA	Дуже легкі літаки
CS-VLR	Дуже легкий гвинтокрил
CS-TGB	Прив'язані газові аеростати
CS-LSA	Легке спортивне повітряне судно
CS-MMEL	Головний перелік мінімального обладнання
CS-SIMD	Дані тренажера
CS-STAN	Стандартні зміни та стандартні ремонти

Джерело: розроблено авторами за матеріалами [5, с. 21, 22; 14]

Результатом численних консультацій, робочих зустрічей та аудитів, проведених фахівцями EASA у період 2016...2018 років, стало впровадження, у відповідності до Регламенту ЄС № 1321/2014, у 2019 році Державіаслужбою України документу – Авіаційні правила України “Підтримання льотної придатності повітряних суден та авіаційних виробів, компонентів і обладнання та схвалення організацій і персоналу, залучених до виконання цих завдань” та видання оновленої редакції Авіаційних правил України, Частина-21 “Сертифікація повітряних суден, пов’язаних з ними виробів, компонентів та обладнання, а також організацій розробника та виробника” АПУ-21(Part-21), згідно з Регламентом ЄС № 748/2012, та застосовних вимог до сертифікації (CS).

Регулювання діяльності авіації військового призначення в ЄС відбувається створенням міжнародним MAWA FORUM – форумом військових органів з ЛП (Military Airworthiness Authorities Forum) під егідою EDA – Європейського оборонного агентства (European Defense Agency). Гармонізація правил військової ЛП є стратегічним рішенням для вдосконалення європейського співробітництва у сфері озброєння, підвищення конкурентоспроможності оборонної технологічної і промислової бази ЄС.

У листопаді 2009 року міністри оборони країн ЄС зробили спільну заяву щодо імплементації у національне законодавство та розвиток Європейських вимог до військової ЛП – EMAR.

Впровадження EMAR державами-учасницями надає такі переваги [5, с. 14, 15]:

- підвищує безпеку військової авіації;
- сприяє покращенню військового співробітництва;
- покращує узгодженості між спільними військово-військовими та цивільно-військовими правилами ЛП;
- підвищує конкурентоспроможність оборонної технологічної та промислової бази ЄС;
- сприяє взаємному визнанню між національними компетентними органами;
- покращує перспективи аутсорсингу технічного обслуговування та ремонту;
- дає можливість спільного підходу до обслуговування та ремонту;
- покращує співпрацю у сфері озброєння;
- підвищує оперативну сумісність при проведенні спільних повітряних операцій.

Метою EMAR є надання кожному національному органу з військової ЛП (NMAA) можливості впровадження єдиних європейських вимог в національну нормативну базу, що дає змогу стандартизувати діяльність військової авіації в Європі, зменшуючи національні регуляторні відмінності.

MAWA FORUM не має повноважень нав’язувати правила ЛП у країнах, які зберігають

суверенітет щодо управління військовою ЛП. Рішення щодо впровадження EMAR у свої національні авіаційні правила та терміни імплементації залишаються відповідальністю кожної з держав-учасниць [13].

Європейські вимоги до сертифікації типу військових ПС, пов’язаних з ними компонентів, а також організацій розробника та виробника викладені у EMAR 21, які розроблені на основі аналогічних правил EASA. Прийнятні методи відповідності та керівний матеріал (AMC & GM) до кожної з частин правил розтлумачують їх положення:

AMC – прийнятні методи доведення відповідності, за допомогою яких може бути забезпечено дотримання EMAR;

GM – керівний матеріал, який розробляється для надання додаткових пояснень, щоб сприяти застосуванню вимог та/або пояснювати прийнятні МоС.

Імплементовані в Україні Правила сертифікації повітряних суден, пов’язаних з ними виробів, компонентів та обладнання, які належать до військової техніки, а також організацій розробника та виробника (Частина-21B) розроблені з використанням принципів EASA Part-21 – Додаток I (Part-21) до Регламенту Комісії (Commission Regulation (EU)) Європейського Союзу (the European Union) від 03 серпня 2012 року № 748/2012 з поправками від 27 січня 2014 року № 69/2014 та Європейських військових вимог з льотної придатності (European Military Airworthiness Requirements) EMAR 21 (Edition Number 1.3) від 01 лютого 2018 року, схвалених MAWA Forum під егідою EDA [13]. Вони затверджені наказом Міністерства оборони України від 03.11.2016 року № 586 (із змінами) [4].

AMC & GM до Частини-21B встановлюють умови та забезпечують виконання вимог і процедур, які зазначені в Частині-21B. Інші документи, які унормовують вимоги Частини-21B щодо процедури сертифікації, розроблені з використанням наведених нижче документів, а саме:

“European Military Airworthiness Requirement. EMAR 21 AMC, GM”, видання 1.3, схваленого 01.02.2018 MAWA FORUM під егідою EDA [13];

“EMAR Forms Document”, видання 1.3, схваленого 07.06.2017 MAWA FORUM під егідою EDA;

“European Military Airworthiness Document. EMAD 1 Acronyms and Definitions Document”, видання 1.4, схваленого 29.01.2021 MAWA FORUM під егідою EDA [13].

Частиною – 21B [4, с. 1] регулюється сертифікація повітряних суден, пов’язаних з ними виробів, компонентів та обладнання, які належать до військової техніки, а також підприємств та

організацій розробника та виробника, зокрема для отримання:

сертифікатів та обмежених сертифікатів типу, додаткових сертифікатів типу;

сертифікатів та обмежених сертифікатів льотної придатності, дозволів на виконання польотів;

сертифікатів ЛП для імпортованих повітряних суден;

схвалень організацій розробників та виробників;

схвальних листів організаціям, що не мають схвалення організації виробника, на виготовлення виробів, компонентів та обладнання;

схвалень змін типової конструкції, сертифікатів та обмежених сертифікатів типу, проєктів ремонту;

схвалень компонентів та обладнання,

а також ідентифікації виробів, компонентів, обладнання та видання директив ЛП.

Сертифікації типу ПС є багатозадачним питанням, з яким пов'язані всі інші з вищеперелічених процедур і вимог, що впливають на льотну придатність ПС, як кінцевого продукту авіаційної промисловості.

Розроблення та впровадження нормативно-правових актів з питань регулювання державної авіації є завданням компетентного органу – Головного управління державної авіації (ГУДА) України (приємник Управління регулювання діяльності державної авіації (УРДДА) України) – уповноваженого органу МО України з питань регулювання діяльності державної авіації України, юрисдикція якого поширюється на всю територію України.

Основні елементи авіаційного законодавства ЄС та України станом на 01.10.2024 наведені на Рис. 3.

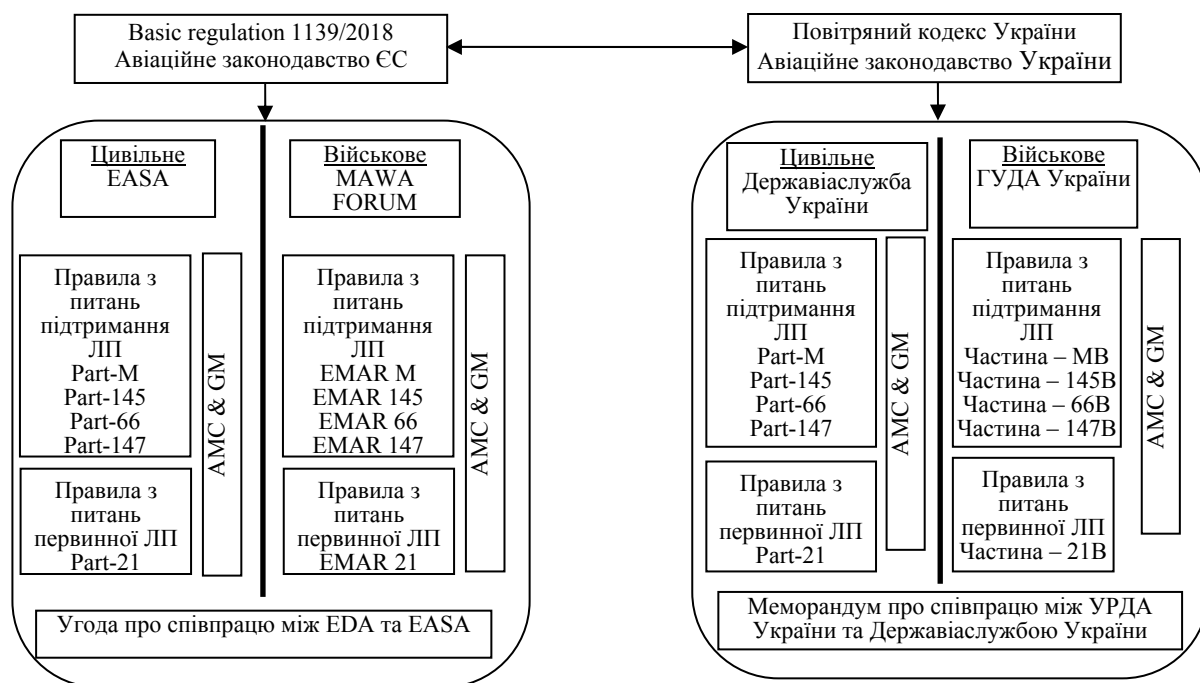


Рис. 3. Відповідність цивільного і військового авіаційного законодавства ЄС та України станом на 01.10.2024

Джерело: розроблено авторами

Ураховуючи [5, с. 35...58] та [8...11; 13], пропонується методика сертифікації типу ПС військового призначення, яка складається з таких фаз опрацювання проєкту: подання заявки, створення сертифікаційної групи, технічне ознайомлення та встановлення сертифікаційного базису типу (СБ), узгодження програми сертифікації, доведення заявником відповідності, видання схвального документу.

1. Подання заявки.

Прийнятність організації, яка подає заявнику на отримання сертифіката типу, доводиться її

здатністю до розробки. Результатом цього доведення є отримання схвалення організації розробника від компетентного органу. За певних обставин, процес такого схвалення можна здійснити за спрощеною методикою.

Організація-заявник має надіслати до компетентного органу заявку на отримання сертифіката типу за формою та у спосіб ним встановлений. Прийнятність заявка має перевірятися відповідальним інспектором компетентного органу (Project Certification Manager (PCM)) шляхом аналізу на відповідність заявки та

доданих до неї документів певним вимогам. За позитивного висновку щодо прийнятності заявки, повинен бути організований подальший процес сертифікації типу.

2. Створення сертифікаційної групи.

Процес досліджень для сертифікації типу виробів авіаційної техніки проводиться групою спеціалістів на чолі з керівником сертифікаційної групи проєкту (Certification Group Head (CGH)). До складу сертифікаційної групи мають залучатися всі необхідні спеціалісти. Доцільно, за відсутності в компетентному органі потрібної кількості персоналу, долучати до сертифікаційної групи підготовлених спеціалістів Державного науково-дослідного інституту авіації та Державного науково-дослідного інституту випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки з врахуванням їхньої кваліфікації та досвіду.

Структура та склад сертифікаційної групи може змінюватися в залежності від виробу, що має бути сертифікований, та мати спеціалістів з різних панелей (технічних напрямків), з якими вони розподіляються: аеродинаміка та динаміка польоту; міцність; гідромеханічні системи; електричні системи; авіоніка; бортове програмне забезпечення; авіаційні двигуни та повітряні гвинти; система життєзабезпечення; захист довкілля, безпека транспортного відсіку та кабіни екіпажу; трансмісія вертольотів; аналіз безпеки польоту; аналіз обмежень та вимог до технічного обслуговування і льотної експлуатації.

Члени сертифікаційної групи у процесі сертифікаційної роботи повинні:

- здобути достатні знання про виріб та заявника з метою ефективного проведення сертифікаційної роботи;

- визначити для виробу відповідні вимоги для сертифікації, за своїм напрямом, включаючи будь-які спеціальні умови, еквівалентні рівні безпеки або звільнення;

- налагодити добру співпрацю із фахівцями організації розробника під час процесу сертифікації;

- опрацьовувати програму сертифікації і пов'язані з нею документи за своїм технічним напрямком та опрацьовувати документи заявника, включно з головним переліком мінімального обладнання (Master Minimum Equipment Lists (MMEL)), інструкції з підтримання ЛП, керівництво з льотної експлуатації (Aircraft Flight Manual (AFM)) тощо.

Аналізуючи безпеку польоту, згідно з вимогами CS XX.1309, спеціалісти повинні перевірити виконання вимог на рівні систем свого технічного напрямку та на рівні ПС в цілому, включаючи методи, інструменти та форми функціонального оцінювання небезпеки. За кожною панеллю опрацьовуються та приймаються інструменти та форми розробника ПС, пов'язані з

аналізом ризиків відповідної системи, та контролюється належне застосування узгоджених процедур та методів на рівні кожної системи. Тому, при виконанні сертифікаційної роботи важлива ретельна координація, яка дозволить впевнитись у тому, що розробка функціональних систем ПС виконана вірно та обмежена ймовірність помилок, які можуть вплинути на безпеку виробу авіаційної техніки.

Координація між спеціалістами здійснюється через наради сертифікаційної групи окремо або спільно із заявником під головуванням CGH.

3. Технічне ознайомлення та встановлення СБ.

Для повного розуміння типової конструкції сертифікаційна група вивчає детальний технічний опис виробу, використані новітні технології, незвичні чи нетрадиційні особливості або очікувані нетрадиційні застосування виробу. У разі неможливості застосування відповідних звичайних вимог для сертифікації типу, можуть використовуватися спеціальні технічні умови.

Сертифікаційна група вивчає документи заявки і уточнює проєкт початкового СБ, який будується на чинних в Україні нормах ЛП згідно з Частиною-21В і AMC & GM до неї та складається із застосовних норм ЛП та спеціальних технічних умов (за необхідності).

У разі відсутності чинних національних вимог для сертифікації певних видів ПС (безпілотні ПС та обладнання з дистанційного керування ними, автожир тощо), пропонується за основу СБ брати поширені у світі відповідні норми.

Необхідні спеціальні технічні умови, еквівалентні рівні безпеки, звільнення та виключення повинні бути визначені за даними, що надані для технічного ознайомлення. Вони також можуть долучатися до СБ і мають бути зазначені у переліку даних сертифіката типу, якщо належним чином підтверджені. Кожен з них документується окремо у відповідному протоколі сертифікаційних питань (Certification Review Item (CRI)).

Початковий СБ може змінюватись продовж сертифікаційного процесу задля врахування нових технологій, внесення змін до конструкції, виявлення небезпечних умов або за результатами демонстрації відповідності.

Будь-які пояснення, відхилення, спеціальні умови, еквівалентні рівні безпеки або еквівалентні МоС можуть деталізуватися в окремому CRI.

Сертифікаційна група на чолі з CGH проводить технічні наради із заявником протягом усього сертифікаційного процесу (ознайомча, попередня, проміжна, до польотна та фінальна наради). Протоколи нарад зазвичай розробляються заявником, опрацьовуються та приймаються сертифікаційною групою.

Для отримання додаткової інформації впродовж сертифікаційного процесу або визначення дій, які необхідно виконати заявнику,

членами сертифікаційної групи може бути ініційоване відкриття протоколу сертифікаційних дій (Certification Action Item (CAI)).

4. Узгодження програми сертифікації.

В рамках технічного ознайомлення з проектом, заявник надає для обговорення та узгодження з сертифікаційною групою програму сертифікації, яка повинна містити:

1) план, що містить таку інформацію:

опис проєкту та види експлуатації (які передбачаються);

запропоновані вимоги ЛП, спеціальні умови, еквівалентні дані з безпеки та вимоги захисту довкілля (де застосовується);

опис процедури доведення відповідності за допомогою запропонованих МоС та будь-якого обраного керівного матеріалу. Опис МоС має бути достатнім для визначення того, що всі необхідні дані буде отримано та відповідність може бути доведено;

контрольний перелік відповідності (Compliance Check List (CCL)), який охоплює кожен пункт СБ, та застосовних (якщо необхідно для цього проєкту) вимог захисту довкілля, з посиланням на методи доведення відповідності та пов'язані документи відповідності;

ідентифікація відповідного персоналу, який (у взаємодії з компетентним органом) приймає рішення, що впливають на ЛП та захист довкілля (де застосовується);

2) план-графік робіт, що включає основні етапи проєкту.

В програмі сертифікації визначаються запропоновані МоС до СБ та описуються усі заходи проєкту та рівень залучення сертифікаційної групи в роботах щодо: доведення відповідності, засвідчення випробувань, відстеження та документування відповідності, заяви про відповідність, плану-графіку досягнення відповідності тощо.

Усі документи для демонстрації відповідності застосовним вимогам та строки їхнього виконання повинні бути відображені у програмі сертифікації. Вони складаються з одного або декількох звітів, креслень, специфікацій, розрахунків, аналізу тощо і містять інформацію щодо використаних МоС із застосовним СБ і вимогами захисту довкілля (де застосовується).

Фаза узгодження програми сертифікації завершується за таких умов:

програма сертифікації та додатки до неї розглянуті, при необхідності прокоментовані та оновлені та прийняті сертифікаційною групою;

початковий СБ визначено;

рівень залученості членів сертифікаційної групи визначений у відповідному документі.

5. Доведення заявником відповідності.

Доведення відповідності СБ є зобов'язанням заявника.

Також заявник має:

визначити типову конструкцію;

забезпечувати процедури, за якими виконується кваліфікація обладнання;

формулювати заяву про відповідність для сертифікаційних випробувань;

провести всі види сертифікаційних робіт щодо визначення відповідності (випробування, аналізи, розрахунки, інспекції тощо);

оформлювати необхідні сертифікаційні документи (звіти, керівництва, визначення типової конструкції тощо);

надати відповідні висновки щодо відповідності всім вимогам.

Прийняття доказової документації є відповідальністю сертифікаційної групи. Сертифікаційна група бере участь в сертифікаційних роботах відповідно до рівня залучення, що визначений в програмі сертифікації.

В процесі наземних випробувань, відповідно до визначеного в програмі сертифікації рівня залучення, члени сертифікаційної групи можуть брати в них участь для контролю методики виконання та результатів експерименту.

Перед початком льотних випробувань (перевірок), заявник має надає на розгляд компетентному органу відповідну програму для оцінювання рівня безпеки польотів та перевірки наявності вимог ЛП, згідно із запропонованими МоС до пунктів СБ. В процесі льотних випробувань (перевірок), відповідно до визначеного в програмі сертифікації рівня залучення, члени сертифікаційної групи можуть брати участь у випробувальних польотах для контролю методики виконання та результатів льотного експерименту.

Після завершення льотних випробувань (перевірок), заявник повинен надати відповідний звіт з необхідним чином деталізованою заявою щодо доведення відповідності застосовним нормам ЛП. Цей документ приймається відповідним чином сертифікаційною групою.

Заявником повинні бути визначені експлуатаційні обмеження, які опрацьовуються та затверджуються членами сертифікаційної групи в рамках схвалення льотного керівництва.

Особливу увагу сертифікаційній групі необхідно приділяти змінам конструкції на пізніх етапах проєкту. Повинні уважно бути відстежені встановлені заявником механізми контролю конфігурації.

Алгоритм визначення типової конструкції та документ, що визначає типову конструкцію зазначаються у керівництві організації розробника.

За необхідністю, в рамках проєкту з сертифікації типової конструкції, відкривається протокол CRI, в якому детально визначається типова конструкція виробу.

Документ, що визначає типову конструкцію виробу, містить перелік компонентів

(обладнання) та може включати посилання на специфікації, декларацію про конструкцію і характеристики та схвалення за технічними вимогами чи стандартами (вимогами до сертифікації європейських технічних стандартів (CS-ETSO), технічними стандартами Федеральної Авіаційної Адміністрації США (TSO standards issued by FAA) або еквівалентними військово-технічними стандартами (Military Technical Standard Orders (MTSO)) для компонентів (обладнання). В ньому має бути визначені компоненти (обладнання), які сертифікується в складі виробу та у яких є окреме схвалення.

Умовами завершення фази доведення відповідності є:

завершення діяльності з перевірки (розгляд документів відповідності, прийняття випробувань (перевірок), виконання аудитів та льотних випробувань (перевірок));

визначений попередній перелік обов'язкових

Необхідна координація з сертифікацією типу ПС всіх інших пов'язані видів діяльності, а саме: взаємодія між сертифікацією ПС, двигуна та повітряного гвинта; схвалення встановленого обладнання; схвалення організації розробника; схвалення організації виробника; взаємодія з технічним обслуговуванням; взаємодія з експлуатацією; захист довкілля (де застосовно). після сертифікаційних заходів.

Заявник на сертифікат типу ПС є відповідальним за встановлення двигуна або повітряного гвинта на це ПС та має довести відповідність такого встановлення необхідним вимогам, що визначаються під час окремої сертифікації за підтримкою розробника ПС їхніми розробниками.

Сертифікаційна група ПС має визнавати існування потенційного взаємозв'язку між відповідними вимогами для сертифікації (для ПС та двигуна / повітряного гвинта) та має забезпечити належний зв'язок між ними.

Заявник на сертифікацію типу виробу є відповідальним за всі можливі аспекти взаємозв'язку між схваленням компоненту/обладнання та сертифікацією виробу, включаючи доведення відповідності встановленого на виробі компоненту/обладнання СБ. Таке схвалення вимагає внесення до СБ відповідних спеціальних технічних умов.

Інструкції з підтримання ЛП надаються утримувачем сертифіката типу. Зазвичай, ці інструкції містять в собі схвалені обмеження ЛП та вимоги до технічного обслуговування, які переглядаються сертифікаційною групою для перевірки відповідності СБ.

6. Видання сертифіката типу, декларація про відповідність.

По завершенню доведення відповідності,

заявник надає декларацію про відповідність, яка засвідчує, що типова конструкція відповідає СБ. Члени сертифікаційної групи надають висновки щодо прийнятності за результатами розгляду (дослідження) матеріалів по панелях (технічних напрямках).

Перелік даних сертифіката типу видається разом з ним і є невід'ємною його частиною. Пропозиції щодо переліку даних надає заявник. Остаточний проєкт переліку даних сертифіката типу візується членами сертифікаційної групи, CGH та PCM.

Має бути переглянута та узгоджена з відповідними спеціалістами сертифікаційної групи необхідна документація, керівництва або розділи керівництв, що офіційно схвалюються компетентним органом.

Вся документація та інформація утримувача / заявника або третьої сторони, що отримана за результатами сертифікаційного процесу, формується в справу проєкту і зберігається відповідним чином.

Висновки

У передових стосовно авіації державах світу сертифікація є базою, на якій формується льотна придатність АТ.

Авіаційні законодавства ЄС та США розвиваються подібним чином і регулюються аналогічними нормативними документами, зокрема, військова авіація в країнах ЄС формує свою діяльність на EMAR (M, 145, 66, 147, 21).

На теперішній час, діяльність як цивільної, так і державної (військової) авіації в Україні регулюється Повітряним кодексом і побудованою на європейських авіаційних правилах нормативною базою. У вітчизняній військовій авіації триває перехідний період з переозброєння на техніку країн НАТО і ЄС, що спонукає до відповідного швидкого нормативно-правового врегулювання діяльності авіації.

Сертифікація АТ військового призначення в Україні регулюється Частиною–21В, що є національним аналогом EMAR 21. Запропонована методика сертифікації типу ПС в Україні враховує діючі нормативно-правові документи України та ЄС і може бути використана у процесі розробки, випробувань та прийняття на озброєння військових ПС.

Напрямок подальших досліджень. Подальші дослідження можуть бути проведені щодо інтеграції в розроблену методику відповідних стандартів в галузі авіації країн НАТО, ЄС та України, а також усунення можливих протиріч в національних нормативних документах з питань розробки, випробування, сертифікації та модернізації АТ.

Список літератури

1. Закон України Про національну безпеку України від 21.06.2018 № 2469-VIII (зі змінами). URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: <https://zakon.rada.gov.ua>.
2. Шостак В.Г., Борохвостов І.В., Гультьєв А.А. Модель управління військово-технічною політикою України в умовах російської воєнної агресії // Озброєння та військова техніка. – К.: ЦНДІ ОБТ ЗС України, 2023. № 4(40) – С. 9-17.
3. Александровская Л.Н., Аронов И.З., Смирнов В.В., Шолом А.М. Сертификация сложных технических систем: под ред. Круглова В.И. Учеб. пособие для студентов вузов, обучающихся по техн. и экон. направлениям и специальностям. – М.: Логос, 2001. – 311 с.
4. Правила сертифікації повітряних суден, пов'язаних з ними виробів, компонентів та обладнання, які належать до військової техніки, а також організацій розробника та виробника (Частина 21В) затверджені наказом Міністерства оборони України від 03.11.2016 № 586 (у редакції наказу Міністерства оборони України від 20.02.2019 № 70), який зареєстрований в Міністерстві юстиції України 12.12.2016 за № 1603/29733.
5. Методика сертифікації типу повітряних суден, схвалення їх організацій розробника і виробника, у тому числі пов'язаних з ними виробів, компонентів та обладнання. / Звіт про НДР шифр “Правило” / Інв. № 20790. – К.: ДНДІА, 2023. – 80 с.
6. Курбет Є.О. Методика оцінки ризиків в системі управління якістю продукції оборонного призначення // Озброєння та військова техніка. – К.: ЦНДІ ОБТ ЗС України, 2023. №4(40) – С. 28-33.
7. Дихановський В.М., Курбет Є.О., Гайдаманчук Р.С. Роль програмного офісу у забезпеченні якості систем озброєння протягом життєвого циклу. // Озброєння та військова техніка. – К.: ЦНДІ ОБТ ЗС України, 2023. №3(39) – С. 13-17.
8. EASA. Офіційний сайт. URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: <https://easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications>.
9. Наказ начальника ГУДА України № 43 від 09.05.2023 “Про схвалення використання застосування норм військової льотної придатності як стандартних засобів для доведення відповідності виробів, компонентів та обладнання відповідно до Правил сертифікації повітряних суден, пов'язаних з ними виробів, компонентів та обладнання, які належать до військової техніки, а також організацій розробника та виробника (Частина – 21В)”.
10. Наказ начальника ГУДА України № 161 від 12.09.2024 “Про затвердження Прийнятних методів відповідності та довідкового матеріалу до Правил сертифікації повітряних суден, пов'язаних з ними виробів, компонентів та обладнання, які належать до військової техніки, а також організацій розробника та виробника (Частина – 21В)”.
11. Easy Access Rules for Initial Airworthiness and Environmental Protection (Regulation (EU) No 748/2012) // EASA. Офіційний сайт. URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: <https://easa.europa.eu/en/document>.
12. Поляков Ю.О., Степанов В.М. Сертификация авиационной техники: учебное пособие. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2018. – 100 с.
13. MAWA FORUM. Офіційний сайт. URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: www.eda.europa.eu.
14. Робоча Домовленість між Європейським Агенством з безпеки польотів (EASA) та Державною авіаційною службою України (Державіаслужба) від 18.01.2016/24.11.2015. Державіаслужба України. Офіційний сайт. URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: www.avia.gov.ua.

Надійшла до редколегії 29.10.2024

Схвалена до друку 12.11.2024

Відомості про авторів

Челобітченко Олександр Олександрович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-9411-2569>

Піскунов Валерій Геннадійович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
заступник начальника управління
Головного управління державної авіації України,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0009-0003-9576-8652>

Information about the authors

Oleksandr Chelobitchenko

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-9411-2569>

Valerii Piskunov

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Deputy of Head Management
of Head Office of State Aviation of Ukraine,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0003-9576-8652>

Внуков Андрій Володимирович

кандидат технічних наук
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-0534-4318>

Andrii Vnukov

Candidate of Technical Sciences
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-0534-4318>

Полуянов Володимир Інокентійович

науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-5123-120X>

Volodymyr Poluyanov

Research Associate
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-5123-120X>

MODERN METHODOLOGY OF TYPE CERTIFICATION OF MILITARY AIRCRAFT IN UKRAINE

O. Chelobitchenko, V. Piskunov, A. Vnukov, V. Poluyanov

In the European Union countries and the USA, certification is considered as one of the elements of the quality assurance system for the development and manufacture of defense products. Among the entire nomenclature of products for defense purposes, weapons and military equipment (WME) occupy a central place. Military aviation equipment is the most expensive component of the entire variety of WME. Certification procedures for aircraft in general and military aircraft in particular in the European Union countries were developed on the basis of existing procedures in the USA and similar to the procedures taking place in the country where the world's first recorded flight of an aircraft was carried out.

Since the declaration of independence of Ukraine, not a single military aircraft has been created on its territory. Accordingly, the mechanism of certification of such aircraft in the state was not worked out. The latter, taking into account current events on the territory of Ukraine, makes the task of developing such a mechanism urgent.

According to the results of a systematic analysis of the aviation legislation of the USA, the European Union, and Ukraine, their interrelationship was investigated and shown. The place of regulatory of military aircraft type certification regulation in the general aviation legislation system of the European Union and Ukraine has been determined. On the basis of the analysis of the current regulatory and legal framework in the field of state aviation of Ukraine, a modern method of certification of military type aircraft in Ukraine is proposed, which includes the relevant stages and phases of its implementation. The direction of further research is outlined.

Keywords: military-technical policy, defense products, product quality, certification, aircraft, aircraft type certification, aviation legislation.

С.М. Чумаченко, О.В. Самойленко, Ю.О. Невзгляденко

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

СИСТЕМНИЙ ПІДХІД ДО ОЦІНЮВАННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ СИСТЕМИ ЗАХИСТУ ОБ'ЄКТІВ КРИТИЧНОЇ ІНФРАСТРУКТУРИ В УМОВАХ ПРОТИДІЇ УРАЖЕННЮ ЇХ ЗАСОБАМИ ПОВІТРЯНОГО НАПАДУ

В умовах протидії збройній агресії РФ питання розробки засобів захисту критичної інфраструктури отримують пріоритетне значення у зв'язку зі значною потенційною загрозою для національної безпеки і оборони. З розвитком принципів застосування ракетних та авіаційних засобів ураження по об'єктам критичної інфраструктури відповідно відбувається розвиток систем захисту, що спроможні протидіяти цим засобам ураження.

Аналіз публікацій за напрямом протидії засобам повітряного нападу показує, що різке та різноманітне застосування безпілотних літальних апаратів (БпЛА) в сучасних бойових діях, їх стрімкий технологічний розвиток виявив проблему ефективної боротьби з ними, особливо з міні та мікро БпЛА, яка на даний час залишається надзвичайно складною, системною, і до цих пір ефективно не вирішеною.

У роботі обґрунтовано поняття ефективності, яке може бути використано для визначення співвідношення “ефективність-вартість” при оцінюванні перспективних закордонних та вітчизняних систем захисту об'єктів критичної інфраструктури. Проведено аналіз системних ознак сучасного комплексу сил і засобів захисту критичної інфраструктури, що здатні ефективно протидіяти ударним БпЛА, крилатим і балістичні ракетами, плануючим бомбам і засобам ракетних систем залпового вогню та іншим засобам повітряного нападу.

За результатами публікації запропоновано рекомендації щодо комплексу технічних та організаційно-тактичних заходів для захисту критичної інфраструктури від засобів повітряного нападу.

Ключові слова: *система захисту об'єктів критичної інфраструктури, об'єкти критичної інфраструктури, системний підхід, засоби повітряного нападу, ефективність.*

Вступ

Постановка проблеми. Розвиток науково-технічної революції у військовій сфері, що активно продовжується в першій половині 3-го тисячоліття, стимулює пошук ефективних способів протистояння з більш оснащеним в технічному плані супротивником, який широко використовує новітні інформаційні технології та засоби ураження для атак на об'єкти критичної інфраструктури (ОКІ). Враховуючи досвід гібридних війн в Іраку, Югославії, Сирії та Україні, характерним є застосування засобів повітряного нападу бомбардувальної авіації (стратегічної й фронтової), корабельних (надводних і підводних) та наземних систем базування, що знаходяться поза зоною можливого ураження систем протиповітряної оборони (ППО) і протиракетної оборони (ПРО).

В умовах протидії збройній агресії РФ питання розробки засобів захисту критичної інфраструктури (КІ) отримують пріоритетне значення у зв'язку зі значною потенційною загрозою для національної безпеки і оборони. На сьогоднішній день засоби повітряного нападу грають пріоритетну роль під час ударів по ОКІ і серед них ми можемо виділити ударні

БпЛА (FPV-дрони, дрони-камікадзе, шахеди), крилаті ракети (КР), балістичні ракети (БР), кореговані бомби (КБ), реактивні системи залпового вогню (РСЗВ) та інші засоби повітряного нападу.

З розвитком принципів застосування ракетних та авіаційних засобів ураження по ОКІ відповідно відбувається розвиток систем захисту, що спроможні протидіяти цим засобам ураження.

Якщо розглянути засоби захисту ОКІ, то їх можна класифікувати на декілька типів:

- фізичний захист;
- зенітні комплекси;
- зенітно-ракетні комплекси;
- протидронові комплекси;
- аеростатні загородження;
- радіоелектронна боротьба.

Традиційно до вирішення цієї проблеми залучаються різні типи зенітних комплексів, таких як зенітні ракетні комплекси (ЗРК), зенітні артилерійські комплекси (ЗАК), зенітні гарматно-ракетні комплекси (ЗГРК), переносні зенітні ракетні комплекси (ПЗРК), мобільні вогневі групи ППО, які за своїми характеристиками спроможні виявляти та вражати

КР, БР, КБ, РСЗВ. Але використання більшої частини зенітних і ракетних комплексів неприйнятне проти БПЛА за критерієм “ефективність-вартість”.

Враховуючи такий стан справ відбувається пошук нових прийнятних засобів боротьби з повітряними засобами ураження для захисту ОКІ. Такі роботи спрямовані на використання як засобів радіоелектронної та оптико-електронної боротьби, так і засобів маскування та макетів техніки, різних перешкод у повітрі (аеростати, сітки та інше), а також на можливу модернізацію зенітно-ракетних комплексів, характеристики яких потенційно можуть бути покращені для ведення ефективної боротьби з БПЛА, КР, БР, КБ, РСЗВ. Виконання наведених напрямів робіт передбачає проведення попередньої оцінки їх ефективності, як за окремими рішеннями, так і за сукупністю рішень. У зв'язку з цим актуальним постає завдання обґрунтування критеріїв оцінки системи захисту ОКІ, протидії та боротьби з засобами повітряного нападу, що позбавлена недоліків притаманних сучасним зенітним комплексам, яка спроможна ефективно захищати КІ, виявляти та вражати ударні БПЛА, КР, БР, КБ, РСЗВ, виконувати завдання боротьби або самостійно, або ж у складі існуючих комплексів ППО.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Аналіз публікацій за напрямом протидії КР, БР, ПБ, РСЗВ, показує, що наукових публікацій з даної тематики досить багато. У переважній більшості робіт в цій галузі переважають надмірно оптимістичні висновки щодо успішності ураження всіх видів повітряного нападу існуючими ще радянськими (російськими) засобами ППО, ПРО та радіоелектронної боротьби [1...9]. Разом з тим, різке та різноманітне застосування БПЛА в сучасних бойових діях, їх стрімкий технологічний розвиток виявили проблему ефективної боротьби з ними, особливо з міні та мікро БПЛА, яка на даний час залишається надзвичайно складною, системною, і до цих пір ефективно не вирішеною [10]. Відмічається, що ефективна протидія БПЛА можлива за умови виконання комплексу організаційних й технічних заходів та передбачає:

розгортання систем та засобів, що забезпечують достовірне, точне і своєчасне виявлення та ідентифікацію БПЛА, а також наземних пунктів управління ними;

розгортання систем та засобів радіоелектронного придушення радіоканалів БПЛА;

застосування засобів вогневого ураження БПЛА під час польоту;

проведення маскування ймовірних об'єктів розвідки або диверсій з використанням БПЛА;

здійснення оперативної роботи, спрямованої на завчасне виявлення ймовірних місць пусків та розміщення пунктів управління БПЛА, їх знищення.

Так, у роботах [5...7] виконаний тільки аналітичний огляд особливостей способів протидії БПЛА без їх порівняння між собою. У роботі [3] наведений алгоритм оцінки ефективності комплексних заходів протидії, деякі тактичні і технічні характеристики БПЛА але він не враховує можливі умови бойової обстановки та погоднокліматичні умови. У роботі [4] запропонована якісна оцінка способів протидії БПЛА без кількісних оцінок. У [11] запропонована система критеріїв для оцінки ефективності способів протидії БПЛА з їх кількісною оцінкою, але систематизація способів протидії носить дуже суб'єктивний характер, без врахування особливостей об'єктів КІ, вартісних показників та особливостей складу систем захисту об'єктів КІ (ОКІ).

Крім того, у цих роботах, як правило, не обговорюється воєнно-технічний аспект оцінки технічних рішень за критерієм “ефективність – вартість”. Вважається, що “ефективність” є спроможність системи утворювати системний ефект, але така спроможність має кількісну міру.

Метою публікації є застосування системного підходу до формування поняття ефективності для оцінювання системи захисту об'єктів критичної інфраструктури (СЗОКІ) від повітряного нападу.

Виклад основного матеріалу

Основні принципи системного підходу впливають із загальної концепції застосування об'єкта “складна система” для досягнення мети. Основою загальної концепції функціонування складної системи є кероване (згідно завданню – стимулу) перетворення ресурсного потенціалу системи у системний ефект (реакцію) для досягнення системної мети [1], що й визначає зміст системних ознак, властивостей і характеристик, як то показані на рис. 1.

Кожна складна система складається з підсистем, які мають своє цільове призначення. Умовно у складі складних технічних систем виділяють за призначенням інформаційну, керуючу, виконавчу підсистеми та підсистему забезпечення. Їх спільна робота і повинна забезпечити ефективну роботу всієї системи захисту ОКІ і боротьби з засобами повітряного нападу.

Визначимо суперкритерій “ефективність-вартість” для оцінки всієї СЗОКІ і боротьби з засобами повітряного нападу.

Вважається, що “ефективністю” є спроможність системи утворювати системний ефект, але така спроможність має кількісну міру.

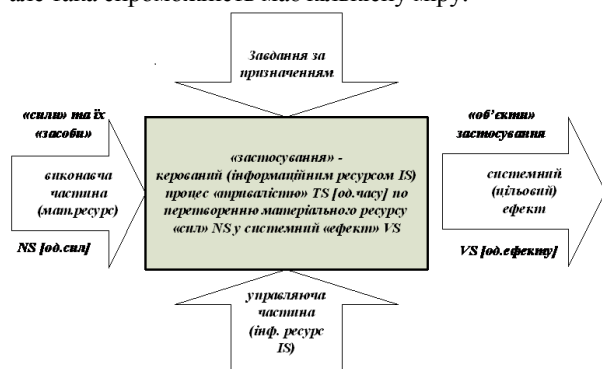


Рис. 1. Концептуальна модель “функції складної системи”
Джерело: [1]

Таким чином, об’єктивно існує безпосередній зв’язок між рівнем системного ефекту VS і витратами RS потенціалу здатності СЗОКІ на його утворення (які дорівнюють “трудовитратам” СЗОКІ NS за час її застосування TS за дією управління використання інформаційного ресурсу IS).

Очевидний характер такого зв’язку в системах матеріальної природи – це “пряма” залежність ефекту від витрат, тому вважаємо, що аксіоматично справедливо –

$$VS(IS) = ES \times RS(IS) = ES \times \{NS(IS) \times TS(IS)\} \quad (1)$$

Тому коефіцієнт “перетворення” ES , який має фізичний зміст продуктивності витрат потенціалу здатності (ресурсів) по створенню ефекту СЗОКІ, є загальною мірою її “досконалості” (тобто її “доцільності” як пристосованості до використання за призначенням) і служить об’єктивною оцінкою ефективності системи в акті застосування; він дорівнює, як то витікає із (1) –

$$ES = \frac{VS(IS)}{RS(IS)} = \frac{VS(IS)}{\{NS(IS) \times TS(IS)\}} \quad (2)$$

Підкреслимо, що загальносистемна характеристика “ефективність” є фундаментальною для “складної” системи, оскільки визначається загально-системними “зовнішніми” показниками (системним ефектом VS , складом сил NS , часом застосування TS), що пов’язані з кінцевим результатом акту застосування системи і тому залежать від усіх “внутрішніх” факторів – системних ознак.

Інформаційний ресурс СЗОКІ, що містить дані про стан матеріальних ресурсів та умови застосування системи, інформаційні та комунікаційні технології та засоби інформатизації управління, дозволяє сформулювати план X розподілу засобів захисту по

об’єктах застосування, план розподілу сил по заходах процесу застосування та план (сценарій) дій D “сил” по реалізації планів X , Y розподілу, які складають зміст “організаційного управління” і саме якість котрих визначає ефективність СЗОКІ.

Для кількісної оцінки системної ефективності ES тому потрібно провести обчислення значення функціоналу –

$$ES(VS, NS, TS) = \frac{VS(BS(X))}{NS(Y, D) \times TS(Y, D)}, \quad (3)$$

де X – “план” розподілу засобів СЗОКІ BS по ОКІ; Y – “план” розподілу сил СЗОКІ NS по завданнях процесу застосування для реалізації плану розподілу засобів X ; D – “план” (сценарій) дій сил СЗОКІ у часі TS по виконанню завдань щодо застосування її засобів захисту.

Принцип “максимуму системної ефективності” системного підходу, безумовно, є фундаментальним критерієм оптимальності “рішень” щодо створення, застосування і розвитку СЗОКІ.

Таким чином, об’єктивно існує безпосередній зв’язок між рівнем системного ефекту VS і витратами RS потенціалу здатності сил на його утворення (які дорівнюють “трудовитратам” сил СЗОКІ NS за час їх застосування TS за дією управління використання інформаційного ресурсу IS) [1].

Встає питання у об’єктивному порівнянні ефективності технічних рішень СЗОКІ і боротьби з сучасними та перспективними засобами повітряного нападу з обґрунтуванням їх вартості.

Сталося так, що незалежна Україна отримала у спадок від Радянського Союзу разом із зенітним озброєнням і всі їх технічні недоліки щодо можливості ведення ефективної боротьби з сучасними засобами повітряного нападу на ОКІ, особливо малорозмірними. Робіт щодо модернізації цих комплексів та спрямованих на усунення цього недоліку проводилось недостатньо. Аналіз характеристик зенітних комплексів протиповітряної оборони провідних країн світу показує, що багато різноманітних заявлених комплексів протиповітряної оборони нібито здатні вражати як БПЛА, так і крилаті ракети “повітря-земля”, літаки, вертольоти.

Висновки

В статті запропоновано представити систему захисту об’єктів критичної інфраструктури у вигляді складної системи, що може оцінюватися за критерієм “ефективність-вартість”. Для вирішення проблеми боротьби з міні та мікро класу БПЛА можна провести наступні заходи:

розробка спеціалізованих автоматизованих СЗОКІ, що включають до свого складу інтегровану систему оброблення інформації і управління та використовує у якості складових пеленгатори

випромінювань, РЛС огляду і виявлення БПЛА, РЛС супроводження БПЛА і наведення засобів ураження;

формування багато-ешелонованого угруповання з різних типів зенітних комплексів, таких як ЗРК, ЗАК, ЗГРК, ПЗРК, мобільні вогневі групи ППО, що мають досить високі розвідувальні та вогневі можливості щодо виявлення та вогневого ураження;

розробка та застосування у складі існуючих ЗРК, ЗАК, ЗГРК додаткових каналів виявлення та супроводження цілей з метою ведення ефективної боротьби саме з малорозмірними БПЛА;

застосування вертольотів, обладнаних оптико-електронними системами та прожекторами, для боротьби з ударними БПЛА;

застосування бойових легкомоторних літаків для боротьби з ударними БПЛА;

розробка перспективних зразків ЗРК, ЗАК, ЗГРК спроможних вести боротьбу з широким колом цілей, як з літальними апаратами, виготовленими за технологією “Стелс”, так і малорозмірними БПЛА;

застосування антидронів з FPV управлінням та польовим покриттям навколо ОКІ;

застосування комплексу засобів щодо радіоелектронного придушення каналів управління, розвідки та бойового застосування БПЛА;

розробка спеціалізованих засобів та комплексів боротьби з малорозмірними міні та мікро БПЛА, які застосовують нетрадиційні принципи боротьби (сітки, “відьмине волосся”, аеростатичні засоби і т.ін.).

Для досягнення високої ефективності системи розвідки засобів повітряного нападу вважають, що немаловажним є виконання комплексу організаційно-тактичних заходів:

частіша зміна позицій радіолокаційних станцій (РЛС) і засобів радіозв'язку;

розгортання системи помилкових позицій з імітацією роботи радіоелектронних засобів;

проведення якісного інженерного обладнання позицій РЛС розвідки та зенітних комплексів;

інтенсивне застосування пасивних відбивачів-пасток, імітаторів теплового випромінювання;

розгортання біля позицій РЛС розвідки вогневих засобів ППО;

організація захисту засобів розвідки від дій диверсійних груп та інше.

Подальші дослідження планується проводити у напрямі розробки системи критеріїв для експертного оцінювання системи захисту об'єктів критичної інфраструктури, її стійкості та безперервності управління.

Список літератури

1. Чумаченко С.М., Кутовий О.П., Попель В.А., Гуйда О.Г., Заїка Н.В., Мурасов Р.К. Науково-методичний підхід щодо оцінювання безпеки критичної інфраструктури на основі комплексу засобів захисту її об'єктів від БПЛА і крилатих ракет. Вчені записки ТНУ імені В.І. Вернадського. Серія: Технічні науки. Том 34 (73) № 1 2023. – С. 144-154
2. Макаренко С. И., Тимошенко А. В., Васильченко А. С. Анализ средств и способов противодействия беспилотным летательным аппаратам. Часть 1. Беспилотный летательный аппарат как объект обнаружения и поражения. Системы управления, связи и безопасности, №1, 2020. – С. 109-145.
3. Слободян М.Г., Можаяева Е.И., Подстригаев А.С. Способы и средства противодействия беспилотным летательным аппаратам. Современные проблемы радиоэлектроники: сборник научных трудов. – Красноярск: Сибирский федеральный университет, 2018. – С 46-50.
4. Семенец В.О., Трухин М.П. Способы противодействия беспилотным летательным аппаратам. Научные технологии в космических исследованиях Земли. 2018. Т. 10. № 3. – С. 4-12.
5. Теодорович Н.Н., Строганова С.М., Абрамов П.С. Способы обнаружения и борьбы с малогабаритными беспилотными летательными аппаратами. Интернет-журнал “Наукоедение”. 2017. Т. 9. № 1. URL: <http://naukovedenie.ru/PDF/13TVN117.pdf>.
6. Cang Liang, Ning Cao, Xiaokai Lu, Youjie Ye. UAV Detection Using Continuous Wave Radar. 2018 IEEE International Conference on Information Communication and Signal Processing (ICICSP), 28-30 Sept. 2018, Singapore.
7. Sineglazov V.M. Complex structure of UAVs detection and identification. Electronics and Control Systems, 2015, no. 3 (45). – С. 28-32.
8. Igor Korobiichuk, Yuriy Danik, Oleksyj Samchyshyn The estimation algorithm of operative capabilities of complex countermeasures to resist UAVs. Simulation: Transactions of the Society for Modeling and Simulation International, 7 August 2018, vol. 95, pp. 569–573.
9. Ергунов В.О., Ильин В.О., Некрасов М.И., Сосунов В.Г. Анализ способов противодействия беспилотным летательным аппаратам для обеспечения безопасности защищаемых объектов. Вопросы оборонной техники. Серия 16: Технические средства противодействия терроризму. 2018. № 1-2 (115-116). – С. 51-58.
10. П. Б. Волотівський, О. В. Самойленко, П. М. Стешенко, П. А. Глушенко Погляди і перспективи створення системи протибезпілотної оборони, її роль та місце в системі протиповітряної оборони України. Журнал Наука і оборона. № 3. 2024. – С. 37-44
11. Мурасов Р.К., Невольніченко, А. І., Чумаченко, С. М., Михайлова, А. В., Пиріков, О. В. Моделювання загроз виникнення надзвичайних ситуацій на об'єктах критичної інфраструктури з використанням методу системної динаміки, № 3. 2022: Таврійський науковий вісник. Серія: Технічні науки, (3). – С. 88-99.

Відомості про авторів:

Чумаченко Сергій Миколайович

доктор технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-8894-4262>

Самойленко Олексій Валерійович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3088-3268>

Невзгляденко Юрій Олексійович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-6972-7871>

Information about the authors

Serhii Chumachenko

Doctor of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-8894-4262>

Oleksiy Samoylenko

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3088-3268>

Yuriy Nevzgliadenko

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-6972-7871>

SYSTEM APPROACH TO EVALUATING THE EFFECTIVENESS OF THE SYSTEM OF PROTECTION OF CRITICAL INFRASTRUCTURE IN THE FACE OF COUNTERACTING THEIR DAMAGE BY AIR ATTACK

S. Chumachenko, O. Samoylenko, Y. Nevzgliadenko

The development of the scientific and technological revolution in the military sphere, which is actively continuing in the first half of the 3rd millennium, stimulates the search for effective ways of confrontation with more equipped in technical plan an opponent who widely uses the latest information technologies and means of defeat for attacks on critical infrastructure. In the face of combating armed aggression, the issues of developing critical infrastructure protection are of priority due to a significant potential threat to national security and defense. With the development of the principles of use of rocket and aviation means of defeat on objects of critical infrastructure, therefore, there is a development of protection systems that are able to counteract these means of damage.

Analysis of publications in the direction of counteraction to air attack shows that the sharp and diverse use of UAVs in modern hostilities, their rapid technological development has revealed the problem of effective control of them, especially with mini and micro UAVs, which is currently extremely complex, systematic, and systemic, and so far, it is not effectively resolved. These works, as a rule, do not discuss the military and technical aspect of evaluating technical solutions according to the criterion "Efficiency-value". It is believed that "efficiency" is the ability of the system to form a systemic effect, but this ability is quantitative.

The concept of efficiency, which can be used to determine the ratio of "efficiency-innovation" in evaluating perspective foreign and domestic systems of protection of critical infrastructure objects, is substantiated. The systemic features of a modern set of forces and means of protection of critical infrastructure, which are able to effectively counteract the UAV, winged and ballistic missiles, planning bombs and means of rocket launchers and other air assaults, have been analyzed.

According to the results of the publication, recommendations on a set of technical and organizational and tactical measures to protect critical infrastructure from air assault.

Keywords: critical infrastructure protection system, critical infrastructure, systematic approach, unmanned aerial vehicle, air assault, efficiency.

Л.М. Артющин¹, О.А. Кононов¹, А.Ю. Кир'янов²

¹ Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

² Національний технічний університет України “Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського”, Київ

АРХІТЕКТУРА ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДЛЯ КЕРУВАННЯ ГРУПОЮ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

У статті розглядаються ключові підходи до створення архітектури програмного забезпечення для ефективного керування групою безпілотних літальних апаратів (БпЛА) в умовах сучасних викликів і технологічних можливостей. Описуються методи координації дій небагатьох літальних апаратів, а також використання алгоритмів для забезпечення оптимального обміну інформацією між ними. Розглянуто питання безпечного та надійного зв'язку між БпЛА та наземним центром керування, а також способи обробки даних у режимі реального часу для підтримки автономності та гнучкості систем. Стаття окреслює перспективи та основні проблеми для побудови програмного забезпечення, яке дозволяє ефективно керувати групою БпЛА, включно з можливостями інтеграції з існуючими технологіями.

Ключові слова: безпілотна авіація, спільна авіаційна група, алгоритми прийняття рішень, коефіцієнт ефективності управління, розподілені обчислення та зберігання даних, обробка даних у реальному часі.

Вступ

Постановка проблеми. Розробка ефективної архітектури програмного забезпечення для керування групою безпілотних літальних апаратів (БпЛА) є складним завданням, яке потребує вирішення низки технологічних і операційних проблем. У сучасному світі зростає потреба в автономних системах, здатних виконувати комплексні завдання у віддалених або небезпечних умовах, включаючи збройні конфлікти, моніторинг навколишнього середовища, пошуково-рятувальні операції та інше [1, 2]. Однак керування групою БпЛА висуває вимоги до програмної архітектури, що має забезпечити високу продуктивність, стійкість до збоїв та безпечний обмін даними.

Головні виклики полягають у координації великої кількості БпЛА в режимі реального часу, що вимагає високої надійності зв'язку між ними, обробки великого обсягу даних і швидкого прийняття рішень. Система повинна мати можливість розподіленого обчислення, щоб уникнути критичного зв'язку з центральним вузлом, і підтримувати адаптивність у випадках зміни навколишнього середовища або втрати зв'язку. Незалежно від цього, зростання масштабів БпЛА потребує архітектури, яка є легко згрупованою і захищеною від загрози кібербезпеки.

Таким чином, важливим є завдання розробити архітектуру програмного забезпечення, яка

відповідала б цим вимогам, забезпечуючи надійне і безпечне керування групою БпЛА з можливістю масштабування.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. У дослідженнях, присвячених архітектурі програмного забезпечення для керування групою БпЛА, включно розглядаються питання автономності, координації, безпеки та надійності системи зв'язку між БпЛА. Сучасні підходи зосереджуються на розробці адаптивних архітектур, які можуть масштабуватися відповідно до кількості БпЛА у групах та умовах.

Одним із ключових напрямів є використання розподілених систем керування, які підвищують стійкість системи до збоїв і знижують залежність від центрального вузла. Так, у роботах [3, 4] пропонується розподілити архітектуру для координаційної групи БпЛА, яка забезпечує високу швидкість обробки даних та адаптивність до змінених умов. Результати дослідження демонструють, що розподілена архітектура значно зменшує затримку в обміні інформації та зменшує завантаження в мережі, дозволяючи БпЛА швидко реагувати на нові загрози.

Інший важливий аспект — це питання безпечного та ефективного обміну даними між БпЛА. У роботі [5] досліджуються протоколи V2V (Vehicle-to-Vehicle) для зв'язку між БпЛА, що дозволяє забезпечити стабільний зв'язок між усіма

групами учасників, навіть за умов прямого зв'язку з наземним центром керування. Такий підхід знижує ризик збоїв у критичних ситуаціях і дозволяє реалізувати комплексні операції.

Дослідники також приділяють увагу забезпеченню кібербезпеки під час обміну інформацією в групі БпЛА. У статті [6] пропонується модель захисту даних на основі шифрування й аутентифікації для забезпечення захисту комунікацій у розподілених системах керування. Підхід дозволяє значно знизити ризик несанкціонованого доступу до мережі БпЛА та підвищує стійкість системи до атаки.

Мета статті - опис розробленої архітектурної моделі програмного забезпечення системи управління та візуалізації групового польоту БпЛА, що дозволяє ефективно виконувати складні місії в реальному часі. Стаття зосереджується на інтеграції ключових модулів, включаючи базу даних, систему керування, моніторинг модуля та виявлення цілей, а також алгоритми групового управління та прийняття рішень, які забезпечують високу гнучкість, масштабованість та адаптивність системи до різних оперативних сценаріїв. Архітектура, запропонована в статті, має забезпечити надійне та безпечне функціонування групи БпЛА, гарантуючи безперервний зв'язок і стабільність виконання поставлених задач перед групою БпЛА.

Виклад основного матеріалу

Архітектурна модель програмного забезпечення. Архітектурна модель програмного забезпечення для системи управління та візуалізації групового польоту БпЛА базується на трьох основних компонентах: базі даних, яка зберігає всю необхідну інформацію про БпЛА, місії та групу; фронтенді, що показує користувачам графічний інтерфейс для дистанційного управління. Ця модель підтримує високий рівень інтеграції та взаємодії між компонентами, що дозволяє ефективно виконувати складні місії у реальному часі. Така структура сприяє гнучкому масштабуванню та адаптації системи до різних оперативних сценаріїв і вимог користувачів.

Архітектурна модель програмного забезпечення для керування групою БпЛА зображена на рис. 1.

Виходячи зі складу архітектурної моделі та загальних компонентів системи управління БпЛА, нижче наведено опис кожного модуля.

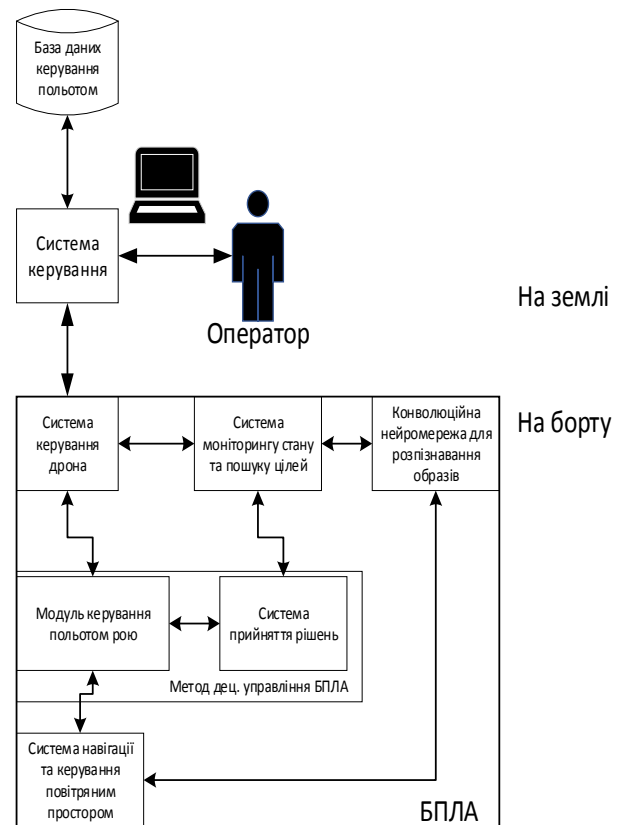


Рис. 1. Архітектурна модель програмного забезпечення для керування групою БпЛА

Джерело: розроблено авторами

1. База даних керування польотом: керує та організовує дані, необхідні для роботи БпЛА. Сюди входять журнали польотів, записи про технічне обслуговування, дані про місії та будь-яка інша відповідна інформація. Слід зазначити, що цей модуль включає також і відповідну систему управління базою даних.

2. Система керування: центральний вузол роботи БпЛА, який обробляє вхідні дані від оператора і перетворює їх на команди, що виконуються апаратом.

3. Оператор: людина-оператор, яка взаємодіє з системою БпЛА, приймаючи рішення, вводячи команди і отримуючи зворотний зв'язок від системи.

4. Система керування БпЛА: підсистема, призначена для безпосереднього управління літальним апаратом, що відповідає за виконання польотних маневрів і завдань місії відповідно до вказівок системи управління.

5. Система моніторингу та пошуку цілей: ця підсистема обробляє дані з датчиків для моніторингу стану літального апарату та навколишнього середовища, а також для ідентифікації та відстеження цілей.

6. Конволюційна нейронна мережа для розпізнавання зображень: бортовий модуль, який використовує алгоритми глибокого навчання для

обробки та інтерпретації візуальних даних для таких завдань, як виявлення, класифікація та відстеження об'єктів.

7. Модуль керування польотом групи: координує діяльність декількох апаратів у групі, забезпечуючи їхню ефективну спільну роботу для досягнення спільних цілей.

8. Система прийняття рішень: аналізує дані з усіх джерел для прийняття рішень в режимі реального часу щодо функціонування БпЛА та його реакції на фактори навколишнього середовища.

9. Система навігації та керування повітряним простором: задає рух БпЛА групи в просторі, включаючи планування траєкторії, уникнення перешкод і стабілізацію положення.

Кожен з цих модулів має вирішальне значення для ефективної та результативної роботи БпЛА, особливо коли вони використовуються в складних і динамічних умовах. Таким чином, запропонована архітектурна модель програмного забезпечення створена для координації дій БпЛА з метою безпечного та успішного виконання поставленого завдання.

Програмний код. Вимоги ефективності реалізації програмного забезпечення, його стійкості, масштабованості визначають доцільність використання Python в якості базової мови програмування.

Можливості програмування з динамічною типізацією, підтримка як об'єктно-орієнтованого, так і процедурного програмування дозволяють розробникам на Python реалізовувати найбільш підходящий підхід для вирішення конкретних задач.

Для реалізації запропонованої архітектурної моделі програмного забезпечення для керування групою БпЛА важливим є здатність Python до динамічній типізації змінних. Змінні в Python не вимагають експліцитного оголошення для визначення їх типу даних. Тип визначається автоматично під час виконання програми, що робить код більш гнучким та компактним. Це контрастує зі строгою типізацією в Java, де кожна змінна має бути оголошена з певним типом даних.

Python також відомий своїми високорівневими структурами даних, такими як списки, словники та множини, які дозволяють розробникам ефективно організовувати та маніпулювати даними. Крім того, Python має велику стандартну бібліотеку, яка включає утиліти для різноманітних завдань, починаючи від роботи з файлами та закінчуючи мережевими запитами, що значно спрощує процес розробки.

Структура розробленого програмного забезпечення показана на рис. 2.

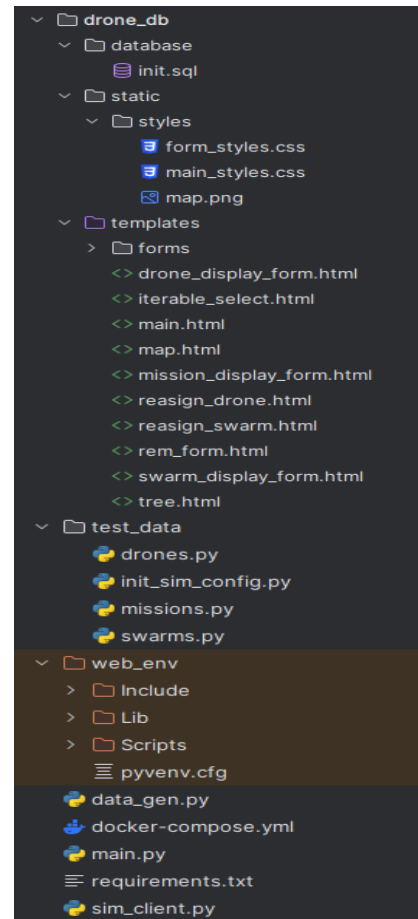


Рис. 2. Структура розробленого програмного забезпечення

Джерело: розроблено авторами

Запропонована архітектурна модель програмного забезпечення для керування групою БпЛА реалізується такими основними програмними модулями.

Файл `drones.py`:

цей клас перетворює дані позиції БпЛА у формат, придатний для графічного відображення. Функція `convert_drone_point_to_gl_point` приймає параметри, такі як позиція апарата, кольори фону та переднього плану, центр огляду та відстані поля огляду. Вона обчислює координати верхнього лівого, верхнього правого та верхнього центрального точок відображення апарата, а також координати для трикутника статусу, який вказує його стан. Функція є комплексною та потужною: можливо використовувати різні кольори для фону та переднього плану різних частин відображення БпЛА. Великий обсяг додаткової інформації можливо застосовувати для покращення інтерфейсу оператора та якості подання інформації про функціонування як окремих апаратів, так і групи у цілому.

Клас `drone_control_class` призначений для керування даними про БпЛА в базі даних та

забезпечення їх актуалізації. Розглядається зберігання даних у вигляді реляційної бази даних.

Методи класу:

Метод `update_pos` оновлює позицію БпЛА в базі даних.

Метод `add` додає відомості про новий БпЛА до бази даних.

Метод `assign_to` призначає БпЛА до конкретного групового утворення.

Метод `remove` видаляє БпЛА із складу групи та здійснює відповідні зміни у записях бази даних.

Метод `get_rect_data` повертає дані про просторове розташування апаратів, для адекватного графічного відображення процесу застосування групи. Він дозволяє керувати даними про БпЛА в базі даних із зручним інтерфейсом, а також забезпечує їх актуальність та цілісність.

Файл `swarms.py`:

клас `swarm_control_class` призначений для керування даними про групове керування в базі даних та забезпечення їх актуалізації.

Методи класу:

метод `assign_to` призначає групове керування в процесі виконання певної місії.

Метод `add` додає новий канал групового керування до бази даних.

Метод `update` оновлює дані про групове управління в базі даних.

Метод `remove` видаляє групове управління з бази даних.

Метод `get_rect_data` повертає дані про межі просторового розташування БпЛА, який обмежує межі групового управління на електронній мапі.

Також у коді є функція `randomize_start_swarms`, яка відповідає за визначення ведучого апарата у групі.

Файл `missions.py`:

містить класи та функції для управління місіями окремих БпЛА групи. Клас `mission_control_class` включає методи для додавання, оновлення та видалення місій, а також для отримання даних про просторове положення апаратів групи, що обмежують межі місій на мапі.

Функція `randomize_missions_start_data` відповідає за синхронізацію у часі початку та завершення місій окремих апаратів групи.

Також у програмне забезпечення включає функції для конвертації інформації про місії БпЛА у формат, придатний для візуалізації на електронній мапі.

Цей файл є одним із основних у системі, тому розглянемо детальніше його методи.

Метод `init` є конструктором класу, він приймає параметри `data`, `cursor` та `db_connection`. Також він ініціалізує атрибути класу, такі як база даних, курсор та дані про місію, розраховує координати

початкової та кінцевої точок місії, встановлює час, що залишився до закінчення дії місії.

Метод `add` додає новий запис про місію до бази даних з використанням параметрів, які були передані під час створення об'єкта класу. Здійснює зміни записів у базі даних.

Метод `update` оновлює існуючий запис про місію в базі даних з використанням параметрів, які були передані під час створення об'єкта класу, узгоджує внесені зміни у записах бази даних.

Метод `get_rect_data` отримує дані про просторове розташування апаратів для відображення на електронній мапі. Призначений для виконання запитів до бази даних, щоб отримати мінімальні та максимальні значення координат проміжних точок маршруту та координат БпЛА, які складають групу. Повертає кутові координати та координати центру мас апаратів.

Метод `remove` видаляє запис про місію з бази даних на основі переданих запиті, підтверджує внесення відповідних змін у базі даних.

Метод `count_m_dots_agray` реалізує обчислення та відображення проміжних точок маршруту апаратів на мапі, ініціюючи порожній список результатів, перебираючи кожну місію для обчислення її геометричних точок початку, завершення та орієнтації, а потім додає отримані координати до цього списку.

Файл `main.py`:

є головним файлом програмного забезпечення. У ньому реалізовано веб-додаток на основі фреймворку Flask для управління БпЛА та їх місіями. В ньому ініціюється створення об'єктів Flask-додатку, оголошуються глобальні змінні та маршрути для обробки запитів веб-користувачів. Функція `render_home` керує побудовою та відображенням домашньої веб-сторінки, адаптуючи її вміст залежно від дій користувача, таких як вибір, зв'язування або видалення БпЛА зі складу групи, групових управлінь або місій окремих апаратів. Ця функція також відповідає за оновлення інформації, яка відображається на мапі, відстеження вибраних об'єктів та їх положення. Маршрути у файлі визначають, як додаток реагує на різні запити веб-сторінки, включаючи додавання нових об'єктів та управління існуючими. Також вона дозволяє користувачам оперативно керувати даними про БпЛА, групи та місії окремих апаратів через веб-інтерфейс.

Файл `data_gen.py`:

призначений для зчитування даних про параметри руху БпЛА, сигнали групового управління та стан місії з реляційної бази даних за допомогою бібліотеки `MySQLdb`. Спочатку він підключається до бази даних, потім використовує спеціальні функції для запиту інформації та

статусів об'єктів. Отримані дані організовуються у словники, де кожен об'єкт має свій унікальний ідентифікатор. В результаті, код збирає всю необхідну інформацію для подальшого використання в додатку.

Файл `sim_client.py`:

призначений для формування керування окремими БпЛА у групі. Вихідною інформацією є фазові координати апаратів, які отримуються із відповідних записів реляційної бази даних. Файл містить умовний цикл визначення сингалів керування для кожного БпЛА у групі відповідно до їх просторового положення, кутових координат та заданої місії для групи. Об'єктно-орієнтований принцип побудови програми дозволяє реалізувати різні методи пошуку оптимального керування БпЛА в групі без необхідності внесення кардинальних змін в код модулів програми.

Опис графічного інтерфейсу та взаємодії з ним. Загальний формат інтерфейсу є мінімалістським для зменшення інформаційного навантаження на оператора (рис.3).

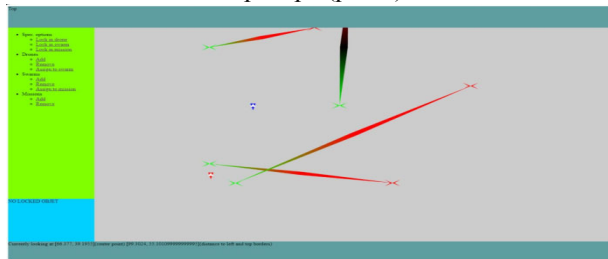


Рис. 3. Загальний вигляд інтерфейсу

Джерело: розроблено авторами

Опис окремих частин інтерфейсу оператора.

1) Формат меню вибору об'єкта для стеження показано на рис.4.

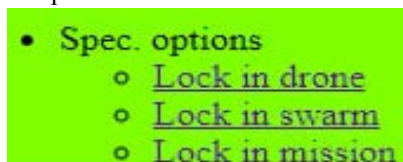


Рис. 4. Вибір об'єкта для стеження

Джерело: розроблено авторами

2) Формат параметричного налаштування графічного відображення інформації про БпЛА наведено на рис. 5.

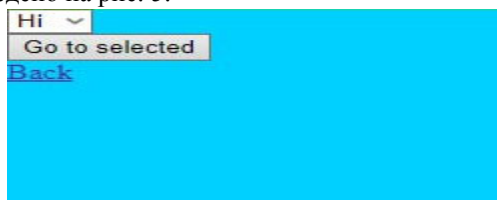


Рис. 5. Формат параметричного налаштування

графічного відображення інформації

Джерело: розроблено авторами

3) Пункти меню оператора щодо визначення складу групи наведені у рис. 6.

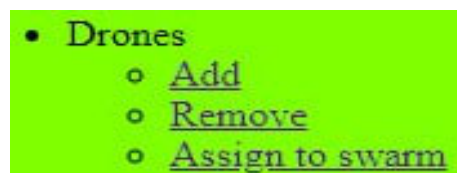


Рис. 6. Пункти меню оператора щодо визначення складу групи

Джерело: розроблено авторами

4) Формат меню для видалення БпЛА зі складу групи наведено на рис. 7.

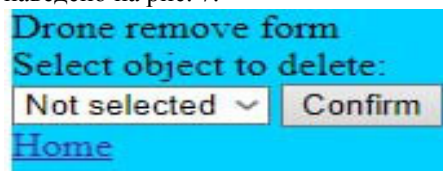


Рис. 7. Формат меню для видалення БпЛА зі складу групи

Джерело: розроблено авторами

5) Форма визначення складу групи (рис. 8).

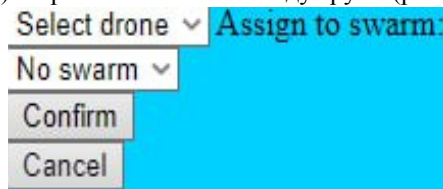


Рис. 8. Форма визначення складу групи

Джерело: розроблено авторами

6) Приклад форми для відстеження об'єкта, наведений на рис. 9.



Рис. 9. Приклад форми для відстеження об'єкта

Джерело: розроблено авторами

7) Формат нижньої панелі меню інтерфейсу оператора (рис.10).



Рис. 10. Формат нижньої панелі меню інтерфейсу

Джерело: розроблено авторами

Приклади подання інформації про рух БпЛА групи. Приклади подання інформації про рух БпЛА групи в запропонованому інтерфейсі оператора представлені на рис. 11 і рис. 12, а про рух БпЛА в режимі стеження показані на рис. 13 і рис. 14.. Головним критерієм побудови інтерфейсу було намагання максимально зменшити “інформаційний тиск” на оператора.

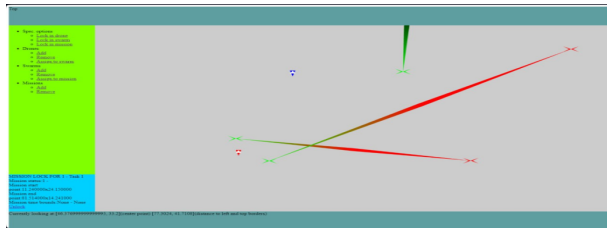


Рис. 11. Приклад подання інформації про рух БпЛА групи в запропонованому інтерфейсі оператора
Джерело: розроблено авторами

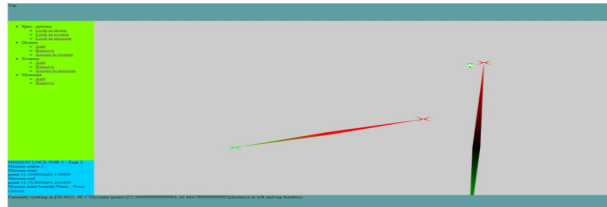


Рис. 12. Приклад подання інформації про рух БпЛА групи в запропонованому інтерфейсі оператора
Джерело: розроблено авторами

Приклади подання інформації про рух БпЛА в режимі стеження показані на рис. 13 і рис. 14.



Рис. 13. Приклад стеження за груповим рухом
Джерело: розроблено авторами



Рис. 14. Приклад стеження за груповим рухом
Джерело: розроблено авторами

Практичні рекомендації щодо застосування розробленого програмного забезпечення. Технологія WebGL, яка дозволяє створювати і відображати 3D та 2D графіку прямо у веб-браузері без необхідності встановлення додаткових плагінів є зручним засобом візуалізації процесу застосування групи. WebGL робить можливим відтворення складної графіки без великого навантаження на центральний процесор, забезпечуючи плавність і високу швидкість роботи графічних програм прямо у Web.

Реалізація візуальної частини програмного забезпечення використовує модуль canvas для активації функціоналу WebGL. Якщо браузер користувача не підтримує вимоги технології WebGL, коректне відображення графіки на ньому є неможливим.

Завантаження текстур, ініціалізація нових текстур здійснюється функцією loadTexture, яка

відповідає за завантаження зображень з вказаної URL. Це забезпечує наявність постійно доступної текстури, навіть якщо основне зображення ще не готове. Після завантаження зображення, воно замінює тимчасовий піксель, і, в залежності від його розмірів, для текстури встановлюються оптимальні налаштування.

Наступним етапом обробки інформації є підготовка даних для відображення просторового положення БпЛА, створюючи буфери для вершин. Вершини – це ключові точки, які використовуються для побудови геометричних форм на електронній мапі. Вони завантажуються в буфери, що дозволяє графічному процесору швидко отримувати до них доступ під час рендерингу. Буфери мають бути створені для всіх елементів сцени, включаючи БпЛА та проміжні пункти маршрутів.

Запропоноване програмне забезпечення використовує шейдерну технологію відображення інформації для оператора. Після компіляції та налаштування рейдери керують тим, як визначальні точки модифікуються та як формуються кольори на екрані. Компіляція шейдерів перед рендерингом дозволяє визначити візуальний вигляд об'єктів зони застосування групи БпЛА.

Технологія рендерингу, що реалізується для відображення інформації про групу БпЛА та стан навколишнього середовища, передбачає два етапи. На першому відображаються текстуровані об'єкти з вершинами (межами), на другому – заповнюється кольорове наповнення. Це дозволяє створити багатшарову сцену з різними візуальними ефектами. Важливість застосування саме такого підходу для відображення польотної обстановки для оператора викликана жорсткими часовими вимогами зручного представлення великого обсягу інформації.

З метою мінімізації використання обчислювальних ресурсів розроблене програмне забезпечення застосовує технологію контейнерів Docker. Замість повноцінних версій програмних модулів контейнери Docker дозволяють запускати і управляти додатками в ізольованому середовищі для зручності розробки та розгортання.

Представлена реалізація розробленого програмного забезпечення групою БпЛА вимагає застосування таких зовнішніх сервісів, які є відкритими для скачування та застосування:

- Python 3.11.4 (або пізніша, 3.11+);
- Docker Engine;
- Docker compose.

Відмова від застосування пропріетарних (закритих корпоративних) сервісів є принциповою особливістю розробленого програмного забезпечення. Установка необхідного сервісного програмного забезпечення можлива з офіційних сайтів розробників:

Python 3.11.4 –
<https://www.python.org/downloads/release/python-3114/>.
Docker Engine –
<https://docs.docker.com/desktop/install/windows-install/>.
WSL (Windows Subsystem for Linux) –
<https://learn.microsoft.com/en-us/windows/wsl/install>
або альтернативний засіб:
https://wslstorestorage.blob.core.windows.net/wslblob/wsl_update_x64.msi.

Висновки

Запропонована архітектурна модель програмного забезпечення для керування групою БпЛА, що складається з реляційних баз даних, підсистеми керування, фронтенду та спеціалізованих модулів, спрямована на забезпечення ефективної інтеграції та взаємодії усіх БпЛА для виконання складних місій у реальному часі. Її принципова відмінність від моделей програмного забезпечення для керування одиночними БпЛА полягає у необхідності введення додаткових програмних модулів, що відповідають за формування управління групою апаратів, автоматичну координацію їх руху та взаємодії з оператором групового застосування (модуль

керування польотом групи, підсистема навігації та керування повітряним простором, підсистема прийняття рішень).

Запропонована архітектурна модель програмного забезпечення для керування групою БпЛА орієнтована на реалізацію в рамках як об'єктно-орієнтованого, так і процедурного програмування, спрямована на реалізацію із застосуванням відкритих сервісів. Вона надає можливість гнучкого масштабування та адаптації до різноманітних операційних сценаріїв застосування групи БпЛА, що робить її придатною для застосування в складних і динамічних умовах.

З метою забезпечення високої якості інтерфейсу оператора групи застосовано спеціальну технологію рендерингу зображень та технологію контейнерів при обробці потоків інформації.

На думку авторів, дослідження можливостей масштабування, застосування програмних технологій розподіленої обробки даних, захищеної комунікації та комбінування різних методів формування керування є доцільним **напрямом подальших досліджень** щодо вдосконалення програмного забезпечення для керування групою БпЛА.

Список літератури

1. Артюшин Л.М., Коваль В.В., Семон Б.Й., Лобанов А.А., Герасименко В.В. (2021). Підходи до формулювання стратегії управління спільними бойовими порядками пілотованої та безпілотної авіації. Науково-теоретичний та науково-практичний журнал "Наука і оборона", №4 (2021), С. 34 – 43.
2. Артюшин Л.М., Кононов О.А., Шморгун Ю.В. (2018). Базові умови прийняття рішення щодо створення автоматизованої системи управління груповим застосуванням безпілотної літальних апаратів. Сучасні інформаційні технології у сфері безпеки та оборони, № 2(35), Київ, 2018, – С. 49–54.
3. Чень, Р., Чжан, Л., Чжоу, Х. (2022). Навчання з посиленням для прийняття рішень у режимі реального часу в операціях зграї БпЛА. Штучний інтелект у робототехніці та автоматизації, 30(1), – С. 215-227.
4. Bukhvalov O., Gorodetsky V., Karsaev O., Koudryavtsev G., Samoylov V. Privacy – Preserved Distributed Coordination of Production Scheduling in B2B Networks: A Multi-agent Approach. Proc. 7th IFAC Conference on Manufacturing Modeling, Management, and Control, 2013, Volume 7. Part 1. P. 2122 – 2127.
5. Space-time continuous models of swarm robotic systems : Supporting global-to local programming / Ed. H. Hamann. Springer Science & Business Media, 2010. 160 p. DOI : 10.1007/978-3-642-13377-0.
6. Tsourdos A., White B., Shanmugavel M. Cooperative path planning of unmanned aerial vehicles. Wiley, 2011. 190 p.
7. Yershov V.V., Izvalov O.V., Nedilko S.M., Nedilko V.M. The concept of systematic control of the flight of unmanned aerial vehicles. Computer-integrated technologies: education, science, production, 2020. P. 23–30.
8. Wang X., Yadav V., Balakrishnan S. N. Cooperative UAV formation flying with obstacle/collision avoidance. IEEE transactions on control systems technology. 2007. Vol. 15, Is. 4. P. 672–679. DOI: 10.1109/TCST.2007.899191
9. Shi Z. G., Tu J., Zhang Q. et al. survey of swarm robotics system. Advances in Swarm Intelligence: Lecture Notes in Computer Science. 2012. Vol. 7331. P. 564–572.
10. Podorozhnyak A.O., Volotskov Y. A., Shevtsova O.S. Study of the control system of unmanned aerial vehicles. Advanced information systems, 2018. P. 97–101.
11. Samborskyi I.I., Mashkov O.A., Kononov O.A. Problems of implementing joint use of promising unmanned aircraft complexes. Arsenal XXI, 2018. P. 36–41.
12. Барабаш О.В., Дахно Н.Б. Двокроковий варіаційно-градієнтний метод в системах підтримки прийняття рішень для управління безпілотними літальними апаратами. Зб. наук. праць Військового інституту Київського національного університету імені Тараса Шевченка, 2017. Вип. 57. – С. 7 – 15.
13. Dakhno N., Barabash O., Shevchenko H., Leshchenko O. and Musienko A. Modified Gradient Method for K-positive Operator Models for Unmanned Aerial Vehicle Control. Proceedings of 2020 IEEE 6th International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC). Conference Proceedings. October 20-23, 2020. Kyiv. P. 81 – 84.

Надійшла до редколегії 04.11.2024

Схвалена до друку 24.11.2024

Відомості про авторів:

Артюшин Леонід Михайлович

доктор технічних наук
професор
головний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-7488-7244>

Кононов Олексій Анатолійович

доктор технічних наук
доцент
заступник начальника
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-2267-9109>

Кир'янов Артемій Юрійович

доктор філософії
асистент кафедри
Національного технічного університету України
“Київський політехнічний інститут
імені Ігоря Сікорського”,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-3116-0122>

Information about the authors:

Leonid Artyushin

Doctor of Technical Sciences
Professor
Chief Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-7488-7244>

Oleksii Kononov

Doctor of Technical Sciences
Assistant Professor
Deputy Chief
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-2267-9109>

Artemii Kyrianov

Doctor of Philosophy, Ph.D
Assistant Department
of the National Technical University
of Ukraine “Igor Sikorsky
Kyiv Polytechnic Institute”,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-3116-0122>

SOFTWARE ARCHITECTURE FOR MANAGING A GROUP OF UAVS

L. Artyushin, O. Kononov, A. Kyrianov

The article explores the main approaches to creating a software architecture for controlling a group of unmanned aerial vehicles (UAVs) in the context of modern technological capabilities and challenges. The growing need for complex autonomous systems to perform various tasks, such as surveillance, monitoring and rescue operations, all require new approaches to controlling multiple drones, ensuring their coordination, safety and reliability. A method of coordinating actions between multiple drones is discussed in detail, which allows for more efficient information exchange and task performance in a group. In addition, considerable attention is paid to algorithms that ensure optimal communication between UAVs and help coordinate their activities to achieve a common goal. The article also emphasises the importance of reliable and secure communication between the UAV and the operator's ground centre, which is especially important for tasks that require a rapid response to changing environmental conditions. Real-time data processing approaches that rapidly increase the autonomy and flexibility of the system, allowing drones to adapt to changing conditions and make optimal decisions within their tasks. UAV group management software supports distributed information processing, which reduces the load on the central node and reduces the risk of malfunctions of individual drones.

In addition, the article outlines the prospects for integrating the proposed architecture with existing automated control system technologies. The main challenges, such as scaling systems, ensuring cybersecurity during data exchange, and developing algorithms to optimise the resources of a group of UAVs, are considered. This approach makes it possible to create efficient and reliable UAV group control software that can adapt to different operational scenarios and ensure safe task performance. Due to distributed data processing, secure communication, and integration of deep learning algorithms, the system maintains high autonomy and reliability during the mission. The article outlines the prospects and main challenges for building software that allows for effective management of a group of UAVs, including the possibility of integration with existing technologies.

Keywords: unmanned aviation, joint aviation group, decision-making algorithms, management efficiency coefficient, distributed computing and data storage, real-time data processing.

С.Д. Войтенко¹, О.В. Гамалій¹, Ю.П. Целіщев², С.Н. Єгоров³

¹ Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

² Національний університет оборони України, Київ

³ Головне управління державної авіації України, Київ

ОБҐРУНТУВАННЯ ТЕХНІЧНИХ ВИМОГ ЩОДО ВИКОРИСТАННЯ ГАРМАТ ГШ-23 І ГШ-6-23 В ЯКОСТІ МОБІЛЬНИХ ЗЕНІТНИХ УСТАНОВОК

В умовах збільшення кількості авіаційних ударів російськими баражуючими боєприпасами та крилатими ракетами по державним об'єктам та об'єктам критичної інфраструктури, Україна потребує розширення номенклатури, кількості видів та засобів протиповітряної оборони. Тому, проводиться робота щодо нарощування протиповітряного прикриття важливих військових, державних об'єктів та об'єктів критичної інфраструктури шляхом створення мобільних вогневих груп протиповітряної оборони.

З метою доукомплектування мобільних вогневих груп ефективними засобами боротьби з повітряними цілями противника типу "Shahed-136/131", "Ланцет" та крилатими ракетами проведено дослідження з метою обґрунтування шляхів використання авіаційних гармат типу ГШ-23, ГШ-6-23 та системи гарматного озброєння 9А-503 для створення мобільних зенітних артилерійських установок.

Ключові слова: протиповітряна оборона, мобільні вогневі групи, технічні вимоги, зенітні установки, авіаційні гармати.

Вступ

Постановка проблеми. В умовах збільшення кількості російських авіаційних ударів по об'єктам військової та критичної інфраструктури Україна потребує нарощування сил та ефективності засобів протиповітряної оборони. Важливу роль в системі протиповітряної оборони відіграють мобільні вогневі групи, що озброєні зенітними кулеметними установками, але їх бойові можливості обмежені при використанні противником нових швидкісних та висотних безпілотних літальних апаратів (далі БпЛА) типу Shahed 238, Орлан-30 та крилатих ракет типу Х-101, Х-555.

Командуванням Збройних Сил України планується досягти спроможності зі знищення таких цілей як БпЛА при любых висотах і швидкостях їх польоту шляхом озброєння мобільних вогневих груп зенітними дистанційно керованими турельними артилерійськими установками, що будуть створені на основі автоматичних гармат калібру 23 мм або 30 мм.

На теперішній час у арсеналах Збройних Сил України є значна кількість авіаційних гармат ГШ-23, ГШ-23(Л), що залишилась від старих бойових літаків (типу МиГ-21; МиГ-23, Су-17 та інш.) та не може бути використана на наявних бойових літаках. Також, наявні гармати ГШ-6-23 для літаків типу Су-24 кількість яких перевищує потребу. Крім, того існує запас демонтованих свого часу з літаків Ил-76 уніфікованих кормових

установок УКУ-9К-502-П з гарматами ГШ-23 використання яких за призначенням не планується.

За своїми балістичними характеристиками (калібром, дальністю, темпом стрільби) авіаційні ГШ-23, ГШ-23(Л) та ГШ-6-23 близькі до зенітних автоматичних гармат зенітних артилерійських установок типу ЗУ-23-2 та Zastava M75/55, що вже успішно застосовуються мобільними вогневими групами. Тому, за рішенням командування, прийнято рішення провести дослідження з метою визначення шляхів використання гармат типу ГШ-23, ГШ-6-23 в якості мобільних зенітних артилерійських установок.

Аналіз останніх досліджень і публікацій.

Питання створення системи та організації ефективного захисту угруповань військ від БпЛА противника ретельно розглянуто в джерелах [1...3], які визначають принципи побудови та функціонування цілеспрямованої комплексної системи / підсистеми протиповітряної оборони (далі – ППО), яка включає як "активну" складову (ураження БПЛА вогнем на землі та у повітрі), так і "пасивну" (виявлення та цілевказання) складову. При цьому, в якості "активної" складової джерела [2, 3] розглядають існуючі штатні зенітні ракетні та артилерійські комплекси без визначення ролі і місця новітніх засобів боротьби таких як зенітні FPV-дрони та легкомоторні літаки-перехоплювачі. У джерелах [4, 5] розглянуто організаційні та технічні питання створення "пасивної" складової

підсистеми ППО для боротьби з БпЛА. Наведено технічний обрис перспективної автоматизованої системи управління силами та засобами ППО [4], в джерелі [5] розглянуто функціональну схему (архітектуру) перспективної системи управління засобами радіоелектронної боротьби в підсистемі ППО, що побудована на основі інформаційної системи “Віраж-Планшет”.

У джерелах [6...8] наведено характеристики поставлених Україні країнами-партнерами сучасних спеціалізованих зенітно-артилерійських комплексів, що призначені для захисту об’єктів критичної інфраструктури.

Мета статті – визначення технічних вимог щодо створення мобільних зенітних установок на базі гармат ГШ-23(Л), ГШ-6-23 та системи гарматного озброєння СПВ 9А-503 для оснащення мобільних вогневих груп Збройних Сил України.

Виклад основного матеріалу

Виходячи з аналізу досвіду застосування існуючих зенітних установок та принципів побудови сучасних артилерійських систем захисту критичних об’єктів [1...3] для ураження дозвукових крилатих ракет (типу Х-101, Х-555) та БПЛА “Ланцет” система управління вогнем (далі - СУО) артилерійської зенітної установки цілодобово повинна забезпечувати можливість:

- виявлення або отримання зовнішнього цілівказання (ракурсу, швидкості та висоти польоту цілі та інш.) від РЛС-виявлення та /або автоматизованих систем управління сил та засобів ППО;

- пошук, захоплення та автоматичне супроводження цілі денною та нічною камерами з видачою зображення на пульт оператора, дальність виявлення цілей типу “крилатих ракета” - не менш 5 км.;

- управління силовими слідкуючими приводами гармати у горизонтальній площині зі швидкістю до 70 град/с, у вертикальній – до 60 град/с.

Визначені параметри можливо досягти тільки шляхом розробки зенітних модулів, до складу яких обов’язково повинні входити:

- дистанційна система управління вогнем з апаратурою отримання зовнішнього цілівказання та оперативного управління (Рис. 1);

- автоматизована турельна установка-платформа з опорою та силовими приводами вертикального і горизонтального наведення (Рис. 2 а);

- оптико-електронна прицільна система з денним та нічним каналом з мобільним терміналом візуалізації повітряної обстановки та управління (Рис. 2 б);

- гармата ГШ-23 (ГШ-23Л) або ГШ-6-23;
- система живлення гармати;
- електрообладнання з резервним джерелом живлення.



а)

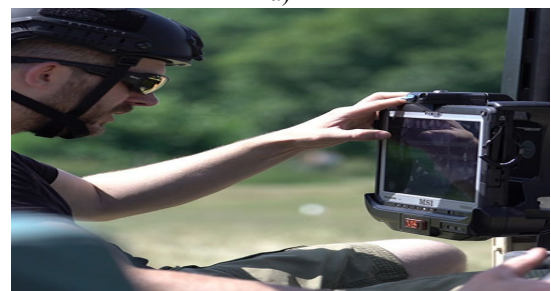


б)

Рис. 1. Управління зенітним комплексом Terrahawk Paladin: а) безпосередньо на вогневій позиції; б) з укриття
Джерело: [6]



а)



б)

Рис. 2. Модуль R400S-Mk2 з гарматою Hughes M230-30 мм: а) – турель; б) – термінал управління
Джерело: [9]

Виходячи з аналізу характеристик авіаційних гармат [10, 11] та тактико-технічних характеристик артилерійських зенітних систем можна висунути наступні технічні вимоги до мобільних зенітних установок (Табл. 1).

Основні технічні вимоги, щодо до створення зенітних установок

Параметри	Варіант 1	Варіант 2
	ГШ-23 (ГШ-23Л)	ГШ-6-23
Ефективна дальність стрільби	1800 м	1500 м
Максимальне навантаження (відбій у відкатці гармати)	3 500(3000) кг/с	5 000 кг/с
Кути наведення: - по вертикалі - по горизонталі	від 10° до + 85° не менше 180°	від 10° до + 85° не менше 180°
Час переводу з похідного положення у бойове	не більше 3 хв	не більше 5 хв
Маса установки без пушки та боєкомплекту	не більше 350 кг	не більше 350 кг
Маса пушки	51 кг	76 кг
Боєкомплект (ємність патронного ящика і тракту живлення)	не менше 250 патронів	не менше 250 патронів
Боеприпас	23×115 мм ОФЗ, БЗ-А	23×115 мм ОФЗ, БЗ-А
Темп стрільби	3000-3400 постр/хв	9000 постр/хв
Режими стрільби: - “коротка черга” - “середня черга” - максимальна	10 патронів 25 патронів 50 патронів	10 патронів 25 патронів 50 патронів
Бойовий розрахунок установки, у тому числі:	4	4
командир	1	1
оператор стрільби	1	1
заряджаючий	1	1
водій	1	1

Джерело: розроблено авторами

Створення зенітної установки на базі гармати ГШ-6-23 можливо, але даний зразок по відношенню до варіанту з ГШ-23(Л) буде мати суттєві недоліки, а саме:

- меншу ефективність дальність стрільби – 1,5 км перед 1,8 км;
- більші навантаження при стрільбі, що складає – 5 т перед 3 т;
- великий темп стрільби – 9 000 постр/хв перед 3 000 постр/хв;
- велику вагу – 72 кг перед 51 кг;
- необхідність попередньої розкрутки блока стволів з використанням піропатронів для кожної черги стрільби;
- складність в обслуговуванні і експлуатації.

В залежності від складу везимих засобів забезпечення стрільби, обсягу та кількості боєкомплектів, складу бойового розрахунку у якості мобільної бази може бути використано автомобіль підвищеної прохідності колісної форми 4×4 типу Хамер або Газ -66 (Рис. 3).



Рис. 3. Модуль R400S-Mk2 на автомобілі Хамер
Джерело: [9]

Для забезпечення стійкості установки при сприйнятті навантажень віддачі та стабілізації зброї:

- колісна база автомобіля повинна становити не менше 3 м, ширина колії не менше 1,8 м;
- центр платформи з опорою повинен співпадати з центром маси спорядженого автомобіля;

– у варіанті з гарматою ГШ-6-23 (віддача 5 т) доцільно розглянути можливість встановлення на автомобіль стабілізуючих домкратів або вибору автомобіля з колісною формою 6×4 типу Зил-131, Урал-4320, Камаз-4310 тощо.

Система гарматного озброєння 9А-502 призначена для супроводження цілі і ведення прицільної стрільби. Дистанційне управління туреллю УКУ-9К-502-ІІ здійснюється шляхом синхронізації кутів поворотів оператором (стрільцем) прицілу КПС-53А (Рис. 4) та кутів установки гармат. Розташовані на КПС-53А гіродатчики (сельсин-датчики) вимірюють кути та кутові швидкості лінії візуалізації цілі, значення яких поступають у балістичний обчислювач, який у відповідності до режиму стрільби (встановлюється на ПУ-9А-503 та АВС-257-ІІ), параметрів польоту носія-Ил-76 (висота, швидкість) розраховує і передає на блок управління приводами БУП-2 кути установки гармат [12].



Рис. 4. Кабіна бортового стрілка з КПС-53А
Джерело: [13]

Для забезпечення її штатного функціонування необхідна наявність наступного справного обладнання [12]:

- уніфікованої кормової установки УКУ-9К-502-ІІ з двома гарматами ГШ-23, з патронними ящиками та стрічковідводами;
- башенного агрегату БА-3ДП (перетворювача напруги для живлення електромоторів повертання башти);
- пульта управління ПУ-9А-503;
- блоку управління приводом БУП-2;
- коробки спряжень КС-9А-503;
- блоку обмежень БОГВ1С;

- автомату перезарядки АП-3П;
- підсилювача У-2М-1М;
- блоку підсилювача У-2М-1БІ;
- коліматорної прицільної станції КПС-53А з гіродатчиками;
- коробки електропідтягу КЭП-9А-503;
- двох електромеханізмів підтяги ленти;
- коліматорної прицільної станції КПС-53А з гіродатчиками;
- автомату повітряної стрільби АВС-257-ІІ з обчислювачем ВБ-257-ІІ.

Крім, того СПВ 9А-503 (9А-502) живляться від бортових електроджерел літака з наступними параметрами:

- постійний струм – напруга $27 \text{ В} \pm 10 \%$;
- трьох фазний змінний $400 \text{ Гц} \pm 10 \%$ напруга: $200 \text{ В} \pm 10 \%$; $115 \text{ В} \pm 10 \%$; $36 \text{ В} \pm 10 \%$.

За результатами аналізу принципів функціонування СПВ 9А-503 переліку та характеристик обладнання, що забезпечує її функціонування доцільно використати зі штатної комплектації СПВ 9А-503 для створення зенітної установки наступне обладнання:

- УКУ-9К-502-ІІ з двома гарматами ГШ-23, з патронними ящиками та лентовідводами;
- автомат перезарядки АП-3П;
- елементи тракту живлення гармати: рукава, електромеханізми підтягу.

Для системи управління вогнем зенітної установки за аналогією з варіантами модернізації зенітної установки ЗУ-23-2 відповідно до вимог [1...3] на основі УКУ-9К-502-ІІ необхідно:

- розробити дистанційну систему управління (Рис. 5);



Рис. 5. Автоматизоване робоче місце оператора ЗУ-23-2
Джерело: [14]

- створити нову систему електроживлення;
- оснастити новою прицільною системою (Рис. 6).



Рис. 6. Оптична прицільна система для ЗУ-2-23
Джерело: [14]

Сектор наведення гармат по вертикалі УКУ-9К-502-II на борту літака (вгору 50° , вниз 40°) не задовольняє умовам зенітної стрільби, тому турель повинна встановлюватись на автомобіль з кутом близько $+40^\circ$ до горизонту. Максимальний

кут наведення по горизонталі УКУ-9К-502-II (55° вліво та вправо) дозволяє отримати сектор стрільби по горизонталі тільки близько 110° відповідно до вимог джерела [1].

Доцільність створення зенітної установки на основі СПВ 9А-503 із-за конструктивних обмежень (сектора наведення, надлишкового темпу стрільби, значної ваги), складності синтезу застарілого та нового обладнання викликає сумнів та може розглядатися тільки при відсутності інших альтернатив.

Виходячи з аналізу характеристик СПВ 9А-503 [15] та тактико-технічних характеристик артилерійських зенітних систем можна висунути наступні технічні вимоги до мобільних зенітних установок, які наведені в Таблиці 2.

Таблиця 2

Технічні вимоги до мобільних зенітних установок

Параметри	Варіант 3
	9А-503 (2×ГШ-23)
Ефективна дальність стрільби	1800 м
Максимальне навантаження - відбій у відкатці гармати	7 000/6000 кг/с
Кути наведення: - по вертикалі - по горизонталі	до $+ 85^\circ$ не менше 110°
Час перевodu з похідного положення у бойове	не більше 30 с
Маса установки без пушки та боєкомплекту	не більше 350 кг
Маса пушки	51×2 кг
Боєкомплект (ємність патронного ящика і тракту живлення)	2 ящика не менше 250 патронів кожний
Боєприпас	23×115 мм ОФЗ, БЗ-А
Темп стрільби	6000-6800 постр/хв
Режими стрільби: - “коротка черга” - “середня черга” - максимальна	10 патронів 25 патронів 50 патронів
Бойовий розрахунок установки, у тому числі:	4
командир	1
оператор стрільби	1
заряджаючий	1
водій	1

Джерело: розроблено авторами

В залежності від складу рухомих засобів забезпечення стрільби, обсягу та кількості боєкомплекту, складу бойового розрахунку у якості мобільної бази можуть бути використані автомобілі підвищеної прохідності колісної форми форми 6×4 типу Зил-131, Урал-4320, Камаз-4310, тощо.

Висновки

За результатами аналізу сформованих вимог можемо зробити такі висновки.

1. Найбільш ефективним та перспективним напрямом створення зенітної установки є розробка автоматизованої турельної установки на основі

авіаційної гармати типу ГШ-23 з дистанційною системою управління, створеною за принципом “відкритої архітектури” з метою забезпечення можливості її установки на різні платформи (шасі) та інтегрування до існуючих систем цілікування і оперативного керування.

2. Найбільш швидким та раціональним з точки зору реалізації напрямом є розробка у відповідності до обґрунтованих авторами технічних вимог модифікації модулів “Вій”, “Тайтап” з гарматами ГШ-23(Л), що створені для ураження наземних цілей з метою їх адаптації до умов зенітної стрільби.

Напрямок подальших досліджень. Ефективність сучасних артилерійських зенітних установок проти цілей типу БпЛА досягається, в першу чергу, їх інтеграцією в системи автоматизованого управління силами та засобами ППО. Відповідно, найбільш перспективним напрямом досліджень, на думку авторів, є інтеграція всіх засобів боротьби з БпЛА (зенітних установок, засобів радіоелектронної боротьби, вертольотів-перехоплювачів) до єдиної системи управління та цілікування на основі системи моніторингу повітряної обстановки “Вираж-П”.

Список літератури

1. Коломійцев О.В., Сайко В.Г., Комаров В.О., Кулешов О.В., Гетьман А.В. Пропозиції щодо підвищення ефективності протидії засобами проіповітряної оборони безпілотним літальним апаратам The 4th International scientific and practical conference “Contemporary challenges of society and ways to overcome them” (January 30 - February 02, 2024) Tallinn, Estonia. International Science Group. 2024. – 297 p.
2. Боротьба з ударними БпЛА іранського та російського виробництва “Shahed-136” (“Герань-2”) та “Ланцет-2”. Методичні рекомендації загальновійськовим підрозділам (за досвідом російсько-Української війни 2022-2023 років). Київ. “Центр учбової літератури”, 2023. – 68 с.
3. Рекомендації підрозділам щодо боротьби з безпілотними літальними апаратами “KAMIKADZE” “SHAHED-136” (“ГЕРАНЬ-2”). URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: <https://sprotyvg7.com.ua/lesson/rekomendacii-pidrozdilam-shhodo-borotbi-z-bezpilotnimi-litalnimi-aparatami-kamikadze-shahed-136-geran-2>.
4. Данило Древницький. Автоматизована система управління військами – зброя перемог. Військовий кур’єр. 3 грудня, 2022. URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: <https://mil.co.ua/avtomatyzovana-systema-upravlinnya-vijskamy-zbroya-peremogy/>.
5. Лещенко С. П., Адаменко А. А., Лупандін В. А., Мегельбей Г. В. Система інформаційного забезпечення протидії безпілотним літальним апаратам противника при комплексному застосуванні засобів радіоелектронної боротьби. Зб. наук. праць Харківського національного університету Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба, 2022. № 3 (73). – С. 31-37. <https://doi.org/10.30748/zhups.2022.73.05>.
6. Зенітна система MSI-DS Terrahawk Paladin: “шахедобійка” зі штучним інтелектом. АРМІЯ INFORM. URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: <https://armyinform.com.ua/2023/10/25/zenitna-systema-msi-ds-terrahawk-paladin-shahedobijka-zi-shtuchnym-intelektom/#:~:text=TerrahawkSeahawk>.
7. Система ППО Oerlikon Skynex: дешева у застосуванні, але вкрай сердита до цілей. АРМІЯ INFORM [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.ukr.net/news/details/technologies/101970526.html>.
8. До України надійшли нові зенітки ZU-23-2CP. URL. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.wbgroup.pl/produkt/pakiet-modernizacyjny-dla-23-mm-armaty-przeciwlotniczej-zu-23-2/>.
9. TERRAHAWK. URL. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.msi-dsl.com/products/msi-ds-terrahawk-rws/>.
10. 23-мм авиационная пушка ГШ-23Л. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. Воениздат. 1978. 110 с.
11. 23-мм авиационная пушка ГШ-6-23. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. Воениздат. 1970. 110 с.
12. Ветеран труда "76-ой" часть 6 (Рабочие места экипажа). URL. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.google.com/imgres>.
13. ЗУ-23/30М1-3 и ЗУ-23/30М1-4. Проекты модернизации устаревшей зенитной установки. URL. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://topwar.ru/101148-zu-23-30m1-3-i-zu-23-30m1-4-proekty-modernizacii-ustarevshey-zenitnoy-ustanovki.html>.
14. Унифицированная кормовая установка УКУ-9К-502. Техническое описание и инструкция по эксплуатации 8А2.950.003 ТО. – 39 с.

Надійшла до редколегії 28.10.2024

Схвалена до друку 14.11.2024

Відомості про авторів:

Войтенко Сергій Джорджович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-5336-0534>

Гамалій Олексій Вікторович

молодший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0009-0006-4996-6828>

Целішев Юрій Павлович

кандидат технічних наук
доцент
старший викладач
Національного університету оборони України,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-6308-4024>

Егоров Сергій Никонорович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
головний державний інспектор
Головного управління державної авіації України,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-6774-056X>

Information about the authors:

Sergiy Voytenko

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-5336-0534>

Oleksii Hamalii

Junior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0006-4996-6828>

Yuriy Tselishchev

Candidate of Technical Sciences
Associate Professor
Senior Lecturer
of The National Defence University of Ukraine,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-6308-4024>

Serhiy Egorov

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Chief State Inspector
of the Main Directorate of State Aviation of Ukraine,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-6774-056X>

SUBSTANTIATION OF TECHNICAL REQUIREMENTS FOR THE USE OF GSH-23 AND GSH-6-23 GUNS AS MOBILE ANTI-AIRCRAFT SYSTEMS

S. Voytenko, O. Hamalii, Y. Tselishchev, S. Egorov

In the context of the increasing number of air strikes by Russian barrage munitions and cruise missiles on government facilities and critical infrastructure, Ukraine needs to expand the range, number of types and means of air defense. Therefore, work is underway to increase air cover for important military, government and critical infrastructure facilities by creating mobile air defense fire groups.

In order to equip the mobile fire groups with effective means of combating enemy air targets such as Shahed-136/131, Lancet and cruise missiles. Research was conducted on ways to use aircraft guns such as GSH-23, GSH-6-23 as mobile anti-aircraft artillery systems with the possibility of installation on vehicles, as well as ways to use 9A-503 gun armament systems with GSH-23 gun of IL-76 aircraft for mobile anti-aircraft artillery systems with the possibility of installation on vehicles.

Among the considered ways of creating anti-aircraft installations, we consider:

1. The fastest and most rational way of implementation is the adaptation of the existing domestic modules "Vi", "Taitap" or the creation of a new anti-aircraft installation based on a gun

GSh-23 or GSh-23(L).

2. The most effective and promising direction is the creation of an anti-aircraft module based on a universal caliber (14.5 mm, 23 mm and 30 mm) and an automobile base of an automated turret installation with a remote control system created according to the principle of "open architecture", which will enable in the future, to integrate into the system a television channel and channels of targeting and operational control.

3. It is possible to create an anti-aircraft installation based on the GSh-6-23 gun, but this sample will have significant disadvantages compared to the GSh-23(L) variant.

4. The advisability of creating an anti-aircraft installation based on the SPV 9A-50Z and given the design limitations (targeting sector, excessive rate of fire, significant weight), the complexity of the synthesis of old and new equipment is questionable and can be considered only in the absence of other alternatives.

Keywords: air defense, mobile fire groups, technical requirements, anti-aircraft guns, aircraft guns.

П.Б. Волотівський¹, О.В. Гончаров², В.М. Давиденко¹, Н.Л. Мамонова¹

¹ Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

² Головне управління державної авіації України, Київ

СПОСОБИ ТА ЗАСОБИ ПРОТИДІЇ БПЛА, ЇХНІ ПЕРЕВАГИ ТА НЕДОЛІКИ. ПОГЛЯДИ ЩОДО НАПРЯМІВ ЇХ РОЗВИТКУ

*В умовах відсічі збройної агресії російської федерації проти України перед державою постає головне завдання щодо оснащення Збройних Сил (ЗС) України, інших складових сил оборони високоефективним озброєнням та військовою технікою відповідно до потреби для нарощування їх спроможностей. Майже трьохрічний бойовий досвід ЗС України свідчить, що одним з пріоритетних напрямів нарощування їх спроможностей з протидії агресору є оснащення **військ (сил)** сучасними засобами протидії безпілотним авіаційним системам, побудованим за новітніми технологіями (зокрема вітчизняного виробництва). Важливе значення у вирішенні цього завдання відіграє дієва військово-технічна політика держави з притаманними цій політиці в умовах воєнного часу особливостями реалізації.*

Наразі в російсько-українській війні має місце надзвичайно широке застосування безпілотних літальних апаратів (БпЛА) для вирішення широкого кола різних завдань у ході бойових дій. Проблема протидії БпЛА, особливо малим, є надзвичайно складною, різносторонньою і на даний час ефективно не вирішеною. Є всі підстави стверджувати про практичну відсутність досконалих спеціалізованих систем і засобів, призначених виключно для протидії БпЛА.

Метою статті є огляд основних способів та засобів протидії БпЛА, їх переваг і недоліків і на цій підставі формування поглядів щодо напрямів ефективного вирішення даної проблеми.

Матеріали статті необхідно розглядати в деякій мірі як вихідні дані для проведення подальших досліджень в такому актуальному напрямі як протидія БпЛА.

Ключові слова: протиповітряна оборона, протибезпілотна оборона, протидія безпілотним літальним апаратам, засоби протидії безпілотним літальним апаратам.

Вступ

В умовах масового застосування збройними силами російської федерації (зс рф) безпілотних авіаційних комплексів (БпАК) у війні проти України гостро постало питання про протидію цим системам. Виявилось, що проблема протидії БпЛА, особливо малим БпЛА, є надзвичайно складною, багатогранною та до цих пір ефективно не вирішеною.

Аналіз даних щодо застосування БпЛА зс рф у “спеціальній військовій операції” показує, що загальна частка FPV-дронів складає приблизно 90 % від усієї задіяної кількості БпЛА в операції. Це обумовлене їх високою швидкістю і маневреністю, постійним удосконаленням технологій виготовлення та низькою вартістю FPV-дронів проти інших БпЛА. У військах рф застосовується більше 70 зразків FPV-дронів, у тому числі: FPV-дронів коптерного типу – більше 50 зразків; FPV-дронів літакового і вертолітного типу – більше 6 зразків; БпЛА коптерного типу з функцією FPV – 18 зразків.

Зважаючи на актуальність задачі протидії БпЛА (особливо малим), автори в цій роботі зосередились на огляді різних засобів протидії БпЛА, що ґрунтуються на вогневому ураженні, радіоелектронному придушенні, функціональному ураженні надвисокочастотним випромінюванням,

ураженні лазерним випромінюванням, а також на протидії БпЛА з використанням пілотованої авіації, спеціальних БпЛА-перехоплювачів, інших способів і засобів.

Постановка проблеми. Військовим керівництвом провідних країн, а також рф, впровадження БпАК розглядається як магістральний напрям розвитку засобів збройної боротьби. У наявності тенденція підвищення ефективності застосування БпЛА для завоювання панування у повітрі, ураження особового складу та засобів озброєння збройних сил. Це дозволяє зробити висновок, що вже почалися зміни в стратегії ведення війни, що стосується, в першу чергу, застосування безпілотних авіаційних комплексів.

В роботі [1, с. 41)] зазначено, що на даний час об’єктивні умови збройної боротьби в російсько-українській війні висунули в якості ударної сили БпАК, які набули значення одного з найважливіших *стратегічних чинників*, здатних шляхом прямого впливу на угруповання військ та життєво важливі об’єкти здійснювати вельми значний, а іноді і вирішальний вплив на хід війни. В цій роботі зроблено висновок, що боротьба з БпЛА стає однією з окремих (часткових)

стратегічних цілей (завдань) протиповітряної оборони держави.

Особливо складними об'єктами для протидії виявилися малі БпЛА. Їх застосування стало увійшло в тактику дій військових підрозділів. У даний час над полем бою навіть однієї мотострілецької бригади можливо спостерігати десятки БпЛА противника, що виконують різноманітні завдання.

У повітряному просторі над усією територією України щодобово виконують розвідувальні, ударні й інші завдання десятки БпЛА. Так, за вересень 2024 року зс рф застосували проти об'єктів аеродромної мережі, оборонно-промислового комплексу, критичної та соціальної інфраструктури України більше 1000 БпЛА оперативно-тактичного та оперативного призначення (розвідувальних, ударних, хибних цілей тощо).

Досвід російсько-української війни також наочно свідчить про практичну відсутність досконалих спеціалізованих систем і засобів, призначених виключно для протидії БпЛА.

Тому, перед академічною наукою, військовими вченими, науковими підрозділами підприємств оборонно-промислового комплексу, що спеціалізуються на розробці та виробництві засобів протидії безпілотним авіаційним системам, постає важливе, а скоріше за все, невідкладне завдання щодо пошуку шляхів створення комплексів протидії БпЛА, спеціально орієнтованих на вирішення задач виявлення та ураження повітряних цілей, як малі БпЛА.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Актуальність розгляду задачі протидії БпЛА (особливо малим БпЛА) підтверджується значною кількістю робіт закордонних та вітчизняних авторів з даної тематики. В останні роки в рф та інших державах проводяться важливі за тематикою та змістом дослідження з питань протидії БпЛА. У той же час необхідно відмітити, що значимих робіт за тематикою протидії БпЛА досить мало. У більшості робіт автори наводять статистичні дані щодо знищення ворожих БпЛА тими або іншими засобами, підкреслюють важливість і складність боротьби із цим видом зброї (особливо з малими БпЛА), визначають напрями та завдання перспективних досліджень. У цих роботах розглядаються окремі, часткові аспекти проблематики боротьби з БпЛА [2...7].

У роботі [1], на підставі досвіду боротьби з розвідувальними та ударними БпЛА зс рф під час відбиття агресії, поставлене питання про необхідність створення та розбудови системи протибезпілотної оборони (ПБО) як складової системи ППО/ПРО/ПБО України (ППО – протиповітряна оборона, ПРО – протиракетна оборона), про необхідність створення якісно нової системи озброєння протибезпілотної оборони – матеріальної основи системи ПБО.

Виклад основного матеріалу

Досвід застосування БпЛА в останніх воєнних конфліктах та в ході широкомасштабної агресії рф проти України показує, що вони вирішують широке коло завдань: спостереження (розвідка), у тому числі в реальному масштабі часу; нанесення ударів по військах, об'єктах логістики збройних сил, по об'єктах інфраструктури в глибині території країни; транспортування вантажів; надання цілевказівок іншим засобам ураження, а також коректування їх застосування; постановка радіоелектронних завад; ретрансляція даних між віддаленими абонентами мереж зв'язку; використання як хибних повітряних цілей, й інші завдання.

Особливо необхідно відмітити багаторазове нарощування застосування БпЛА різного призначення в зоні бойових дій, над полем бою. У теперішній час відмічається дуже швидке зростання кількості розробок БпЛА, у тому числі їх складових частин безпілотних літальних апаратів. Цьому сприяли певні об'єктивні передумови, що пов'язані зі значними технологічними успіхами у різних областях знань процесів виробництва, можливостями впровадження технологій штучного інтелекту в бортові системи БпЛА.

Активний розвиток та оснащення зс рф, а також інших країн БпЛА, їх масоване застосування в широкомасштабній війні рф проти України, в інших збройних конфліктах висувають як невідкладну задачу *активного пошуку способів та засобів протидії БпЛА, тобто створення нових систем їх виявлення, знищення та подавлення* [8].

На початковому етапі появи задачі протидії БпЛА (на початку 2000-х років), ця задача вирішувалася виключно засобами ураження зенітно-ракетних та зенітно-артилерійських комплексів протиповітряної оборони.

Наразі цей спосіб вважається не раціональним з економічної та технічної точок зору. По-перше, економічно не вигідно використовувати дорогі ракетні комплекси по великій кількості відносно дешевих БпЛА. По-друге, це призводить до швидкого вичерпування бойового ресурсу зенітних ракетних комплексів (ЗРК) та подальшої їх нездатності відбити удари вже пілотованої авіації та ракетної зброї.

У зв'язку із цим, в теперішній час проводяться широкі дослідження нових способів протидії БпЛА, що ґрунтуються на вивченні характеристик основних складових БпЛА та систем їх бортового обладнання, значимих для його виявлення і протидії (конструкція планеру, тип та характеристика двигуна, система електроживлення, система управління, навігаційна система, телеметрична система, система радіозв'язку [8, 9]).

Взаємозв'язок основних підсистем БпЛА показано на рис. 1.

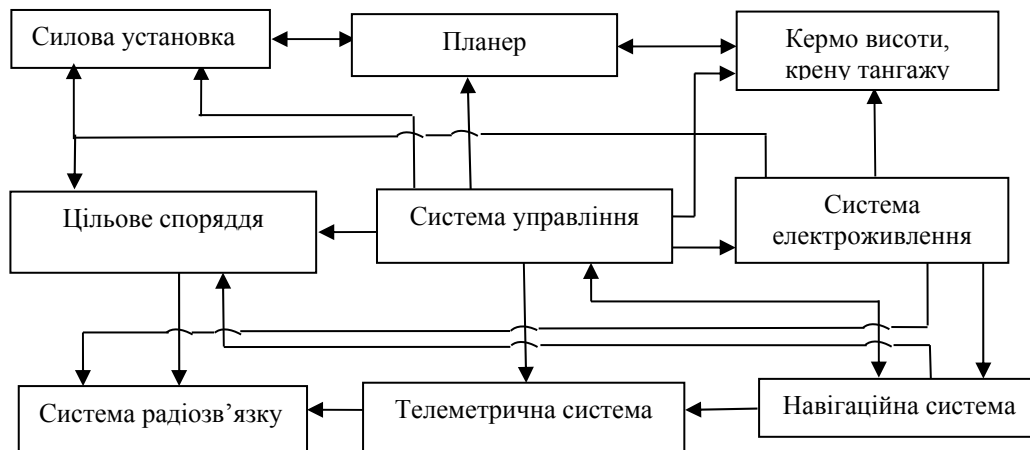


Рис. 1. Взаємозв'язок основних підсистем БпЛА
Джерело: розроблено авторами

У залежності від переліку задач на борту БпЛА можуть додатково встановлюватися такі системи й обладнання:

системи оптико-електронної, тепловізійної, радіолокаційної, радіо- і радіотехнічної, радіаційної, хімічної й інших видів розвідки з малогабаритним накопичувачем розвідувальних даних;

засоби постановки активних радіоелектронних перешкод;

пристрої наведення та коректування керованої зброї ("підсвічування цілей"); засоби ураження різних типів;

засоби управління і зв'язку з наземним пунктом управління;

відповідач системи державного пізнання;

апаратура автономного польоту та автоматичної посадки;

транспортні касети, кріплення тощо.

Таким чином, під час досліджень щодо розробки та застосування різноманітних методів виявлення та нейтралізації БпЛА мають ураховуватися усі можливі їх характеристики (льотно-технічні, акустичні, оптико- і радіоелектронні й інші), а також можливість вогневого ураження як самих літальних апаратів, так і засобів керування ними.

Найбільш складними у частині протидії є малі БпЛА – малогабаритні і малошвидкісні. Вони є найбільш складними цілями для сучасних засобів виявлення та ураження.

Стосовно великих і середніх БпЛА літакового типу відмітимо таке. Ці БпЛА за своїми демаскуючими ознаками фактично аналогічні відомим аеродинамічним цілям – легким літакам, крилатим ракетам, планерам й іншим подібним цілям.

Виходячи з того, що для сучасних засобів виявлення найбільш складними цілями є малогабаритні та малошвидкісні БпЛА, в подальшому здебільшого зосередимося на

проблемних питаннях виявлення та протидії цьому класу БпЛА.

Основними перевагами БпЛА цього класу, що ускладнюють задачу їх виявлення і протидії, є [8, 9]:

можливість виконання завдань на безпечному віддаленні від оператора та забезпечення оператора інформацією про хід виконання завдання практично в масштабі реального часу;

застосування широкого спектру малогабаритних цільових навантажень на сучасній елементній базі (радіолокаційних станцій – РЛС), засобів радіоелектронної розвідки (РЕР), бойових частин з направленим ураженням;

можливість тривалого перебування над зоною бойових дій, а також самостійного ураження засобів ППО;

низька помітність БпЛА в радіолокаційному й оптичному діапазонах за рахунок більш низьких масогабаритних характеристик у порівнянні з пілотованими літальними апаратами та широкого застосування в конструкції БпЛА пластикових і композитних матеріалів, що слабо відбивають електромагнітне випромінювання;

можливість виконувати маневри з високими перевантаженнями та використанням режимів польоту, що приводять до зниження ефективності дії існуючих і перспективних засобів ППО, можливість польоту на гранично малих висотах (до 50 м) із використанням захисних властивостей рельєфу місцевості, а також на низьких швидкостях польоту (10...30 м/с). При цьому більшість сучасних ЗРК мають обмеження на обстріл повітряних цілей при їх мінімальній висоті (до 1 км). Крім того, під час приймання відбитих сигналів РЛС від малорозмірних, малошвидкісних БпЛА можливе їх попадання в строби захисту РЛС від пасивних перешкод і стаціонарних предметів (що робить БпЛА не розпізнавальним для РЛС на фоні місцевості або в хмарі пасивних перешкод);

можливість використання високоманеврених режимів польоту, наприклад, “змійка”, “рваний” (з періодичним зависанням або різким зниженням швидкості);

можливість використання для радіоканалів керування БпЛА вже існуючої інфраструктури зв'язку мобільних операторів зв'язку і точок доступу Wi-Fi, а не спеціально розроблених засобів зв'язку;

малі геометричні розміри, що обумовлюють низькі значення ймовірності ураження БпЛА снарядами зенітної артилерії. Радіопідривачі зенітних керованих ракет під час їх підльоту в район малорозмірної цілі, як правило, не спрацьовують;

скритність застосування БпЛА, що забезпечується відносною безшумністю їх двигунів, а також за рахунок польоту в режимі “радіомовчання” до виходу в зону безпосереднього бойового застосування.

До основних недоліків малогабаритних і малошвидкісних БпЛА на цей час можна віднести:

обмеження щодо застосування в залежності від часу доби та погодних умов для окремих типів БпЛА;

відносно низька інтелектуальність дії в автономному режимі;

низька скритність радіоканалів керування та передачі даних;

низька живучість конструкції;

вразливість каналів радіоуправління та каналу супутникової навігації для систем радіоелектронної боротьби (РЕБ) та радіоелектронних перешкод;

відносно невелика дальність дії дистанційного управління БпЛА з пункту управління (ПУ) за відсутності додаткових засобів ретрансляції;

обмеження щодо маси та складу цільового споряддя.

Виявлення БпЛА. Виявлення БпЛА є першим етапом протидії йому. Без викриття факту польоту БпЛА, траєкторії його руху, інших значимих характеристик, важливих для цілевказання засобу протидії, протидія неможлива. Достатньо повний аналіз демаскуючих ознак військового літального апарату та малого БпЛА наданий у роботах [9...11].

Засобами виявлення БпЛА, які використовують їх відповідні демаскуючі ознаки, є:

засоби радіолокаційної розвідки (РЛР) – різноманітні РЛС;

засоби радіо- і радіотехнічної розвідки (РРТР) – станції контролю радіовипромінювань, пеленгаторні пости;

засоби оптико-електронної розвідки (ОЕР) – засоби теле- і фотоспостереження у видимому та інфрачервоному діапазонах;

засоби акустичної розвідки (АР) – мікрофони і звукоуловлювачі.

Ці засоби, як правило, використовуються комплексно, взаємно доповнюючи один одного, при цьому основними засобами цілевказання для комплексів ППО є засоби РЛР – РЛС, а для комплексів РЕП – засоби РРТР.

Розглянемо окремі показники можливостей зазначених вище засобів виявлення малих БпЛА в залежності від значень їх характеристик.

Виявлення БпЛА засобами РЛР. Виявлення БпЛА засобами РЛР є ефективним у тому випадку, коли радіолокаційна помітність цілі відповідає роздільній здатності РЛС. Як об'єкти РЛР малі БпЛА характеризуються значенням ефективної площі розсіювання (ЕПР) порядку 0,05...0,5 м². Згідно з наявними у авторів даними, проведені в рф полігонні випробування до початку широкомасштабної агресії показали, що розрахункові дальності для виявлення малорозмірних БпЛА з боку РЛС, що знаходяться на озброєнні військових підрозділів ППО зс рф, при різних значеннях ЕПР, БпЛА складали:

для РЛС метрового діапазону хвиль:

8...14 км для БпЛА з ЕПР приблизно 0,1 м²;

0,1...1,5 км для БпЛА з ЕПР приблизно 0,01 м²;

для РЛС дециметрового діапазону хвиль:

9...16 км для БпЛА з ЕПР приблизно 0,01 м²;

0,8...2,0 км для БпЛА з ЕПР приблизно 0,01 м²;

для РЛС сантиметрового діапазону хвиль:

12...25 км для БпЛА з ЕПР приблизно 0,1 м²;

1,4...2,8 км для БпЛА з ЕПР приблизно 0,01 м².

Відмічається такий факт: якщо для БпЛА з ЕПР 0,1 м² розрахункові дані і фактичні результати полігонних випробувань щодо дальності виявлення практично співпадають, то для БпЛА з ЕПР 0,01 м² фактичні дальності виявлення наближаються до нульових значень. Додатковим чинником, що знижує рівень ЕПР БпЛА та призводить до зриву супроводження БпЛА, є використання в конструкції великої кількості радіопрозорих пластикових і композитних матеріалів.

Практичний досвід застосування РЛС для виявлення БпЛА показав, що зменшення масогабаритних параметрів БпЛА до значення менше 5 кг призводить до суттєвого зменшення рубежу їх виявлення, а при застосуванні значної частки радіопрозорих матеріалів у конструкції БпЛА робить їх виявлення за допомогою РЛС фактично неможливим.

Отже, в переважній більшості РЛС ЗРК не будуть виявляти БпЛА з ЕПР 0,01 м² і менше. В умовах застосування противником різноманітних завад засобам РЛР навіть ті можливості РЛС, що є, значно зменшуються. Фактичні дальності виявлення не дозволяють забезпечити участь пунктів управління в управлінні вогнем угруповань ППО під час організації і здійсненні обстрілу малорозмірних БпЛА.

Таким чином, постає питання розробки перспективних РЛС, здатних виявляти малорозмірні БпЛА на дальностях, що забезпечать ведення ефективної стрільби по БпЛА.

Виявлення БпЛА засобами РПТР. Засоби РПТР дозволяють виявити БпЛА шляхом приймання та аналізу як сигналів командної радіолінії управління (КРУ), так і бортового радіоелектронного обладнання (РЕО) – радіолокаційних висотомірів, РЛС, випромінювачів завад тощо. Основним об'єктом *радіорозвідки* (РР) є КРУ БпЛА, а також параметри та дані, що нею передаються, а об'єктом *радіотехнічної розвідки* (РТР) – випромінювання бортових РЛС, бортового РЕО, радіоелектронних засобів (РЕЗ) цільового споряддя.

Наземні засоби РПТР, що є на озброєнні ЗС РФ, мають функціональні спроможності: виявлення джерел радіовипромінювання (ДРВ), розпізнавання типів функціонування ДРВ, визначення параметрів засобів радіозв'язку та перехоплення повідомлень, що передаються, високоточне визначення місцезнаходження РЛС, радіостанцій та постановників перешкод. Точність пеленгування напрямку на ДРВ складає $0,5^\circ \dots 1^\circ$, точність визначення місцезнаходження ДРВ на відстані до 150 км – 50...150 м.

Необхідно відмітити, що *перевагою засобів РПТР* є те, що вони дозволяють однозначно ідентифікувати БпЛА серед природних об'єктів зі схожими характеристиками, передусім, птахів. *Недоліком цих засобів* є те, що засоби РПТР можуть з достатньою точністю встановити лише загальний напрямок (пеленг) на БпЛА, при цьому точність його визначення підвищується при збільшенні часу спостереження. Дальність і висоту до цілі засоби РПТР визначають із суттєвими помилками.

Дальності виявлення малих БпЛА засобами РПТР суттєво залежать від потужності засобів радіозв'язку БпЛА, витоку сигналів бортового РЕО, значень коефіцієнта підсилювання антени БпЛА та чутливості приймача засобу РПТР.

Високоінтенсивне випромінювання засобів радіозв'язку є основною демаскуючою ознакою БпЛА, у тому числі малих БпЛА.

У порівнянні з випромінюванням засобів радіозв'язку БпЛА, випромінювання іншого бортового РЕО БпЛА має більш низьку інтенсивність. Убуток паразитних випромінювань іншого РЕО БпЛА у порівнянні з інтенсивністю випромінювань засобів радіозв'язку і бортової РЛС непорівнювано мала. Все це робить виявлення малих БпЛА для РТР складним у технічному відношенні завданням.

За наявності на борту малорозмірного БпЛА безперервно працюючої КРУ, дальності його виявлення засобами РПТР можуть мати значення від 4 до 50 км. На практиці ці значення для малорозмірних БпЛА будуть ще меншими, через

відсутність режимів тривалого безперервного випромінювання.

Виявлення БпЛА засобами оптико-електронної розвідки (ОЕР). Засоби ОЕР видимого діапазону представляють собою досить надійний засіб виявлення малих БпЛА, які є складними для виявлення засобами РЛР. У той же час, ефективність оптичного виявлення БпЛА суттєво залежить від чинників навколишнього середовища, в першу чергу, від часу доби та погодних умов. Виявлення БпЛА засобами ОЕР допустиме за можливості побудови проєкції його візуального обриса (конфігурації) на умовну площину після використання усіх можливих способів підвищення контрастності та відновлення пропущених елементів графічного образу. Збільшення дальності виявлення досягається за рахунок звуження поля зору засобу ОЕР, зменшення зони огляду та збільшення часу пошуку. Взагалі, ефективність ОЕР для проведення пошуку у видимому діапазоні є низькою. Однак, за отримання зовнішнього цілевказання, наприклад, від РЛС, ці засоби можуть бути ефективними для супроводження БпЛА.

За даними полігонних випробувань, проведених в РФ у довоєнний період, дальність візуального виявлення БпЛА засобами ОЕР, що були на озброєнні ЗС РФ на той час, складала:

під час спостереження польоту БпЛА у фронт – 100...400 м;

під час спостереження з бокових ракурсів – 150...700 м.

За фактичних висот польоту малих БпЛА 300...1000 м навіть за яскравого пофарбування їх візуальне виявлення було дуже ускладнене.

Застосування оптичного збільшення у засобах ОЕР дозволило збільшити дальність виявлення БпЛА в 4,5...14 разів:

при збільшенні 4,5 крат – до 2,2 км, при збільшенні 14 крат – до 6,7 км.

Природно, при оптичному збільшенні буде знижуватися ймовірність виявлення БпЛА з причини звуження області оглядового простору.

Крім засобів ОЕР, що працюють у видимому діапазоні, виявлення БпЛА можливе засобами ОЕР, працюючих в ІЧ-діапазоні. Засоби ОЕР ІЧ-діапазону виявились особливо ефективними у нічний час.

Ефективність ОЕР ІЧ-діапазону також суттєво залежить від погодних умов (димка, вологість, опади, туман тощо). Для зниження помітності БпЛА можуть вибиратися профілі і напрямки їх польоту, що знижують ефективність засобів ОЕР видимого і ІЧ-діапазону, наприклад, заходження на ціль з боку сонця або іншого потужного джерела світла та ІЧ-випромінювання.

Виявлення БпЛА засобами акустичної розвідки (АР). Акустична помітність є важливим доповнюючим фактором, який дозволяє підвищити

достовірність виявлення БпЛА в умовах за яких традиційні засоби (радіолокаційні та оптичні), не можуть забезпечити потрібного рівня ймовірності його виявлення. Джерелами звукових хвиль є двигуни та лопаті повітряних гвинтів. Застосування для виявлення БпЛА засобів АР забезпечує [8]:

- визначення пеленгу на БпЛА;
- визначення класу (типу) БпЛА.

Засоби АР мають такі переваги:

забезпечують стає автоматичне виявлення малошвидкісних маловисотних БпЛА за будь-яких погодних умов, умов поганої оптичної видимості та складного рельєфу місцевості;

забезпечують скритність функціонування та збереження працездатності в умовах РЕП;

малі габарити, низьке енергоспоживання, відносно дешеві.

Основними недоліками, що обмежують застосування акустичних систем для виявлення БпЛА є:

- низька чутливість;
- низька точність визначення координат БпЛА;
- невеликі рубежі виявлення БпЛА. За дальністю: планерний БпЛА з електричним двигуном – 100...200 м, БпЛА вертолітного типу з електричним двигуном – 200...300 м, БпЛА з поршневим двигуном – до 2 км. За висотою – до 1 км.

Роботи щодо використання засобів АР для виявлення малих БпЛА продовжуються у різних країнах. Цікаві результати щодо використання засобів АР отримані японськими дослідниками.

Основні способи і засоби протидії БпЛА [8, 12]. До основних способів протидії БпЛА належать наступні: вогневе ураження БпЛА зенітно-ракетними (ЗРК), зенітно-артилерійськими комплексами (ЗАК), зенітними артилерійськими установками (ЗАУ), зенітними кулеметними установками (ЗКУ) протиповітряної оборони; радіоелектронне придушення систем навігації і радіозв'язку БпЛА; функціональне ураження БпЛА надвисокочастотним електромагнітним випромінюванням (ФУ ЕМВ); ураження БпЛА лазерним випромінюванням; протидія БпЛА з використанням спеціальних БпЛА-перехоплювачів, літаків легкомоторної авіації та вертольотів.

Протидія БпЛА засобами ЗАУ та ЗКУ ППО. ЗАУ та ЗКУ на даний час розглядаються як найбільш перспективні для боротьби з малогабаритними БпЛА, а також як засіб перекриття "мертвої зони" ЗРК ППО. Практичний досвід застосування цих засобів показує, що стрільба по рухомих малих БпЛА з малих дистанцій більш ефективна за їх малих або наближених до нуля швидкостях польоту, а точність прицілювання має визначальне значення для ефективної стрільби.

Для підвищення ефективності ураження БпЛА ЗАУ (ЗКУ) необхідне своєчасне виявлення БпЛА, автоматизація введення поправок у ході зенітної стрільби, особливо – поправок на відхилення початкової швидкості зенітного снаряда шляхом корегування часових установок підривача.

Ракетні засоби ураження БпЛА. Основним засобом ураження найбільш складних цілей – малогабаритних і маневрених БпЛА є переносні зенітно-ракетні комплекси (ПЗРК): Javelin, Starburst, Starstreak, RBS-70, Стріла-2М, Стріла-3 й інші. Результати досліджень, оприлюднені в роботі [8], показали, що розрахункові ймовірності ураження цілі типу "БпЛА-квадрокоптер" штатними засобами сучасної ППО складають 0,28...0,37.

У цілому зроблено висновок, що основними причинами низької ефективності засобів ППО (ЗАК та ракетних комплексів типу ПЗРК) під час застосуванні по БпЛА є:

висока швидкість польоту ракети та неможливість керування нею при наведенні на БпЛА (для зенітних ракет);

низька щільність засобів ураження (снарядів, куль) в об'ємі простору, всередині якого знаходиться БпЛА внаслідок розсіювання, обумовленого коливаннями ствола, платформи на якій закріплена установка, та залежністю внутрішньої балістики від стану і температури ствола (для зенітної артилерії).

Протидія БпЛА засобами радіоелектронної протидії. Як зазначено вище, ураження БпЛА засобами ЗРК, ЗАК ППО у більшості випадків є малоефективним. Крім того, мають місце високі витрати боєприпасів – невідомого матеріального ресурсу. Тому на цей час ефективним засобом протидії БпЛА визнано радіоелектронне подавлення (РЕП) [12, 13]. Цей напрям протидії БпЛА вважається перспективним та динамічно розвивається. Ресурс засобу РЕП за наявності зовнішнього живлення практично необмежений. При цьому засоби РЕП можуть застосовуватися одним із декількох способів або їх комбінацією:

подавлення або нав'язування хибних режимів роботи каналу навігації БпЛА за рахунок формування хибних навігаційних полів (оснований на прийомі й обробці сигналів однієї або декількох супутникових радіонавігаційних систем (СРНС);

подавлення або нав'язування хибних режимів роботи радіоканала керування БпЛА;

інформаційно-технічний вплив на БпЛА з метою дестабілізуючого втручання в процес функціонування його підсистем або перехоплення управління.

Засоби РЕП у боротьбі з БпЛА у порівнянні з засобами вогневого ураження мають такі переваги:

у процесі застосування засобу РЕП не витрачаються будь-які матеріальні засоби ураження, а тільки відновлювальний ресурс електромагнітної енергії;

сучасні засоби РЕП можуть формувати широку номенклатуру радіоелектронних завад, адаптивно вибираючи ті з них, які найбільш ефективні щодо конкретних об'єктів подавлення;

засобом РЕП властивий “площинний ефект”, що дозволяє одночасно уражати велику кількість БпЛА, що мають схоже радіоелектронне обладнання (РЕО), єдину КРУ, принципи навігації, оснований на використанні сигналів одних і тих СНРС;

за умови успішного розрізнення цілей як окремих джерел радіовипромінювання (ДРВ), засоби РЕП можуть бути вибірковими, подавляючи тільки ті ДРВ з певними параметрами;

в окремих випадках, за умов успішного розкриття структури сигналів та формату повідомлень у радіоканалі керування, що передаються в каналі навігації, засоби РЕП дозволяють перехопити управління БпЛА та нав'язати йому хибну траєкторію польоту.

Разом з тим, засобом РЕП властиві і певні недоліки:

вплив засобів РЕП можливий тільки за умови наявності електромагнітної доступності БпЛА;

подавлення каналу управління і навігації БпЛА можливе тільки за умови активного дистанційного керування БпЛА з використанням навігації по сигналах СНРС. Політ в режимі радіомовчання, як правило, не дозволяє розкрити факт польоту такого БпЛА засобами РРТР та сформувати цілевказання засобом РЕП на протидію таким БпЛА;

енергетична ефективність засобів РЕП убиває пропорційно квадрату відстані, внаслідок цього засоби РЕП є засобами ближньої дії. Їх ефективність зростає по мірі наближення БпЛА до місця розміщення засобу РЕП;

загороджувальні завади, яким властивий “площинний ефект” та орієнтовані на подавлення декількох каналів керування і навігації, одночасно з тим мають і низьку енергетичну ефективність, особливо в умовах використання для управління і навігації БпЛА ширококутових сигналів і сигналів з псевдовипадковою перебудовою робочої частоти;

завади, що є прицільними за частотою та структурою сигналів КРУ і СНРС та найбільш ефективними для порушення керування БпЛА, зокрема шляхом нав'язування хибних режимів польоту, вимагають для свого формування оперативного викриття засобами РРТР структури сигналів та формату повідомлень, що передаються в КРУ і в каналі навігації, або завчасного формування баз даних відповідних сигналів, що використовуються БпЛА;

ефективність засобів РЕП суттєво залежить від сценарію застосування БпЛА противником, врахування ним можливості застосування проти БпЛА засобів РЕП. Це вибір рівня автономності польоту, профілю польоту на низькій висоті, з урахуванням складок місцевості, завчасне формування для навігаційної системи профілю польоту по електронній карті місцевості, дотримання режиму радіомовчання, застосування інших способів радіоелектронного захисту БпЛА.

Узагальнюючи вищезазначене можливо дійти висновку, що засоби РЕП є високоефективним і перспективним засобом протидії БпЛА. Однак на сучасному етапі свого розвитку вони не дозволяють самостійно гарантовано запобігти польоту БпЛА в район виконання завдання. Вони мають обмеження щодо застосування зв'язку, потребують забезпечення електромагнітної сумісності з іншими радіоелектронними засобами, не мають високого ступеню вибірності стосовно цілей, що уражаються.

Отже, засоби РЕП на даний час можуть бути використані у складі комплексів протидії БпЛА тільки в сукупності з іншими засобами, в першу чергу із засобами фізичного та вогневого ураження.

Протидія БпЛА засобами функціонального ураження електромагнітним випромінюванням (ФУ ЕМВ). Засоби ФУ ЕМВ володіють великим “площинним ефектом”, забезпечуючи відносно ефективне припинення польоту практично усіх БпЛА, що попадають у зону їх дії *незалежно від їх типу, режиму управління (дистанційне управління або автономний політ), типу навігаційної системи.* Функціональне ураження електромагнітним випромінюванням полягає у руйнуванні та/або пошкодженні елементів радіоелектронних засобів (РЕЗ) шляхом використання однократних або багатократних імпульсних електромагнітних впливів, що призводять до незворотних змін електрофізичних параметрів у напівпровідникових або оптико-електронних елементах РЕЗ в результаті їх перегрівання або пробую [13, ..., 15].

Засобом ФУ ЕМВ властиві й недоліки – висока потужність створюваного ЕМВ та складність забезпечення його вибіркової у відношенні РЕЗ, що уражаються. Це гостро ставить питання забезпечення електромагнітної сумісності (ЕМС) засобів ФУ ЕМВ з іншими РЕЗ у складі комплексу протидії БпЛА та забезпечення цього комплексу потужним джерелом енергії.

До позитивних якостей засобів ФУ ЕМВ під час їх застосування проти БпЛА можливо віднести:

розширення діапазону задач, що вирішуються, за рахунок можливості ураження не випромінюючих БпЛА;

універсальність (здатність ЕМВ уражати широку номенклатуру БпЛА незалежно від їх типу, габаритів, функціонального призначення);

позасмуґість (здатність ЕМВ проникати всередину РЕЗ БпЛА поза смугою пропускання його прийомних трактів радіозв'язувальних РЕЗ);

відмовлення від складних засобів аналізу й імітації сигналів для подавлення каналу навігації та радіозв'язу БпЛА, які традиційно використовуються в РЕП;

зниження в окремих випадках вимог до якості цілевказання (щодо місцеположення, частотного діапазону, режимів роботи), які необхідні для ураження БпЛА противника.

Стосовно засобів ФУ ЕМВ, що орієнтовані на ураження саме БпЛА, то достовірної інформації щодо таких засобів надзвичайно мало. Разом з тим, судячи з відкритих публікацій, роботи в напрямі створення таких засобів проводяться в усіх технологічно розвинутих країнах, у тому числі в США, Китаї, рф. Як показано в [14] у США компанія Raytheon з 2013 року веде розробку комплексу Phaser, завданням якого є функціональне ураження одиночних БпЛА і їх груп потоком потужних надвисокочастотних імпульсів (НВЧ-імпульсів). Комплекс Phaser був переданий в дослідну експлуатацію у 2020 році, за результатами якої очікувалося прийняття рішення щодо початку серійного виробництва. Інформація про результати дослідної експлуатації на цей час відсутня.

Аналогічні розробки здійснюються і в рф [15]. На виставці ЛІМА-2001 в Малайзії ще у 2001 році рф продемонструвала зразок бойового комплексу ФУ ЕМВ "Ранец-Э" розробки Московського радіотехнічного інституту російської академії наук (РАН). Він призначений для боротьби з малими БпЛА та крилатими ракетами високоточної зброї. Згідно з представленими характеристиками комплектація виробу "Ранец-Э" з підсиленням 50 дБі та з шириною головного пелюстка діаграми спрямованості антени (ДСА) 15°...20° забезпечує дальність ефективного ураження РЕЗ 7...14 км, дальність часткового порушення функціонування РЕЗ складає 22...40 км, з підсиленням 45 дБі та з шириною головного пелюстка діаграми спрямованості антени 60° забезпечує дальність ефективного ураження РЕЗ 7...14 км, дальність часткового порушення функціонування РЕЗ – 22...40 км.

Крім розробки стаціонарних і мобільних комплексів ФУ ЕМВ активно розвиваються й інші засоби такого типу ураження. Це, наприклад, доставка на рубіж гарантованого функціонального ураження групи БпЛА генераторів потужного НВЧ-імпульсу, вбудованих в артилерійські снаряди або ЗКР. Тип джерела ЕМВ – вибухомагнітний генератор. Прогнозується радіус ураження БпЛА від точки підризу ЗКР до 500 м.

На даний час засоби ФУ ЕМВ у масовому порядку в російсько-українській війні не застосовуються. Можливо у бойових умовах проводяться випробовування дослідних зразків з метою їх удосконалення для виконання більш широкого кола завдань.

Важливо відмітити, що дослідні зразки засобів ФУ ЕМВ (США, Китай, рф) демонструють високу ефективність і можуть забезпечувати незворотність ураження усіх типів БпЛА на дальності до 10 км.

Отже, *недоліком засобів ФУ ЕМВ є те*, що одночасно з ураженням БпЛА уражаються й інші типи РЕЗ, що попадають у зону впливу. Це виключає застосування засобів ФУ ЕМВ у населених пунктах, на промислових та військових об'єктах. Окремим проблемним питанням є забезпечення електромагнітної безпеки операторів засобів ФУ ЕМВ.

Функціональне ураження БпЛА лазерним випромінюванням вважається на даний час одним з перспективних але ще не дуже поширеним способом протидії БпЛА. Лазер, що є оптичним квантовим генератором, здатний формувати сильне електромагнітне випромінювання в оптичному діапазоні хвиль з високою густиною енергії в дуже вузькому тілесному куті. Властивість дуже вузької направленості променя та висока густина випромінювання дозволяють застосовувати лазер як засіб функціонального ураження. Дію лазерного випромінювання відзначає несподіваність, скритність, відсутність зовнішніх ознак у вигляді вогню, диму, звуку, висока точність, прямолінійність поширення і практично миттєва дія. [16, ..., 18].

Розробки лазерної зброї активно проводяться в США, Німеччині та Великобританії в інтересах військово-морських сил та сухопутних військ. Отримані успішні результати в розробці лазерних систем ураження повітряних цілей, у тому числі малорозмірних БпЛА.

Значних успіхів у розвитку лазерних технологій досягли німецька компанія Rheinmetall та німецька оборонна компанія MBDA. Компанія Rheinmetall у 2019 році повідомляла про успішне випробування бойового лазерного комплексу потужністю 100 кВт. Цей комплекс включає високопотужне джерело енергії, модульний генератор лазерного випромінювання, керований оптичний резонатор, що формує направлений лазерний промінь, систему наведення, відповідальну за пошук, виявлення, розпізнавання та супроводження цілей з наступним наведенням та утриманням лазерного променя. Лазерний комплекс може бути розміщений на наземних, повітряних і морських носіях.

Компанія MBDA вже у 2015 році представляла на Паризькому авіасалоні лазерну установку потужністю 40 кВт, що може збивати міні-БпЛА в

радіусі 3..5 км, та успішно використовувалася по повітряних цілях на віддаленні більше 2 км та висоті 1 км.

За наявною інформацією, російські виробники також працюють у напрямі використання лазерних засобів ураження для протидії БпЛА. На виставці “Армія-2020” виробники рф представили мобільний комплекс “Рать”, призначений для боротьби з БпЛА з ЕПР приблизно 0,01 м². Як було заявлено, *протидія БпЛА даним комплексом носить інтегрований характер*: на дальності від 2,5 км використовуються засоби РЕП для подавлення каналів радіозв’язку ПУ – БпЛА в діапазоні 2...6 ГГц та засоби функціонального ураження електромагнітним випромінюванням ураження бортових РЕЗ БпЛА; на дальності від 1 км проти БпЛА застосовується генератор лазерного випромінювання (згідно із заявою виробника малі БпЛА гарантовано уражаються шляхом їх нагріву і руйнування).

Інші засоби і способи протидії БпЛА. Наразі на порядку денному постало питання використання пілотованої авіації, спеціальних БпЛА-перехоплювачів, інших засобів і способів протидії БпЛА. В зс рф згідно з рішенням міністра оборони рф від 19 березня 2024 року у квітні та травні 2024 року був проведений військово-технічний експеримент щодо бойового застосування літаків легкомоторної авіації “Цесна-172”, обладнаних комплектом озброєння (ПКТМ-7,62) і FPV-дронами проти БпЛА з відпрацюванням тактики бойового застосування з урахуванням досвіду бойових дій в агресивній війні проти України.

За результатами експерименту зроблений висновок, що для ефективної протидії БпЛА необхідно виконати низку рекомендацій щодо приведення літаків “Цесна-172” до одного технічного обрису по зв’язку, навігації, органах управління і тощо. Тобто мова йде про суттєве переобладнання літака згідно з визначеними рекомендаціями.

У ЗС України також проведені дослідження щодо можливостей застосування легкомоторної авіації та вертольотів для боротьби з БпЛА противника. Маємо позитивні результати.

Одним із перспективних, але на даний час недостатньо опрацьованим, вважається *спосіб протидії БпЛА з використанням спеціальних БпЛА-перехоплювачів*. На разі дослідження щодо використання даного способу протидії БпЛА активно продовжуються. Розробляються та перевіряються на практиці варіанти цілевказання для БпЛА-перехоплювача, варіанти оснащення засобами ураження та цільового навантаження, *перспективні алгоритми штучного інтелекту* для впровадження в бортове обладнання, способи бойового застосування.

Необхідно зазначити, що завдання створення БпЛА-перехоплювачів літакового та коптерного типів та оснащення ними підрозділів БпЛА є актуальним вже сьогодні.

Крім розглянутих вище засобів протидії БпЛА існують й інші, але вони в цій роботі не розглядаються зважаючи на поки що їх обмежене поширення. Це протидія з використанням горючих і клейких аерозолів, сіток, спеціально тренованих птахів, шляхом накриття супутним слідом від пролітаючого літального апарату.

У підсумку необхідно відзначити, що держава агресор рф на теперішній час вживає всі можливі заходи для ускладнення виконання Збройними Силами України задачі виявлення і протидії її БпЛА. За таких умов для ЗС України задача боротьби з БпЛА, які застосовуються зс рф, стає все більш складною і на даний час ще залишається ефективно не вирішеною.

У статті надано узагальнену характеристику систем (бортового обладнання) БпЛА, значущих для його виявлення і протидії, розглянуті особливості, переваги і недоліки існуючих засобів їх виявлення, ураження і подавлення, показана складність й багатоаспектність проблематики розробки дійсно ефективних систем виявлення та протидії БпЛА.

Висновки

На підставі огляду існуючих засобів виявлення та протидії БпЛА, аналізу отриманих інформаційно-аналітичних матеріалів щодо досвіду та результатів боротьби з БпЛА зс рф в зоні бойових дій пропонуються такі загальні напрями ефективного вирішення проблеми протидії БпЛА.

1. Основу перспективної системи ПБО мають складати високотехнологічні, принципово нові засоби виявлення, комплекси вогневого ураження та протидії БпЛА засобами РЕП.

2. Створення нових засобів виявлення БпЛА на основі досліджень відповідних демаскуючих ознак сучасних і перспективних БпЛА.

3. Створення нового комплексу ППО спеціально орієнтованого на вирішення задач виявлення й ураження малорозмірних і малошвидкісних повітряних цілей, як малі БпЛА. РЛС зі складу комплексу має реалізовувати нові режими роботи, що враховують особливості ЕПР малих БпЛА. До складу комплексу ППО може бути включена оптико-електронна система стеження, що має у своєму складі тепловізійних прилад, лазерний далекомір та надконтрастну камеру видимого діапазону, що дозволить отримати максимальний обсяг інформації про повітряну ціль в оптичному діапазоні. Малокаліберні ЗАК повинні мати швидкострільність 4000...4500 пострілів/хвилину. Снаряди перспективного комплексу ППО повинні мати підвищену пробивну і руйнуючу здатність за

рахунок зростання числа вражаючих елементів ($\approx 100...150$ у кожному снаряді). Система підризу снаряда має бути безконтактною в районі цілі.

4. Комплексування ЗРК і ЗАК із комплексами РЕП та їх використання як єдиної функціональної системи.

5. У найближчому майбутньому в системі озброєння протибезпілотної оборони мають з'явитися лазерні засоби ураження малорозмірних БпЛА, здатних фізично знищувати БпЛА, зброя, основана на застосуванні надвисокочастотного випромінювання, здатного виводити з ладу радіоелектронну апаратуру БпЛА.

6. На теперішній час стратегічним завданням для розробників та виробників БпЛА є розширення їх функціональних можливостей щодо протидії

розвідувальним БпЛА (типу Орлан, Zala, Supercam, Гранат) та ударним (типу Shahed, Ланцет) шляхом створення БпЛА-перехоплювачів.

7. Одночасно з розвитком системи озброєння протибезпілотної оборони мають розвиватися способи застосування військ (сил), що оснащатимуться перспективним озброєнням, для недопущення перетину БпЛА противника державного кордону, у тому числі з боку моря, проникнення в повітряний простір над районами бойових дій.

Подальші дослідження мають бути зосереджені на створенні нових засобів виявлення БпЛА та РЕП, засобів ураження, основаних на застосуванні засобів ФУ ЕМВ та лазерного випромінювання, розробці БпЛА-перехоплювачів.

Список літератури

1. Волотівський П.Б. Погляди та перспективи створення системи протибезпілотної оборони. Її роль та місце в системі ППО України / П.Б.Волотівський, О.В. Самойленко, П.М. Стешенко, П.А. Глущенко // Наука і оборона – 2024. – № 3. – С. 37-44.
2. Коршець О.А. Уроки застосування безпілотних літальних апаратів у російсько-українській війні / О.А. Коршець, В.М. Горбенко // Повітряна міць України – 2023. – № 1. – С. 9-16.
3. Титаренко О.Б. Протиповітряна оборона в російсько-українській війні: уроки та рекомендації / О.Б.Титаренко, С.В. Власенко // Повітряна міць України – 2024. – № 1. – С. 49-55.
4. Резнік В.І. Напрями розвитку безпілотних літальних апаратів наприкінці ХХ – у першій чверті ХХІ століть / В.І. Резнік, А.В. Ремез, І.І. Серяков // Повітряна міць України – 2024. - № 1. – С. 81-85.
5. Волошин І.І. Ефективність застосування безпілотних авіаційних комплексів в сучасних військових конфліктах / І.І. Волошин, О.І. Луцевят, Д.О. Васильченко // Повітряна міць України – 2024. - № 1. – С. 93-98.
6. Чирак М. С. Шляхи підвищення бойових спроможностей військових частин за рахунок оптимізації застосування ударних БпЛА / М. С. Чирак // Повітряна міць України – 2024. – № 1. – С. 99-104.
7. Гусак Ю.А. Кластеризація та класифікація ударних безпілотних літальних апаратів на основі нейронних мереж / Ю.А. Гусак, О.А. Василенко // Повітряна міць України – 2024. – № 1. – С. 141-152.
8. Ростопчин В.В. Ударные беспилотные летательные аппараты и противовоздушная оборона – проблемы и перспективы противостояния / Беспилотная авиация. 2019. – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: https://www.researchgate.net/publication/331772628_Udarnye_bespilotnye летательные аппараты_i_protivovozdusnaa_oborona_-_problemy_i_perspektivy_protivostoania.
9. Карташов В.М. Особенности обнаружения и распознавания малых беспилотных летательных аппаратов / В.М. Карташов, В.Н. Олейников, С.А. Шейко, С.И. Бабкин, И.В. Корытцев, О.В. Зубков // Радиотехника. 2018. № 195. С. 235-243. – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: http://openarchive.nure.ua/bitstream/document/9513/1/Kartashov_235_243.pdf.
10. Котов О.Б. Інформаційна помітність військового літального апарату та її джерела / О.Б. Котов, О.А. Корочкін, Р.М. Чигрин // Системи озброєння і військова техніка. Науковий журнал. – Х.: ХУПС, 2012. – № 1 (29) – С 48-51.
11. Котов О.Б. Аналіз шляхів зменшення інформаційної помітності військового літального апарату / О.Б. Котов, О.А. Корочкін, Р.М. Чигрин // Зб. наук. праць Харківського університету Повітряних Сил – Харків: ХУПС, 2015. – № 3 (44) – С 16-20.
12. Черниш О.М. Основи формування нової ідеології ведення радіоелектронної боротьби у війнах і збройних конфліктах майбутнього / О. М. Черниш, С. О. Тишук, С. М. Шолохов // Наука і оборона – 2006. – № 4. – С. 48-51.
13. Ясечко М.Н. Современные радиотехнические средства борьбы с беспилотными летательными аппаратами в зоне проведения АТО / М.Н. Ясечко, А.В. Очкурено, А.А. Ковальчук, Д.В. Максютя // Зб. наук. праць Харківського університету Повітряних Сил – 2015. – Харків: ХУПС, – № 3(44) – С 54-57.
14. Mizokami K. The Army's Real-Life "Phaser" Would Knock Out an Entire Drone Swarm With One Shot // Popular Mechanics, 14.11.2016. – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://www.popularmechanics.com/military/weapons/a23881/the-army-is-testing-a-real-life-phaser-weapon>.
15. Боевой ЭМИ-генератор "Ранец"-Е" // Око планеты, 04.04.2012. – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://oko-planet.su/politik/politikarm/110924-boevoyem-generator-ranec-e-rossiya.html>.
16. Maritime Laser destroys target boat in at-sea test // optics.org, 11.04.2016. – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://optics.org/news/2/4/15>.
17. Laser Weapon System (LaWS) // YouTube, 08.04.2013. – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://www.youtube.com/watch?v=OmoldX1wKYQ&feature=youtu.be>.
18. Excalibur Prototype Extends Reach of High-Energy Lasers // DARPA. – 03.06.2014. – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://www.darpa.mil/newsevents/2014-03-06>.

Відомості про авторів:

Волотівський Павло Броніславович

кандидат військових наук
старший науковий співробітник
старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<http://orcid.org/0000-0002-1479-883X>

Гончаров Олег Васильович

головний спеціаліст
Головного управління державної авіації України,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0009-0006-4981-3530>

Давиденко Віталій Миколайович

науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-7317-6694>

Мамонова Ніна Леонідівна

науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-8051-7293>

Information about the authors:

Pavlo Volotivsky

Candidate of Military Sciences
Senior Researcher
Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<http://orcid.org/0000-0002-1479-883X>

Oleh Honcharov

Chief Specialist
of Head Office of State Aviation of Ukraine,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0006-4981-3530>

Vitalij Davidenko

Research Associate
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-7317-6694>

Nina Mamonova

Research Associate
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-8051-7293>

METHODS AND MEANS OF COUNTERING UAVs, THEIR ADVANTAGES AND DISADVANTAGES. PERSPECTIVES ON EFFECTIVE SOLUTIONS TO THE PROBLEM OF COUNTERING UAVs.

P. Volotivsky, O. Honcharov, V. Davidenko, N. Mamonova

Currently, there is an extremely wide application of UAVs in the Russian-Ukrainian war for addressing a broad range of tasks during combat operations. The necessity to counter unmanned aerial systems (drones) used by the armed forces of the Russian Federation, which are currently among the primary means of striking important state and military facilities in Ukraine, requires the establishment of an effective system to combat these aerial attack assets.

The problem of countering UAVs, especially small ones, is exceptionally complex, multifaceted, and has not been effectively resolved at this time. There are ample grounds to assert the practical absence of sophisticated specialized systems and means designed exclusively for countering UAVs. Therefore, new methods and means of countering UAVs are actively being researched.

The article presents an overview of the analysis of the advantages and disadvantages of unmanned aerial vehicles (UAVs) that complicate the task of their detection and counteraction. It discusses the main methods and means of countering UAVs, which are based on fire damage, electronic warfare, functional damage using ultra-high frequency radiation, and damage from laser radiation. Attention is also given to other means of countering UAVs, including the use of manned aviation and specialized UAV interceptors of both aircraft and drone types.

Based on the review of the main methods and means of countering UAVs, along with their advantages and disadvantages, the primary directions for effectively addressing this issue are formulated. One of the most promising directions for creating a UAV counteraction system is proposed to be the integration of surface-to-air missile systems (SAM) and anti-aircraft artillery (AAA) with electronic warfare (EW) systems, and their subsequent use as a unified functional system.

The materials of the article should be regarded to some extent as baseline data for conducting further research in such a relevant area as countering UAVs.

Keywords: Air defense, counter-drone defense, countermeasures against unmanned aerial vehicles, means of countering unmanned aerial vehicles.

С.С. Дев'яткіна, Т.І. Яремич

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

КЕРУВАННЯ СИЛОЮ СВІТЛА АЕРОДРОМНИХ СВІТЛОСИГНАЛЬНИХ ВОГНІВ У ПРОЦЕСІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

Представлено результати аналізу можливості використання подвійного запасу по силі світла, який закладений в конструкцію аеродромних світлосигнальних вогнів. Проаналізовані вимоги національних та міжнародних нормативно-технічних документів щодо критерію відмови аеродромного вогню, та залежності дальності видимості на злітно-посадковій смузі від сили світла вогнів та інших факторів. На підставі проведеного аналізу обґрунтовується можливість керування силою світла аеродромних вогнів у залежності від терміну їх експлуатації. Обґрунтовуються переваги пропонованого підходу, що полягають у збільшенні терміну служби аеродромних світлосигнальних вогнів з металогалогенними джерелами світла, економії електричної енергії, зменшення ризиків на етапі візуального пілотування повітряного судна в складних та простих метеорологічних умовах вдень та вночі.

Ключові слова: світлосигнальна система аеродрому, керування силою світла вогнів, ризики на етапі візуального пілотування, критерій відмови аеродромного вогню.

Вступ

Постановка проблеми. Кожен політ повітряного судна (ПС) містить етап візуального пілотування, на якому просторове положення ПС відносно злітно-посадкової смуги (ЗПС) визначається пілотом візуально за допомогою наземних орієнтирів.

При заході на посадку, посадці та пробігу по ЗПС пілот встановлює візуальний контакт з наземними орієнтирами і не повинен його втрачати до зарулювання на стоянку і зупинки ПС. При зльоті ПС пілот зберігає візуальний контакт з наземними орієнтирами протягом всього часу до моменту відриву носового колеса від поверхні ЗПС. Можливість встановлення необхідного візуального контакту з наземними орієнтирами та його збереження є невід'ємною умовою для забезпечення прийнятного рівня ризиків щодо безпеки польотів в будь-яких метеорологічних умовах.

Наземними орієнтирами в складних метеорологічних умовах вдень, та незалежно від метеорологічних умов в сутінках і вночі є вогні світлосигнальної системи аеродрому. Аеродромні світлосигнальні вогні надають пілоту ПС візуальну інформацію, на підставі якої він визначає положення ПС в повітрі, орієнтується в напрямку і швидкості руху та оцінці можливості здійснення безпечної посадки або зльоту.

Аеродромні вогні створюють стандартизовану світлосигнальну картину, яка відповідає правилу "4C" (candela, configuration, color, coverage),

викладеному у стандартах і рекомендованій практиці Міжнародної організації цивільної авіації (ICAO) [1, с. 1, 2].

Тобто світлосигнальна картина є збалансованою по силі світла вогнів, їх конфігурації, кольору та зони розповсюдження світлового потоку. Три з цих ключових критеріїв відповідають вимогам до світлотехнічних параметрів аеродромних вогнів.

Для практичної реалізації складової правила "4C" стосовно сили світла вогнів, в нормативно-технічних документах передбачена вимога щодо можливості її дискретного регулювання [1, с. 57]. Включення підсистем або груп вогнів, що позначають різні ділянки ЗПС на певний ступінь сили світла, дозволяє максимально адаптувати світлосигнальну картину під умови видимості, що склалися в певний момент доби. В рамках концепції керування ризиками на етапі візуального пілотування вкрай важливо запобігти труднощам при встановленні візуального контакту пілотом ПС через недостатню видимість вогнів або навпаки його засліпленню через їх надмірну яскравість. Зважаючи на коротку тривалість цього етапу (в залежності від фази польоту та типу операції від десятків секунд до кількох хвилин) своєчасне встановлення та зберігання "необхідного візуального контакту з орієнтирами" (required visual references) вважається вкрай важливим [2, с. 15].

Аналіз останніх досліджень та публікацій. Основні вимоги до технічних характеристик

світлосигнальних вогнів та систем їх електропостачання встановлюють стандарти ІКАО [1, 3, 4] та національний нормативно-технічний документи [5]. Національні документи також регламентують правила метеорологічного обслуговування цивільної авіації [6, с. 18], що містять вимоги, зокрема, про визначення дальності видимості на ЗПС і повідомлення даних про неї у зведеннях.

Крім того, на сьогоднішній день багато наукових робіт присвячено дослідженням проблем виробництва, модернізації та технічної експлуатації аеродромних світлосигнальних вогнів. Зокрема проблемам контролю сили світла аеродромних вогнів в процесі експлуатації присвячені роботи [7...10]. Відомий факт, що аеродромні вогні з металогаlogenними джерелами світла мають певні проблеми, які проявляються під час їх експлуатації, про що свідчать, зокрема, повідомлення фахівців служби радіосвітлотехнічного забезпечення польотів аеродрому “Київ (Бориспіль)” та про рішення яких йдеться в роботі іноземних фахівців [11]. Незважаючи на той факт, що використання світлодіодної технології є перспективним напрямом модернізації сучасних світлосигнальних систем аеродрому, аеродромні вогні з металогаlogenними джерелами світла, досі є достатньо поширеними і потребують дослідження.

Результати наукових досліджень, що містяться в роботах [12...14], присвячені науковим принципам розробки, моделювання, автоматизації та визначення показників надійності аеродромних наземних візуальних засобів забезпечення польотів, також, свідчать про актуальність вказаної проблеми.

Метою статті є обґрунтування можливості зниження номінальних струмів в кабельній лінії для оптимізації техніко-економічних показників аеродромних вогнів галогенного типу та мінімізації ризиків щодо безпеки польотів на етапі візуального пілотування.

Виклад основного матеріалу

Світлосигнальна система аеродрому (ССА), до складу якої входять наземні електрифіковані засоби та система її керування і контролю, забезпечує руління, зліт, захід на посадку, посадку та пробіг по ЗПС повітряних суден на найбільш відповідальному етапі польоту – етапі візуального пілотування.

На висоті прийняття рішення (мінімальній висоті зниження) пілот ПС повинен мати, принаймні, орієнтовну інформацію про відстань, з якої він буде у змозі встановити необхідний візуальний контакт з наземними орієнтирами. Під “необхідним візуальним контактом” розуміється

спроможність пілота бачити та розпізнавати частину наземних орієнтирів або зони заходу на посадку протягом часу, що є достатнім для оцінки положення ПС в просторі та швидкості його зміни по відношенню до номінальної траєкторії польоту для прийняття рішення про продовження посадки або про необхідність відходу на друге коло [2, с. xiii].

В умовах обмеженої видимості вдень, сутінках і вночі зліт, захід на посадку, посадка і руління сучасних ПС, починаючи з певної висоти – висоти прийняття рішення (для тривимірних “3D” заходів на посадку,) або мінімальної висоти зниження (для двовимірних “2D” заходів на посадку) здійснюється екіпажем ПС візуально з використанням вогнів світлосигнальної системи аеродрому (Рис.1).

Таким чином, системи світлосигнального забезпечення польотів на аеродромах цивільної авіації разом з наземними радіотехнічними системами заходу на посадку в складних метеорологічних умовах безпосередньо впливають на рівні безпеки і регулярності польотів в зоні аеродрому.

Світлосигнальна система містить близько тисячі аеродромних сигнальних вогнів, розташованих, практично, на всій території льотного поля аеродрому та за його межами (всі технічні вимоги містяться в міжнародних та національних нормативних документах [1; 3...5]).

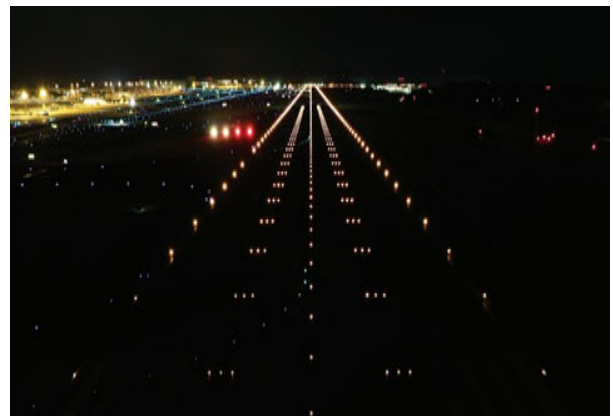


Рис. 1. Світлосигнальна система аеродрому
Джерело: [1, с. 1]

Кожен вогонь являє собою сучасний оптичний прилад з визначеними технічними характеристиками, що забезпечують його видимість в умовах туману, димки, дощу та снігу вночі і вдень. Дистанційне керування всією світлосигнальною системою і автоматичний контроль технічного стану усіх її елементів на льотному полі аеродрому здійснюється за допомогою спеціальних засобів, побудованих на базі комп'ютерних технологій.

Для створення комфортних умов екіпажам ПС на етапі візуального пілотування сила світла

аеродромних вогнів регулюється в залежності від метеорологічних умов по 5...7 дискретним значенням в діапазоні 1 %, 3 %, 10 %, 30 % і 100 % від номінального значення. Це виключає засліплення екіпажу ПС або втрату візуального контакту в різних метеорологічних умовах.

Основні технічні вимоги до аеродромних світлосигнальних вогнів, їх кольору, сили світла, зони розповсюдження світлового потоку та схем розташування на льотному полі аеродрому нормуються основними нормативними документами [3, 5].

Більш конкретно вимоги ставляться до наступних параметрів [3, с. 257; 5, с. 270]:

- мінімальне середнє значення сили світла в основному промені;
- мінімальне значення сили світла в основному промені;
- співвідношення між середнім, мінімальним і максимальним значенням сили світла в основному промені;
- мінімальні значення сили світла на контурі двох перетинів фотометричного тіла світлосигнального вогню;
- розміри розрахункових перетинів фотометричного тіла світлосигнального вогню;
- координати кольоровості випромінювання аеродромного світлосигнального вогню;
- орієнтація в просторі світлооптичної осі світлосигнального вогню (кути сходження до напрямку на вісь ЗПС і кути піднесення над поверхнею ЗПС);
- співвідношення дискретних значень сил світла по ступенях при регулюванні сили світла світлосигнального вогню.

Основний промінь являє собою область простору в напрямку поширення випромінювання світлосигнального вогню, обмежений тілесним кутом з вершиною в центрі світлового отвору вогню. Перетин бічної поверхні тілесного кута площиною перпендикулярної до напрямку поширення випромінювання, являє собою еліпс, велика піввісь якого рівнобіжна поверхні землі (Рис. 2). Аналогічно визначаються і другорядні промені. Отже, еліпси відповідним обраним променям визначаються виразом:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1,$$

де a , b значення великої і малої півосей еліпса; x , y – поточні координати крапок еліпса в прямокутній системі координат.

Значення півосей у градусах задаються відповідними нормативними документами

[5, Додаток 2, с. 280]. Крапка з координатами (0; 0) указує на напрямок рівнобіжний вісі ЗПС.

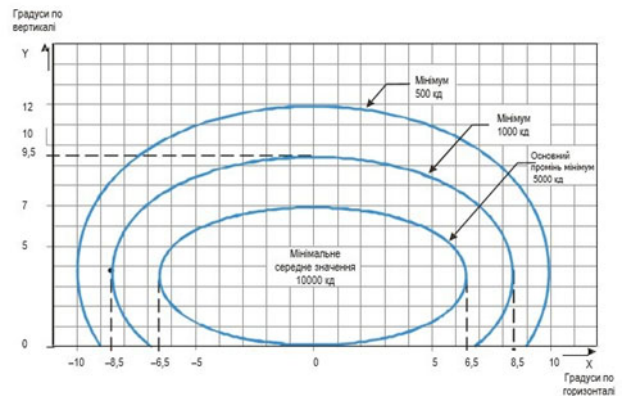


Рис. 2. Діаграма ізокандел бічних вогнів ЗПС при ширині ЗПС 60 м

Джерело: [5, Додаток 2, с. 280]

Світлосигнальні системи аеродрому розраховані на тривалу експлуатацію в умовах впливу навколишнього середовища протягом 10 років і більше. У процесі експлуатації змінюються практично всі основні характеристики світлових приладів: світлотехнічні (форма кривої сили світла, коефіцієнти та індикатриса відбивання та пропускання матеріалів, колірні характеристики вогнів), техніко-економічні (коефіцієнт корисної дії), конструктивні (наприклад, ступінь захищеності від впливу оточуючого середовища, зручність обслуговування), електротехнічні (опір ізоляції, перехідні опори контактів) та ряд інших.

Надійність світлосигнального приладу визначається його здатністю зберігати в процесі експлуатації регламентовані нормами значення кількісних та якісних показників, що забезпечують заданий рівень зорового сприйняття. Відмова світлосигнального вогню визначається зменшенням його сили світла на 50 % і більше, що регламентується стандартами ICAO [3, с. 240].

Що стосується довговічності вогнів, то до кінця календарного терміну експлуатації світлотехнічні параметри вогнів повинні зберегти значення, що забезпечують їхню видимість в заданих умовах при встановленій стратегії технічного обслуговування та ремонту ССА.

Для забезпечення цих умов у нормативних документах [3, 5] сила світла вогнів приведена з певним перевищенням, яке називається коефіцієнтом запасу – K_z . Значення коефіцієнта запасу визначається умовами і тривалістю експлуатації, стратегією технічного обслуговування і ремонту, конструктивних особливостей світлосигнального вогню.

Для світлотехнічних приладів промислового призначення величина K_z регламентується

документом [15, табл. 5.3] і коливається у межах 1,5...2,0, компенсуючи можливе зниження сили світла вогню через його забруднення або інші фактори. Для авіаційних світлосигнальних вогнів прийнято подвійний коефіцієнт запасу: $K_3 = 2$. Це знайшло своє відображення у відповідних авіаційних нормативних документах [3; 5], які за критерій відмови беруть зменшення середнього значення сили світла авіаційного світлосигнального вогню в основному промені у два рази, тобто:

$$I_0 = 2 \cdot I_V,$$

де I_0 – нормована нормативними документами сила світла вогню на початку експлуатації; I_V – значення середньої сили світла, що забезпечує видимість вогню в поточних метеорологічних умовах.

У процесі експлуатації відбувається поступова зміна сили світла вогню. Відмова світлосигнального вогню настає у момент часу t , коли $I_t < I_V$.

Цей факт дозволяє для календарного терміну експлуатації 10 років визначити рівняння, що описує зміну сили світла вогню з часом експлуатації у вигляді, докладно у роботі [16, с. 11]:

$$I_t = I_0 \cdot (\gamma + \beta \cdot e^{-\frac{t}{\tau}}),$$

де I_0 – середня сила світла світлосигнального вогню на момент початку експлуатації; I_t – середня сила світла світлосигнального вогню на вибраний момент часу від початку експлуатації.

$\gamma = 0,3121$ та $\beta = 0,6884$ та $\tau = 7,701$ – постійні коефіцієнти для заданого типу світлосигнального вогню та умов експлуатації, отримані експериментальним шляхом. Графічно рівняння зображено на Рис. 3.

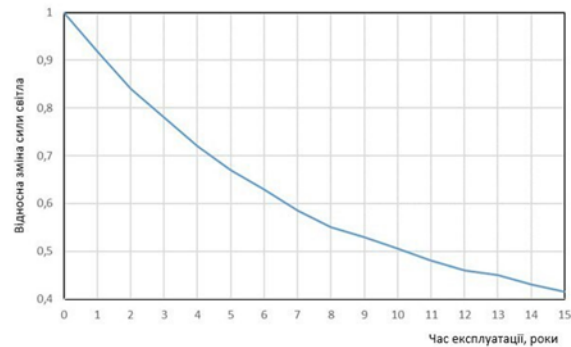


Рис. 3. Відносна зміна сили світла аеродромного вогню протягом календарного терміну експлуатації
Джерело: розроблено авторами

Дані статистики відмов аеродромних вогнів свідчать про те, що за цей період (10 років) забезпечується рівень середньої сили світла світлосигнального вогню необхідний для забезпечення його видимості за даних метеорологічних умов. Видимість вогнів визначається пороговою освітленістю на сітківці ока за законом Аларда, [1, с. 1...4]:

$$E = \frac{I \cdot \tau^R}{R^2},$$

де E – освітленість створювана світлотехнічним приладом на відстані R ; τ – питомий коефіцієнт пропускання атмосфери (коефіцієнт пропускання шару атмосфери товщиною 1 км); R – відстань між світлосигнальним приладом і спостерігачем.

Якщо освітленість сітківки ока дорівнює пороговій освітленості, то даний світлосигнальний вогонь можна побачити на відстані R , яка є візуальною дальністю видимості цього світлосигнального вогню. Значення мінімальної освітленості (порогової освітленості) для визначення візуальної дальності наведені у табл. 1.

Таблиця 1

Значення порогової освітленості для розрахунків візуальної дальності видимості

Умови спостереження	Порогова освітленість	
	лк	кд/км ²
Ніч	$8 \cdot 10^{-7}$	0,8
Проміжне значення	$8 \cdot 10^{-5}$	10
Нормальний день	$8 \cdot 10^{-4}$	100
День (сонце в димці)	$8 \cdot 10^{-3}$	1000

Джерело: [4, с. 1...4]

Для визначення сили світла світлосигнального вогню, необхідної для виконання умови його спостереження на відстані R та прозорості атмосфери з питомим коефіцієнтом τ попередній вираз застосовують у вигляді:

$$I = E \cdot R^2 \cdot \tau^{-R}.$$

При розрахунках використовують значення питомого коефіцієнта пропускання, що змінюється у широких межах від 0,9 до 10^{-50} , а значення відстані спостереження коливається від 0,1 км до 10

км. Для зручності розрахунків результати обчислень подають у вигляді графіків. Таке подання результатів зручне для розв'язання оберненої задачі, тобто знаходження дальності візуальної видимості за відомою силою світла світлосигнального вогню. Аналітичний розв'язок цього виразу відносно R досить громіздкий.

Якщо у вищенаведеному виразі за значення сили світла I підставити значення сили світла бічних вогнів ЗПС (за рекомендацією ICAO для ССА I-III категорій це 10000 кд), то значення R визначатиме дальність видимості на ЗПС (Runway Visual Range – RVR). У свою чергу, згідно з європейським нормативним документом [17, с. L 254/74] значення RVR визначається, в основному, складом ССА та силою світла її вогнів і, зокрема, наявністю і довжиною підсистеми вогнів наближення до ЗПС.

Виходячи з вищевказаного, для заданої RVR і реальної сили світла бічних вогнів ЗПС для чотирьох значень порогової освітленості ока, що відповідають значенням яскравості фону (Табл. 1) існують чотири критичні значення питомого коефіцієнта пропускання атмосфери τ , які вимірюються спеціальними приладами – трансмісметрами та/або вимірювачами прямого розсіювання, [6, с. 16]. Перевищення цих критичних значень означає, що на дистанції спостереження, яка дорівнює R , бічні вогні ЗПС не будуть спостерігатися. Отже за даних погодних умов ССА не буде виконувати свої функції.

Для знаходження критичних значень питомого коефіцієнта пропускання атмосфери, наведений вираз розв'язують відносно τ , тобто:

$$\tau = R \sqrt{\frac{E_{\text{ПОР}} \cdot R^2}{I_{\text{ЗПС}}}},$$

де τ – значення питомого коефіцієнта пропускання атмосфери; R – значення дальності видимості на ЗПС; $E_{\text{пор}}$ – значення порогової освітленості на сітківці ока спостерігача (пілота ПС); $I_{\text{ЗПС}}$ – значення сили світла бічних вогнів ЗПС.

У зв'язку з поступовою зміною сили світла аеродромних світлосигнальних вогнів в процесі експлуатації, на борт ПС передається значення дальності видимості на ЗПС (R), розраховане для бічних вогнів ЗПС, що мають номінальне значення середньої сили світла 10000 кд, хоча реальне значення сили світла вогнів може відрізнятися від номінального у майже у два рази, при збереженні працездатного стану вогню. Тим не менш, зменшене значення сили світла вогнів ССА забезпечує видимість вогнів за даних метеорологічних умов за рахунок існування коефіцієнту запасу по силі світла K_z .

Регулювання сили світла аеродромних вогнів повинно відповідати вимогам документу [1, с. 61, рис. 5.1], а відповідні діапазони діючих значень струмів джерел світла аеродромних вогнів визначені експериментально та зведені в Таблицю 2. Вони не враховують факт наявності подвійного коефіцієнта запасу вогнів за силою світла, що призводить до надмірних витрат електроенергії на початку експлуатації та більш швидкого розходу технічного ресурсу джерел світла.

Група 1 та група 2 наводяться в якості прикладу варіантів групового керування силою світла підсистем ССА; для вогнів заглибленого типу можливий один варіант керування силою струму, що наводиться в Таблиці 2.

Таблиця 2

Діючі значення струмів регулятора яскравості (РЯ)

Номер ступеню сили світла	Діапазон струмів регулятора яскравості, А		
	Група 1	Група 2	Аеродромні вогні заглибленого типу
1	3,6 - 3,8	4,2 - 4,4	4,2 - 4,4
2	4,2 - 4,4	4,95 - 5,25	4,95 - 5,25
3	4,95 - 5,25	5,6 - 6,0	5,6 - 6,0
4	6,3 - 6,7	6,9 - 7,3	6,9 - 7,3
5	8,05 - 8,3	8,05 - 8,3	8,05 - 8,3

Джерело: розроблено авторами

Очевидно, що з метою гарантії надання достовірної інформації про поточні значення параметрів метеорологічних умов, командир ПС повинен отримувати інформацію про значення RVR , яке розраховано для усередненого вимірюваного

(реального) значення сили світла бічних вогнів ЗПС або, принаймні, для мінімального значення сили світла, що становить половину від нормованого (як для вогнів, які перебувають наприкінці гарантованого терміну експлуатації).

Ураховуючи існування подвійного коефіцієнту запасу для нових світлосигнальних вогнів на початку їх експлуатації, не виникає потреби підтримувати номінальне значення їх сили світла. Це означає, що для нових вогнів є можливість використати наявний коефіцієнт запасу по силі світла і заощадити енергетичні та матеріальні ресурси (як, наприклад, подовжити термін експлуатації джерел світла) без негативного впливу на якість візуальної інформації, що створюється вогнями. Графік залежності терміну служби металогалогенних джерел світла від струму регулятора яскравості наочно демонструє круте зменшення терміну служби ламп від струму [4, с. 113].

Для реалізації використання подвійного коефіцієнту запасу сили світла вогнів за результатами експериментальних досліджень залежності сили світла металогалогенних авіаційних ламп від струму навантаження РЯ була розрахована таблиця нових діючих значень сили струму РЯ в залежності від терміну експлуатації вогнів (Таблиця 3).

Значення цих струмів враховують наявність подвійного коефіцієнту запасу по силі світла вогнів і дозволяють його "витратити" поступово у процесі експлуатації. Практична реалізація такого підходу не вимагає кардинальних змін у конструкції РЯ, адже сучасні пристрої дозволяють забезпечувати зміну вихідного струму на кожному ступені сили світла у діапазоні $\pm 10\%$ від номінального значення.

Таблиця 3

Значення сили струму РЯ по ступеням яскравості з урахуванням терміну експлуатації аеродромних вогнів

Номер ступеню сили світла	Поточний рік експлуатації, роки				
	2	4	6	8	10
	Струм регулятора яскравості, А				
1	4	4	4,1	4,1	4,3
2	4,6	4,7	4,7	4,8	5
3	5,3	5,4	5,5	5,6	5,8
4	6,2	6,3	6,4	6,6	6,8
5	7,5	7,6	7,8	8	8,3
Відсоток від номінального значення струму регулятора яскравості, %	90	92	94	96	100

Джерело: розроблено авторами

Можливо, також, вирішення зворотної задачі. Наприкінці встановленого терміну експлуатації, коли коефіцієнт запасу по силі світла майже використаний, сила світла аеродромних вогнів може бути недостатньою для встановлення необхідного візуального контакту екіпажу або його підтримання на етапі візуального пілотування, Рис. 3.

У цьому випадку, струм регулятора яскравості може бути збільшений для компенсації використаного коефіцієнту запасу сили світла вогнів на всіх ступенях яскравості, окрім максимальної, яка на практиці використовується дуже рідко і може привести до швидкої відмови джерел світла.

Запропонований метод керування силою світла вогнів може бути особливо ефективним у тих випадках, коли використовується планово-попереджувальна стратегія технічного обслуговування візуальних засобів, тобто коли заміна джерел світла у всіх підсистемах аеродромних вогнів проводиться превентивно через

певний період часу, незалежно від технічного стану джерел світла. При цьому заміна джерел світла, що відмовили в процесі експлуатації, проводиться в штатному порядку. Така стратегія сприяє рівномірному та, практично, однаково "виробленню" коефіцієнту запасу по силі світла у всіх вогнів, що входять до складу конкретної підсистеми. Вказана стратегія досить широко використовується в системі технічної експлуатації світлосигнальних систем на європейських аеродромах.

Висновки

Проведено аналіз світлотехнічних характеристик сучасних аеродромних світлосигнальних вогнів на базі вимог національних та міжнародних нормативно-технічних документів.

Аналіз міжнародних стандартів і рекомендованої практики ІКАО продемонстрував, що в аеродромних світлосигнальних вогнях

конструктивно закладено подвійний коефіцієнт запасу по силі світла.

При визначенні R - дальності видимості на ЗПС (RVR) подвійний коефіцієнт запасу сили світла аеродромних вогнів не враховується, що призводить до збільшення енергетичних і матеріальних витрат. Ще більше занепокоєння викликає той факт, що при визначенні RVR використовується номінальне значення сили світла аеродромних вогнів, замість реального, що для вогнів, які перебувають наприкінці свого терміну експлуатації може давати завищені значення RVR , збільшуючи ризики щодо безпеки польотів на етапі візуального пілотування.

Експериментально доведений факт існування природного зниження сили світла аеродромних вогнів в залежності від терміну експлуатації.

Виведено аналітичний вираз, що ілюструє дане зниження сили світла.

Наводяться результати досліджень для реалізації можливості зниження сили струму РЯ в залежності від терміну експлуатації аеродромних світлосигнальних вогнів, які дозволять отримати зниження витрат електричної енергії та збільшення термін служби металогалогенних джерел світла.

В якості **перспективи подовження роботи** планується провести аналогічні дослідження для аеродромних вогнів зі світлодіодними джерелами світла, адже ця технологія набуває все більшої популярності у виробників аеродромного світлосигнального обладнання.

Список літератури

1. Doc 9157 Aerodrome Design Manual. Part 4. Visual Aids. ICAO International Standards and Recommended Practice, 5th edition, 2020.
2. Doc 9365. Manual of All-Weather Operations. ICAO International Standards and Recommended Practices, 4th edition, 2017. ISBN 978-92-9258-235-7.
3. Annex 14 to the Convention of International Civil Aviation. Aerodromes. Volume I. Aerodrome Design and Operations. ICAO International Standards and Recommended Practices, 9th edition, 2022, ISBN 978-92-9265-735-2.
4. Doc 9157. Aerodrome Design Manual. Part 5. Electrical systems. ICAO International Standards and Recommended Practice, 2nd edit., 2017.
5. Наказ Державної авіаційної служби України № 1841 від 24.11.2021 р. Про затвердження сертифікаційних вимог до аеродромів.
6. Авіаційні правила України "Метеорологічне обслуговування цивільної авіації". Затверджено Наказом Державної авіаційної служби України № 166 від 09.03.2017, зареєстровано в Міністерстві юстиції України 05.09.2017 р. за № 1092/30960.
7. Дев'яткіна С.С., Ванецян С.Г. Контроль сили світла аеродромних вогнів в процесі експлуатації: XIV Міжнародна науково-практична конференція "Інтегровані робота - технічні комплекси", 18-19 травня 2021 – К., 2021. – С. 134 – 136.
8. **Степура В. І.** Вимірювання середньої сили світла підсистеми бокових та осьових вогнів ЗПС з метою визначення дальності їх видимості: Світлотехніка та електроенергетика. Міжнародний науково-технічний журнал. – Харків, 2005. - № 5. – С. 30-40.
9. **Степура В. І.** Періодичний контроль сили світла бічних вогнів ШЗПС: Світлотехніка та електроенергетика. Міжнародний науково-технічний журнал. – Харків, 2009. - № 3. – С. 84-89.
10. **Степура В. І.** Дослідження технічного стану аеродрому після першого року експлуатації: Світлотехніка та електроенергетика. Міжнародний науково-технічний журнал. – Харків, 2007. - № 2(10). – С. 18-27.
11. T. Novak, J. Dudek, V. Kolar, K. Sokansky and R. Baleja, "Solution of problems with short lifetime of airfield halogen lamps," 2017 18th International Scientific Conference on Electric Power Engineering (EPE), Kouty nad Desnou, Czech Republic, 2017, pp. 1-5, doi: 10.1109/EPE.2017.7967298
12. Deviatkina S. Scientific principles of ground navigation visual aids design for civil aviation aerodromes: 2014 IEEE 3rd International Conference "Methods and systems of navigation and motion control (MSNMC) Proceedings. October 14-17, 2014, Kyiv, Ukraine, p.p.79-81.
13. Ільєнко С.С. Автоматизація, дистанційне управління та надійність світлосигнальної системи сучасних аеродромів цивільної авіації: Наукоємні технології № 2 (30), 2016. – С. 212- 215.
14. Квач Ю.М., Яремич Т.І., Шевченко В.О. Моделювання впливу факторів на видимість світлосигнальних вогнів аеродрому цивільної авіації: Моделювання – 2018 SIMULATION - 2018: 6-а Міжнар. наук. конф., 12-14 вересня 2018 р.: Зб. праць конф. – Київ, 2018. – С. 158 – 161.
15. ДБН В.2.5-28:2018 Державні будівельні норми України. Природне і штучне освітлення.

16. **Степура В. І.** Технічне діагностування системи аеродромних світлосигнальних вогнів в процесі експлуатації: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.09.07 / Степура Володимир Ілліч; Харківська державна академія міського господарства. – Харків, 2003. – 20 с.

17. Official Journal of the European Union JAR OPS JAR-OPS 1: Commercial Air Transportation (Aeroplanes).

Надійшла до редколегії 04.11.2024

Схвалена до друку 13.11.2024

Відомості про авторів:

Дев'яткіна Світлана Сергіївна

кандидат технічних наук

доцент

доцент кафедри комп'ютеризованих
електротехнічних систем та технологій
Аерокосмічного факультету
Національного авіаційного університету,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0009-0001-9495-4213>

Яремич Тетяна

старший викладач кафедри комп'ютеризованих
електротехнічних систем та технологій
Аерокосмічного факультету
Національного авіаційного університету,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0009-0007-3084-9231>

Information about the authors:

Svitlana Deviatkina

Candidate of Technical Sciences

Associate Professor

Associate Professor at the Computerized Electrical
Engineering Systems and Technologies Department
Aerospace Faculty
National Aviation University,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0001-9495-4213>

Tetiana Yaremich

Senior Lector at the Computerized Electrical
Engineering Systems and Technologies Department,
Aerospace Faculty
National Aviation University,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0007-3084-9231>

LIGHTS INTENSITY CONTROL OF AIRFIELD LIGHTING SYSTEM DURING OPERATION

S. Deviatkina, T. Yaremich

The paper presents the results of analysis the potential to utilize the dual light intensity reserve incorporated into the design of airfield lighting system. National and international regulatory and technical standards concerning failure criteria for airfield lights were examined, alongside the relationship between runway visibility range, light intensity, and other influencing factors. ICAO standard and recommended practices give the requirements to all parameters of airfield lights, including isocandela diagrams to different airfield lighting subsystems as well as the dependences between lights' life time and electric current in the power supply system. The analysis of these diagrams gives the possibility to come up with a conclusion about the feasibility of leveraging the dual light intensity reserve in airfield lights.

Based on the analysis, the possibility of managing the light intensity of airfield lights according to their operational life time is substantiated. The results of experimental studies on the relationship between the light intensity of airfield lights with halogen sources and their operational life time are presented, along with analytical expressions describing this dependence. Experimental findings indicate the feasibility of reducing the constant current regulator current for new airfield lights, followed by a gradual increase from 90 to 100 percent of the nominal value over an average operational period of up to 10 years. The proposed approach demonstrates advantages, including extending the life time of airfield lights with metal-halide light sources, conserving electrical energy, and reducing risks during the visual piloting phase of aircraft under adverse and normal meteorological conditions, both day and night. Future research prospects include conducting similar studies on airfield lights equipped with LED light sources.

Keywords: airfield lighting system, light intensity control, risks at the visual piloting phase, airfield light failure criterion.

І.В. Заріцький¹, О.В. Заріцький²

¹*Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ*

²*Київський національний університет імені Тараса Шевченка, Київ*

МЕТОДОЛОГІЯ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОГО АНАЛІЗУ ТА ВИБОРУ ТИПУ ЕЛЕКТРИЧНОЇ МАШИНИ ДЛЯ СИСТЕМ ЗАПУСКУ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ ПЕРСПЕКТИВНИХ ЛІТАКІВ ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНОЇ АВІАЦІЇ

У статті розглянуте актуальне питання вибору типу електричної машини для повітряних систем запуску прямої дії, що пов'язане з переходом на концепцію повністю електрифікованого літака і як наслідок використання електричної енергії на борту літального апарату як основної.

Авторами статті запропоновано методикку вибору типу електричної машини для систем запуску авіаційних газотурбінних двигунів перспективних літаків військово-транспортної авіації (ВТА), яка поєднує сучасні методи інтелектуального аналізу даних, машинного навчання та апріорні процедури багатокритерійної оптимізації – принцип рівномірної оптимальності. Наведено класифікацію електричних машин для повітряних систем запуску та введено показники ефективності літальних апаратів двох рівнів з метою аналізу впливу електричної машини на експлуатаційну ефективність. Сформовано базу даних основних параметрів, котрі дають змогу визначити тип безконтактної електричної машини яку доцільно використати в системі запуску газотурбінного двигуна літаків військово-транспортної авіації.

У статті запропоновано та практично розглянуто використання методів аналітичного аналізу даних: класифікації та кластеризації, які дозволяють чітко класифікувати електричну машину з необхідними енергетичними параметрами як таку, що відноситься до відповідного класу (типу) машин, розрахувати її "близкість" до існуючих машин з урахуванням введених обмежень та спростити в подальшому процедури вибору або проектування у разі відсутності готового зразка. Зазначені методи класифікації та кластеризації запропоновано використовувати перед застосуванням апріорної процедури багатокритерійної оптимізації з використанням введеної класифікації електричних машин як міток даних, що дозволяє здійснювати якісний аналіз електричних машин з погляду їх характеристик, які використовуються в подальшому в алгоритмі багатокритерійної оптимізації.

Результати досліджень дозволили зробити висновки щодо пріоритетності використання асинхронної машини з короткозамкненим ротором в електричній системі запуску літаків ВТА з урахуванням введених обмежень.

Ключові слова: асинхронна машина, синхронна машина, концепція повністю електрифікованого літака, економічна ефективність, інтелектуальний аналіз даних, методи машинного навчання.

Вступ

Створення нових або модернізація існуючих літальних апаратів базується на використанні наукових досягнень у всіх сферах промисловості. Вміле поєднання цих досягнень з подальшою їх реалізацією в авіабудівній промисловості розширяє тактико-технічні характеристики (ТТХ) та бойовий потенціал існуючих літальних апаратів або сприяє створенню зразків з новими характеристиками (паливно-енергетична та економічна ефективність, розширення можливостей бортового обладнання та озброєння).

Розширення задач літальних апаратів (ЛА) передбачає модернізацію бортових систем та комплексів озброєння або встановлення нових

зразків, що призводить до збільшення споживання електричної енергії. Для реалізації цих задач виникає необхідність підвищення потужності бортової електричної системи живлення. Для поліпшення масо-енергетичних характеристик бортової системи електроживлення необхідно використовувати в системі електричну машину подвійного призначення – стартер-генератор, який використовується спочатку для запуску маршевих двигунів ЛА, а після цього як генератор [1, с. 213...217].

Слід зазначити, що електрифікація літального апарату йде по шляху підвищення ефективності найбільш енергоємних його елементів. В першу чергу, це силова установка і система кондиціонування. Поступово проводяться роботи по

переводу на живлення електричною енергією рульових приводів системи автоматичного управління польотом з метою позбавлення їх від трубопроводів централізованої гідросистеми та тяг в системі управління.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Аналіз робіт [2...6] дав змогу виявити основні тенденції сучасних досліджень за тематикою розвитку електричних машин, який здійснюється в напрямі підвищення їх ККД, зменшення масово-габаритних характеристик та впливу на інше електричне обладнання, що дає підстави стверджувати про **актуальність тематики статті** авторів.

Можливість використання безконтактних електричних машин в режимі стартер-генератора для створення електричної системи запуску для ВТА та поетапне удосконалення літакових систем розглянуто в роботах відомих авіаційних фахівців: Брускіна Д.Е., Зубакіна С.І., Алюшина Г.Н, Торопцева Н.Д та ін. [7, с. 70...77; 8, с. 5...204].

Такий підхід дає можливість відпрацьовувати окремі елементи концепції повністю електрифікованого літака (ПЕЛ) на існуючих моделях літаків шляхом їх модернізації, та дає змогу знизити економічні ризики подальшого невдалого їх впровадження.

Тому **метою даної статті:** є розробка методології інтелектуального аналізу та вибору типу електричної машини для застосування її в системі запуску авіаційних газотурбінних двигунів перспективних літаків військово-транспортної авіації, яка дасть змогу зменшити час та фінансові

витрати на початкових етапах проектування зазначеної системи.

Виклад основного матеріалу

Концепція повністю електрифікованого літака передбачає використання електричної енергії на борту літального апарату як основної. Результатом третього етапу зазначеної концепції, період якого припадає на 2000...2010 рр., стало створення зразків літальних апаратів як цивільного так і військового призначення: Аеробус А380, багатоцільовий винишувач F35, Boeing 787, БПЛА "БАРРАКУДА" [9, с. 40...43].

У зв'язку з нагальністю реалізації вказаної концепції [10, с. 171...176] існуючі повітряні системи запуску повинні бути замінені на електричні прямої дії. Процес проектування електричної системи запуску прямої дії повинен враховувати функціональні задачі літака і ефективність їх виконання.

Для літаків військово-транспортної авіації до функціональної задачі слід віднести – перевезення вантажу (бойова техніка, десант, особовий склад з озброєнням, вантажі) на визначену відстань за розрахунковий нього максимальну економічну ефективність (фактор бойових дій не враховується) час. До ефективності – час підготовки, мінімальні витрати палива, експлуатаційна ефективність. На теперішній час, на основі багаторічного досвіду літакобудування розроблено, на наш погляд, основний перелік показників ефективності котрі об'єднані в економічну, схема якої зазначена на Рис. 1 [11, с. 84].

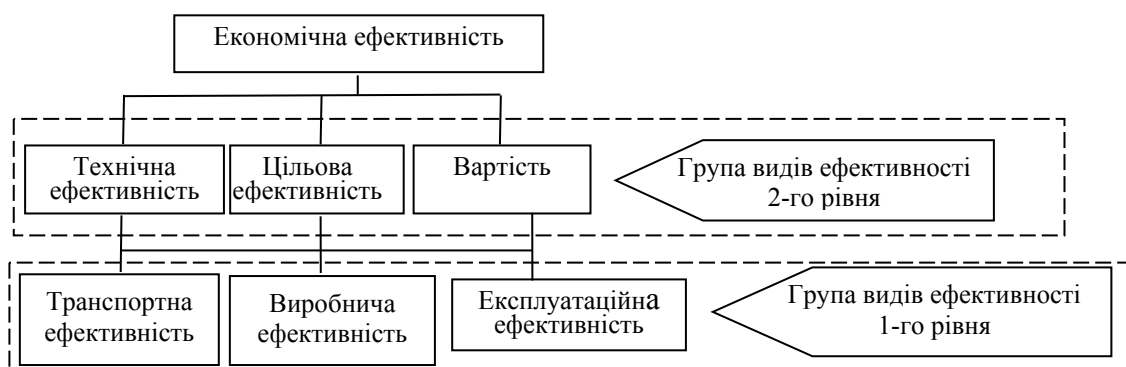


Рис.1. Класифікація показників ефективності літака

Джерело: [11 с. 84]

Класифікація економічної ефективності поділяється на два рівня. До першого рівня відносяться транспортна, виробнича і експлуатаційна, до другого – технічна, цільова та

вартісна (вартість літака, і пов'язані з ним експлуатаційні витрати, котрі необхідні для виконання у визначений строк заданого об'єму перевезень).

Сукупність обох рівнів визначає економічну ефективність. Наявним є той факт, що при створенні нового або модернізації існуючого літального апарата, намагаються отримати максимальну ефективність.

Досягнення поставленої задачі може бути отримано за рахунок найвигіднішого (оптимального) співвідношення льотно-технічних характеристик, технологічних, експлуатаційних властивостей та поміркованих економічних витрат за рахунок впровадження композитних матеріалів, модульного бортового обладнання (систем) побудованих на нових принципах компоновки з використанням сучасної напівпровідникової елементної бази, програмне забезпечення.

Властивості, котрі повинен мати літак, багатозначні, різні по суті і направленості і в залежності від конкретного його призначення і типу різні по ступеню важності і тісно пов'язані між собою і взаємозалежні.

Так, наприклад, маса літального апарату $m_{ЛА}$ представляється як сума мас окремих складових: маса конструкції планера $m_{КП}$, силової установки $m_{СУ}$, системи запуску m_3 , системи електропостачання $m_{СЕП}$, обладнання $m_{ОБ}$, спорядження $m_{СП}$, паливної системи разом з паливом $m_{ПС}$, екіпажу $m_{ЕК}$, вантажу m_B .

Аналітично це можемо представити у вигляді рівняння:

$$m_{КП} + m_{СУ} + m_3 + m_{СЕП} + m_{ОБ} + m_{СП} + m_{ПС} + m_{ЕК} + m_B = m_{ЛА} \quad (1)$$

Враховуючи, що маса вантажу і екіпажу не пов'язані з польотною масою літака і незалежно від неї їх величини обумовлені проектним завданням і являються фіксованими, тому, під час оцінювання маси літального апарата в подальшому, будемо розглядати маси складових за виключенням зазначених вище.

Розділимо ліву і праву частину рівняння на масу літака $m_{ЛА}$, отримаємо:

$$\xi_{КП} + \xi_{СУ} + \xi_3 + \xi_{СЕП} + \xi_{ОБ} + \xi_{СП} + \xi_{ПС} = 1 \quad (2)$$

Рівняння (2) визначає "існування" літака [4, с. 89]. Відповідно до цього рівняння, літак може існувати (літати) тільки у тому випадку, коли сума його відносних мас при любых змінах параметрів не перевищує одиницю.

Впровадження концепції ПЕЛ дає можливість покращити наступні характеристики літака [12, с. 217...220]:

- зменшення втрат потужності авіадвигуна до 30 %;
- скорочення маси трубопроводів до 20 %;

- скорочення витрати палива до 2 %;
- зменшення вартості обслуговування до 60 %;
- зменшення маси системи управління літаком за рахунок ПЕЛ до 20 %;
- зменшення маси силової установки до 15 %;
- підвищення бойової живучості до 10 %.

Зазначені переваги дають змогу збільшити за необхідності вагу літакових систем при їх проектуванні для забезпечення необхідних енергетичних характеристик.

На теперішній час ми можемо говорити про поетапне впровадження концепції ПЕЛ, яке передбачає часткову заміну повітряної і гідравлічної систем літака на електричну.

Поетапна реалізація концепції ПЕЛ суттєво змінюється обрис системи запуску – вона стає електричною прямої дії з використанням електричної машини подвійного призначення – стартера-генератора.

Для вирішення задачі стосовно вибору типу електричної машини для системи запуску необхідно визначити вимоги до самої системи. На основі досвіду експлуатації літальних апаратів можемо виділити такі вимоги [13, с. 5, 6].

1. Авіаційний двигун повинен надійно запускатись при всіх умовах експлуатації ЛА без додаткового регулювання елементів автоматики і паливнорегулюючої апаратури перед запуском.

2. Запуск двигуна на землі повинен бути забезпечений як від бортових, так і від аеродромних джерел енергії, при цьому система запуску повинна забезпечувати перемикання живлення агрегату попередньої розкрутки (електростартера) з бортового джерела на аеродромний і навпаки.

3. Запуск двигунів від бортових джерел енергії повинен бути автономним, а ємність бортових джерел енергії повинна забезпечувати (без їх проміжків дозарядки або дозаправки) послідовні запуски, кількість яких повинно бути як мінімум на одиницю більше числа двигунів на ЛА.

4. Запуск двигуна повинен бути автоматизованим і відповідати наступним вимогам:

- система запуску повинна вмикатися шляхом натискання на пускову кнопку;
- процес запуску до моменту виходу авіаційного двигуна на заданий режим повинен відбуватися автоматично, без виконання додаткових ручних операцій після натискання на пускову кнопку і установки ручки управління двигуном (РУД) в положення яке відповідає запуску;
- автоматика системи запуску повинна забезпечувати стійку роботу авіадвигуна в процесі запуску і виходу на режим малого газу за визначений час;

- система запуску двигуна на землі і в польоті повинна автоматично відключатись і готуватись до наступного запуску;

- на літаках які мають два і більше двигунів система запуску повинна забезпечувати можливість запуску одного з двигунів, а також запуск наступних (як одночасний так і послідовний) з використанням енергії раніш запущених двигунів.

5. Система запуску повинна бути безпечною і при необхідності забезпечувати швидке зупинення процесу запуску.

6. Система запуску повинна мати мінімальні габарити і вагу, а агрегати системи запуску – можливість багатоцільового використання.

7. Система запуску повинна мати низьку вартість виготовлення і технічного обслуговування.

8. Ресурс системи запуску повинен бути співмірним з ресурсом авіаційного двигуна або планера.

У зв'язку з тим, що електрична система запуску, незалежно від типу електричної машини у своєму складі, використовує один вид енергії, то вимоги 1...5 будемо вважати однаковими по складності при їх реалізації.

У подальшому порівняльну оцінку характеристик типів електричних машин проведемо враховуючи вимоги 6...8.

Електричні машини як електромеханічні перетворювачі (ЕП) поділені на три класи: індуктивні електричні машини, у яких робочим полем є магнітне поле; ємнісні ЕП, у яких перетворення електричної енергії в механічну і зворотно здійснюється електричним полем, і індуктивно-ємнісні ЕП, в яких електромеханічне перетворення здійснюється магнітним і електричним полями [14, с. 15...17].

Найбільш поширені для застосування в якості ЕП використовують індуктивні електричні машини котрі по виду живлення поділяють на електричні машини змінного і постійного струму.

Машини змінного струму поділяються на синхронні і асинхронні, колекторні машини змінного струму.

В синхронних машинах (СМ) кутова швидкість ротора ω_p і кутова швидкість магнітного поля ω_c рівні між собою.

В асинхронних машинах (АМ) кутова швидкість ротора не дорівнює кутовій швидкості поля $\omega_p \neq \omega_c$. При цьому ω_p може бути менше або більше кутової швидкості поля. Напрямки обертання ротора і поля статора можуть бути протилежними.

Колекторні машини змінного струму відрізняються від асинхронних і синхронних машин тим, що мають механічний перетворювач частоти і числа фаз – колектор, котрий з'єднаний з обмоткою статора або ротора [15, с. 15...17].

Електричні машини постійного струму (МПС) представляють собою по суті синхронні електричні машини які мають комутаційні пристрої. В залежності від типу комутатора МПС поділяють колекторні і вентильні. В режимах генератора і двигуна електромеханічна комутація струму забезпечується щітково-колекторним апаратом. Безконтактні вентильні МПС мають напівпровідниковий комутатор і виконуються з нерухомими обмотками якоря і полюсами котрі обертаються [15, с. 272, 273].

Класифікація безконтактних електричних машин показана на рисунку 2 [16, с. 11].



Рис.2. Класифікація безконтактних електричних машин
Джерело: [11, с. 11]

Дана класифікація використовується для розмітки баз даних електричних машин в задачах машинного навчання.

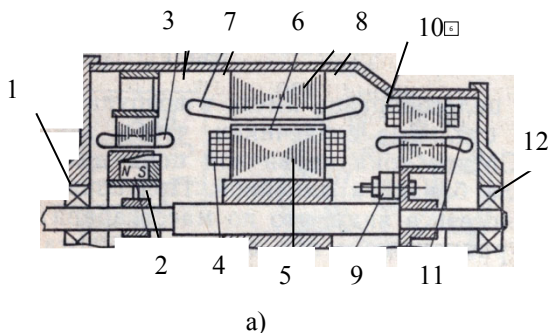
Суміщення функції стартера і генератора об'єднує систему запуску і електропостачання

літака, що вигідно по масі. Збільшення потужності авіадвигунів і заміна постійного струму в системах електропостачання на змінний призвело до зменшення області застосування стартер-генераторів постійного струму. Вони

використовуються для двигунів незначної потужності на легких літаках і вертольотах і іноді для двигунів бортових автономних джерел живлення [17, с. 171]. Враховуючи ці обставини, в подальшому будемо проводити порівняльний аналіз характеристик синхронного генератора і асинхронної машини для застосування їх в електричній системі запуску в режимі двигуна. Генераторний режим електричної машини відноситься до її роботи в системі електропостачання і підлягає окремого розгляду. Відповідно до другого закону електромеханіки всі електричні машини обернені, тобто можуть працювати як в режимі двигуна так і в режимі генератора [14, с. 20...23], тому умови створення стартер-генератора на основі синхронної і асинхронної електричної машини рівнозначні.

Для проведення подальшого аналізу введемо однакові допущення для електричних машин:

1. Діапазон застосування літаків ВТА [17, с. 24]:
 - висота польоту до 13000 м;
 - швидкість польоту до 1.5 М;
 - охолодження стартера – повітряне;
 - допустима частота обертання ротора електричної машини – 10 000 об/хв.
2. Вибір критеріїв для оцінки характеристик (вимоги 6...8):
 - ресурс;
 - надійність (ймовірність безвідмовної роботи);
 - питома вага;
 - допустима частота обертання валу, n_p .



- | | |
|--|----------------------------------|
| 1. Опорний підшипник | 7. Основна обмотка якоря |
| 2. Індуктор підбуджувача (постійні магніти) | 8. Магнітопровід якоря |
| 3. Обмотка якоря підбуджувача | 9. Випрямляч котрий обертається |
| 4. Основна обмотка збудження | 10. Обмотка збудження збуджувача |
| 5. Магнітопровід ротора | 11. Обмотка якоря збуджувача |
| 6. Короткозамкнена стержнева обмотка (біляча клітка) | 12. Опорний підшипник |

3. Оцінювати безконтактні електричні машини (БЕМ) котрі застосовуються на літальних апаратах з однаковими потужностями.

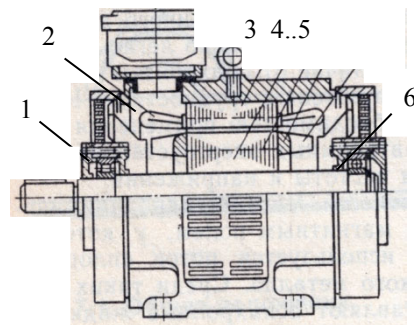
Для прийняття рішення при виборі типу електричної машини (ЕМ) застосуємо апріорні процедури багатокритерійної оптимізації – принцип рівномірної оптимальності [18, с. 43...48].

Кількість альтернатив X і цільові функції $f_1(x) \dots f_n(x)$ задано, цього достатньо для об'єктивного, незалежного від відсутніх у цій моделі факторів (температура, щільність та швидкість повітря) для визначення найвигіднішого рішення. Глобальна якість альтернативи представляє собою суму локальних якостей і має вид:

$$\phi(x) = \sum_{i=1}^n f_i(x) \dots \dots \dots (3)$$

де: $f_i(x)$ - цільова функція, $i=1 \dots 7$, $f_1(x)$ – номінальна частота обертання, $f_2(x)$ – максимальна частота обертання, $f_3(x)$ – питома вага, $f_4(x)$ – інтенсивність відмов, $f_5(x)$ – ймовірність безвідмовної роботи, $f_6(x)$ – наробіток (години), $f_7(x)$ – ресурс (роки).

Оцінку якості локальних якостей 1...7 – проведемо на основі матеріалів які містяться в науковій літературі і довідкових матеріалах. Аналіз надійності синхронного генератора з обертаючим випрямлячем [16, с. 112] і асинхронної машини з короткозамкненим ротором [16, с. 284] (Рис. 3) проведемо на основі їх конструктивного виконання.



- | |
|-----------------------------------|
| 1. Опорний підшипник |
| 2. Обмотка статора |
| 3. Магнітопровід статора |
| 4. Магнітопровід ротора |
| 5. Обмотка ротора (біляча клітка) |
| 6. Опорний підшипник |

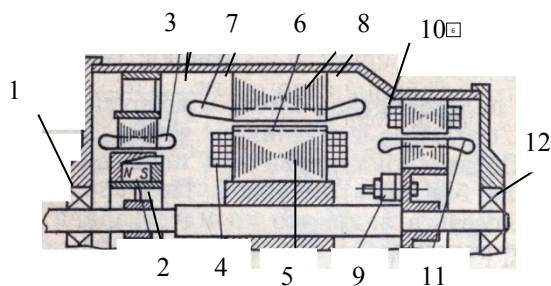
Рис. 3. Ескізи: (а) - синхронного генератора з синхронним збуджувачем і підбуджувачем; (б) - асинхронного двигуна з короткозамкненим ротором
Джерело: [16, с. 112, 284]

Кожна електрична машина складається з n – елементів, відмова любого з яких веде до її відмови. Таке з'єднання елементів має назву логічна послідовність.

Надійність електричної машини, як системи характеризується потоком відмов Λ , які чисельно дорівнюють сумі інтенсивності відмов його окремих частин:

$$\Lambda = \sum_{i=1}^n \lambda_i \dots\dots\dots (4)$$

де: Λ – потік відмов, λ_i – інтенсивність відмови елемента ЕМ, n - кількість елементів.



а)

- | | |
|--|----------------------------------|
| 1. Опорний підшипник | 8. Магнітопровід якоря |
| 2.Індуктор підбуджувача (постійні магніти) | 9. Випрямляч котрий обертається |
| 3.Обмотка якоря підбуджувача | 10. Обмотка збудження збуджувача |
| 4. Основна обмотка збудження | 11. Обмотка якоря збуджувача |
| 5. Магнітопровід ротора | 12. Опорний підшипник |
| 6. Короткозамкнена стержнева обмотка (біляча клітка) | |
| 7. Основна обмотка якоря | |

Відповідно до наведених рисунків кількість n – елементів: синхронної машини становить – 12, асинхронної – 6. Логічна послідовність має вид (Рис 4).

$$\rightarrow \lambda_{1c} \rightarrow \lambda_{2c} \rightarrow \lambda_{3c} \rightarrow \dots \rightarrow \lambda_{12c} \rightarrow$$

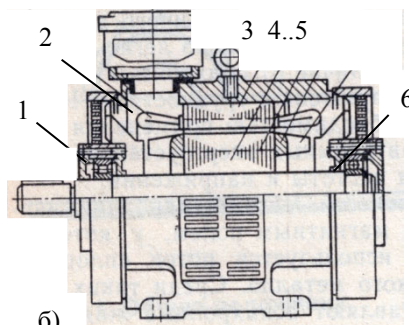
а)

$$\rightarrow \lambda_{1a} \rightarrow \lambda_{2a} \rightarrow \lambda_{3a} \rightarrow \lambda_{4a} \rightarrow \lambda_{5a} \rightarrow \lambda_{6a} \rightarrow$$

б)

Рис.4. Логічна послідовність елементів конструкції СГ (а) і АМ (б)

Джерело: розроблено авторами



б)

- | |
|-----------------------------------|
| 1.Опорний підшипник |
| 2.Обмотка статора |
| 3. Магнітопровід статора |
| 4.Магнітопровід ротора |
| 5. Обмотка ротора (біляча клітка) |
| 6. Опорний підшипник |

Рис. 3. Ескізи: (а) - синхронного генератора з синхронним збуджувачем і підбуджувачем; (б) - асинхронного двигуна з короткозамкненим ротором

Джерело: [16, с. 112, 284]

На підставі структурної схеми і застосувавши формулу 4 отримаємо потік відмов для синхронної - Λ_c і асинхронної Λ_a машин:

$$\Lambda_c = \lambda_{1c} + \lambda_{2c} + \lambda_{3c} + \dots \lambda_{12c} \quad (5)$$

$$\Lambda_a = \lambda_{1a} + \lambda_{2a} + \lambda_{3a} + \lambda_{4a} + \lambda_{5a} + \lambda_{6a} \quad (6)$$

Інтенсивність відмов елементів електричних машин [19, с. 211] становить:

1. Синхронна:

– підшипники ковзання $\lambda_{c1,12} = 2 \times 0.4 \times 10^{-6} 1/200$;

– обмотки $\lambda_{c3,4,7,10,11} = 5 \times 0.045 \times 10^{-6} 1/200$;

– магнітопровід $\lambda_{c5,8} = 2 \times 3.2 \times 10^{-6} 1/200$;

– індуктор $\lambda_{c2} = 2.02 \times 10^{-6} 1/200$;

– короткозамкнена обмотка

$$\lambda_{c6} = 1.2 \times 10^{-6} 1/200 ;$$

– випрямляч котрий обертається

$$\lambda_{c9} = 2.02 \times 10^{-6} 1/200$$

2. Асинхронна:

– підшипники ковзання

$$\lambda_{a1,6} = 2 \times 0.4 \times 10^{-6} 1/200 ;$$

– обмотки $\lambda_{a2} = 0.045 \times 10^{-6} 1/200$;

– магнітопровід $\lambda_{a3,4} = 2 \times 3.2 \times 10^{-6} 1/200$;

– короткозамкнена обмотка

$$\lambda_{a5} = 1.2 \times 10^{-6} 1/200 .$$

Підставивши отримані показники інтенсивності відмов в формули (5), (6) отримаємо значення для потоку відмов:

$$\Lambda_c = 12.665 \times 10^{-6} \dots\dots\dots (7)$$

$$\Lambda_a = 8.45 \times 10^{-6} \quad (8)$$

Використавши отримані результати потоку відмов визначимо середній наробіток на відмову для синхронної і асинхронної машини за формулами:

$$T_{0c} = 1/\Lambda_c \quad (9)$$

$$T_{0a} = 1/\Lambda_a \quad (10)$$

де: T_{0c}, T_{0a} - середній наробіток на відмову синхронної і асинхронної машини.

Підставивши значення потоку відмов, отримаємо $T_{0c} = 0.079 \times 10^{-6} \text{ год}$, $T_{0a} = 0.2 \times 10^{-6} \text{ год}$.

Ймовірність безвідмовної роботи, наприклад по авіаційному двигуну F109-GA-100 фірми ГЭРРИТТ (США) [20, с. 16, 17] з урахування необхідного ресурсу 1000 годин напрацювання визначимо за формулами:

$$p_c(1000) = e^{-\Lambda_c \times 1000} \quad (11)$$

$$p_a(1000) = e^{-\Lambda_a \times 1000} \quad (12)$$

Підставивши значення потоку відмов, отримаємо: $p_c = 0.9997$, $p_a = 0.9998$.

Чисельні значення ймовірності безвідмовної роботи синхронної і асинхронної машини на часовому інтервалі 1000 годин можемо вважати однаковими. Із-за відсутності паспортних даних на асинхронні двигуни з частотою струму 400 Гц порівняльний аналіз масо-габаритних показників проведемо по довідковим матеріалам (паспортним даним). Синхронні машини типу ГТ [17, с. 98], а асинхронні за розрахунками [21, 18 арк.]. Потужності зазначених електричних машин однакові (табл.1).

Таблиця 1

Паспортні дані синхронного генератора і асинхронного двигуна

Тип машини	Потужність, кВт	Напруга, В	Частота обертання $n_r, \text{ тис об/хв}$	Максимальна частота обертання $n_r, \text{ тис об/хв}$	Питома вага, кг/кВт×А	Інтенсивність відмов $\lambda, \times 10^{-6}$	Ймовірність безвідмовної роботи	Ресурс, год/років
1	2	3	4	5	6	7	8	9
Синхронна ГТ120ПЧ6	120	208±2%	6±2%	12	0.72	12.665	0.9997	1500 / 15
Асинхронна*	120	208±2%	8±2%	до 30**	0.414	8.45	0.9998	20000 / 20***

*параметри асинхронної машини отримані в результаті розрахунку асинхронного двигуна підвищеної частоти потужністю 120 кВт для використання в системі запуску газотурбінного двигуна Д-27 [21, 18 арк.] та [22, с. 23...72; 8, с. 5...204; 23, 1 арк.]

**для машин автономної енергетики характерне значення $n_r = (8...30) \text{ тис об/хв}$ [16, с. 45]

***використані параметри двигуна серії АІ по показнику напрацювання обмотки статора [25, с. 295]

Джерело: розроблено авторами за матеріалами [21, 18 арк.; 22, с. 8...72; 8, с. 5...204; 23, 1 арк.; 24, с. 295]

Слід відмітити, що розвиток електричних машин здійснюється за різними напрямками, починаючи від удосконалення конструктивних елементів та заміни новими високотехнологічними матеріалами з метою покращення масово-габаритних характеристик [9, с. 40...43] (Рис. 5), закінчуючи використанням сучасних цифрових та напівпровідникових технологій в частині побудови систем управління електричними машинами.

Результатом технічної еволюції самих електричних машин, використання сучасних технологій інтернету речей та технологій цифрових двійників стали великі масиви даних щодо характеристик машин, які можуть бути використані як вхідні дані методології вибору типу електричної машини для систем запуску авіаційних газотурбінних двигунів.

Наявність таких наборів даних робить можливим вирішення зазначених задач вибору з використання методів інтелектуального аналізу даних, який поєднує в собі підходи машинного

навчання або штучного інтелекту. Кожна електрична машина M_i , $i = [1, ..., N]$ може бути представлена вектором параметрів $X = [x_1, x_2, ..., x_j]$.

Таким чином, набір даних, який описує параметри (характеристики) електричних машин для використання методів інтелектуального аналізу даних, може бути представлений у вигляді фрейму даних наступного вигляду (на прикладі даних, табл.1) (Рис.6).

З погляду методів інтелектуального аналізу даних завдання вибору типу електричної машини для систем запуску авіаційних газотурбінних двигунів можуть передувати задачі класифікації або кластеризації в залежності від логіки дослідження. Розглянемо кожен підхід окремо.



Рис. 5. Шляхи покращення масо-габаритних характеристик електричних машин
Джерело: [9, с. 40...43]

	Power_kW	Voltage_V	RF	Max_RF	Spec_weight	Fail_rate	Prob_FFO	Res_years	Res_hours
ГТ120ПЧ6	120	208	6	12	0.720	12.665	0.9997	15	1500
Asynchronous	120	208	8	30	0.414	8.450	0.9998	20	20000
EM_1	120	208	9	32	0.450	9.210	0.9885	17	14500
EM_2	120	208	13	30	0.450	9.340	0.9875	17	15500

Рис. 6. Приклад фрейму даних, який описує параметри електричних машин
(дві останні машини додані для прикладу і проведення тестування методів)
Джерело: розроблено авторами

Задачі класифікації належать до задач навчання з вчителем та передбачають попереднє навчання моделі на тренувальному розміченому наборі даних, тобто з вказанням типів електричних машин. До такого класу задач відносяться наступні методи: дерева рішень (Decision Tree), метод опорних векторів (Support Vector Machine, SVM), K -найближчих сусідів (K -Nearest Neighbors, KNN) та низка інших методів.

Слід відмітити, що зазначені методи можуть вирішувати як задачі класифікації так і відповідно задачі регресії [24, с. 73]. У зв'язку з тим, що дані методи працюють з різною ефективністю в залежності від типів даних, наприклад, метод рішень, дуже добре працює на невеликих наборах даних категоріального типу, пропонується використовувати метод KNN, в основі якого лежить вимірювання відстаней між об'єктами, описаними цифровими змінними

Алгоритм KNN допоможе нам ідентифікувати

найближчі електричні машини або групи (типи машин) з необхідними нам граничними параметрами. Вирішення такої задачі передбачає використання однієї з метрик відстані між об'єктами дослідження. Найбільш розповсюдженими є “евклідова” (Euclidean Distance) та “Манхеттенська відстань” (Manhattan Distance) [25, с. 258].

“Евклідова відстань” як декартова відстань між двома точками (рис.7), які знаходяться на площині/гіперплощині допомагає нам обчислити чисте зміщення між двома електричними машинами з урахуванням різниці в їх параметрах. Метрика “Манхеттенської відстані” зазвичай використовується, коли нас цікавить загальна відстань між об'єктами дослідження (рис. 8), а не зміщення. Ця метрика обчислюється шляхом підсумовування абсолютної різниці між координатами точок у k -вимірах.

	ГТ120ПЧ6	Asynchronous	ЕМ_1
Asynchronous	18500.010		
ЕМ_1	13000.016	5500.001	
ЕМ_2	14000.014	4500.004	1000.010

Рис. 7. Фрейм даних. “Евклідова відстань” між електричними машинами
Джерело: розроблено авторами

	ГТ120ПЧ6	Asynchronous	ЕМ_1
Asynchronous	18529.521		
ЕМ_1	13028.736	5506.807	
ЕМ_2	14030.607	4508.938	1006.131

Рис. 8. Фрейм даних. “Манхеттенська відстань” між електричними машинами
Джерело: розроблено авторами

Алгоритм класифікації з використанням відстаней передбачає завантаження розмічених фреймів даних (рис. 6) та навчання відповідної моделі, яка дозволить спрогнозувати з певною точністю відношення необхідної нам за вимогами обмежень електричної машини до певного класу машин та навіть “близькість” її до конкретної електричної машини в наборі.

Дані на рисунках 7, 8 демонструють подібні результати, де на перетині колонок та рядок знаходиться значення відстані між електричними машинами. Очевидно, що чим менше це значення, тим ближче за параметрами електричні машини одна до одної.

Задачі кластеризації у машинному навчанні належать до задач навчання без вчителя. Мета кластерного аналізу полягає в тому, щоб розділити набір електричних машин на групи (або кластери), щоб машини в кожній групі були максимально схожі одна на одну за параметрами. Цей процес часто використовується для дослідницького аналізу даних і може допомогти виявити шаблони або

зв’язки в даних, які можуть бути неочевидними. Для кластерного аналізу використовується багато різних алгоритмів, наприклад k-середні, ієрархічна кластеризація та кластеризація на основі щільності [26, с. 166].

Результатом такої кластеризації будуть групи електричних машин з подібними характеристиками без прив’язки до типів, та видів, що дозволить визначати максимально подібну до необхідної за вимогами електричну машину.

Використаний метод починається з обробки кожної електричної машини як окремого кластера, а потім ітеративно об’єднує найближчі кластери, доки не буде досягнуто критерій зупинки. Результатом ієрархічної кластеризації є деревоподібна структура, яка називається дендрограмою, яка ілюструє ієрархічні зв’язки між електричними машинами (Рис. 9), де по горизонталі вказані кластери або ЕМ, а по вертикалі відображено відстані між ними, тобто їх “близькість” за параметрами.

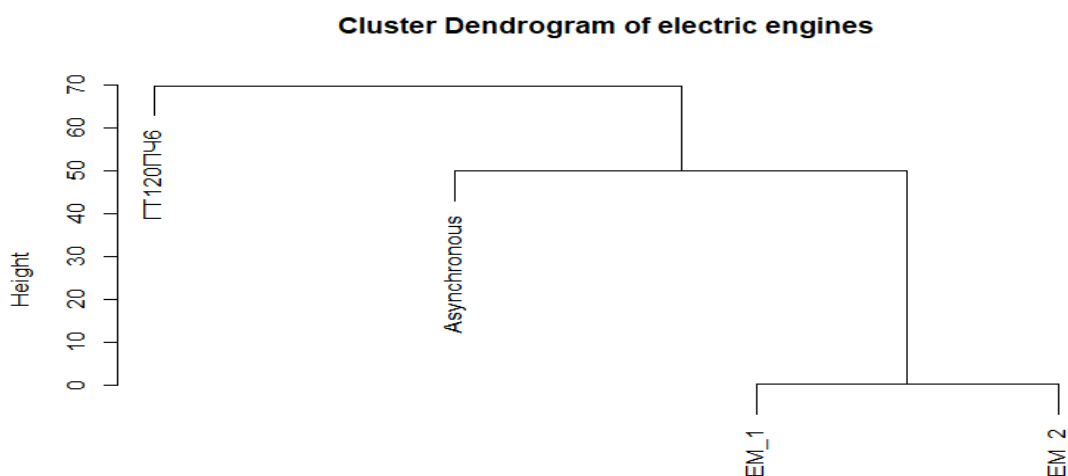


Рис. 9. Дендрограма тестового набору електричних машин
Джерело: розроблено авторами

Таким чином, використання методів аналітичного аналізу даних дозволяє чітко класифікувати електричну машину з необхідними параметрами як таку, що відноситься до відповідного класу (типу) машин, розрахувати її «близькість» до існуючих машин з урахуванням введених обмежень та спростити в подальшому процедури вибору або проектування у разі відсутності готового зразка. Очевидно, що точність методів суттєво залежить від повноти та кількості параметрів в навчальному наборі даних, що накладає певні вимоги щодо його розміру.

Слід відмітити, що змінні в наборі даних мають різні розмірності та масштаби, так потужність вимірюється у Вт то дорівнює 120 Вт, а

ймовірність безвідмовної роботи в безрозмірних одиницях в діапазоні від 0 до 1. У зв'язку з цим, перед застосування інтелектуальних алгоритмів оброблення даних рекомендується нормалізувати дані одним із існуючих методів: Min-Max нормалізація (Рис. 10), або Z-нормалізація (Рис. 11)

На основі отриманих даних (Рис. 11) і застосувавши формулу 3, визначимо глобальну якість для синхронної та асинхронної машини відповідно:

$$\phi_c(x) = \sum_{i=1}^7 0.0 + 0.0 + 1 + 1 + 0.99 + 0.0 + 0.0 = 2.99 \dots (13)$$

$$\phi_a(x) = \sum_{i=1}^7 0.285 + 0.9 + 0 + 0 + 1 + 1 + 1 = 4.185 \dots (14)$$

	Power_kW	Voltage_V	RF	Max_RF	Spec_weight	Fail_rate	Prob_FFO	Res_years	Res_hours
ГТ120ПЧ6	1	1	0.0000000	0.0	1.0000000	1.0000000	0.99186992	0.0	0.0000000
Asynchronous	1	1	0.2857143	0.9	0.0000000	0.0000000	1.00000000	1.0	1.0000000
EM_1	1	1	0.4285714	1.0	0.1176471	0.1803084	0.08130081	0.4	0.7027027
EM_2	1	1	1.0000000	0.9	0.1176471	0.2111507	0.00000000	0.4	0.7567568

Рис. 10. Фрейм даних. Нормалізація даних за допомогою методу Min-Max
Джерело: розроблено авторами

	Power_kW	Voltage_V	RF	Max_RF	Spec_weight	Fail_rate	Prob_FFO	Res_years	Res_hours
ГТ120ПЧ6	1	1	-1.0190493	-1.4924050	1.4892520	1.4667307	0.8570889	-1.0914103	-1.4305159
Asynchronous	1	1	-0.3396831	0.4264014	-0.6654105	-0.7823898	0.8718029	1.3339459	0.8960374
EM_1	1	1	0.0000000	0.6396021	-0.4119208	-0.3768544	-0.7908760	-0.1212678	0.2043594
EM_2	1	1	1.3587324	0.4264014	-0.4119208	-0.3074865	-0.9380157	-0.1212678	0.3301190

Рис. 11. Фрейм даних. Z- нормалізація даних
Джерело: розроблено авторами

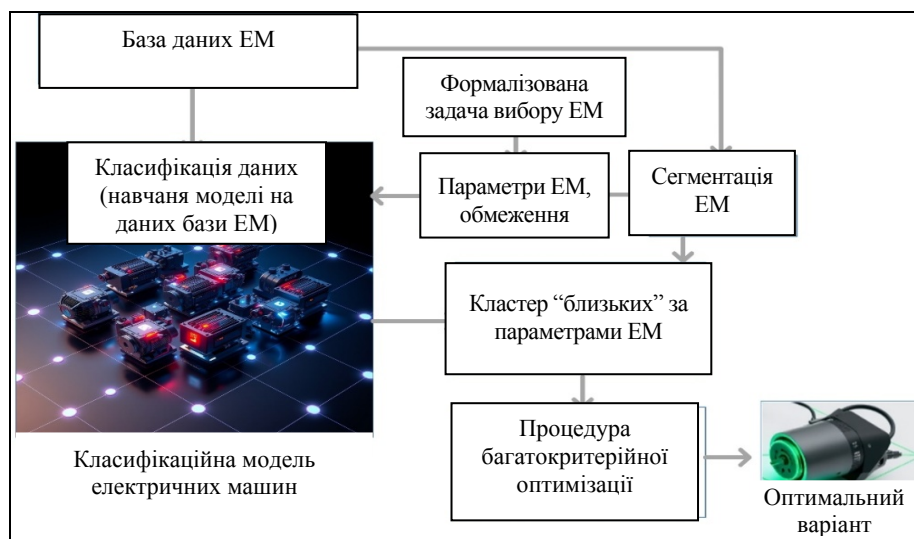


Рис.12. Схема методу інтелектуального аналізу та вибору ЕМ
Джерело: розроблено авторами

Принципова схема інтелектуального аналізу та вибору типу електричної машини для систем запуску авіаційних газотурбінних двигунів на основі поєднання методів машинного навчання та процедури багатокритерійної оптимізації формула

(3) може бути представлена схемою (Рис. 12). Схема описує взаємодію і логіку використання різних методів для вирішення задачі вибору ЕМ. Етап використання методів машинного навчання може бути реалізований заздалегідь на основі

методів класифікації, або паралельно з постановкою задачі вибору ЕМ, коли за заданими вхідними параметрами здійснюється сегментація бази ЕМ, а потім застосовується процедура багатокритерійної оптимізації вже певної кількості ЕМ, які потрапили до одного сегменту.

Висновки

Результати оцінки енергетичних параметрів котрі отримані в процесі побудови методології інтелектуального аналізу та вибору типу електричної машини для систем запуску авіаційних газотурбінних двигунів для перспективних літаків ВТА дозволяють:

визначати асинхронну машину з короткозамкненим ротором як таку, що найбільш доцільно використати в електричній системі запуску перспективних літаків ВТА;

оцінити напрями розвитку технологій які застосовуються для виробництва електричних

машин у майбутньому може змінити пріоритети щодо вибору типу для використання електричній системі запуску;

використати методи аналітичного аналізу даних для більш чіткої класифікації електричних машин з необхідними параметрами як таку, що відноситься до відповідного класу (типу) машин, розрахувати її “близькість” до існуючих машин з урахуванням введених обмежень та спростити в подальшому процедури вибору або проектування у разі відсутності готового зразка.

Подальші дослідження доцільно проводити щодо удосконалення запропонованої методології при проектуванні електричних стартерів (стартер-генераторів) використавши розширену базу даних, яка має бути сформована на достатній кількості визначальних параметрів електричних машин котрі підлягають розгляду.

Список літератури

1. Заріцький І.В., Сторожук С.М., Діденко Ю.Л., Перспективи розвитку електричної системи запуску газотурбінних двигунів військово – транспортних літаків // Зб. наук. праць ДНДІА. - К.: ДНДІА, 2016. Вип. № 12(19) - С. 213-217.
2. P. Kolpakchvan, V. Parshukov, E. Yatsenko Determination of Equivalent Circuit Parameters of a Solid Rotor Asynchronous Electric Machine. International Journal of Innovative Technology and Exploring Engineering. - № 2(9). – pp. 1880-1885. DOI: 10.35940/ijitee.B7909.129219.
3. Левченко Л., Аушева Н., Караєва Н., Бурдєйна Н. MODELING OF EXTERNAL MAGNETIC FIELD OF ELECTRIC MACHINES. Advanced Information Systems, - 2024. - № 8(1), С. 24-30, DOI: 10.20998/2522-9052.2024.1.03.
4. Victor S. Petrushin N. S. Petrushin B.V. Kalenik. Designing of asynchronous induction machines for adjustable speed asynchronous electric drive systems. 2008. – DOI: 10.7148/2006-0333.
5. J. Li, Guanchun Li. Design and Control of a Superconducting DC Linear Motor for Electromagnetic Launch System Wireless Personal Communications.- №102(1). – 2018. – pp. 611-618. DOI: 10.1007/s11277-017-5068-4.
6. S. Khanahmedova. Some Issues of Increasing the Efficiency of Electric Machines. PRZEGLAD ELEKTROTECHNICZNY. - №9(0033-2097). 2024. – P. 171-173.
7. Брускин Д.Э. Зубакин С.И., Самолеты с полностью электрофицированным оборудованием. Сер. Электрооборудование транспорта. – Т. 6 /– М.: ВИНТИ, 1986. – 108 с.
8. Алюшин Г.Н., Торопцев Н.Д., Асинхронные генераторы повышенной частоты. Сер. Основы теории и проектирования – Москва: Машиностроение, 1974. – 343 с
9. Заріцький І.В., Коритько О.І., Вплив четвертої промислової революції на подальший розвиток концепції повністю електрифікованого літака // Зб. наук. праць ДНДІА. – К.: ДНДІА, 2020. Вип. № 16(23). – С. 40-43.
10. Заріцький І.В., Діденко Ю.Л., Щодо методики синтезу оптимального закону управління асинхронним стартер-генератором електрифікованого літака // Зб. наук. праць ДНДІА. – К.: ДНДІА, 2017. Вип. №13(20) – С. 171-176.
11. Б.А. Черпенников. Диалектические основы конструирования в самолетостроении. Харьков: Харьковский авиационный институт. (Учебное пособие по курсу “Конструкция самолетов”) 1984. – 128 с. (стор. 82-92);
12. Заріцький І.В., Діденко Ю.Л., Перспективи створення вітчизняного розвідувального літака на основі концепції повністю електрифікованого літака // Зб. наук. праць ДНДІА. – К.: ДНДІА, 2015. Вип. №12(19) – С. 217-220.
13. Система запуска авиационных двигателей, Методические указания к практической работе., Самарский государственный аэрокосмичный университет им. Академика С.П. Королева., Самара 2002. – 34 с.
14. И.П. Копылов., Электрические машины. Москва: Энергоатомиздат, 1986. - 360 с.
15. Специальные электрические машины. Источники и преобразователи энергии. Под редакцией доктора технических наук проф. А.И. Бертинова. М.: Энергоиздат, 1982. - 552 с.
16. Д.А. Бут Бесконтактные электрические машины. Учебное пособие для электромех. и электроэнерг. спец. Вузов. – М.: Высш. школ., 1990. – 416 с.
17. Авиационные электрические генераторы. Г.Н. Алюшин, И.М. Ищенко, Д.М. Красношапка, В.С. Мартынюк. Киев.: Киевское ВВАИУ, 1989. -184 с.
18. Ю.А. Дубов, С.И. Травкин, В.Н. Якимец. Многокритериальные модели формирования и выбора вариантов систем: М.: Наука., 1986, - 296 с.
19. Н.П. Ермолин, И.П. Жерихин. Надежность электрических машин. Ленинград: Энергия. 1976. - 248 с.
20. Иностранные авиационные двигатели. 11-е издание под редакцией Л.И. Сорокина. ЦИАМ: 1987, - 319 с.

21. Г.Н. Алюшин. Методика розрахунку асинхронного стартера для системи запуску авіаційного двигуна Д-27 (на правах рукопису)., 18 сторінок.
22. Расчет электрических машин переменного тока повышенной частоты. Под редакцией профессора, доктора технических наук Свириденко П.А. Издание ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского 1951. - 189 с.
23. В.И. Радин, Д.Э. Брускин, А.Е. Зорохович. Электрические машины. Асинхронные машины. Под. ред. И.П. Копылова., М.: Высшая школа. 1988. - 328 с.
24. Nils J. Nilsson. Introduction to machine learning. Robotics Laboratory Department of Computer ScienceStanford University, Stanford, 1998.–188 p.
25. Shai Shalev-Shwartz and Shai Ben-David. Understanding Machine Learning: From Theory to Algorithms. Cambridge University Press. – 2014. – 449 p. URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: <https://www.cs.huji.ac.il/~shais/UnderstandingMachineLearning/index.html>.
26. Hal Daumé. A Course in Machine Learning. Published by TODO. – 2015. – 193 p.

Надійшла до редколегії 10.11.2024

Схвалена до друку 22.11.2024.

Відомості про авторів

Заріцький Ігор Володимирович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-2510-2946>

Заріцький Олег Володимирович

доктор технічних наук
доцент кафедри технологій управління
факультету інформаційних технологій
Київського національного університету
імені Тараса Шевченка,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-6116-4426>

Information about the authors

Ihor Zaritskyi

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-2510-2946>

Oleh Zaritskyi

Doctor of Technical Sciences
Associate Professor Department
of Management Technologies
Information Technologies Faculty
Taras Shevchenko National University
Kyiv, Ukraine, 01033
<https://orcid.org/0000-0002-6116-4426>

METHODOLOGY OF INTELLIGENT ANALYSIS AND SELECTION OF THE TYPE OF GAS TURBINE ENGINES FOR PROMISING MILITARY TRANSPORT AIRCRAFT

I. Zaritskyi, O. Zaritskyi

The article deals with topical issues of selecting the type of electric machine for direct-acting aircraft launch systems, which is associated with the transition to the concept of a fully electrified aircraft and, as a result, the use of electric energy on board the aircraft as the main one.

The authors of the article propose a methodology for selecting the type of electric machine for the launch systems of aircraft gas turbine engines of advanced aircraft, which combines modern methods of data mining, machine learning and a priori procedures for multi-criteria optimization - the principle of uniform optimality. A classification of electric machines for airborne launch systems is presented and aircraft performance indicators of two levels are introduced to analyze the impact of the electric machine on operational efficiency. A database of the main parameters has been formed, which make it possible to determine the type of contactless electric machine that should be used in the gas turbine engine launch system of military transport aircraft.

The article proposes and practically considers the use of analytical data analysis methods: classification and clustering, which allow to clearly classify an electric machine with the required energy parameters as belonging to the corresponding class (type) of machines, to calculate its "proximity" to existing machines, taking into account the introduced restrictions and to simplify the subsequent selection or design procedures in the case of absence of a ready-made sample. The specified classification and clustering methods are proposed to be used before applying the a priori multi-criteria optimization procedure using the introduced classification of electric machines as data labels, which allows to carry out a qualitative analysis of electric machines in terms of their characteristics, which are used later in the multi-criteria optimization algorithm.

The research results allowed to draw conclusions regarding the priority of using an asynchronous machine with a squirrel-cage rotor in the electric start system of military transport aviation aircraft, taking into account the introduced restrictions.

Keywords: asynchronous machine, synchronous machine, fully electrified aircraft concept, economic efficiency, data mining, machine learning.

А.О. Константинов¹, О.Б. Леонтьєв¹, А.Г. Дмитрієв¹, Д.С. Печура²

¹Харківський національний університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба, Харків, Україна

²Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ, Україна

МЕТОДИЧНИЙ ПІДХІД ЩОДО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПРИЦІЛЬНО-НАВІГАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСІВ БАЛІСТИЧНИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ АВІАЦІЙНИХ БОМБ ЗІ СКЛАДНОЮ БАЛІСТИЧНОЮ СХЕМОЮ

У статті розглядається методичний підхід визначення балістичних характеристик авіаційних бомб зі складною балістичною схемою для введення у прицільно-навігаційні комплекси ударних літальних апаратів. Розглядається алгоритм визначення повної системи числових балістичних характеристик, які узгоджені за відносом. Запропонований методичний підхід дозволяє за допомогою узгоджених балістичних коефіцієнтів розрахувати функцію умов бойового застосування, що задані для конкретної області та відповідного авіаційного засобу ураження. Надалі, використовуючи процедури, які моделюють існуючі балістичні таблиці, за допомогою прив'язки знаходять необхідні еквівалентні балістичні характеристики. Сукупність відповідних характеристик дозволяє вирішити завдання прицілювання під час бомбометання у всіх наявних та перспективних прицільно-навігаційних комплексах ударних літальних апаратів.

Ключові слова: авіаційна бомба, балістичні характеристики, прицільно-навігаційний комплекс, літальний апарат.

Вступ

Постановка проблеми. Досвід бойових дій свідчить, що ефективність застосування некерованих авіаційних бомб залежить від багатьох чинників [1, с. 84, 85]. Одним з них є точність вирішення задачі прицілювання, а саме вирішення балістичних задач для забезпечення прицільно-навігаційних комплексів (ПрНК) бойових авіаційних комплексів балістичними характеристиками авіаційних бомб.

Вирішення балістичних задач дозволяє визначити:

вихідні дані для прицілювання вручну у випадку відмови прицільної системи;

поправки для особливих умов бойового застосування (перевищення цілі над рівнем моря, істотні відхилення від норми атмосферних умов тощо);

поправки для прицільного застосування засобів ураження зі складною балістичною схемою;

розміри зон накриття касетних боєприпасів і звичайних авіаційних бомб під час серійного застосування;

час дистанційної дії підривачів засобів ураження тощо [2, с. 59...64].

В якості прикладу у статті розглядається вирішення балістичних задач для авіаційних бомб зі складною балістичною схемою, що призначені для ураження сил і засобів противника на широких площах, зокрема, це стосується сил ворога, які перебувають у щільній обороні, і на тих ділянках фронту, де ворог намагається наступати.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Одним з елементів балістичного забезпечення

ПрНК є система балістичних характеристик авіаційних бомб для вирішення задачі прицілювання. Для авіаційних бомб зі складною балістичною схемою (АБ) у систему балістичних характеристик входять [2, с. 54...58]:

балістичні характеристики АБ на кожній i -ій ділянці траєкторії, які приводяться у формі балістичного коефіцієнту C_i , або характеристичного часу Θ_i , чи характеристичної швидкості $\vartheta_{\Theta i}$ та інші;

еквівалентні балістичні характеристики ($C_e, \Theta_e, \vartheta_e$ та інші) для ПрНК, балістична задача в яких вирішується на основі методу готових рішень;

закони опору АБ $C_{xe}(M)$, на i -ій ділянці траєкторії по відношенню до яких визначені балістичні характеристики $C_i, \Theta_i, \vartheta_{\Theta i}$ та індивідуальні залежності $C_x(M)$ по ділянкам;

система параметрів, які визначають межі ділянок траєкторії (t_i – час руху до кінця i -ої ділянки, y_i – висота на кінцевій i -ій ділянці).

Система балістичних характеристик повинна забезпечувати точний розрахунок відносу АБ. Але, оскільки прицільна система є моделлю істинної динаміки руху АБ, більш-менш наближеної, тому на систему балістичних характеристик покладається задача непрямого урахування розходження моделі з дійсною динамікою АБ. Відповідне врахування повинно виконуватися на основі достовірних даних про елементи траєкторії АБ. Найбільш доцільним убагацьється його представлення інтегральним узгодженням розрахункових елементів траєкторії з фактичними

елементами траєкторії, які отримуються під час проведення натурних випробувань. За допомогою узгоджених балістичних характеристик, які вводяться в ПрНК, значною мірою усуваються помилки, викликані такими факторами, як відмінність індивідуальної залежності $C_x(M)$ від закону опору, особливості умов відділення АБ, коливання АБ, неврахування динаміки переходу з однієї ділянки на іншу тощо, чим забезпечується мінімальний промах на землі [2, с. 65...69].

З огляду на те, що балістична задача в існуючих ПрНК вирішується як за методом готових рішень на базі різноманітних балістичних таблиць, так і за методом числового інтегрування системи диференціальних рівнянь із використанням різноманітних законів опору, виникає практична необхідність визначення числових балістичних характеристик, які належать до всіх діючих видів балістичних таблиць [3, с. 45...50].

Слід акцентувати увагу, що на теперішній час інформація щодо проведених досліджень та розрахунків про повну систему числових балістичних характеристик для АБ зі складною балістичною схемою відсутня. Існуючі дані не в повній мірі відповідають реальному діапазону їх бойового застосування [2, с. 59, 60]. Крім того, ці дані мають індивідуальний характер у зв'язку з тим, що визначалися не за всією сукупністю існуючої експериментальної інформації.

Тому розробка методики та алгоритму визначення повної системи числових балістичних характеристик авіаційних бомб зі складною балістичною схемою з використанням максимально наявної інформації про їх натурні випробування є **актуальним науково-технічним завданням**.

Мета статті – розробка методичного підходу щодо забезпечення прицільно-навігаційних комплексів сучасних ударних літальних апаратів балістичними характеристиками авіаційних бомб зі складною балістичною схемою.

Виклад основного матеріалу

Враховуючи те, що всі форми представлення балістичних характеристик $(C_i, \theta_i, \vartheta_0)$ пов'язані між собою відомими аналітичними або табличними залежностями надалі буде розглядатися методика визначення балістичних коефіцієнтів узгоджених по відносу.

Зробимо припущення, що траєкторія АБ зводиться до схеми двох ділянок, тобто перехід з однієї ділянки на іншу здійснюється миттєво із заміною балістичного коефіцієнту C_1 на C_2 . Задача зводиться до узгодження розрахункового A_p та експериментального A_e відносів за деяким критерієм.

Для узгодження використаємо метод максимальної правдоподібності, який у дослідженнях різноманітних задач є одним із найефективніших методів оцінювання невідомих параметрів [4, с. 4, 5].

Далі визначимо вектор балістичних та часових характеристик $\bar{C}(C, C_{xe}(M), C_1, \dots, C_n, t_1, y_1)$, звертаючий в максимум функцію правдоподібності $\{L(a_1, a_2, \dots, a_n)\}_{\max}$.

Вважаючи, що складові вектора експериментальних відносів незалежні та нормальні

$$A_{ei} \in N(a_{pi}(\bar{X}, \bar{C}, \bar{K}), \sigma_i) \quad (1)$$

де $a_{pi}(\bar{X}, \bar{C}, \bar{K})$ – математичне очікування A_{ei} ; σ_i – середня квадратична помилка вимірювання відносу; $\bar{A}_e(\bar{X}, \bar{C}, \bar{K})$ – вектор експериментальних відносів; $\bar{A}_p(\bar{X}, \bar{C}, \bar{K})$ – вектор розрахункових відносів, які визначаються ПрНК або балістичними таблицями; $\bar{X}(H, V_{o1}, \lambda_{o1})$ – вектор початкових умов; $\bar{C}$ – вектор балістичних та часових характеристик; $\bar{K}(y_1, y_k)$ – вектор кінцевих (граничних) умов; H, V_{o1}, λ_{o1} – висота, швидкість та кут скидання АБ відповідно; y_1, y_k – висота траєкторії АБ у точці переходу та в кінці траєкторії відповідно, функцію правдоподібності представимо як:

$$L(\bar{a}_e) = \psi e^{-\frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \left(\frac{a_{ei} - a_{pi}(\bar{X}, \bar{C}, \bar{K})}{\sigma_i} \right)^2}, \quad (2)$$

$$\text{де } \psi = \prod_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_i \sqrt{2\pi}}.$$

Оскільки максимум функції правдоподібності незалежно від значення ψ досягається при мінімумі показника експоненти:

$$Q = \left\{ \sum_{i=1}^n \left(\frac{a_{ei} - a_{pi}(\bar{X}, \bar{C}, \bar{K})}{\sigma_i} \right)^2 \right\}_{\min_{\bar{C}}}, \quad (3)$$

то, за наведених припущень, метод максимальної правдоподібності зводиться до методу найменших квадратів [5, с. 439...451; 6, с. 68...73].

По суті [4, с. 4, 5; 5, с. 439...451] потрібний вектор може бути визначений розв'язанням відповідної системи:

$$\frac{\partial Q}{\partial C_i} = 0; (i = 1, 2, \dots, n). \quad (4)$$

Так як функція $a_{pi}(\bar{X}, \bar{C}, \bar{K})$, що виражається системою диференціальних рівнянь руху центру маси

АБ [1, с. 45...50], у загальному випадку нелінійна відносно $\bar{C}$, то пошук параметрів $C_1, \dots, C_m$ безпосередньо виявляється занадто громіздким. Проведені дослідження показують, що більш ефективними будуть методи пошуку екстремуму багатопараметричних функцій.

При цьому треба розуміти, що під час проведення натурних випробувань АБ виникає ряд труднощів у отриманні необхідних даних для безпосереднього застосування вказаного критерію. Отже, в критерії узгодження повинні бути використані дисперсії експериментальних відносінь, які обумовлюються помилками проведення телеметрії, а також дією деякої кількості перешкод (відхилення атмосферних умов від нормальних, мінливість вітру тощо). Такого роду інформація під час проведення випробувань зазвичай не фіксується і відновлення її з достатньою достовірністю неможливе. Проте подальші дослідження за умовою (3) без врахування експериментальних даних видаються неправомірними, оскільки окремі вимірювання явно не є точними. Тому в таких умовах втрачені значення σ_i^2 замінюються нормативними дисперсіями, які розраховуються у відповідності з конкретними умовами висоти та швидкості (H, V_{oi}) за кожним експериментом, що дозволяє проводити ранжування даних максимально якісно [4, с. 27...31].

Слід зазначити, що частина інформації про умови та результати експерименту потребує суттєвої переробки перед введенням її у відповідний алгоритм, що буде працювати за критерієм (3). Насамперед це стосується даних про відносінь $\bar{A}_e$, які в процесі експерименту перераховуються, як правило, у масив характеристичних часів $\bar{\Theta}_e$, які рахуються за балістичними таблицями, і тому є потреба у зворотному перерахунку в масив даних $\bar{A}_e$. Також дуже часто відсутня повна інформація про елементи траєкторії АБ у точці переходу на іншу ділянку що представляються тільки у вигляді масиву висот переходу $\bar{y}_i$ або у вигляді масиву часу переходу $\bar{t}_i$.

Розглянемо деякі особливості побудови алгоритму визначення повної системи числових балістичних характеристик та результати його роботи на прикладі розрахунків системи числових балістичних характеристик разових бомбових касет (РБК). Повна система характеристик цих об'єктів, а саме вектор $\bar{C}$ включає в себе балістичні коефіцієнти РБК на першій та другій ділянках траєкторії C_1 та C_2 , а також еквівалентний

балістичний коефіцієнт C_e , узгоджений по відносу центру зони накриття РБК.

Особливістю касет є те, що час t_i переходу на другу ділянку по змісту є балістичною характеристикою, а по місцю у відповідному алгоритмі вихідною умовою, такою ж як $H, \vartheta_{o1}, \lambda_{o1}$, у зв'язку з тим, що час задається встановленням дистанційного підричника.

Якісний та числовий аналіз показують унімодальність критерію Q по відношенню до аргументів C_1 та C_2 (рис. 1), що дозволяє застосувати достатньо простий послідовний спосіб пошуку екстремуму [7, 8].

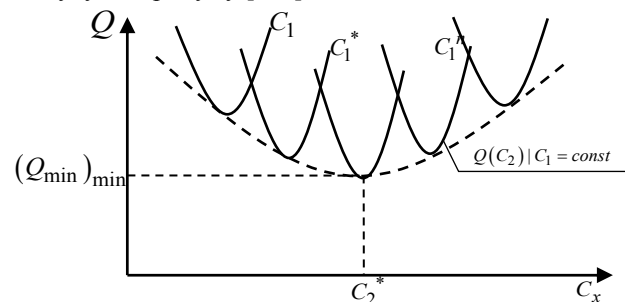


Рис. 1. Унімодальність критерію

Джерело: розроблено авторами

Отже, відбулася побудова залежності критерію від другого коефіцієнту $Q(C_2) | C_1 = const$ при фіксованому першому, потім залежність мінімумів критерію від першого коефіцієнту $Q_{min}(C_1)$ при локальних оптимумах другого та відповідну функцію $C_2(C_1)$. За допомогою останніх функцій знаходяться потрібні значення C_1^* , C_2^* та $(Q_{min})_{min}$.

Еквівалентні балістичні характеристики, наприклад C_e , які забезпечують співпадіння розрахункових і фактичних кінцевих елементів траєкторії, потрібні для вводу в ПрНК, засновані на методі готових рішень [2, с. 66, 67].

Суть можливої методики їх розрахунків складається з того, що знаючи узгоджені балістичні коефіцієнти C_1^* та C_2^* можливо розрахувати $A_p(H, V_{oi}, \lambda_{o1}, t_i)$ як функцію умов бойового застосування $(H, V_{oi}, \lambda_{o1}, t_i)$, що задані для конкретної області та РБК. Потім, використовуючи процедури, які моделюють існуючі балістичні таблиці, за допомогою прив'язки знаходять необхідні еквівалентні балістичні характеристики.

При цьому простіше спочатку розрахувати еквівалентні балістичні коефіцієнти $C_e(H, V_{oi}, \lambda_{o1}, t_i)$, а потім на підставі відповідних визначень переводити ці коефіцієнти в інші форми балістичних характеристик.

Так, наприклад, характеристичний час знаходиться за процедурами, які моделюють ті чи інші таблиці. Проводиться розрахунок часу падіння бомби зі знайденими значеннями балістичних коефіцієнтів c_e та початковими умовами, які відповідають класичному визначенню характеристичного часу $H = 2000\text{ м}$, $\vartheta_{oi} = 40\text{ м/с}$, $\lambda_{oi} = 0$.

Характеристична швидкість визначається за відомим відношенням [3, с. 60]:

$$\vartheta_{oi} = \sqrt{\frac{8000g_0}{\pi\rho_{N0}C_e}}. \quad (5)$$

Спрощена блок-схема розглянутого алгоритму визначення повної системи числових балістичних характеристик, які узгоджені по відносу, наведена на рисунку 2.

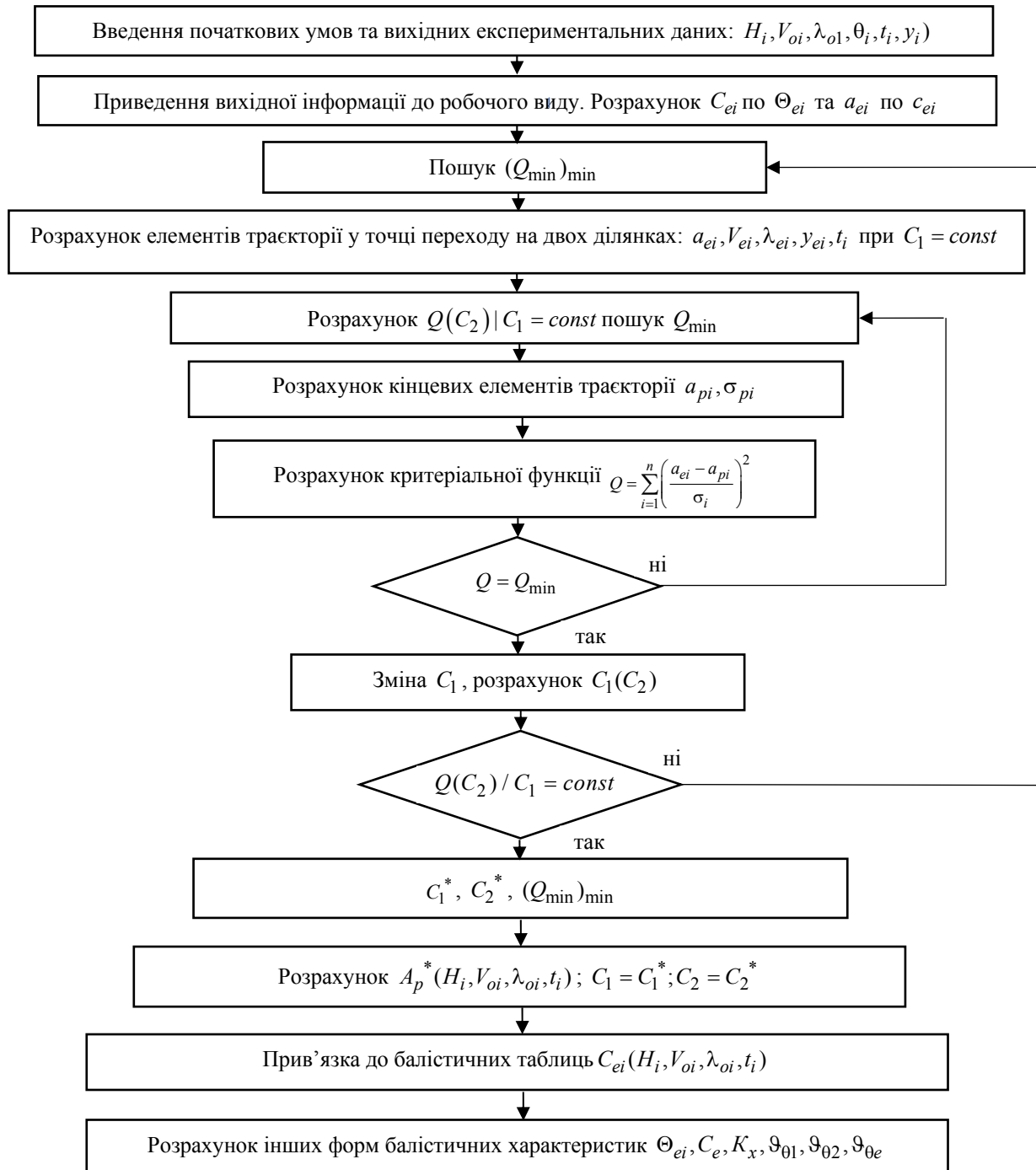


Рис. 2. Блок-схема алгоритму визначення повної системи числових балістичних характеристик
Джерело: розроблено авторами

Статистичні дані для РБК наведені в таблиці 1.

Таблиця 1

Вхідні дані до розрахунків

№ з/п	$H, м$	$V_1, км/год$	$y_1, м$	$t_1, с$	$(\Theta_K)_{64}, с$	$(\Theta_e)_{64}, с$
1.	464	902	288	5,3	26,97	29,74
2.	506	1096	279	4,9	25,37	25,64
3.	466	781	366	6,8	26,34	25,86
4.	656	926	229	7,3	24,84	24,67
5.	1051	880	443	11,7	23,86	23,52
6.	1020	1104	450	12,5	23,97	23,62
7.	1021	1017	345	12,9	23,34	23,12
8.	659	1068	199	6,8	24,98	24,61
9.	684	948	422	6,4	26,30	25,32

Джерело: розроблено авторами

Розрахунки проводились шляхом моделювання в математичному середовищі MathCad.

Обробивши наведені статистичні дані за допомогою запропонованого алгоритму (рис. 2) отримано результати, які представлені у таблиці 2 і таблиці 3 відповідно.

Значення C_1^* , які розраховувалися по даним t_1 та y_1 , співпадають, а відповідне значення C_1^* різне. Але, оскільки відповідне значення критеріальної функції також суттєво відрізняється, то результат визначається по найменшому значенню $(Q_{\min})_{\min}$.

Таблиця 2

Балістичні характеристики РБК, узгоджені по відносу центру зони накриття

Тип АЗУ	Тип балістичних таблиць					
	БТ-64		БТ-86			
	C_0	K_x	C_1	C_2	Θ_{01}	Θ_{02}
РБК	0,0267	7,36	0,942	6,93	220	69

Джерело: розроблено авторами

Список літератури

1. В.М. Петров, А.А. Шалигін, А.Ф. Кудрявцев. Методичний підхід до рішення задачі прицілювання для скидання вільнопадаючих вантажів з безпілотних літальних апаратів. Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. 2020. № 1(38). С. 84-90.
2. А. О. Константинов, О. М. Баранік. Зовнішня балістика. Ч. 1 Теоретичні основи авіаційної зовнішньої балістики. Харків: ХНУПС. 2022. – 320 с.
3. Шейгас А.К. Факторы, влияющие на элементы траектории бомбы: учет в перспективных системах бомбометания. 36. наук. праць Харківського університету Повітряних Сил. 2014. № 3 (40). С. 44-46.
4. А. О. Константинов, Д. О. Васильченко, І. М. Ключніков. Зовнішня балістика. Ч. 2. Балістичне забезпечення авіаційних засобів ураження. Харків: ХУПС. 2016. – 359 с.
5. Я. С. Бондаренко, Д. О. Рачко, А. О. Розливан. Посібник до вивчення дисципліни "Імовірнісні графічні моделі" Ч. 2. Навчання байєсівської мережі. Дніпро: ДНУ імені Олеса Гончара. 2020. – 36 с.
6. Карташов М. В. Імовірність, процеси, статистика. – Київ: ВПЦ Київський університет, 2007. – 504 с.
7. Weisstein E. "Unimodal." From MathWorld--A Wolfram Web Resource: веб-сайт. URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: <https://mathworld.wolfram.com/Unimodal.html> (дата звернення 01.11.2024).
8. Одновимірна оптимізація (методи виключення) веб-сайт. URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: <http://optymalizacja.w8.pl/Jednowymiarowa.html>.

Таблиця 3

Еквівалентні балістичні характеристик РБК, узгоджені по відносу центру зони накриття

$H, м$	$t_1, с$	Тип балістичних таблиць					
		БТ-52		БТ-64		БТ-86	
		C	Θ	C	Θ	C	Θ
500	2	6,81	30,73	6,63	30,96	3,43	77
500	6	2,82	24,76	2,77	24,87	1,41	120
500	10	1,83	23,18	1,80	23,25	0,91	150
600	2	7,09	31,12	6,89	31,35	3,57	76
600	6	3,1	25,20	3,04	25,32	1,55	115
1000	6	3,89	26,44	3,81	26,58	1,96	102

Джерело: розроблено авторами

В залежності від повноти і якості вхідної інформації узгоджені балістичні коефіцієнти за ділянками можуть визначатися аналогічно або з використанням даних тільки про час руху на першій ділянці t_1 , або з використанням даних тільки про висоту розкриття РБК y_1 .

Висновки

Таким чином, розглянуті методика та алгоритм дозволяють визначити повну сукупність узгоджених числових балістичних характеристик для АБ зі складною балістичною схемою на основі обробки всієї інформації про експеримент. Така сукупність характеристик дозволяє вирішити задачу прицілювання при бомбометанні в існуючих ПрНК ударних літальних апаратів.

Подальші дослідження доцільно провести у напрямі вирішення задач прицілювання для ПрНК перспективних (модернізованих) ударних літальних апаратів під час застосування авіаційних бомб зі складною балістичною схемою

Надійшла до редколегії 15.11.2024
Схвалена до друку 20.11.2024

Відомості про авторів:

Константинов Андрій Олександрович

старший науковий співробітник
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-5712-7454>

Леонтьев Олексій Борисович

доктор технічних наук
професор
головний науковий співробітник
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-4003-7759>

Дмитрієв Андрій Геннадійович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
докторант
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-8710-5598>

Печура Дмитро Сергійович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
начальник науково-організаційного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-5703-4039>

Information about the authors:

Andrii Konstantinov

Senior Researcher
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-5712-7454>

Oleksii Leontiev

Doctor of Technical Sciences
Professor
Chief Researcher
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-4003-7759>

Andrii Dmytriiev

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Doctoral Candidate
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-8710-5598>

Dmytro Pechura

Candidate of Technical Science
Senior Researcher
Head of the Scientific and Organizational Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-5703-4039>

A METHODOLOGICAL APPROACH TO PROVIDING TARGETING AND NAVIGATION COMPLEXES OF STRIKE AIRCRAFT WITH BALLISTIC CHARACTERISTICS OF AIRCRAFT BOMBS WITH COMPLEX BALLISTIC SCHEMES

A. Konstantinov, O. Leontiev, A. Dmytriiev, D. Pechura

The combat experience shows that the effectiveness of the use of unguided bombs depends on many factors. One of them is the accuracy of solving the aiming tasks, namely the solution of ballistic task for sight systems of combat aircraft which using bombs with the complex ballistic scheme.

The article considers a methodical approach to determining the ballistic characteristics of bombs with a complex ballistic scheme for introduction into the targeting and navigation systems of aircraft. The algorithm for determining the complete system of numerical ballistic characteristics, which are consistent in relation, is considered.

Taken into account that all forms of presentation of ballistic characteristics are connected with each other by known analytical or tabular dependencies, the method of determining the ballistic coefficients agreed in diversion was used. The maximum likelihood method was used for matching.

The peculiarities of the construction of the algorithm for determining the complete system of numerical ballistic characteristics and the results of its work are considered on the example of calculations of the system of numerical ballistic characteristics of disposable bomb cartridges.

The proposed methodical approach makes it possible to calculate the function of the conditions of combat use specified for a specific area and the corresponding aviation means of attack with the help of agreed ballistic coefficients. Further, using procedures that simulate existing ballistic tables, the necessary equivalent ballistic characteristics are found with the help of anchoring.

The considered method and algorithm allow to determine a complete set of agreed numerical ballistic characteristics for bombs with a complex ballistic scheme based on the processing of all information about the experiment.

Such a combination of characteristics makes it possible to solve the task of targeting during bombing in the aiming systems of combat aircraft. It is proposed to carry out further research in the direction of solving aiming tasks for aiming systems of promising (modernized) combat aircraft when using aviation bombs with a complex ballistic scheme.

Keywords: bombs, complex ballistic scheme, ballistic characteristics, targeting and navigation system, aircraft.

В.М. Кумпаненко, В.В. Тараненко, О.Г. Склярів

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

МОДИФІКОВАНИЙ МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ДАЛЬНОСТІ ПЛАНЕРУВАННЯ УНІВЕРСАЛЬНОГО АЕРОДИНАМІЧНОГО КОНТЕЙНЕРА ЗАДАНОЇ МАСИ

У статті представлено результати наукових досліджень щодо розробки модифікованого методу визначення дальності планерування в інтегральному вигляді в залежності від висот застосування універсального аеродинамічного контейнера заданої маси ($m = 700$ кг, 1150 кг, 1250 кг). Запропоновано аеродинамічну схему та компоновання універсального аеродинамічного контейнера планерування для розміщення авіаційних засобів ураження із діаметром до $0,4$ м. Побудовано функціональні залежності управляючих параметрів для формування траєкторії планерування на режимі максимальної аеродинамічної якості в умовах Стандартної атмосфери. Такий підхід дозволяє з більшою точністю визначати відстань планерування аеродинамічних компоновань заданої маси в експлуатаційному діапазоні висот у залежності від завдань та можливих обмежень літального апарата – носія.

Ключові слова: дальність планерування, універсальний аеродинамічний контейнер, аеродинамічне компоновання, найвигідніший кут атаки, максимальна аеродинамічна якість, траєкторія планерування.

Вступ

Постановка проблеми. У сучасних дослідженнях відстань $-L_{пл}$, яку може подолати літальний апарат (ЛА) при його планеруванні з деякої висоти H визначається за формулою [1, с. 190; 2...8].

$$L_{пл} = KH. \quad (1)$$

Таким чином, найбільш полого планерування, що забезпечує максимальну відстань $L_{пл}$ можна отримати на режимі максимальної аеродинамічної якості, тобто $K=K_{max}$ [1, с. 190].

У зв'язку зі зміною висоти змінюються параметри атмосфери, у тому числі кінематична в'язкість повітря $- \nu$, яка впливає на визначення числа Рейнольдса Re від якого, в свою чергу, залежить коефіцієнт аеродинамічного опору ЛА $- C_x$, який є знаменником при визначенні аеродинамічної якості K [9, с. 447].

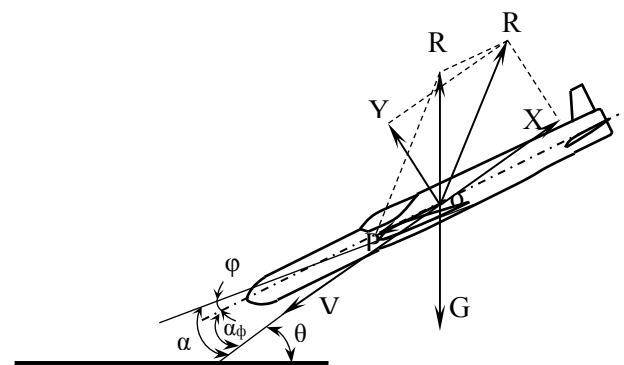
$$Re = \frac{Vb_a}{\nu}, C_x = f(Re), K = \frac{C_y}{C_x},$$

Тому, визначення відстані планерування $- L_{пл}$ (1) ЛА, де K_{max} справедливо тільки при проведенні оціночних розрахунків та в незначному діапазоні висот.

Відповідно, для більш точного розрахунку $L_{пл}$ ЛА потрібно провести дослідження щодо зміни K_{max} в залежності від висоти H .

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Розглядається схема сил, що діють на ЛА при його планеруванні (Рис. 1),

де: α_ϕ – кут атаки фюзеляжу (відносно повздовжньої осі фюзеляжу); ϕ – кут встановлення крила.



Лінія горизонту

Рис. 1. Сили, що діють на ЛА при планеруванні
Джерело: [1, с. 188]

У випадку сталого планерування на крилатий ЛА будуть діяти наступні зовнішні сили: рівнодіюча аеродинамічних сил R , сила ваги G та сила тяги P . При сталому планеруванні всі названі сили повинні знаходитися у рівновазі [1, с. 190]. У випадку, що розглядається, коли $P=0$,

$$R = C_R S \frac{\rho V_{nl}^2}{2} = G = mg, \quad (2)$$

де: V_{nl} – швидкість планерування ЛА; ρ – щільність повітря на висоті H , що розглядається; m – маса ЛА; g – прискорення вільного падіння; S – площа крила.

C_R – коефіцієнт повної аеродинамічної сили, визначається за формулою [1, с. 190]

$$C_R = \sqrt{C_y^2 + C_x^2}. \quad (3)$$

Тоді

$$V_{nl} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_R}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S}} \sqrt{\frac{1}{\sqrt{C_y^2 + C_x^2}}}, \quad (4)$$

або

$$m = \frac{C_R \rho (Ma)^2 S}{2g} = \frac{\sqrt{(C_y^2 + C_x^2)} \rho (Ma)^2 S}{2g} \quad (5)$$

де: a – швидкість звуку на висоті H , що розглядається; M – число Маха.

Тангенс куту планерування визначається за формулою

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{C_x}{C_y} = \frac{1}{K} \quad (6)$$

Тобто вираз (1) визначення відстані, яку може подолати ЛА при його планеруванні з деякої висоти H приймає вигляд [1, с. 190]

$$L_{nl} = \frac{H}{\operatorname{tg} \theta} = KH \quad (7)$$

У роботі [10] у Сполучених Штатах Америки розглядалася модульна керована планеруюча бомба із крилами що розкладаються. Було проведено експериментальні дослідження щодо визначення аеродинамічних характеристик боєприпасу. В рамках реалізованого та на розвиток запропонованого рішення з метою отримання найбільшого значення аеродинамічної якості K_{max} та можливості розміщення авіаційних бомб діаметром до 0,4 м було обрано аеродинамічну схему універсального аеродинамічного контейнера планерування (Рис. 2), який є результатом розгляду [11] варіацій геометричних параметрів щодо можливого збільшення значення максимальної аеродинамічної якості K_{max} . Для отримання аеродинамічних характеристик після скидання, на режимі планерування ЛА, було використано методики, що описано у роботах [12, 13].

Таким чином, визначення максимальної аеродинамічної якості в залежності від висоти є вихідною інформацією для більш детального визначення відстані планерування.

Мета статті – удосконалення методу визначення дальності планерування аеродинамічних компонувань в залежності від висоти та заданої маси із побудовою функціональних залежностей управляючих параметрів для формування траєкторії планерування на режимі максимальної аеродинамічної якості в умовах Стандартної атмосфери.

Виклад основного матеріалу

При проектуванні будь якого ЛА практично завжди виникає проблема вибору його аеродинамічної схеми та компонування.

Загальним принципом такого вибору є необхідність забезпечення максимальної аеродинамічної якості, стійкості ЛА, мінімальної маси конструкції та витрат на його виготовлення. При цьому вибір аеродинамічної схеми та компонування повинен враховувати взаємний вплив складових ЛА на його аеродинамічні характеристики, що ускладнює прийняття рішення за наведеним питанням.

Однак в рамках вже реалізованих чи запропонованих рішень може бути організовано пошук найкращого рішення з точки зору оціночних критеріїв, в нашому випадку – це максимальна аеродинамічна якість K_{max} та критерій обмеження – це критична швидкість польоту для обраної конфігурації число Маха – $M_{кр}$. Негативним наслідком збільшення швидкості $M > M_{кр}$ – є виникнення та суттєве зростання додаткового лобового опору, який в аеродинаміці іменують хвильовим. Режими польоту $M > M_{кр}$ в межах запропонованої роботи не розглядаються.

Для визначення аеродинамічних характеристик в якості досліджуваного об'єкту запропоновано аеродинамічну схему універсального аеродинамічного контейнера планерування для розміщення авіаційних засобів ураження із діаметром до 0,4 м.

Аеродинамічну схему універсального аеродинамічного контейнера планерування (ЛА) наведено на Рис. 2.

Основні геометричні параметри запропонованого універсального аеродинамічного контейнера наведено у Таблиці 1. Розрахункові значення основних аеродинамічних коефіцієнтів для висоти $H=0$ наведено у Таблиці 2.

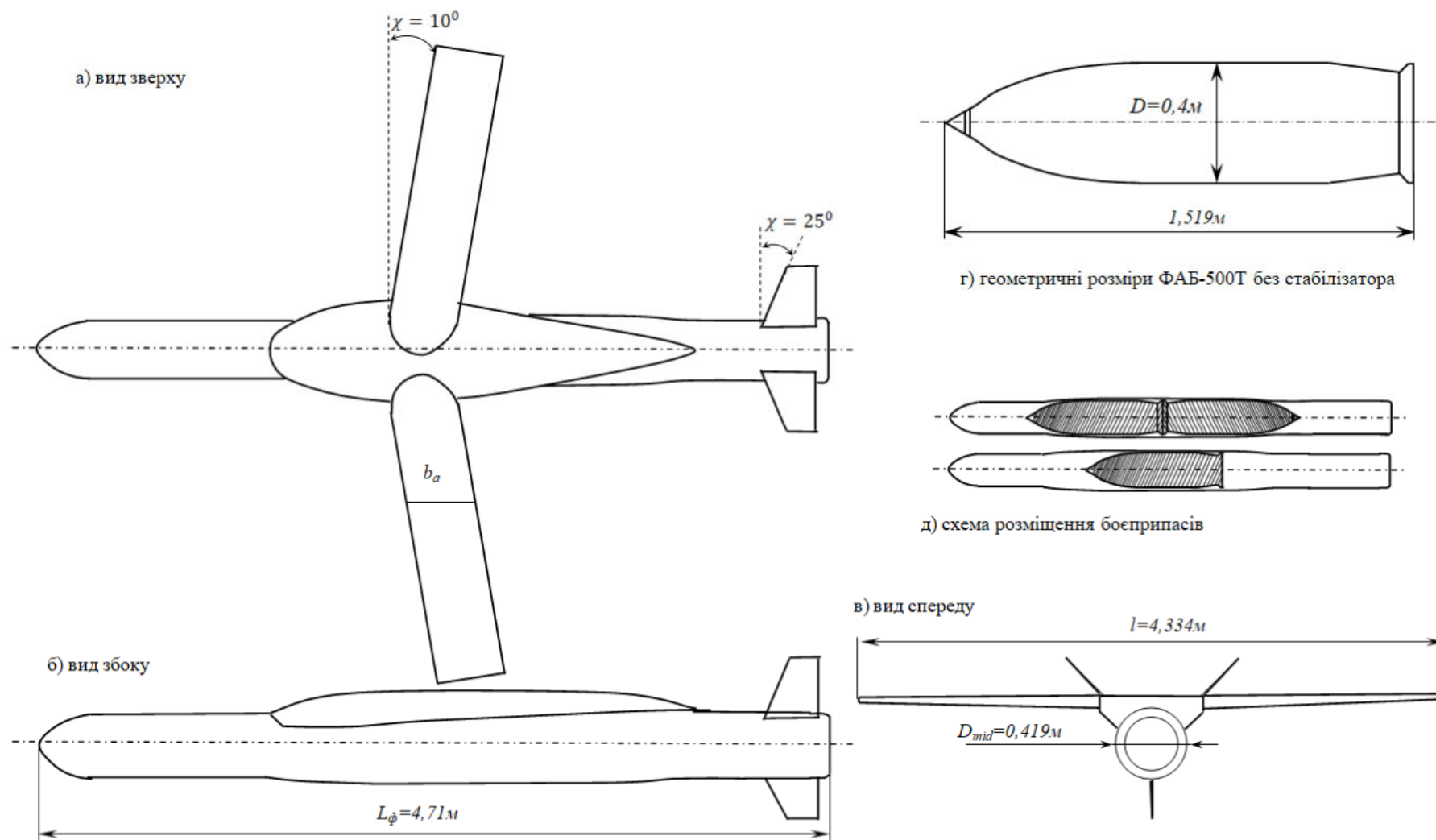


Рис. 2. Аеродинамічна схема універсального аеродинамічного контейнера планерування та схема розміщення боєприпасів
Джерело: розроблено авторами

Таблиця 1
Основні геометричні параметри універсального аеродинамічного контейнера (Рис. 2)

Параметр	Одиниця виміру	Назва	Значення
S	m^2	Площа крила	1,622
l	m	Розмах крила	4,334
χ	$град$	Кут стрілоподібності крила	10
b_a	m	Аеродинамічна хорда крила	0,369
$\bar{c}$	$\%$	Відносна максимальна товщина крила	12
L_{ϕ}	m	Довжина корпусу ЛА	4,71
D_{mid}	m	Діаметр Міделєвого перетину	0,419

Джерело: розроблено авторами

Таблиця 2
Значення основних аеродинамічних коефіцієнтів для $H=0$ км

M	0.3	0.4	0.5	0.6	0.66
C_y^{α}	0.0814	0.0863	0.0929	0.1016	0.1079
C_{x0}	0.0493	0.0483	0.0477	0.0475	0.0475
K_{max}	11.82	11.71	11.45	11.03	10.69
$\bar{x}_f$	0.679	0.676	0.671	0.664	0.658

Джерело: розроблено авторами

де: C_{x0} – коефіцієнт опору при нульовій піднімальній силі; C_y^{α} – похідна піднімальної сили за кутом атаки; $\bar{x}_f = \frac{x_f}{b_a}$ – безрозмірна координата аеродинамічного фокусу відносно носика аеродинамічної хорди крила (див. Рис. 2), (питання визначення необхідного запасу подовжньої стійкості вирішуються після визначення координати центра мас у виробництві).

Однак, для формування більш детальної картини щодо можливого застосування запропонованої аеродинамічної схеми необхідно провести додаткові дослідження щодо обмежень та корегування за висотою та швидкістю польоту ЛА. Тому розрахункові значення основних аеродинамічних коефіцієнтів для висоти $H=11$ км наведено у Таблиці 3.

Таблиця 3
Значення основних аеродинамічних коефіцієнтів для $H=11$ км

M	0.3	0.4	0.5	0.6	0.66
C_y^{α}	0.0814	0.0863	0.0929	0.1016	0.1079
C_{x0}	0.0534	0.0522	0.0516	0.0513	0.0513
K_{max}	11.36	11.26	11.01	10.61	10.28
$\bar{x}_f$	0.679	0.676	0.671	0.664	0.658

Джерело: розроблено авторами

Обмеження $M_{кр}=0,66$ (див. Табл. 2 і Табл. 3) пов'язано з визначенням $M_{кр}$ для запропонованого

ЛА із стрілоподібністю крила $\chi=10^0$, $\bar{c}=12\%$, про що згадується вище.

У роботі [10] розглядалася модульна керована планеруюча бомба загальною масою 2650 фунтів, що складає ≈ 1202 кг.

Ураховуючи, що при всіх варіаціях геометричних параметрів [11] щодо можливого збільшення значення максимальної аеродинамічної якості K_{max} , загальний об'єм для розміщення корисного вантажу було збережено подальші розрахунки проводилися з повною масою ЛА $m \approx 1250$ кг.

Для визначення обмеження за мінімальною швидкістю M польоту саме у землі, що є наслідком спроможності несучих властивостей запропонованого компонування, необхідно перевірити виконання умови (2) рівнодіючих сил, що забезпечує планерування для $M=0.3$, $H=0$ (Таблиця 4). Для цього необхідно розрахувати складові C_x, C_y при максимальному значенні K

для визначення C_R (3). Попереднє визначення швидкості V проводиться за формулою (4) для кожного значення H при виконанні умови (2).

Таблиця 4
Аеродинамічні коефіцієнти для $M=0.3$, $H=0$ км

α	C_y	C_x	K	$\alpha_{не}$
-3	-0.0742	0.0495	-1.50	
0	0.1700	0.0503	3.38	
2	0.3328	0.0533	6.24	
4	0.4956	0.0582	8.51	
6	0.6584	0.0650	10.12	
8	0.8212	0.0738	11.13	
10	0.9840	0.0844	11.65	
11	1.0654	0.0905	11.77	
12.41	1.1802	0.0999	11.82	12.41
14	1.3096	0.1116	11.74	

Джерело: розроблено авторами

де $\alpha_{не}=12.41^0$ – найвигідніший кут атаки, відповідає значенню максимального значення аеродинамічної якості K при $M=0.3$, $H=0$.

Тоді, відповідно до (5)

$$m = \frac{\sqrt{(1.1802^2 + 0.0999^2)} 1.225 (0.3 \cdot 340.3)^2 1.622}{2 \cdot 9.81} = \frac{1.1844 \cdot 1.225 \cdot 10422.37 \cdot 1.622}{19.62} = 1250.1 \text{ кг.}$$

Це розрахункове значення маси, з якою наведене аеродинамічне компонування спроможне здійснювати планерування з максимальною аеродинамічною якістю $K_{max}=11,82$ на швидкості $M=0.3$ на висоті $H=0$ на $\alpha_{не}=12.41^0$

Для визначення обмеження за мінімальною швидкістю M польоту на максимальній висоті, що є наслідком спроможності несучих властивостей запропонованого аеродинамічного компонування внаслідок розрідження повітря та обмеження за $M_{кр} = 0,66$, необхідно перевірити виконання умови (2) рівнодіючих сил, що забезпечує планерування для швидкості $M=0,66$, $H=11\text{ км}$ (Табл. 5). Для цього необхідно розрахувати складові C_x, C_y при максимальному значенні K для визначення C_R (3).

Таблиця 5

Аеродинамічні коефіцієнти для $M=0,66$, $H=11\text{ км}$

α	C_y	C_x	K	$\alpha_{нв}$
-2	-0.0458	0.0514	-0.89	
0	0.1700	0.0526	3.23	
2	0.3858	0.0582	6.63	
4	0.6016	0.068	8.85	
6	0.8174	0.0821	9.96	
7	0.9253	0.0908	10.19	
8.5	1.08715	0.1058	10.28	8.5
10	1.249	0.1232	10.14	

Джерело: розроблено авторами

Тоді, відповідно до (5)

$$m = \frac{\sqrt{(1.08715^2 + 0.1058^2)} \cdot 0.365(0.66 \cdot 295.2)^2 \cdot 1.622}{2 \cdot 9.81} = \frac{1.09228 \cdot 0.365 \cdot 37959.508 \cdot 1.622}{19.62} = 1251.13 \text{ кг.}$$

Це розрахункове значення маси, з якою наведене аеродинамічне компонування спроможне здійснювати планерування з максимальною аеродинамічною якістю $K_{max} = 10,28$ на швидкості $M=0,66$ та висоті $H=11\text{ км}$ на $\alpha_{нв} = 8.5^\circ$.

Максимальне значення швидкості ЛА на всіх висотах від $H=0$ до $H=11\text{ км}$ для наведеного аеродинамічного компонування обмежується $M_{кр}=0,66$ (див. вище).

Прив'язка до розрахункової маси (5) пов'язана із визначенням аеродинамічних коефіцієнтів для конкретної висоти та швидкості польоту. Якщо визначати розрахункову швидкість (4) – це потребуватиме уточнення аеродинамічних коефіцієнтів.

Графічні зображення аеродинамічних характеристик для розрахованого діапазону висот та швидкостей можливого планерування ЛА з максимальною аеродинамічною якістю для запропонованого аеродинамічного компонування наведено на Рис. 3.

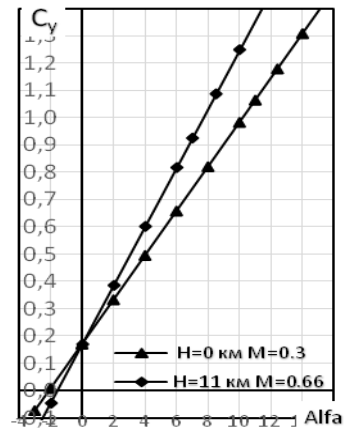
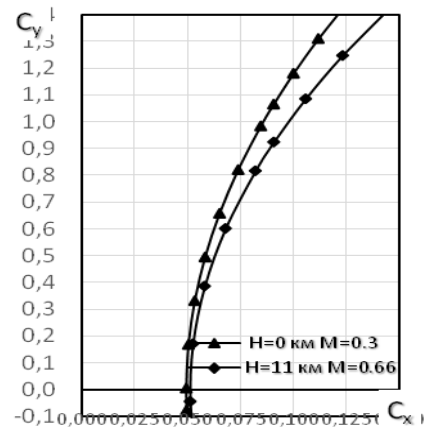
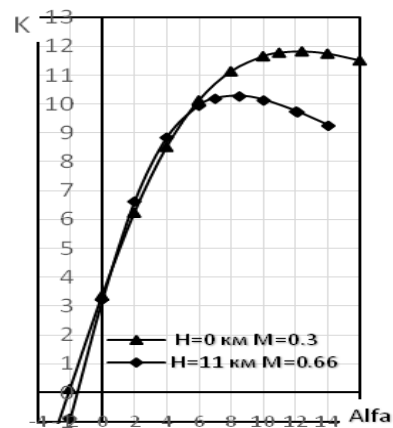
а) залежності $C_y = f(\alpha)$ б) залежності $C_y = f(C_x)$ в) залежності $K = f(\alpha)$

Рис. 3. Залежності аеродинамічних коефіцієнтів для режимів обмежень

Джерело: розроблено авторами

Аналіз результатів розрахунків, що наведені на Рис. 3 свідчить, що значення максимальної аеродинамічної якості для двох крайніх обмежувальних режимів має значення $K_{max} = 10.28 \div 11.82$ та залежить від висоти. Тому, для більш точного розрахунку відстані планерування – $L_{пл}$ (7) ЛА потрібно провести дослідження щодо зміни K_{max} в залежності від висоти H .

Відповідно, визначення K_{max} для висот H , наприклад з кроком 1 км, дозволить більш точно визначати поетапні значення відстані планерування. Тоді,

$$L_{пл} = \sum_{i=1}^k L_i. \quad (8)$$

Такий підхід, крім точності визначення розрахункових значень $L_{пл}$, дозволить визначати конкретну початкову висоту скидання досліджуваного об'єкту, в залежності від можливих обмежень ЛА-носія та тактики його застосування.

Далі проводились розрахунки складових C_x, C_y при максимальному значенні K для визначення C_R (3), де виконується умова планування (2) для ЛА з повною масою ЛА $m \approx 1250$ кг для проміжних висот та швидкостей, (як приклад див. Табл. 4, Табл. 5).

У Табл. 6 узагальнено результати розрахункових значень для ЛА з повною масою $m \approx 1250$ кг на режимі планування із значеннями максимальної аеродинамічної якості в залежності від висоти H та числа M польоту. Визначено значення найвигіднішого куту атаки $\alpha_{нв}$ та розраховане значення куту нахилу траєкторії θ (6), (Рис. 1). Також визначено значення безрозмірної координати аеродинамічного фокусу відносно носика аеродинамічної хорди крила $\bar{x}_f$ (Рис. 2).

Таблиця 6

Узагальнені результати параметрів планування ЛА із максимальним значенням аеродинамічної якості з повною масою $m \approx 1250$ кг

$H, \text{км}$	K_{max}	M	$\alpha_{нв}, \text{град}$	$\theta, \text{град}$	$\bar{x}_f$
11	10.28	0.66	8.5	5.56	0.658
10	10.55	0.62	8.6	5.41	0.662
9	10.84	0.57	9.2	5.27	0.666
8	11.08	0.52	9.9	5.16	0.67
7	11.21	0.49	10.0	5.10	0.672
6	11.33	0.46	10.3	5.04	0.673
5	11.48	0.42	11.0	4.98	0.675
4	11.57	0.39	11.4	4.94	0.676
3	11.65	0.37	11.3	4.91	0.677
2	11.72	0.34	11.9	4.88	0.678
1	11.77	0.32	12.1	4.85	0.6788
0	11.82	0.3	12.41	4.84	0.6794

Джерело: розроблено авторами

У роботі розглянута можливість застосування запропонованого аеродинамічного компонування в якості **універсального аеродинамічного контейнера планування** для розміщення авіаційних бомб діаметру до 0,4 метру, а саме ФАБ - 500Т [14, с. 26], геометричні параметри якої без стабілізатора наведено на Рис. 2. Для визначення розрахункових мас приймається:

вага однієї авіаційної бомби без стабілізатора $m \approx 450$ кг; двох – відповідно, $m \approx 900$ кг; вага

універсального аеродинамічного контейнера $m \approx 250$ кг.

Тобто, розрахункові маси $m_1 = 700$ кг, $m_2 = 1150$ кг.

Для прийнятих мас за наведеним вище алгоритмом було визначено аеродинамічні характеристики та умови формування режиму планування із максимальною аеродинамічною якістю. Нижче наведено узагальнені результати розрахункових значень для універсального аеродинамічного контейнера планування вагою $m_1 = 700$ кг (Табл. 7), $m_2 = 1150$ кг (Табл. 8).

Таблиця 7

Узагальнені результати параметрів планування ЛА із максимальним значенням аеродинамічної якості з повною масою $m \approx 700$ кг

$H, \text{км}$	K_{max}	M	$\alpha_{нв}, \text{град}$	$\theta, \text{град}$	$\bar{x}_f$
11	11.04	0.49	10.2	5.17	0.672
10	11.20	0.45	10.7	5.10	0.674
9	11.31	0.42	10.8	5.05	0.675
8	11.39	0.39	11.0	5.02	0.676
7	11.50	0.36	11.5	4.97	0.677
6	11.56	0.34	11.7	4.94	0.678
5	11.64	0.31	12.2	4.91	0.679
4	11.68	0.29	12.3	4.89	0.6796
3	11.74	0.27	12.6	4.87	0.680
2	11.78	0.26	12.6	4.85	0.6803
1	11.81	0.24	13.1	4.84	0.6807
0	11.82	0.22	13.4	4.83	0.681

Джерело: розроблено авторами

Таблиця 8

Узагальнені результати параметрів планування ЛА із максимальним значенням аеродинамічної якості з повною масою $m \approx 1150$ кг

$H, \text{км}$	K_{max}	M	$\alpha_{нв}, \text{град}$	$\theta, \text{град}$	$\bar{x}_f$
11	10.41	0.64	8.5	5.49	0.660
10	10.65	0.60	8.6	5.36	0.664
9	10.96	0.54	9.7	5.21	0.668
8	11.15	0.50	10.10	5.13	0.671
7	11.28	0.47	10.2	5.07	0.673
6	11.39	0.44	10.6	5.02	0.674
5	11.49	0.41	10.9	4.97	0.676
4	11.58	0.38	11.4	4.93	0.677
3	11.68	0.35	11.8	4.90	0.678
2	11.72	0.33	11.9	4.88	0.6785
1	11.78	0.31	12.0	4.85	0.6791
0	11.82	0.29	12.3	4.83	0.6796

Джерело: розроблено авторами

З метою формування параметрів планування на режимі максимальної аеродинамічної якості для системи автоматичного управління запропонованого універсального аеродинамічного контейнера на Рис. 4...10 наведено графічні та функціональні залежності зміни керуючих параметрів в умовах Стандартної атмосфери.

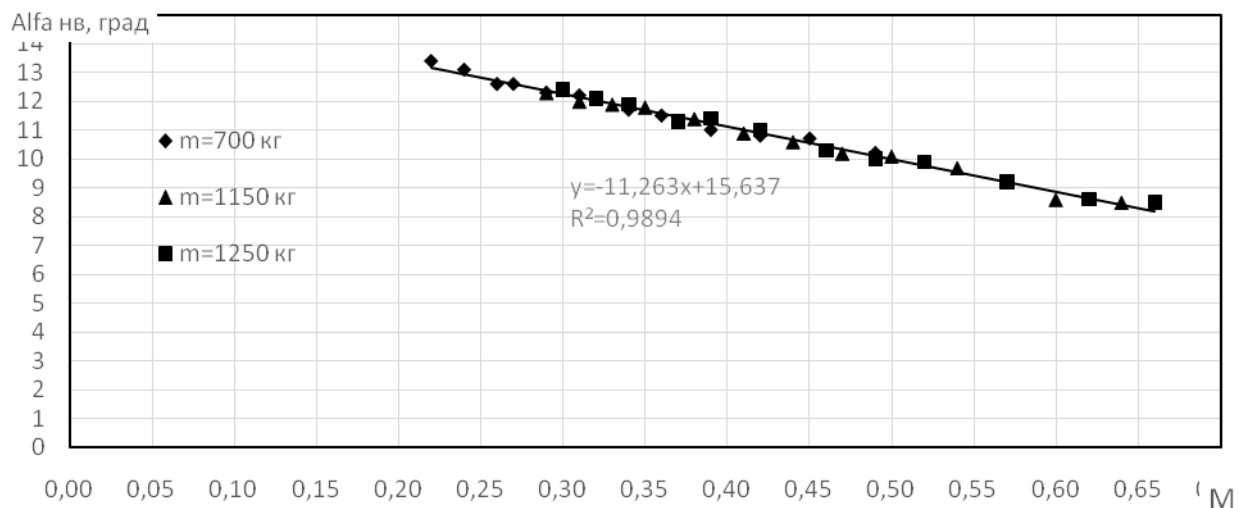


Рис. 4. Функціональна залежність $\alpha_{нв} = f(M)$

Джерело: розроблено авторами

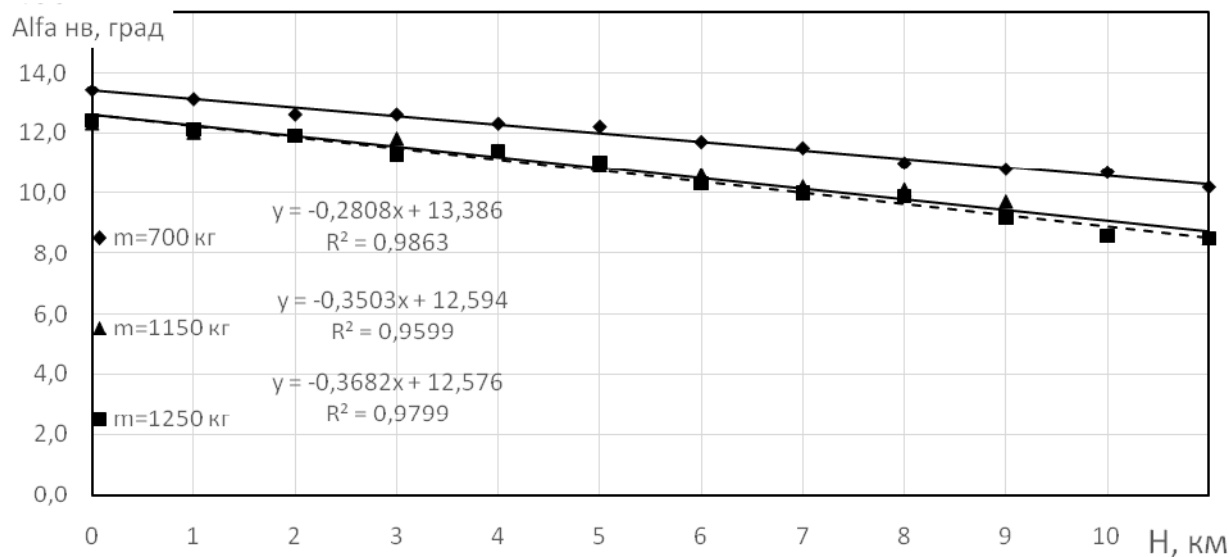


Рис. 5. Функціональні залежності $\alpha_{нв} = f(H)$

Джерело: розроблено авторами

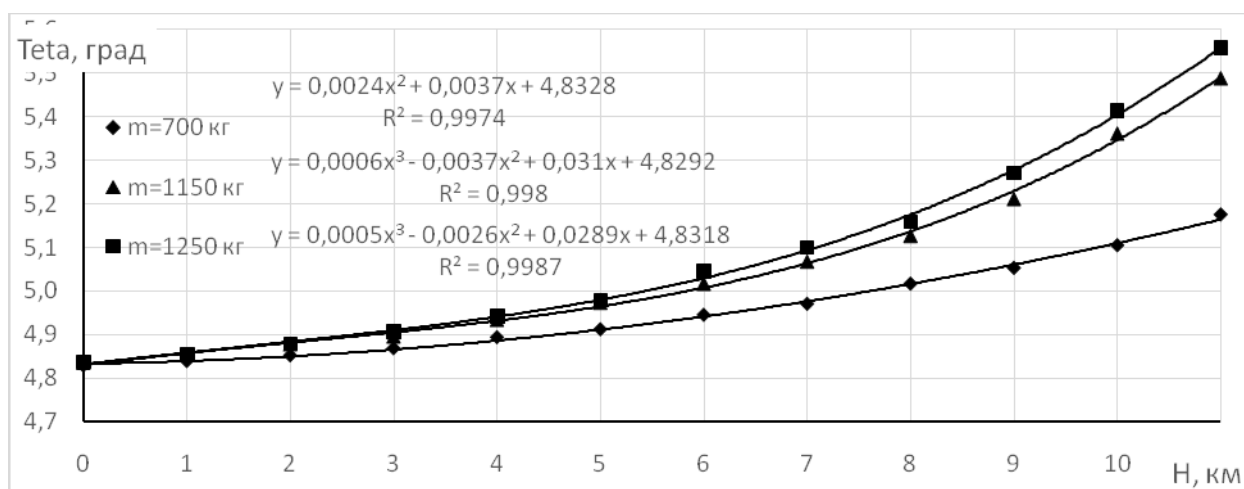


Рис. 6. Функціональні залежності $\theta = f(H)$

Джерело: розроблено авторами

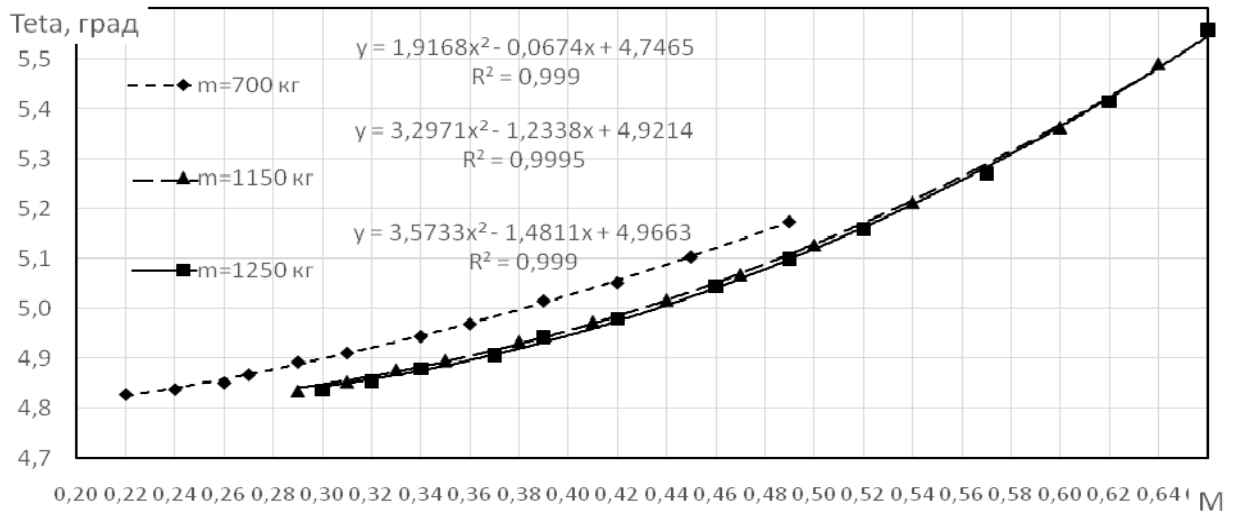


Рис. 7. Функціональні залежності $\theta = f(M)$

Джерело: розроблено авторами

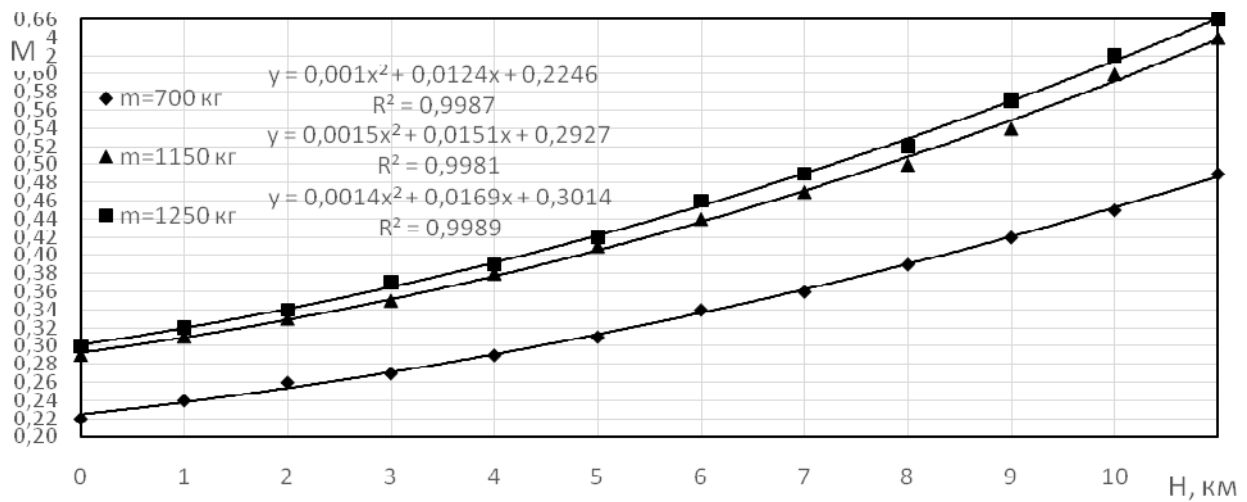


Рис. 8. Функціональні залежності $M = f(H)$

Джерело: розроблено авторами

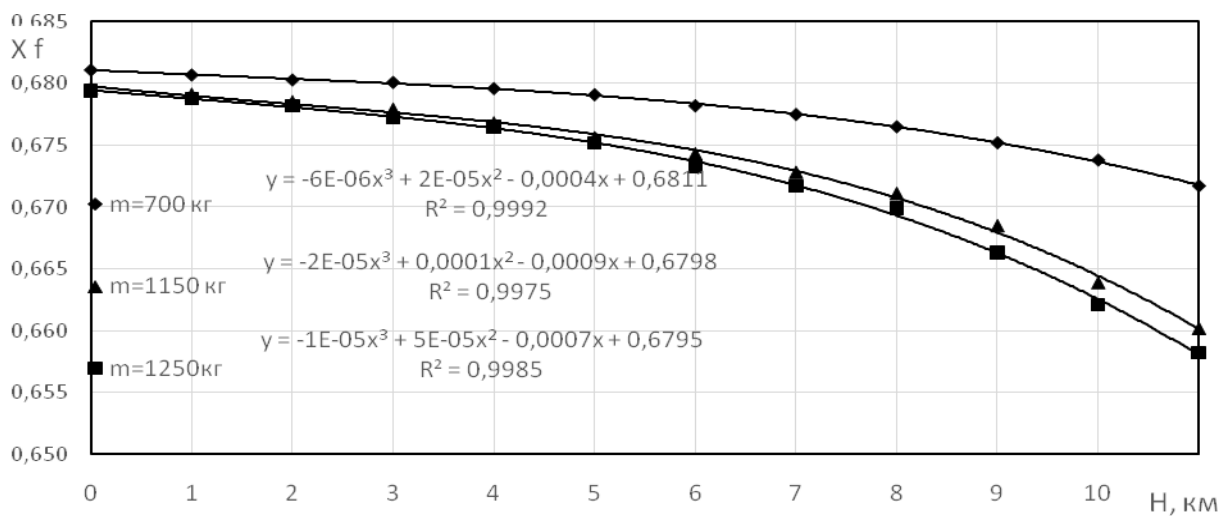
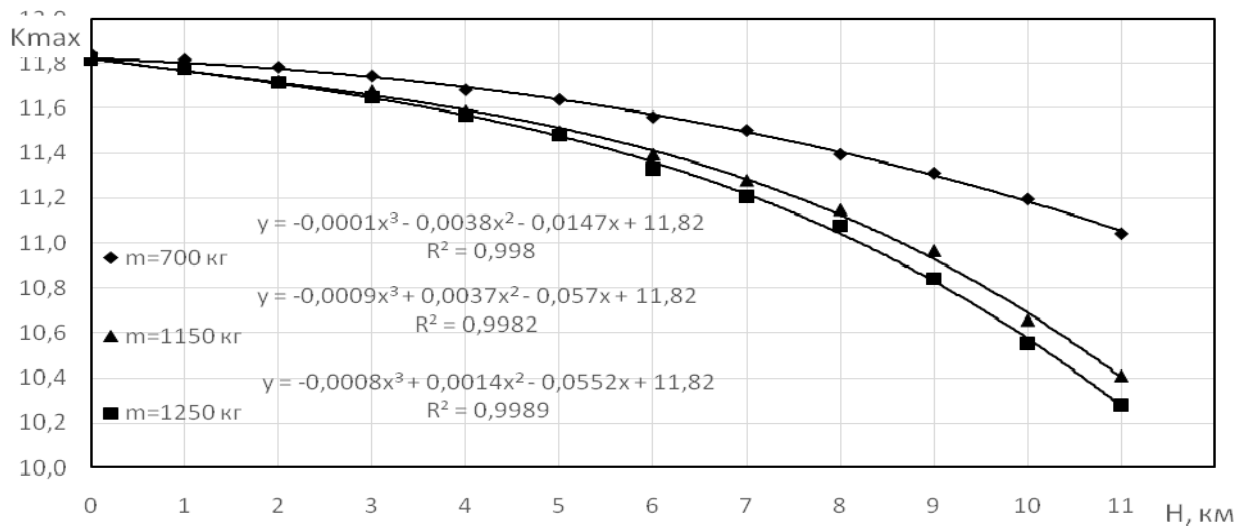


Рис. 9. Функціональні залежності $\overline{x_f} = f(H)$

Джерело: розроблено авторами

Рис. 10. Функціональні залежності $K_{max} = f(H)$

Джерело: розроблено авторами

Аналіз результатів теоретичних досліджень, що наведено на Рис. 4...10, свідчить про прогнозований характер функціональних залежностей у межах діапазону мас ($m = 700 \dots 1250 \text{ кг}$) для запропонованого універсального аеродинамічного контейнера планування, що може бути використано при програмуванні, як у вигляді чисельної матриці так і функцій у системах автоматичного управління.

Наведені результати досліджень на Рис. 10 у вигляді функціональних залежностей $K_{max} = f(H)$

дозволяють у рамках теоретичних досліджень стверджувати про можливість визначення дальності планування в інтегральному вигляді та запропонувати **модифікований метод визначення дальності планування**, тобто рівняння (7), (8) приймають вигляд:

$$L_{nl} = \int_0^{11} K_{max}(H) dH, \quad (9)$$

Нехай $H=x$, тоді вирішення цієї задачі зводиться у знаходженні первісної $F(x)$ та рішення визначеної математичної задачі у заданих межах висот

Тоді для ЛА $m = 700 \text{ кг}$: $K_{max}(H) = f(x) = y = -0.0001x^3 - 0.0038x^2 - 0.0147x + 11.82$,

$$\begin{aligned} L_{nl} &= \int_0^{11} (-0.0001x^3 - 0.0038x^2 - 0.0147x + 11.82) dx, \\ L_{nl} &= F(x) = -\frac{0.0001x^4}{4} - \frac{0.0038x^3}{3} - \frac{0.0001x^2}{2} + 11.82x \Big|_0^{11} = \\ &= F(11) - F(0) = L_{nl} = 127.079 \text{ км}. \end{aligned} \quad (10)$$

Тоді ЛА для $m = 1150 \text{ кг}$: $K_{max}(H) = f(x) = y = -0.0009x^3 + 0.0037x^2 - 0.057x + 11.82$,

$$\begin{aligned} L_{nl} &= \int_0^{11} (-0.0009x^3 + 0.0037x^2 - 0.057x + 11.82) dx, \\ L_{nl} &= F(x) = -\frac{0.0009x^4}{4} + \frac{0.0037x^3}{3} - \frac{0.0057x^2}{2} + 11.82x \Big|_0^{11} = \\ &= F(11) - F(0) = L_{nl} = 124.919 \text{ км}. \end{aligned} \quad (11)$$

Тоді ЛА для $m = 1250$ кг : $K_{max}(H) = f(x) = y = -0.0008x^3 + 0.0014x^2 - 0.0552x + 11.82$,

$$L_{пл} = \int_0^{11} (-0.0008x^3 + 0.0014x^2 - 0.0552x + 11.82) dx,$$

$$L_{пл} = F(x) = -\frac{0.0008x^4}{4} + \frac{0.0014x^3}{3} - \frac{0.0552x^2}{2} + 11.82x \Big|_0^{11} =$$

$$= F(11) - F(0) = L_{пл} = 124.373 \text{ км} . \quad (12)$$

Рівняння (10...12) є інтегральними рішеннями визначення відстані планерування $L_{пл}$ запропонованого універсального аеродинамічного контейнера для розміщення авіаційних бомб із діаметром до 0,4 метру, загальною масою $m = 700$ кг, 1150 кг, 1250 кг відповідно, в умовах Стандартної атмосфери при планеруванні на режимах максимальної аеродинамічної якості з висоти $H = 11$ км до рівня землі $H = 0$. Запропонований підхід рішення задачі щодо визначення дальності планерування $L_{пл}$ в інтегральному вигляді дозволяє з більшою точністю визначати відстань планерування для інших планеруючих аеродинамічних компонувань (при визначенні $K_{max}=f(H)$) з подальшим інтегруванням в заданих межах висот та в їх проміжних значеннях, в залежності від завдань та можливих обмежень ЛА-носія.

Висновки

Таким чином, за результатами досліджень:

- запропоновано аеродинамічну схему та компонування універсального аеродинамічного контейнера планерування для розміщення авіаційних засобів ураження із діаметром до 0,4 м та значеннями максимальної аеродинамічної якості такого контейнеру в межах $K_{max} = 11,82 \div 10,28$ в залежності від висоти $H = 0 \div 11$ км;
- визначено найвигідніші кути атаки – $\alpha_{нв}$, які відповідають максимальним значенням аеродинамічної якості запропонованого універсального аеродинамічного контейнера

планерування в експлуатаційному діапазоні висот та швидкостей та масою $m = 700$ кг, 1150 кг, 1250 кг;

- побудовано функціональні залежності $\alpha_{нв}=f(M)$, $\alpha_{нв}=f(H)$, $\theta=f(M)$, $\theta=f(H)$, $M=f(H)$, $\overline{x_f} = f(H)$, $K_{max} = f(H)$ для формування траєкторії планерування запропонованого універсального аеродинамічного контейнера системою автоматичного управління на режимі максимальної аеродинамічної якості K_{max} , масою $m = 700$ кг, 1150 кг, 1250 кг в умовах Стандартної атмосфери;

- визначено дальності планерування запропонованого універсального аеродинамічного контейнера масою $m = 700$ кг, 1150 кг, 1250 кг з висоти $H = 11$ км до рівня землі $H = 0$ км в умовах Стандартної атмосфери при планеруванні на режимах максимальної аеродинамічної якості;

- розроблено модифікований метод визначення дальності планерування $L_{пл}$. Такий підхід, при зміні меж інтегрування в усьому експлуатаційному діапазоні висот, в залежності від завдань та можливих обмежень ЛА-носія дозволяє з більшою точністю визначати дальність планерування різних аеродинамічних компонувань заданої маси в умовах Стандартної атмосфери.

Напрями подальших досліджень. Подальші дослідження доцільно спрямувати на корегування запропонованого методу розрахунку дальності планерування в залежності від зміни параметрів зовнішньої атмосфери.

Список літератури

1. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. – Машиностроение, 1969. – 499 с.
2. Glide angle. URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/glidang.html>.
3. Mathematics of Flight: Glide Slope II. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://www.nationalmuseum.af.mil/Portals/7/Mathematics%20of%20Flight%20Glide%20Slope%20II.pdf>.
4. Best Glide Speed and Distance. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/2022-01/Best%20Glide%20Speed%20and%20Distance.pdf>.
5. Поляра скоростей планирования. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://studfile.net/preview/9110152/page:47>.

6. Аэродинамика самолета. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://studfile.net/preview/397997/page:9>.
7. Снижение самолета. Установившееся планирование самолета. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: https://studref.com/544318/tehnika/snizhenie_samoleta#705.
8. Посадочные характеристики самолета. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://mash-xxl.info/page/136196229137131180079092187210166190007076201194>.
9. Вотяков В.Д. Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем. Часть 1. изд. ВВИА имени профессора Н.Е. Жуковского, 1972. – 651 с.
10. Static Stability and Control Effectiveness of the MK-84 Modular Guided Glide Bomb II at Transonic Mach Numbers. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://apps.dtic.mil/sti/citations/AD0920703>.
11. Практическая аэродинамика маневренных самолетов. Учебник для летного состава // Под общ. ред. Н.М. Лысенко. – М.: Воениздат, 1977. – 439 с.
12. Бонч-Бруевич Г.Ф., Задорожный А.И. Аэродинамические характеристики транспортных самолетов и их расчет. – Киев: изд. КВВАИУ, 1983. – 96 с.
13. Бонч-Бруевич Г.Ф. Аэродинамические характеристики сверхзвуковых самолетов и их расчет. – Киев: изд. КВВАИУ, 1983. – 138 с.
14. Альбом “Габаритные размеры, конструктивные, баллистические и аэродинамические характеристики авиабомб”, 1986. Воєно-наукова бібліотека ДНДІ авіації, інв. № 20886. – 178 с.

Надійшла до редколегії 21.10.2024

Схвалена до друку 22.11.2024

Відомості про авторів:

Кумпаненко Володимир Миколайович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
начальник науково-дослідної лабораторії
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-9001-8199>

Тараненко Віктор Васильович

кандидат технічних наук
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-1758-8018>

Склярів Олександр Григорович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3836-1886>

Information about the authors;

Volodymyr Kumpanenko

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head Research Laboratory
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-9001-8199>

Victor Taranenko

Candidate of Technical Sciences
Head Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-1758-8018>

Oleksandr Sklyarov

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3836-1886>

MODIFIED METHOD OF DETERMINING THE PLANNING RANGE OF A UNIVERSAL AERODYNAMIC CONTAINER OF A GIVEN MASS

V. Kumpanenko, V. Taranenko, O. Sklyarov

In connection with the change in the glide height of the aircraft, the parameters of the atmosphere change, including the kinematic viscosity of the air, which affects the determination of the Reynolds number Re , which in turn determines the coefficient of aerodynamic drag, which is the denominator in determining the maximum aerodynamic quality K_{max} . Therefore, determination of the glide distance of the aircraft, where the maximum aerodynamic quality is valid only when carrying out estimation calculations and in a small range of heights.

In the case of steady gliding, the following external forces will act on a winged aircraft: the net effect of aerodynamic forces R , the force of weight G and the force of thrust P . In the case under consideration, when $P=0$, all these forces must be in balance. Accordingly, for a more accurate calculation of the glide range of an aircraft, it is necessary to conduct a study on the change of K_{max} depending on the height.

The article presents the results of scientific research on the development of a modified method of determining the glide distance in an integral form depending on the height of use of a universal aerodynamic container of a given mass ($m=700$ kg, 1150 kg, 1250 kg). An aerodynamic scheme and layout of a universal aerodynamic planning container for the placement of air weapons with a diameter of up to 0.4 meters is proposed. The functional dependences of the control parameters for the formation of the trajectory of the glider in the mode of maximum aerodynamic quality in the conditions of the Standard atmosphere are constructed. This approach makes it possible to more accurately determine the glide distance of aerodynamic layouts of a given mass in the operational range of heights, depending on the tasks, possible limitations of the aircraft - the carrier and the tactics of its use.

Keywords: gliding range, universal aerodynamic container, aerodynamic layout, most favorable angle of attack, maximum aerodynamic quality, gliding trajectory.

О.Є. Мавренков, С.В. Матвійчук

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

МЕТОДИКА ОЦІНЮВАННЯ ВІДНОСНОЇ ВАЖЛИВОСТІ (КОЕФІЦІЄНТІВ ВАГОМОСТІ) ТАКТИКО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК БАГАТОФУНКЦІОНАЛЬНИХ БЕЗПІЛОТНИХ АВІАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСІВ

Представлено методику та результати формального оцінювання відносної важливості (коефіцієнтів вагомості) тактико-технічних характеристик багатофункціональних безпілотних авіаційних комплексів, яке на відміну від експертного оцінювання дозволяє мінімізувати негативний вплив суб'єктивних факторів. У основу методики покладається математичне моделювання процесу бойового застосування багатофункціонального безпілотного авіаційного комплексу при виконанні ним завдань повітряної розвідки (видової, радіолокаційної і радіотехнічної) та ураження наземних (надводних) цілей. Цільовим призначенням такої математичної моделі є дослідження впливу тактико-технічних характеристик багатофункціональних безпілотних авіаційних комплексів на ефективність їх бойового застосування як складних технічних систем військового призначення. У статті наведено структурну схему зазначеної методики та результати визначення коефіцієнтів вагомості тактико-технічних характеристик багатофункціонального безпілотного авіаційного комплексу.

Ключові слова: коефіцієнт вагомості, тактико-технічні характеристики, математична модель, ефективність бойового застосування, безпілотний авіаційний комплекс, повітряна розвідка, ураження цілей.

Вступ

Постановка проблеми. У дослідженнях, пов'язаних з оцінюванням якості (технічного рівня) зразків озброєння та військової техніки (ОВТ), активно використовуються кваліметричні моделі, формування яких передбачає встановлення відносної важливості тактико-технічних характеристик (ТТХ) з метою оптимізації розмірності таких моделей (за рахунок відсіювання тих ТТХ, що мають незначний вплив на технічний рівень зразка) та розрахунок коефіцієнтів вагомості (КВ) визначальних характеристик. При цьому переважна більшість методичних підходів до визначення відносної важливості та КВ ТТХ засновані на використанні експертних процедур, що несе значний ризик отримання хибних оцінок якості (технічного рівня) зразків ОВТ і, як слідство, може призвести до прийняття помилкових рішень при формуванні закупівельних програм (планів). Тому, дослідження авторів було зосереджено на адаптації формальних процедур відомих аналітичних методів до вирішення задачі оцінювання відносної важливості та розрахунку КВ ТТХ зразків ОВТ, зокрема, багатофункціональних безпілотних авіаційних комплексів (БФ БпАК), роль яких стає незамінною в сучасних умовах ведення бойових дій.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Ця стаття є результатом подальшого проведення досліджень щодо аналізу відомих аналітичних

методів визначення КВ параметрів (ТТХ) складних технічних систем з метою вибору тих з них, які можна вважати суто формальними, максимально позбавленими негативного впливу суб'єктивного фактору, що притаманний експертним процедурам. Було обґрунтовано, що таким можна вважати метод на основі теорії чутливості, який служить інструментом аналізу, що застосовується для визначення рівня впливу змін вхідних параметрів (характеристик) на вихідний результат математичної (імітаційної) моделі функціонування складної технічної системи [1].

Використання зазначеного методу для оцінювання КВ ТТХ БФ БпАК передбачає наявність дослідницької математичної моделі, яка пов'язує ТТХ БФ БпАК з результатом його функціонування – показником ефективності бойового застосування.

Аналіз наукових праць у галузі математичного моделювання бойових дій авіації, зокрема [2...17], показав, що їх дослідження зосереджуються, як правило, на математичних моделях штабного та ігрового типів, які використовуються для планування повітряних операцій, оцінювання різних сценаріїв застосування авіаційних угруповань та симуляції польотів на авіаційних тренажерах. Такі моделі враховують обмежений перелік тільки основних льотно-тактичних характеристик літальних апаратів, що вкрай обмежує їх використання для дослідження бойових авіаційних комплексів як складних технічних систем.

Відомі дослідницькі математичні моделі, зокрема, [18...21], обмежуються формалізацією окремих етапів виконання бойового завдання в основному розвідувальних або ударних безпілотних літальних апаратів (БПЛА) та не враховують комплексно різноманіття завдань БФ БпАК, характеристик їх бортового та наземного обладнання, авіаційних засобів ураження (АЗУ), що також обмежує їх використання для дослідження впливу таких ТТХ на узагальнений та часові показники ефективності їх бойового застосування.

Мета статті – представлення результатів розроблення аналітичної детермінованої статичної нелінійної математичної моделі бойового застосування БФ БпАК та її використання для визначення впливу ТТХ на показник ефективності бойового застосування з метою оцінювання їх відносної важливості (коефіцієнтів вагомості).

Виклад основного матеріалу

Інтегральний показник ефективності бойового застосування (ЕБЗ) БФ БпАК ($E_{БЗ}$) може бути представлено у вигляді адитивної згортки часткових показників – ймовірностей $P_{БЗ_i}$ виконання i -их бойових завдань ($i \in \overline{1, N}$) за цільовим призначенням БФ БпАК:

$$E_{БЗ} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N P_{БЗ_i}, \quad (1)$$

Математичну модель, яку представлено у даній роботі, призначено для оцінювання ЕБЗ БпАК при виконанні ним бойових завдань з повітряної розвідки та ураження наземних / надводних цілей. У цьому випадку показник (1) представляється у вигляді:

$$E_{БЗ} = \frac{1}{2} (P_{БЗ_{РОЗ}} + P_{БЗ_{УД}}), \quad (2)$$

де $P_{БЗ_{РОЗ}}$, $P_{БЗ_{УД}}$ – ймовірності виконання бойових завдань з повітряної розвідки (спостереження) та ударних (ураження наземних / надводних об'єктів), відповідно.

Представлена математична модель формалізує сценарій застосування БпЛА зі складу БпАК, який враховує такі елементи та етапи виконання бойового завдання:

- своєчасність вильоту;
- безвідмовність роботи систем і обладнання;
- подолання зони дії засобів ППО противника, на маршруті польоту до району розвідки;
- виявлення та розпізнавання (дешифрування) об'єкта розвідки (цілі) за допомогою бортових засобів повітряної розвідки;
- своєчасність доставки розвідінформації;

– вихід в область можливих атак (ОМА) / зону дозволених пусків (ЗДП);

– застосування АЗУ (керованих або некерованих) по цілі.

Структурно-логічну схему розробленої математичної моделі для оцінювання ЕБЗ БпАК представлено на рис. 1.

Ймовірність виконання бойового завдання з повітряної розвідки ($P_{БЗ_{РОЗ}}$) може бути подано в такому вигляді:

$$P_{БЗ_{РОЗ}} = P_{СВ} \times P_{БР} \times P_{ППО} \times P_B \times P_P \times P_{СДИ}, \quad (3)$$

де $P_{СВ}$ – ймовірність своєчасного вильоту; $P_{БР}$ – ймовірність безвідмовної роботи систем і обладнання БпАК; $P_{ППО}$ – ймовірність подолання засобів (комплексів) ППО противника; P_B – ймовірність виявлення об'єкта розвідки; P_P – ймовірність розпізнавання (дешифрування) об'єкта розвідки; $P_{СДИ}$ – ймовірність своєчасної доставки розвідінформації.

Ймовірності своєчасного вильоту ($P_{СВ}$), безвідмовної роботи систем і обладнання БпАК ($P_{БР}$) і своєчасної доставки інформації ($P_{СДИ}$) розраховуються за відомими формулами, наведеними, зокрема у [21, с. 120, 125].

Ймовірність $P_{ППО}$ подолання засобів ППО в процесі виконання бойового завдання БпЛА представляється у вигляді [19, с. 41]:

$$P_{ППО} = P_{ЗРК} \times P_{ЗАУ} \times P_{АКП} \times P_{РЕП}, \quad (4)$$

де $P_{ЗРК}$, $P_{ЗАУ}$, $P_{ЛВ}$, $P_{РЕП}$ – ймовірності подолання зон ураження засобів ППО противника – зенітно-ракетних комплексів (ЗРК), зенітних артилерійських (кулеметних) установок (ЗАУ), авіаційних комплексів перехоплення (АКП), комплексів радіоелектронної протидії (КРЕП), відповідно.

Ймовірність подолання ЗРК ($P_{ЗРК}$), яких на маршруті польоту БпЛА в загальному випадку може бути у кількості K комплексів, представляється виразом:

$$P_{ЗРК} = \prod_{k=1}^{N_{ЗРК}} P_{ЗРК_k} = \prod_{k=1}^{N_{ЗРК}} (1 - Q_{ЗРК_k}^{(1)})^{N_{P_k}}, \quad k = \overline{1, K}, \quad (5)$$

де $N_{ЗРК}$ – кількість ЗРК, які можуть обстріляти БпЛА; $P_{ЗРК_k}$ – ймовірність подолання k -го ЗРК; $Q_{ЗРК_k}^{(1)}$ – ймовірність ураження (збиття) БпЛА однією ракетою k -го ЗРК; N_{P_k} – кількість ракет, випущених k -им ЗРК по БпЛА.

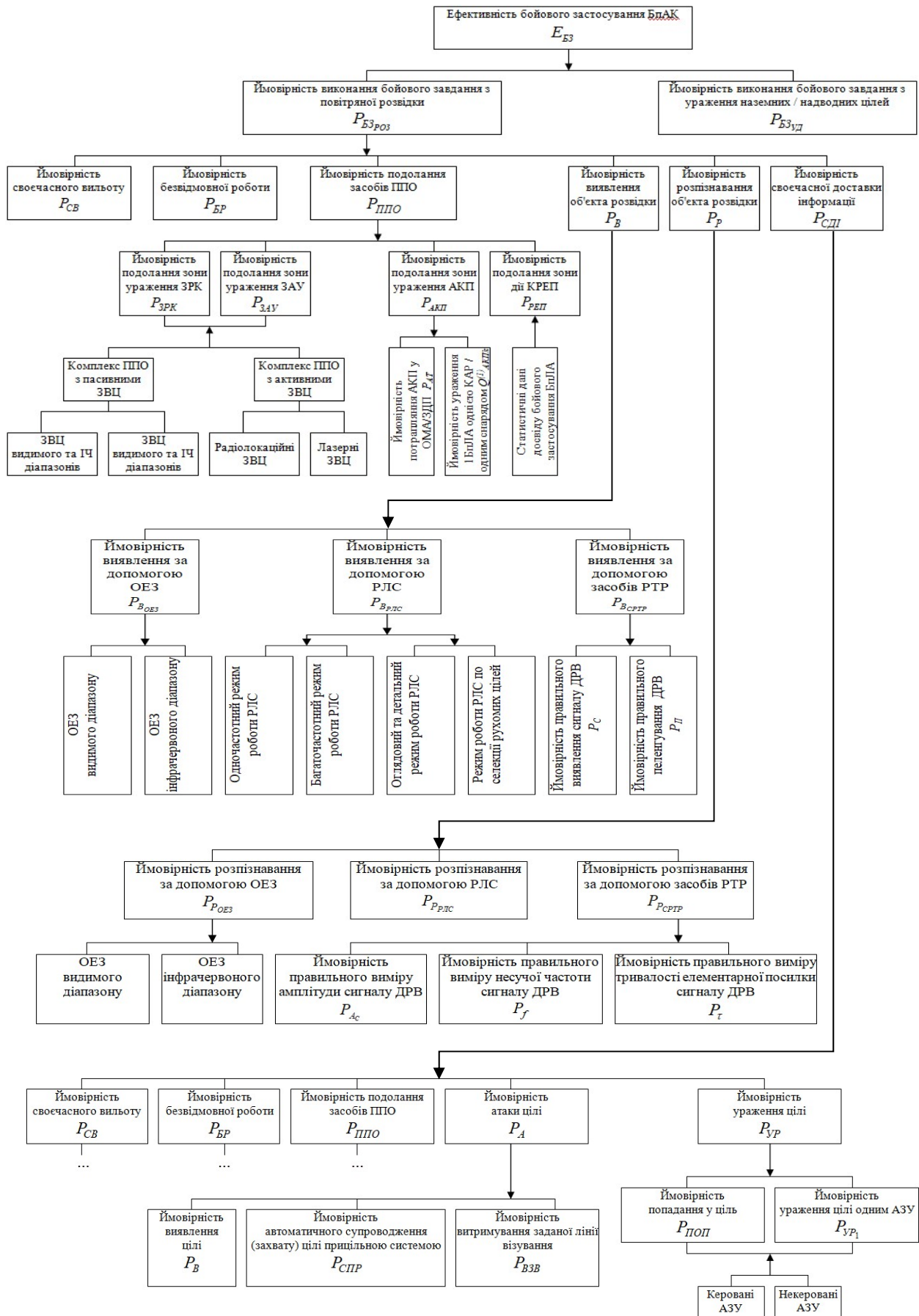


Рис. 1. Структурно-логічна схема математичної моделі для оцінювання ефективності бойового застосування БпАК

Джерело: розроблено авторами

Формула (5) справедлива за умови, що ймовірність ураження (збиття) БпЛА однією ракетою k -го ЗРК є однаковою для кожної ракети, випущеної по БпЛА k -им ЗРК.

Ймовірність ураження (збиття) БпЛА однією ракетою k -го ЗРК ($Q_{ЗРК_k}^{(1)}$) може бути визначено як величину обернено пропорційну середній кількості ракет $\bar{n}_p$, влучання яких у БпЛА гарантовано виводить його з ладу (збиває):

$$Q_{ЗРК_k}^{(1)} = \frac{1}{\bar{n}_p v_{зр}}, \quad (6)$$

де $v_{зр}$ – коефіцієнт стійкості БпЛА до вогневого ураження від зенітних ракет (ЗР) (параметр, що визначається експертами по 10-бальній шкалі від 0,1 (низька стійкість) до 1,0 (висока стійкість) та характеризує ступінь стійкості конструкції БпЛА до влучання уражаючих елементів ЗР).

Кількість ракет, випущених k -им ЗРК по БпЛА N_{P_k} розраховується за формулою:

$$N_{P_k} = \kappa_k N_{ЦК_k}, \quad (7)$$

де $N_{ЦК_k}$ – кількість цільових каналів k -го ЗРК;

K_k – кількість циклів стрільби k -го ЗРК:

$$\kappa_k = \frac{t_{П_k}}{t_{ЦК_k}}, \quad (8)$$

де $t_{П_k}$ – час знаходження БпЛА в зоні ураження k -го ЗРК (час прольоту зони ураження k -го ЗРК); $t_{ЦК_k}$ – час циклу стрільби (реакції) k -го ЗРК.

За сценарієм моделювання вибирається максимально можливий час $t_{П_k}$ прольоту зони ураження k -го ЗРК, який розраховується за формулою:

$$t_{П_k} = \frac{D_{Д_k}^l - D_{Б_k}}{V_{П_{\max}}} k_{УЧ_k}, \quad (9)$$

де $D_{Д_k}^l$ – дальність до дальньої межі зони ураження k -го ЗРК з використанням l -го засобу виявлення; $D_{Б_k}$ – дальність до ближньої межі зони ураження k -го ЗРК (мінімальна дальність пуску ракети); $V_{П_{\max}}$ – максимальна швидкість польоту БпЛА; $k_{УЧ_k}$ – коефіцієнт участі зони ураження k -го ЗРК ($k_{УЧ_k} = 1,4$ – якщо зона ураження кругова; $k_{УЧ_k} = 0,7$ – в інших випадках).

Через розрахунок максимального радіусу (дальності) дії ЗРК у математичній моделі враховуються показники помітності БпЛА, а саме: площа БпЛА (S_e) – як показник візуальної помітності; ефективна площа розсіювання БпЛА

(S_e) – як показник радіолокаційної помітності; температура БпЛА (вихідних газів силової установки) (T) – як показник теплової помітності [21, с. 121, 122].

Ймовірність подолання ЗАУ ($P_{ЗАУ}$)

розраховується аналогічно ймовірності подолання ЗРК ($P_{ЗРК}$) з урахуванням того, що замість ракет по БпЛА застосовуються снаряди (кулі).

При цьому в формулі (6) використовуються коефіцієнти стійкості БпЛА до вогневого ураження від снарядів – v_c або куль – v_k , параметри, що визначаються аналогічно $v_{зр}$.

В математичній моделі умовою обчислень показників $P_{ЗРК}$ і $P_{ЗАУ}$ є попадання БпЛА в зону ураження за висотою та дальністю його польоту:

$$H_{k_{\min}} \leq H_{П} \leq H_{k_{\max}},$$

$$\sqrt{D_{Б_k}^2 - H_{П}^2} \leq L_{П} \leq \sqrt{D_{Д_k}^2 - H_{П}^2}, \quad (10)$$

де $H_{k_{\min}}$, $H_{k_{\max}}$ – мінімальна та максимальна висота зони ураження k -го ЗРК; $H_{П}$ – висота польоту БпЛА;

$L_{П}$ – довжина шляху, що проходить БпЛА в зоні ураження k -го ЗРК.

При цьому приймається умова, що висота польоту БпЛА в зоні дії комплексів ППО не змінюється ($H_{П} = const$).

Ймовірність подолання АКП ($P_{АКП}$), за умови

однакових значень ймовірності $Q_{АКП}$ ураження (збиття) БпЛА одним АКП для кожного з атакуючих АКП, може бути представлена виразом:

$$P_{АКП} = (1 - Q_{АКП})^V, \quad (11)$$

де V – кількість АКП, які атакують БпЛА:

$$V = N_{АКПВ} P_{АТ}, \quad (12)$$

де $N_{АКП}$ – початкова кількість АКП, спрямованих на перехоплення БпЛА; $P_{АТ}$ – ймовірність потрапляння АКП у ОМА (ЗДП), в якій гарантовано відбувається захоплення цілі та застосування зброї.

Ймовірності $Q_{АКП}$ ураження (збиття) БпЛА одним АКП за умови однакових значень ймовірності $Q_{АКП}^{(1)}$ ураження (збиття) БпЛА однією ракетою (пострілом):

$$Q_{АКП} = 1 - (1 - Q_{АКП}^{(1)} v_{акр})^{N_{P_v}}, \quad (13)$$

де N_{P_k} – кількість ракет (пострілів), випущених АКП по БпЛА; $v_{акр}$ – коефіцієнт стійкості БпЛА до вогневого ураження від авіаційних керованих

ракет (АКР) класу “повітря – повітря” (параметр, що визначається аналогічно $v_{зр}$).

При застосуванні АКП авіаційної гарматної або кулеметної установки замість коефіцієнта $v_{акр}$ використовуються коефіцієнти v_c або v_k , відповідно.

Ймовірність потрапляння АКП у ОМА (P_{AT}) за умови, якщо ціль (БпЛА) не маневрує, визначається як [22, с. 12]:

$$P_{AT} = 2\Phi_o \left(\frac{\Delta\phi_{нав}^*}{\sigma_{\Delta\phi}} \right), \quad (14)$$

де Φ_o – нормована функція Лапласа;

$\Delta\phi_{нав}^*$ – граничне (критичне) значення похибки наведення (кута відхилення від потрібного курсу);

$\sigma_{\Delta\phi}$ – середнє квадратичне відхилення (СКВ) похибки наведення за курсом.

Критичне значення похибки наведення ($\Delta\phi_{нав}^*$) при використанні АКП керованих ракет класу “повітря – повітря” представляється функціональною залежністю у вигляді:

$$\Delta\phi_{нав}^* = f(d_g, V_{вц(рц)}, V_p, n_p, d_{pmax}, \bar{\tau}_{роз}, \bar{\tau}_z, \bar{\tau}_{np}, \phi_{в(р)}, \phi_{ц}), \quad (15)$$

де d_g – дальність виявлення цілі бортовим засобом виявлення цілей; $V_{вц(рц)}$ – відносна швидкість польоту “АКП – БпЛА” (“ракета – БпЛА”); V_p – максимальна швидкість польоту ракети на траєкторії; n_p – максимальне перевантаження ракети на траєкторії польоту; d_{pmax} – максимальна дальність пуску ракети; $\bar{\tau}_{роз}$ – середній час розпізнавання цілі; $\bar{\tau}_z$ – середній час захвату цілі; $\bar{\tau}_{np}$ – середній час прицілювання; $\phi_{в(р)}$, $\phi_{ц}$ – курсовий кут АКП (ракети), БпЛА, відповідно.

Алгоритм розрахунку $\Delta\phi_{нав}^*$ наведено в [22, с. 12...13].

В математичній моделі підключення модулів подолання певних засобів ППО відбувається з урахуванням класу БпАК, застосування яких моделюється. Так, при оцінюванні БпАК І класу (“мікро”, “міні”, “малі”) в математичній моделі існує можливість блокування модулів, що імітують подолання ЗРК і АКП (літаків-винищувачів) як таких, що не використовуються (є малоефективними) у боротьбі з зазначеним класом БпАК.

Ймовірність подолання КРЕП ($P_{РЕП}$) пропонується визначати за допомогою статистичних розрахунків – як відношення кількості втрат БпЛА через дію засобів радіоелектронного подавлення ($N_{РЕП}$) противника до загальної кількості БпЛА, які були задіяні для виконання бойових завдань (N_{Σ}) за певний період часу:

$$P_{РЕП} = 1 - \frac{N_{РЕП}}{N_{\Sigma}}. \quad (16)$$

Ймовірність виявлення об’єкта розвідки (P_B) з урахуванням можливої наявності на борту БпЛА кількох засобів розвідки може бути представлено у такому загальному вигляді:

$$P_B = 1 - \prod_{m=1}^M (1 - P_{B_m}), \quad m = \overline{1, M}, \quad (17)$$

де M – кількість засобів розвідки у складі цільового спорядження БпЛА; P_{B_m} – ймовірність виявлення об’єкта розвідки за допомогою m -го бортового засобу розвідки БпЛА.

У математичній моделі, як m -ті бортові засоби розвідки БпЛА розглядаються: оптико-електронні (видимого та інфрачервоного діапазонів), радіолокаційні та радіотехнічні.

Ймовірність виявлення об’єкта розвідки за допомогою оптико-електронного засобу (ОЕЗ) розвідки БпЛА (P_{BOEZ}) характеризує можливість встановлення енергетичного контакту з об’єктом пошуку (розвідки). У припущенні, що такий процес носить пуассонівський характер (потік контактів – стаціонарний, не має післядії, ординарний), показник P_{BOEZ} розраховується за формулою [23, с. 52]:

$$P_{BOEZ} = 1 - \exp \left[-K \frac{D_{B_m} \Omega_m}{(V_{POEZ} + V_0) t_{POEZ}} \right], \quad (18)$$

де $K = \frac{\pi}{2 \times 360^0} \approx 0,00436$ – розрахунковий коефіцієнт; D_{BOEZ} – середня дальність виявлення об’єкта розвідки ОЕЗ розвідки БпЛА; Ω_{OEZ} – сектор спостереження (кут огляду) ОЕЗ розвідки БпЛА; V_{POEZ} – швидкість польоту БпЛА при веденні розвідки ОЕЗ; V_0 – швидкість руху об’єкта розвідки (для нерухомих об’єктів $V_0 = 0$); t_{POEZ} – час обстеження сектора Ω .

Ймовірність виявлення об’єкта розвідки за допомогою радіолокаційної станції (РЛС) з синтезованою апертурою ($P_{BRЛC}$) розраховується за формулами [24, с. 71]:

1) для *одночастотних режимів* роботи РЛС (оглядового, детального, селекції рухомих цілей згідно з виразом:

$$P_{B_{PLC}} = \Phi(x), \quad (19)$$

де $\Phi(x)$ – інтеграл ймовірності (нормована функція Лапласа); x – параметр виявлення;

2) для *багаточастотного режиму* роботи РЛС відповідно до виразу:

$$P_{B_{PLC}} = 1 - \prod_{i=1}^k (1 - P_{B_{PLC_i}}), \quad (20)$$

де $P_{B_{PLC_i}}$ – ймовірність виявлення об'єкта при використанні зондуючих хвиль з i -ю довжиною хвилі ($i = 1, 2, \dots, k$).

Порядок розрахунку $P_{B_{PLC_i}}$ аналогічний розрахунку для одночастотних режимів роботи РЛС.

Параметр виявлення x представляється функціональною залежністю у вигляді:

$$x = f(\sigma_{O(\Phi)}, T_L, \lambda'_{PLC}, H_L, \Psi, V_{P_{PLC}}, V_0, \theta_0, \theta_n, \theta_{du}, \theta_{zad}, \sigma_{nop}, J, d, \gamma_D, \gamma_T, \gamma_A, l_x, l_z, \Delta l), \quad (21)$$

де $\sigma_{O(\Phi)}$ – ефективна площа розсіювання об'єкта розвідки (фону); T_L – параметр, що характеризує маскуючі властивості рослинності (лісу, трави, кущів тощо); λ'_{PLC} – робоча довжина хвилі РЛС; H_L – середня висота рослинності (дерев, чагарнику тощо); Ψ – кут візування об'єкта з точки розташування БпЛА; $V_{P_{PLC}}$ – швидкість руху БпЛА при веденні радіолокаційної розвідки; V_0 – швидкість руху об'єкта розвідки; θ_0 – ширина діаграми направленості антени РЛС; θ_n – середнє значення кута орієнтації діаграми направленості антени РЛС щодо напрямку руху БпЛА; θ_{du} – кут між вектором швидкості руху об'єкта розвідки і вектором її радіальної складової; θ_{zad} – кут між вектором швидкості руху БпЛА і вектором швидкості руху об'єкта розвідки; σ_{nop} – порогова чутливість, приймається рівною $0,1 \text{ м}^2$; J – коефіцієнт некогерентного накопичення (приймається рівним 8 для РЛС сантиметрового діапазону); d – коефіцієнт, що враховує відносний рівень флуктуацій радіолокаційного зображення і лежить у межах від 0,7 (для об'єктів і фонів з переважанням дифузного характеру розсіювання сигналу) до 1,5 (для об'єктів і фонів зі складним рельєфом, що створює велику кількість точок дзеркального відображення); $\gamma_D, \gamma_T, \gamma_A$ – коефіцієнти згасання сигналу в дощі, в атмосферному аерозолі (тумані) та в поглинаючому

шарі атмосфери, відповідно; l_x, l_z – розмір об'єкта розвідки (цілі) по осям x і z , відповідно; Δl – лінійна роздільна здатність РЛС.

Алгоритм розрахунку параметра виявлення x наведено в [24, с. 71...73].

Об'єкт радіотехнічної розвідки (РТР) вважається виявленим, якщо виявлено радіосигнал джерела радіовипромінювань (ДРВ) та його пеленг (кут на пряму на ДРВ), тому ймовірність виявлення об'єкта розвідки за допомогою станції радіотехнічної розвідки (СРТР) БпЛА ($P_{B_{СРТР}}$) визначається за формулою:

$$P_{B_{СРТР}} = P_C \times P_{\Pi}, \quad (22)$$

де P_C – ймовірність правильного виявлення сигналу від ДРВ; P_{Π} – ймовірність правильного пеленгування ДРВ.

Алгоритм розрахунку параметра виявлення x наведено в [25, с. 33, 34].

Ймовірність розпізнавання (дешифрування) об'єкта розвідки визначається окремо для кожного m -го бортового засобу розвідки БпЛА, тому з урахуванням можливої наявності на борту БпЛА кількох засобів розвідки його може бути представлено у такому загальному вигляді:

$$P_P = 1 - \prod_{m=1}^M (1 - P_{P_m}), \quad m = \overline{1, M}, \quad (23)$$

де P_{P_m} – ймовірність розпізнавання об'єкта розвідки за допомогою m -го бортового засобу розвідки БпЛА.

Для розрахунку ймовірності $P_{P_{ОЕЗ}}$ розпізнавання об'єкта розвідки за допомогою оптико-електронних засобів видимого та інфрачервоного діапазонів довжин хвиль було використано формулу Живичина [26, с. 56], яку було модифіковано в двох варіантах для врахування розгорнутого переліку ТТХ цільового розвідувального обладнання БпЛА:

$$P_P = \exp \left[\frac{\ln \alpha}{\lg \frac{1+K_O}{1-K_O}} \left(\frac{\sqrt{\frac{S_m}{N_p}} \times \frac{H_P}{f_o}}{d_0} \right)^2 \right],$$

$$P_P = \exp \left[\frac{\ln \alpha}{\lg \frac{1+K_O}{1-K_O}} \left(\frac{\sqrt{\frac{S_m}{N_p}} \times \frac{2H_P \times \text{tg} \frac{\Phi}{2}}{a_m}}{d_0} \right)^2 \right], \quad (24)$$

де α – заданий рівень достовірності (зазвичай 0,8...0,95); K_O – радіометричний контраст об'єкта

розвідки (коефіцієнт контрасту); S_m – площа матриці; N_p – кількість пікселів; H_p – висота знімання (ведення розвідки); f_o – фокусна відстань об'єктива ЦК; ϕ_o – кут поля зору об'єктива ЦК; a_m – розмір сторони матриці.

Відмінність у використанні зазначених формул для оцінювання ОЕЗ видимого діапазону та ОЕЗ інфрачервоного діапазону полягає у способі розрахунку коефіцієнта контрасту, значення якого показує, як виділяється об'єкт на фоні підстилаючої поверхні [21, с. 123...124]:

– для ОЕЗ видимого діапазону: $K = 1$ – для чорного об'єкту на білому фоні; $K = 0$ – для білого об'єкту на білому фоні; $K = 0,2$ – зазвичай для камуфльованих об'єктів;

– для ОЕЗ інфрачервоного діапазону: радіометричний контраст в інфрачервоній спектрометричній знімальній апаратурі при зніманні вночі визначається спектральною щільністю енергетичної яскравості $M_{O(\Phi)}(\lambda, T)$ власного теплового випромінювання об'єкта (O) і фона (Φ) відповідно до закону Планка.

Ймовірність $P_{P_{RLC}}$ розпізнавання об'єктів радіолокаційними засобами розвідки розраховується за формулою [24, с. 73]:

$$P_{P_{RLC}} = \exp\{-0,64 \cdot Z_\phi\}, \quad (25)$$

де Z_ϕ – параметр розпізнавання об'єкта розвідки, який визначається відповідно до виразу:

$$Z_\phi = \frac{(l_x + l_z) \cdot \left(\sqrt{l_x^2 + l_z^2} + l_z \right) \cdot \Delta l^2}{2 \cdot l_x \cdot l_z \cdot (l_x^2 + l_z^2)}, \quad (26)$$

Розпізнавання об'єктів радіотехнічними засобами розвідки полягає у визначенні амплітуди, несучої частоти та тривалості сигналу ДРВ [25, с. 33]. Тоді ймовірність $P_{P_{CPTP}}$ розпізнавання об'єктів радіотехнічними засобами розвідки аналітично можна представити у вигляді:

$$P_{P_{CPTP}} = P_A \times P_f \times P_\tau, \quad (27)$$

де P_A , P_f , P_τ – ймовірності правильного виміру амплітуди, несучої частоти, та тривалості елементарної послідовності сигналу ДРВ, відповідно.

Порядок розрахунку складових формули (27) наведено в [25, с. 34...35].

Ймовірність виконання бойового завдання з ураження наземних / надводних цілей (P_{B3YP}) може бути розрахована по формулі:

$$P_{B3YP} = P_{CB} \times P_{BR} \times P_{ППО} \times P_A \times P_{UR}, \quad (28)$$

де P_{CB} – ймовірність своєчасного вильоту; P_{BR} – ймовірність безвідмовної роботи систем і

обладнання БпАК; $P_{ППО}$ – ймовірність подолання засобів (комплексів) ППО противника; P_A – ймовірність атаки цілі; P_{UR} – ймовірність ураження цілі.

Порядок розрахунку ймовірностей P_{CB} , P_{BR} , $P_{ППО}$ було розглянуто вище.

Ймовірність атаки цілі (P_A) визначає можливість БпЛА щодо виходу в ОМА, тобто виведення його в таке положення, з якого можливо здійснити прицілювання (видачу цілевказання) та застосувати зброю по цілі з першого заходу, та розраховується як:

$$P_A = P_{BЦ} \times P_{СПР} \times P_{B3B}, \quad (29)$$

де $P_{BЦ}$ – ймовірність виявлення цілі; $P_{СПР}$ – ймовірність виведення БпЛА в зону автоматичного супроводження цілі оптико-електронним, радіолокаційним або іншим каналом прицілювальної системи (ПС); P_{B3B} – ймовірність витримування заданої лінії візування цілі та видачі сигналів цілевказання головці самонаведення (ГСН) авіаційних засобів ураження (АЗУ) за допомогою певного каналу ПС в діапазоні кутів $\pm 5^\circ$ в горизонтальній та у вертикальній площинах.

Порядок розрахунку ймовірності $P_{BЦ}$ аналогічний розрахунку ймовірності виявлення об'єкта розвідки (P_B).

Ймовірність $P_{СПР}$ визначається як [27, с. 16]:

$$P_{СПР} = \Phi\left(\frac{D_{ПСТ} \Theta_{ПСx}}{\sigma_{НСx}}\right) + \Phi\left(\frac{D_{ПСТ} \Theta_{ПСz}}{\sigma_{НСz}}\right), \quad (30)$$

де Φ – функція Лапласа; $D_{ПСТ}$ – дальність дії каналу ПС, м; $\Theta_{ПСx}$, $\Theta_{ПСz}$ – діапазон кутів, відповідно, у двох площинах при автоматичному супроводженні цілі певним каналом ПС при еволюціях БпЛА, град.; $\sigma_{НСx}$, $\sigma_{НСz}$ – точність (СКВ) навігації БпЛА, відповідно, у двох площинах польоту при автономній навігації, м.

Ймовірність P_{B3B} визначається як [27, с. 16]:

$$P_{B3B} = \Phi\left(\frac{D_{Пmin} \Theta_{ГСХx}}{\sigma_D}\right) + \Phi\left(\frac{D_{Пmin} \Theta_{ГСХz}}{\sigma_D}\right), \quad (31)$$

де Φ – функція Лапласа; $D_{Пmin}$ – мінімальна дальність пуску (скидання) АЗУ, м; $\Theta_{ПСx}$, $\Theta_{ПСz}$ – діапазон кутів, відповідно, у двох площинах при витримуванні лінії візування цілі та видачі та видачі сигналів цілевказання ГСН АЗУ за допомогою певного каналу ПС, град.; σ_D – точність (СКВ) визначення дальності до цілі за допомогою ПС, м.

Ймовірність ураження цілі (P_{YP}) за умови, що ймовірність ураження цілі одним АЗУ (P_{YP1}) однакова для всіх m незалежних пострілів АЗУ, випущених по цілі, може бути розрахована по формулі [28, с. 221]:

$$P_{YP} = 1 - (1 - P_{ПОП} P_{YP1})^m, \quad (32)$$

де $P_{ПОП}$ – ймовірність попадання АЗУ в ціль.

За досвідом бойового застосування ударних БпАК їх основними об'єктами ураження є одиночні, у тому числі, малорозмірні та рухомі цілі, зокрема, автомобільна, залізнична та броньована техніка (танки, самохідні артилерійські установки, бойові машини піхоти та ін.), артилерійські та ракетні установки на вогневих позиціях, пункти управління (мобільні та стаціонарні), радіолокаційні станції, вогневі точки опорних пунктів, мости, переправи, малі / малотоннажні судна (човни, катери, кораблі) тощо.

Зазначені типи цілей у теорії бойової ефективності зручно апроксимувати такими геометричними фігурами, як прямокутник або круг.

У припущенні про нормальний двовірний закон розсіювання, якщо центр цілі співпадає з центром розсіювання АЗУ, а систематичні похибки відсутні ($\bar{x} = \bar{z} = 0$), то ймовірність попадання АЗУ в ціль, яка являє собою прямокутник зі сторонами, паралельними головним осям розсіювання ($E_x \neq E_z$) [25, с. 37]:

$$P_{ПОП} = \hat{\Phi}\left(\frac{l_x/2}{E_x}\right) \times \hat{\Phi}\left(\frac{l_z/2}{E_z}\right), \quad (33)$$

де $\hat{\Phi}$ – приведена функція Лапласа; l_x , l_z – розмір цілі по осям x і z , відповідно; E_x , E_z – головні ймовірні відхилення АЗУ по вісі x і z , відповідно.

Для малорозмірної цілі (сторони прямокутника менше половини одного ймовірного відхилення вздовж відповідних осей), центр якої співпадає з центром розсіювання АЗУ, а систематичні похибки відсутні ($\bar{x} = \bar{z} = 0$):

$$P_{ПОП} \approx \frac{\rho^2 S_0}{\pi E_x E_z}, \quad (34)$$

У припущенні про нормальний круговий закон розсіювання, ймовірність попадання АЗУ в ціль, яка являє собою круг радіусу $R_{Ц}$, розсіювання АЗУ – кругове ($E_x = E_z = E_{к\text{ів}}$), центр цілі співпадає з центром розсіювання АЗУ (систематичні похибки відсутні) [27, с. 37]:

$$P_{ПОП} = 1 - \exp\left[-\left(\rho \frac{R_{Ц}}{E_{к\text{ів}}}\right)^2\right], \quad (35)$$

де $\rho = 0,477$ – коефіцієнт, що характеризує співвідношення між круговим ймовірним

відхиленням (E) та середнім квадратичним відхиленням (σ).

Ймовірність P_{YP1} ураження цілі одним АЗУ визначається як величина обернено пропорційна середньому числу влучань АЗУ (ω), необхідного для ураження цілі за певним типом (A , B або C), або як відношення площі S_{0YP} уразливих елементів цілі, влучання в які гарантовано виводить ціль з ладу, до загальної площі цілі S_0 [25, с. 39]:

$$P_{YP1} = \frac{1}{\omega} = \frac{S_{0YP}}{S_0}, \quad (36)$$

Представлену математичну модель для оцінювання ефективності бойового застосування БФ БпАК реалізовано у середовищі табличного редактору Excel програмного пакету Microsoft Office.

Описана вище математична модель є складовою методики оцінювання відносної важливості (коефіцієнтів вагомості) ТТХ БФ БпАК, структурну схему якої представлено на рис. 2.

Початковим етапом зазначеної методики є формування масиву вхідних даних математичної моделі, що включає опис сценарію застосування БФ БпАК, визначення значень його ТТХ, характеристик тактичної обстановки, засобів ППО противника та цілі (об'єкта розвідки).

На наступному етапі встановлюються мінімальне та максимальне значення кожної ТТХ БФ БпАК, які будуть визначати діапазони їх варіювання при побудові графічних залежностей ефективності бойового застосування БФ БпАК від його ТТХ. Ці значення отримуються на основі аналізу характеристик сучасних і перспективних зразків-аналогів БФ БпАК.

Моделювання процесу бойового застосування БФ БпАК передбачає отримання результатів розрахунку показника ЕБЗ при зміні значень ТТХ.

За результатами математичного моделювання відбувається побудова графічних залежностей ЕБЗ БФ БпАК від кожної окремої ТТХ при їх варіюванні від мінімального до максимального значень, що дає можливість визначення внеску δ_j кожної j -ої ТТХ БФ БпАК у показник ефективності його застосування за формулою:

$$\delta_j = \frac{\Delta_j}{b_0} = \frac{|E(X_{j\text{max}}) - E(X_{j\text{min}})|}{E(X_{jcp})}, \quad (37)$$

де $E(X_{j\text{max}})$, $E(X_{j\text{min}})$, $E(X_{jcp})$ – значення функції показника ЕБЗ БФ БпАК відповідно для максимального ($X_{j\text{max}}$), мінімального ($X_{j\text{min}}$) та середнього (X_{jcp}) значень j -ої ТТХ.

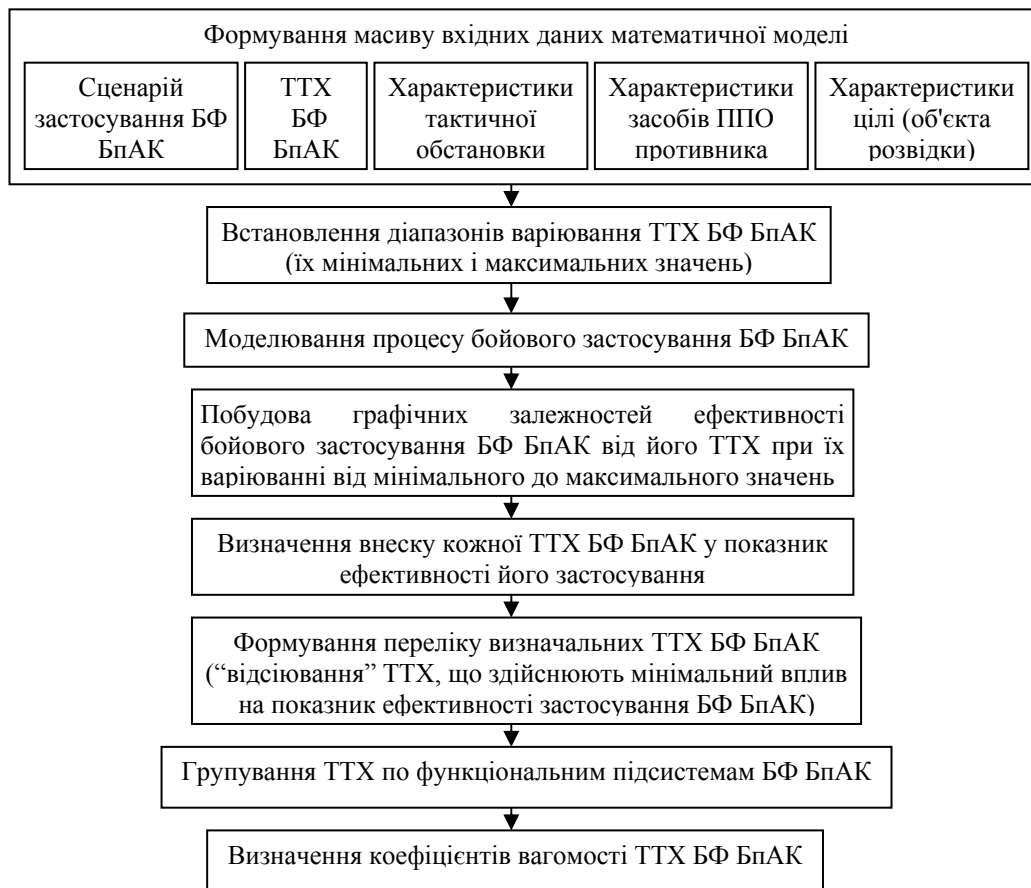


Рис.2. Структурна схема методики оцінювання відносної важливості (коефіцієнтів вагомості) ТТХ БФ БпАК
Джерело: розроблено авторами

Ранжування ТТХ за зменшенням їх внеску δ_j дозволяє "відсіяти" ті з них, які здійснюють мінімальний вплив на показник ефективності застосування БФ БпАК (для яких $\delta_j \leq 0,1$) та сформувати перелік визначальних характеристик, що можуть бути включені до кваліметричної моделі оцінювання військово-технічного рівня БФ БпАК.

Отримані таким чином визначальні ТТХ групуються по функціональним підсистемам БФ БпАК: цільового спорядження (оптико-електронних, радіолокаційних і радіотехнічних засобів розвідки); ударна; захищеності; льотно-технічних характеристик; керування та контролю.

На заключному етапі методики визначаються коефіцієнти вагомості ТТХ БФ БпАК шляхом нормування до одиниці значень їх внесків по кожній функціональній підсистемі БпАК. Сума коефіцієнтів вагомості ТТХ однієї функціональної підсистеми повинна дорівнювати одиниці.

У процесі математичного моделювання бойового застосування БФ БпАК розглядався наступний сценарій його застосування: бойове завдання полягає у розвідці системи оборони дивізії противника, що утримує оборону на лінії бойового

зіткнення шириною 30 км та глибиною 15 км, з оглядом флангів, виявлення, розпізнавання та ураження артилерійських засобів, бронетехніки та ДРВ. Умови виконання бойового завдання: застосовується один БпЛА з можливим використанням ОЕЗ, РЛС, СРТР, керованих ракет класу "повітря – поверхня"; погодні умови – прості метеоумови, день, безхмарне небо; на маршруті польоту до району розвідки БпЛА обстрілюється зенітним ракетно-гарматним комплексом "Панцирь-С1" з використанням зенітних ракет та гарматного озброєння; курсовий параметр БпЛА стосовно комплексу ППО дорівнює нулю; типовою цілью для БпЛА є танк типу Т-72 на вогневій позиції з вимкненим двигуном.

При цьому дослідження показали, що зміна умов застосування БФ БпЛА (погодні умови, засоби ППО противника, типи цілей) здійснюють незначний вплив на результати розрахунку внесків ТТХ – розкид їх значень відносно результатів, отриманих за представленим вище сценарієм, не перевищує 5 %.

У табл. 1 представлено результати оцінювання коефіцієнтів вагомості ТТХ БФ БпАК, які згруповано за його функціональними підсистемами.

Таблиця 1

Результати оцінювання коефіцієнтів вагомості ТТХ БФ БпАК

№ пп	Найменування функціональних підсистем і ТТХ	Коефіцієнти вагомості
1.	Функціональні підсистеми цільового спорядження	
1.1	Функціональна підсистема розвідувального обладнання (оптико-електронні засоби)	
1.1.1	Кут огляду оптико-електронної системи	0,28
1.1.2	Площа матриці фотоприймача цифрової камери	0,08
1.1.3	Кількість пікселів фотоприймача цифрової камери	0,20
1.1.4	Фокусна відстань об'єктива цифрової камери	0,28
1.1.5	Кут поля зору об'єктива цифрової камери	0,16
1.2	Функціональна підсистема розвідувального обладнання (радіолокаційні засоби)	
1.2.1	Лінійна роздільна здатність РЛС БПЛА	0,32
1.2.2	Ширина діаграми направленості антени РЛС	0,38
1.2.3	Робоча довжина хвилі РЛС БПЛА	0,19
1.2.4	Робоча частота РЛС БПЛА	0,11
1.3	Функціональна підсистема розвідувального обладнання (засоби радіотехнічної розвідки)	
1.3.1	Спектральна щільність шуму сигналу ДРВ	0,11
1.3.2	Ймовірність хибної тривоги (хибного виявлення сигналу ДРВ)	0,31
1.3.3	Число елементів решітки приймальної антени	0,09
1.3.4	Діапазон вимірюваних частот ДРВ	0,28
1.3.5	СКВ оцінки частоти від ДРВ	0,21
1.4	Функціональна підсистема ударна	
1.4.1	Максимальна дальність виявлення типової цілі	0,23
1.4.2	Кут огляду ПС по вертикалі	0,09
1.4.3	Точність (СКВ) навігації БпЛА при автономній навігації	0,13
1.4.4	Точність (СКВ) визначення дальності до цілі за допомогою ПС	0,15
1.4.5	Максимальна дальність пуску (скидання) АЗУ	0,17
1.4.6	Кругове ймовірне відхилення (головне ймовірне відхилення по вісі x або z)	0,23
2.	Функціональна підсистема захищеності БпЛА	
2.1	Візуальна помітність (площа поверхні БпЛА)	0,17
2.2	Радіолокаційна помітність (ефективна площа розсіювання БпЛА)	0,27
2.3	Теплова / інфрачервона помітність (температура БпЛА)	0,20
2.4	Коефіцієнт стійкості до вогневого ураження від зенітних ракет	0,12
2.5	Коефіцієнти стійкості до вогневого ураження від снарядів / куль	0,12
2.6	Коефіцієнт стійкості до вогневого ураження від АКР класу “повітря – повітря”	0,12
3.	Функціональна підсистема льотно-технічних характеристик	
3.1	Час підготовки до вильоту	0,16
3.2	Максимальна швидкість польоту БпЛА	0,23
3.3	Максимальна тривалість польоту БпЛА	0,28
3.4	Наробіток на відмову, яка приводить до зриву виконання бойового завдання	0,14
3.5	Максимальна висота польоту БПЛА	0,19
4.	Функціональна підсистема керування та контролю	
4.1	Час оброблення та аналізу даних, що надходять з БПЛА	0,67
4.2	Час розгортання СКК	0,33

Джерело: розроблено авторами

Висновки

Представлена методика за рахунок формалізації процедур оцінювання відносної важливості (коефіцієнтів вагомості) ТТХ БФ БпАК дозволяє мінімізувати негативний вплив суб'єктивних факторів, притаманний експертним

методам. Результати визначення коефіцієнтів вагомості ТТХ БФ БпАК формальними методами доцільно використовувати при побудові адекватних кваліметричних моделей для оцінювання військово-технічного рівня таких комплексів. Дані моделі можуть бути використані в системі підтримки

прийняття рішень по вибору кращих (раціональних) зразків ОБТ. спрямувати на розроблення зазначених кваліметричних моделей для оцінювання військово-технічного рівня БФ БпАК.

Подальші дослідження планується

Список літератури

1. Мавренков О.Є., Матвійчук С.В. Вибір методу визначення коефіцієнтів вагомості показників технічної досконалості при оцінюванні технічного рівня зразків озброєння та військової техніки // Зб. наук. праць ДНДІА. – К., 2023. Вип. 19 (26). – С.71-79. DOI: 10.54858/dndia.2023-19-10.
2. Woodcock A.E.R., Dockery J.T. The Military Landscape. Mathematical Models of Combat. – Woodhead Publishing, 1993. – p. 582.
3. Washburn A., Kress M. Combat Modeling. – New York: Springer, 2009. – p. 280. DOI:10.1007/978-1-4419-0790-5.
4. Агафонов Ю.М., Звиглянич С.М., Ізюмський М.П. Моделі оцінки дій ударних безпілотних літальних апаратів // Системи озброєння і військова техніка, 2013. – № 1(33). – С. 2-5.
5. Erlandsson T. A combat survivability model for evaluating air mission routes in future decision support systems. – Örebro universitet, 2014. URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: <https://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:689886/FULLTEXT03>.
6. Ernest N., Carroll D., Schumacher C., Clark M., Cohen K., Lee G. Genetic fuzzy based artificial intelligence for unmanned combat aerial vehicle control in simulated air combat missions. – J. Def. Manag., 2016. – vol. 6, no. 1.
7. Johansson T. Tactical simulation in air-to-air combat. – Master's thesis, LTU, Luleå, Sweden, 2018. – p. 52. URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: <http://www.diva-portal.se/smash/get/diva2:1258472/FULLTEXT01.pdf>
8. Costa A.N., Costa P.C.G. Simulation-Based Air Mission Evaluation with Bayesian Threat Assessment for Opposing Forces. – Disciplinary Convergence in Systems Engineering Research. Springer, Cham, 2018. DOI: 10.1007/978-3-319-62217-0_20.
9. Villacis C. et al. Mathematical Models Applied in the Design of a Flight Simulator for Military Training. – Developments and Advances in Defense and Security. MICRADS 2018. Smart Innovation, Systems and Technologies., – Springer, Cham, 2018 – vol 94. DOI: 10.1007/978-3-319-78605-6_4.
10. He B., Zhang X., Li Q. Effectiveness measurement of UAV combat in uncertain environment // IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series 1069 (2018) 012048. DOI: 10.1088/1742-6596/1069/1/012048.
11. Єфремов, О.В., Горбенко, В.М., Коршець, О.А. Методика оцінювання ефективності застосування підрозділів безпілотних авіаційних комплексів. Зб. наук. праць Харківського національного університету Повітряних Сил, 2018. – № 4(58) – С. 30-36. DOI: 10.30748/zhups.2018.58.04.
12. Coulson S. G. Lanchester modelling of intelligence in combat // IMA Journal of Management Mathematics. – 2019. – Т. 30. – №. 2. – С.149-164. DOI:10.1093/imaman/dpx014.
13. Звиглянич С.М., Агафонов Ю.М., Ізюмський М.П., Сафарова Г.М. Імітаційна модель оцінки дій ударних безпілотних літальних апаратів // Системи озброєння і військова техніка, 2019. – № 2(58). – С.7-12. DOI: 10.30748/soivt.2019.58.01.
14. Шалигін А.А., Нерубацький В.О., Смик С.І. Методичний підхід до оцінки бойових потенціалів безпілотних авіаційних комплексів, їх підрозділів і угруповань. // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України, 2021. – № 2(43). – С.73-79. DOI: 10.30748/nitps.2021.43.10.
15. Gorton P., Asprusten M., Brathen K. Imitation learning for modelling air combat behaviour. – FFI, Kjeller, Norway, Rep. 22/02423, 2023.
16. Gorton P., Strand A., Brathen K. A survey of air combat behavior modeling using machine learning // arXiv preprint arXiv: 2404.13954. – 2024. Режим доступу: <https://arxiv.org/pdf/2404.13954>.
17. Wang X. et al. Deep reinforcement learning-based air combat maneuver decision-making: literature review, implementation tutorial and future direction. – Artif. Intell. Rev., 2024. – vol. 57, no. 1, Art. no. 1.
18. Мавренков О.Є., Улізько В.І. Математична модель для оцінювання бойової ефективності застосування розвідувальних тактичних безпілотних авіаційних комплексів // Зб. наук. праць ДНДІА. – 2008. – № 4(11). – С. 57-60.
19. Розроблення математичних моделей оцінювання ефективності бойового застосування розвідувальних оперативно-тактичних безпілотних авіаційних комплексів: Звіт про НДР / ДНДІА. – Шифр "Сокіл". – К., 2008. – 127 с.
20. Беспилотные авиационные комплексы: Методика сравнительной оценки боевых возможностей / Митрахович М.М., Силков В.И., Самков А.В. и др.; под ред. В.И. Силкова. – К: ЦНИИ ВВТ ВС Украины. 2012.– 288 с.
21. Кириленко В.А., Артюшин Л.М., Стешенко П.М. Математичний апарат багатокритеріального вибору розвідувальних безпілотних авіаційних комплексів // Зб. наук. праць Національної академії Державної прикордонної служби України. Сер.: Військові та технічні науки, 2018. – № 1. – С. 115-133. URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: http://nbuv.gov.ua/UJRN/znprapv_vtn_2018_1_11.
22. Ефанов В.В., Закота А.А., Гунькина А.С. Методика оценки вероятности наведения истребителя в зону разрешенных пусков управляемых ракет в условиях неполного приборного обеспечения // Труды МАИ, 2019. – № 109. – С. 1-34. DOI: 10.34759/trd-2021-118-21.
23. Ребрин. Ю.К. Оптико-электронное разведывательное оборудование летательных аппаратов. – К.: КВВАИУ, 1988. – 452 с.

24. Пантенков Д.Г. Методический подход к интегральной оценке эффективности применения авиационных комплексов с БПЛА. Часть 1. Методики оценки эффективности решения задач радиосвязи и дистанционного мониторинга // Труды учебных заведений связи, 2020. – Т.6, № 2. – С.60-78. DOI:10.31854/1813-324X-2020-6-2-60-78.

25. Пантенков Д.Г. Методический подход к интегральной оценке эффективности применения авиационных комплексов с БПЛА. Методика оценки эффективности решения задач радиотехнической разведки и авиационного поражения целей // Успехи современной радиоэлектроники, 2021. – Т.75, № 3. – С.32–52. DOI: 10.18127/j20700784-202103-02.

26. Живичин А.Н., Соколов В.С. Дешифрирование фотографических изображений. – М.: Недра, 1980. – 253 с.

27. Леонтьев О.Б., Туголуков В.О., Башинский К.В. Оцінка бойових можливостей і ефективності бойових авіаційних комплексів при вирішенні ударних задач // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України, 2012. – № 1. – С.25-27. URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: http://nbuv.gov.ua/UJRN/Nitps_2012_1_8.

28. Мильграм Ю.Г., Попов И.С. Боевая эффективность авиационной техники и исследование операций. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1970. – 499 с.

Надійшла до редколегії 16.10.2024

Схвалена до друку 15.11.2024

Відомості про авторів:

Мавренков Олексій Єфремович

доктор технічних наук
старший науковий співробітник
начальник науково-дослідної лабораторії
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-6578-4833>

Матвійчук Сергій Віталійович

ад'юнкт
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-2774-0378>

Information about the authors:

Oleksii Mavrenkov

Doctor of Technical Sciences
Senior Researcher
Head of Research Laboratory
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-6578-4833>

Serhii Matviichuk

Adjunct
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-2774-0378>

ASSESSMENT OF THE RELATIVE IMPORTANCE (WEIGHT COEFFICIENTS) OF THE TACTICAL AND TECHNICAL CHARACTERISTICS OF MULTIFUNCTIONAL UNMANNED AVIATION COMPLEXES

O. Mavrenkov, S. Matviichuk

The article presents in detail the methodology and results of a formal assessment of the relative importance (weighting coefficients) of the tactical and technical characteristics of multifunctional unmanned aircraft complexes. Such evaluation, unlike expert evaluation, allows to minimize the negative influence of subjective factors. The methodology is based on mathematical modeling of the process of combat application of a multifunctional unmanned aircraft complex when it performs the tasks of aerial reconnaissance (species, radar and radio engineering) and defeating ground (surface) targets. The purpose of such a mathematical model is to study the impact of the tactical and technical characteristics of multifunctional unmanned aircraft systems on the effectiveness of their combat use as complex technical systems for military purposes. As the main indicators of the effectiveness of combat use, the probabilities of performing aerial reconnaissance combat tasks and hitting ground (surface) targets were chosen. The relative importance (weight factor) of a separate tactical and technical characteristic is calculated by the value of its "contribution" to the overall indicator of the effectiveness of the combat use of a multifunctional unmanned aircraft complex, which is understood as the relative value by which the indicator of the effectiveness of combat use changes when the value of the tactical and technical characteristic changes from minimum to maximum value. At the same time, other tactical and technical characteristics are fixed at their basic (as a rule, average) values. The article provides a structural diagram of the specified methodology and the results of determining the weighting factors of the tactical and technical characteristics of a multifunctional unmanned aircraft complex.

Keywords: coefficient of gravity, tactical and technical characteristics, mathematical model, effectiveness of combat use, unmanned aircraft complex, probability of combat mission, aerial reconnaissance, defeating targets.

Г.А. Медведєв¹, Д.М. Сорокін¹, О.Г. Яровенко¹, Т.І. Карнаух¹, Н.П. Гаращук²

¹*Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ*

²*Науково-дослідний інститут воєнної розвідки, Київ*

ДО ПИТАННЯ СТВОРЕННЯ ПЕРСПЕКТИВНОЇ УНІФІКОВАНОЇ СИСТЕМИ ЦИФРОВОЇ ОБРОБКИ ВИДОВОЇ РОЗВІДУВАЛЬНОЇ ІНФОРМАЦІЇ

Аналіз закономірностей ведення сучасних бойових дій показує зростаючу важливість якісної та оперативної обробки даних повітряної розвідки. Різноманіття джерел, діапазонів та форматів видових даних, особливості способів їх радіометричної, геометричної та геоінформаційної обробки, а також необхідність автоматизації всіх розвідувальних функцій потребує використання спеціального програмно-апаратного інструментарію. В статті аналізуються світові тенденції розвитку систем даного класу. Обґрунтовано доцільний технічний обрис перспективної уніфікованої системи цифрової обробки видової розвідувальної інформації. Представлено структуру, склад та призначення основних компонентів системи.

Ключові слова: *повітряна розвідка, видова розвідувальна інформація, цифрова обробка, геоінформаційна система, автоматизація обробки зображень.*

Вступ

Постановка проблеми. В умовах ведення інтенсивних бойових дій існує потреба в удосконаленні як бортових систем повітряної розвідки (ПР), так і наземних засобів обробки видової розвідувальної інформації (ВРІ). Це передбачає перехід від застарілих бортових аналогових засобів отримання ВРІ (на літаках Су-24МР, Ан-30Б, БпАК “Рейс” і “Стриж”) та відповідних наземних систем обробки даних до сучасних і перспективних цифрових комплексів. У Збройних Силах (ЗС) України впроваджується бортова та наземна апаратура, яка забезпечує цифрові технології збору та обробки ВРІ. Зокрема, це обладнання безпілотного авіаційного комплексу (БпАК) “Байрактар ТВ-2”, інших БпАК різних класів, цифровий аерознімальний комплекс на літаку повітряного спостереження Ан-30Б, а також окремі нові наземні програмно-технічні комплекси обробки ВРІ. Інтеграція та впровадження цих засобів, удосконалення способів їх використання є необхідним завданням для досягнення визначених спроможностей та потреб в розвідувальному забезпеченні військ [1, с. 403...426].

У широкому розумінні ВРІ охоплює відомості, що отримуються різноманітними шляхами: від штатних засобів аеророзвідки, матеріалів космічного знімання, видової, параметричної та аналітичної інформації про противника від зовнішніх джерел. Ефективне використання кожного типу цих даних (зокрема, матеріалів планової та перспективної зйомки із зображенням у багатоспектральному видимому, тепловому, радіолокаційному діапазонах електромагнітного

випромінювання) з урахуванням особливостей різноманітних форматів передачі даних та способів радіометричної та фотограмметричної обробки цифрової видової інформації, а також створення баз даних графічної, аналітичної, параметричної інформації потребує використання спеціального програмно-апаратного інструментарію. Таким чином, для якісної і оперативної роботи наземного компоненту повітряної розвідки актуальною потребою є розроблення перспективної уніфікованої системи цифрової обробки (СЦО) ВРІ.

При цьому для забезпечення автоматизації збору та обробки розвідувальної інформації має бути врахована перспектива використання геоінформаційних систем, а також інтеграційних платформ ситуаційної обізнаності для роботи з потоками розвідувальних даних від різних джерел.

Аналіз попередніх досліджень та публікацій. В історичному контексті питання удосконалення засобів та методів обробки розвідувальної інформації пов'язано з розвитком відповідних спроможностей щодо отримання таких даних, в тому числі з покращенням бортового обладнання відповідних літальних апаратів.

Так, моральна і фізична застарілість технічних засобів основного пілотованого літака-розвідника Повітряних Сил (ПС) ЗС України Су-24МР, що було проаналізовано в [2] (в першу чергу, недосконалість фотографічного запису матеріалів розвідки без їх передачі на землю в реальному масштабі часу) викликає необхідність пошуку альтернативних шляхів підвищення розвідувального потенціалу – від безпосередньої модернізації цього спеціалізованого літака до забезпечення додаткових

розвідувальних спроможностей із залученням літаків інших родів авіації за рахунок їх оснащення підвісними контейнерами з відповідним високотехнологічним обладнанням. У [3] та [4] сформовано доцільний технічний обрис контейнерів оптико-електронної та радіотехнічної розвідки, а також проаналізовано характеристики кращих закордонних зразків таких виробів. Як заміна застарілого бортового обладнання спеціалізованих літаків-розвідників на сучасні технічні засоби, так і впровадження нових розвідувальних контейнерів для тактичних літаків відповідають загальній світовій тенденції переходу до наскрізь цифрових технологій формування, передавання, інтерпретації та аналізу розвідувальних даних. Саме з урахуванням такого тренду має бути побудована перспективна СЦО ВРІ.

Іншим напрямком розвитку розвідувальних спроможностей, який особливо наочно проявився останнім часом, є інтенсивне застосування безпілотної авіації. Досвід використання БпАК (в першу чергу, розвідувальних) у збройних конфліктах кінця XX – початку XXI ст. (зокрема, на Близькому Сході, у районі Перської затоки, в Афганістані та Сирії) докладно представлено в [5]. Аналіз інтенсивного застосування дронів у російсько-українській війні наведено в [6, с. 52...59], в тому числі вказано на підвищення ефективності їх використання при взаємодії з сучасними автоматизованими системами “Дельта” та “Кропива”. В цілому, безпілотна авіація стає потужним розвідувальним ресурсом при веденні бойових дій, а в окремих випадках єдиним джерелом отримання оперативних розвідувальних даних. Обробка та аналіз розвідувальної інформації, що отримується від різних джерел, з єдиних науково-методичних позицій є актуальним завданням.

Важливим трендом при створенні сучасних комплексів автоматизованої обробки розвідувальної інформації є активне використання геоінформаційних систем (ГІС) і баз даних. В [7] представлено концепцію злиття геопросторових даних для забезпечення автоматизації планування видової аерокосмічної розвідки, зокрема запропоновано кількісний показник порівняння просторових ділянок місцевості для раціонального розподілу сил і засобів аерокосмічної розвідки в смузі ведення операції, а також пірамідальну ієрархію аерокосмічного знімання (за просторовою розрізненістю та періодичністю). Найбільш відомими класичними ГІС, які можуть бути адаптовані під виконання задач видової ПР, є системи ArcGIS [8] та QGIS [9]. Вони представляють собою інтегровані набори геоінформаційних програмних продуктів. Їх широкий функціонал може використовуватися для

геокодування, геооброблення та візуалізації отриманих розвідувальних даних.

Останнім часом велика увага приділяється розвитку автоматизованих засобів програмного пошуку даних за заданими параметрами, їх класифікації та відображення в різноманітних інформаційних шарах – так званих інтеграційних платформ ситуаційної обізнаності. Такий інструментарій може стати потужним інформаційним ресурсом для перспективної СЦО ВРІ. Зазначена платформа повинна мати доступ до всіх необхідних даних через власну пошукову систему та забезпечувати захист від їх витоку. Вказаними функціями наділені українська система “Дельта” [10] та американська “Palantir” [11]. За своїм змістом це онлайн-системи, які дають уявлення про тактичну і оперативну ситуацію на полі бою в конкретний момент часу. При цьому інформація від різних джерел обробляється автоматично та відображається на карті.

Мета цієї статті – на основі аналізу сучасних засобів отримання розвідувальних даних, джерел і типів видової інформації та штатних комплексів її обробки, особливостей використання сучасного геоінформаційного інструментарію сформувати доцільний технічний обрис перспективної уніфікованої системи цифрової обробки видової розвідувальної інформації та загальні вимоги до її компонентів.

Виклад основного матеріалу

Аналіз передових систем обробки видової інформації в комплексах аерокосмічної розвідки іноземної розробки показує, що наземна складова, як правило, розробляється разом із бортовими засобами та входить до повного складу такого комплексу. Її функції включають у себе не тільки збір та обробку ВРІ, а й приймання-передачу даних, управління всім авіаційним розвідувальним комплексом (контейнером) та планування польотного завдання на ПР. Загальноприйнятою практикою є те, що апаратні та програмні засоби наземної станції розробляються в залежності від типу бортового обладнання і є власним продуктом розробника розвідувального комплексу.

Такими прикладами можуть служити системи (контейнери) DB-110, MS-110, MS-177, SYERS-2C, TACSAR, розробником яких є компанія Collins Aerospace (США), та Condor-MS™ розробки Elbit Systems (Ізраїль).

Окремо можна виділити розробку компанії RAFAEL Advanced Defense Systems (Німеччина) – систему “Ground Exploitation System” (GES), яка створена з метою ІТ-інтеграції розгорнутих аерокосмічних систем видової розвідки та оцінки результатів аерокосмічного знімання [12]. Типова

система GES замовлена для удосконалення систем аеророзвідки RAFAEL RecceLite ВПС Німеччини. GES складається з кількох 20-футових контейнерів, у яких інтегровано ІТ-обладнання, що необхідне для оцінки аерознімків, а також системи життєзабезпечення для можливості розгортання по всьому світу. Цей ІТ-комплекс забезпечує збір ВРІ зі всіх доступних джерел та здійснює її первинну обробку і розподілення за різними ступенями пріоритету. В майбутньому джерелом ВРІ для удосконаленої GES можуть бути також тактичні літаки типів Tornado, Eurofighter, а також безпілотні літальні апарати (рис. 1).

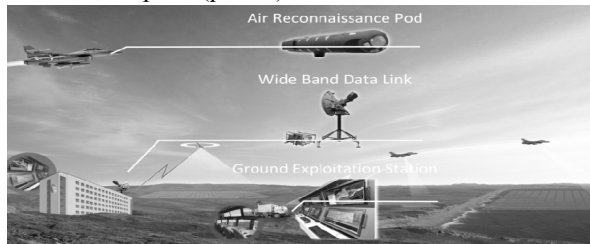


Рис. 1. Схема роботи удосконаленої системи обробки даних аеророзвідки GES (Німеччина)
Джерело: [11]

Останнім часом багатьма розробниками здійснюється впровадження в системах повітряної розвідки елементів штучного інтелекту (ШІ). Наприклад, компанія Collins Aerospace (США) в рамках реалізації загальних функцій розвідки, спостереження, цілевказання та аналізу (ISTAR) пропонує мультирозвідувальні системи, в яких ШІ інтегрований в бортові датчики і систему обробки інформації. Особливої уваги заслуговує проєкт компанії Palantir (США) щодо впровадження технології “Edge AI” на борту супутника дистанційного зондування Землі (ДЗЗ) “NewSat” (Satellogic, США). Заявлено, що ця технологія дозволила розпочати обробку матеріалів зйомки на орбіті, відокремлюючи дані в масивах з метою найкращого використання обмеженої смуги пропускання та надання споживачам більших можливостей для отримання інформації в режимі реального часу в масштабі всієї планети. Основна мета системи – зниження затримки та швидка генерація інформації методом перенесення функції первинної обробки зображення на борт. Це забезпечує управління порядком майбутнього збору даних на борту або вибірково передачу на землю попередньо обробленого зображення об’єктів з урахуванням їхньої аналітичної цінності. “Palantir Edge AI” – це система ШІ, яка працює з ідентифікацією та злиттям датчиків. Вона дозволяє розгорнути створені компанією або власні алгоритми будь-де: від робочого місця програміста до екзосфери. Зокрема, в області воєнної розвідки супутники можуть збирати зображення “районів інтересу”, а моделі, які розгорнуті за допомогою

“Palantir Edge AI”, можуть виявляти об’єкти або території, як то транспортні засоби, кораблі, позиції військової техніки, та вимірювати їхні зміни з часом [13]. Важливим є і те, що, за інформацією розробників, “Palantir” – це відкрите середовище, в якому підтримуються формати відкритих даних для забезпечення сумісності зі сторонніми програмами [11].

При аналізі перспектив побудови уніфікованої СЦО ВРІ необхідно також враховувати розвиток геоінформаційних технологій та впровадження відповідних програмних продуктів. Зокрема, можна виділити лінійку програмного забезпечення ArcGIS Defense Solutions з інтегрованого набору програмних продуктів ArcGIS та набір інструментів Geo Rover Tools для підрозділів розвідки (розробник LEIDOS за замовленням американської компанії ESRI) [8]. Інструменти GeoRover спрощують процес створення, імпорту, редагування та обміну даними ГІС, одночасно надаючи право оператору здійснювати обробку даних у реальному часі. GeoRover дає органам розвідки можливість здійснювати збір та розповсюдження розвідувальної інформації в геопросторовому контексті. Отримані розвідувальні відомості можуть швидко імпортуватися з різних джерел і відображатися в ArcGIS. Зазначена система успішно використовувалася під час планування операцій в Афганістані та нанесенні авіаційних ударів у Лівії. Отже, ArcGIS – це надзвичайно потужна, але дорогавартісна система, яка є сімейством геоінформаційних програмних продуктів, основні з яких представлено в таблиці 1. Іншою відомою системою є QGIS [9]. Це зручна та гнучка ГІС, що підтримується та розвивається міжнародною спільнотою стейкхолдерів. QGIS розповсюджується на умовах відкритої ліцензії (GNU – General Public License) і є проєктом Open Source Geospatial Foundation (OSGeo). Ця ГІС є мультиплатформовим проєктом і працює в операційному середовищі Linux, BSD, Mac OSX, Windows та Android. Вона підтримує растрові та векторні формати, широкий спектр баз даних різних типів і за своїми можливостями не поступається своєму найближчому конкуренту ArcGIS. QGIS забезпечує інтеграцію з іншими відкритими ГІС-пакетами, в тому числі PostGIS, GRASS, GeoServer і MapServer. Така інтеграція значно розширює аналітичні та функціональні можливості. Окрім того, QGIS дозволяє підключати величезну кількість додатків-плагінів, написаних на мовах програмування Python, C++ та R. Така можливість суттєво розширює функціонал системи.

В таблиці 1 наведено порівняння основних функціональних можливостей QGIS та ArcGIS.

Таблиця 1

Функціональні можливості передових ГІС

Параметр порівняння	QGIS	ArcGIS
Вартість	Безкоштовна система для використання з відкритим кодом (Open Source), розповсюджується під ліцензією GNU	Система з закритою платною ліцензією (вартість версій Basic та Advanced суттєво відрізняється)
Операційні системи	Windows, Mac OSX, Linux, BSD, Android	Windows
Розширення	Вбудований репозиторій безкоштовних розширень	Вбудовані платні розширення
Інструменти	Близько 770 інструментів із можливістю розширення. Основні групи інструментів: – робота з даними ДЗЗ; – геостатистика; – гідрологічний аналіз; – аналіз каналів; – аналіз освітлення; – морфометричний аналіз; – моделювання пожеж; – робота з LIDAR; – робота з тривимірними моделями рельєфу (DEM); – растрова калькуляція; – інструменти зональної статистики; – робота з базами даних; – набір інструментів для аналізу та створення растрових та векторних об'єктів; – тривимірна візуалізація; – робота в CAD; – експорт в інтерактивні серверні мапи та у вигляді відстороненого веб-застосунку (Open Layers, Leaflet)	Основні групи інструментів: – набір для роботи з тривимірними даними та моделями рельєфу ArcGIS 3D Analyst; – набір для моделювання, оцінки та аналізу геостатистичних даних ArcGIS Geostatistical Analyst; – набір для просторового аналізу мереж та шляхів ArcGIS Network Analyst; – аналітичні інструменти для оцінки залежності динаміки просторових даних в часі ArcGIS Tracking Analyst; – інструменти для імпорту та експорту в різних форматах даних ArcGIS Data Interoperability; – інструменти експорту в інтерактивні мапи для серверу ArcGIS або ArcGIS online.
Оновлення	Один раз у 4...6 місяців	Близько одного разу на рік. Розповсюджується як окремі програмні продукти на платній основі
Мова розробки додатків	Python, C++, R	Python, C++, C#, R, Java
Інтерфейс	Мультимовний (48 мов)	Мультимовний (11 мов)

Джерело: розроблено авторами

Отже, при виборі базової ГІС для перспективної СЦО ВРІ доцільно прийняти до уваги, з одного боку, функціональну повноту, технічну досконалість та вартісні показники системи ArcGIS та, з іншого боку, фінансову привабливість, відкритість програмного коду та можливість вітчизняних розробників ІТ-продукції для створення власного програмного забезпечення на виконання специфічних розвідувальних задач.

Таким чином, можна виділити такі основні світові тенденції розвитку систем обробки ВРІ: комплексна обробка даних від різних джерел і

датчиків; виконання функцій не тільки приймання і обробки інформації, але й планування та управління розвідувальними місіями; активне використання геоінформаційних систем і баз даних; широке впровадження штучного інтелекту (ШІ).

При формуванні пропозиції щодо технічного обриса та призначеного функціоналу перспективної уніфікованої СЦО ВРІ треба врахувати проведений аналіз існуючих засобів обробки видової інформації повітряної розвідки, світових тенденцій їх розвитку із застосуванням сучасних геоінформаційних продуктів, а також варіантів практичної апаратної

реалізації зазначених систем. В широкому розумінні перспективна СЦО ВРІ повинна об'єднати функції приймання видових даних, безпосередньо їх оброблення (за всіма видами та категоріями), формування та передачі звітних розвідувальних документів. Така система повинна:

- здійснювати приймання видової інформації з бортових засобів ПР (оптико-електронних, мультиспектральних та радіолокаційних повітряного та космічного базування), обмін даними, в тому числі з геопорталами та базами даних користувачів ВРІ в усіх можливих форматах;
- здійснювати обробку ВРІ за всіма категоріями (первинна, вторинна, кінцева, тематична);
- опрацьовувати всі види інформаційних і розвідувально-інформаційних документів та виготовляти формалізовані розвідувальні документи відповідно до встановлених вимог;
- здійснювати інтелектуальну підтримку оператору в створенні цифрової моделі районів розвідки та вирішенні задач тематичного системного аналізу в межах виконання планування ПР, оцінки сил і засобів противника в операційній зоні, прогнозування його дій;

– забезпечувати формування та передачу розвідувальних даних та розвідувально-інформаційних документів за визначеними формами і порядком.

Уніфікованість СЦО ВРІ повинна бути забезпечена не тільки стосовно джерел розвідувальних даних, діапазонів та форматів видової інформації, способів передачі даних, але й щодо можливості використання системи як штатними підрозділами розвідки Повітряних Сил ЗС України, так відповідними структурами інших складових Сил оборони України, робота яких спрямована на оброблення та дешифрування великих обсягів матеріалів видової розвідки.

Для реалізації вищезазначених функцій до складу такої системи (рис. 2) повинні входити:

- інформаційно-комунікаційна підсистема;
- апаратно-програмний комплекс обробки видової розвідувальної інформації (з геоінформаційним програмним забезпеченням).

Розглянемо функціонал та основні вимоги до компонентів системи.



Рис. 2. Функціональна схема перспективної уніфікованої СЦО ВРІ

Джерело: розроблено авторами

Інформаційно-комунікаційна підсистема (ІКП) призначена для забезпечення приймання ВРІ каналами зв'язку від бортових засобів ПР, обміну розвідувальними даними з їх споживачами, пошуку

та отримання ВРІ з баз даних структурних підрозділів Сил оборони, здійснення керування потоками видової інформації в системі. ІКП повинна забезпечувати інформаційну сумісність та

електронну інформаційну взаємодію з існуючими та перспективними комплексними засобами автоматизованих систем управління. При обміні даними (наданні доступу до даних) в ІКП мають бути враховані режими роботи, пропускна спроможність, єдині протоколи передачі даних, вимоги до обміну інформацією, формати обміну даними між джерелами та користувачами ВРІ.

ІКП повинна включати:

- модуль приймання-передачі;
- інтеграційну платформу для роботи з потоками розвідувальної інформації.

Модуль приймання-передачі (МПП) потоків розвідувальної інформації повинен здійснювати приймання та передачу каналами зв'язку видової, параметричної, текстової розвідувальної інформації (у визначених форматах). Передача ВРІ може здійснюватися різними способами, включаючи авіаційний радіозв'язок, супутниковий зв'язок, електронні комунікаційні технології та інші бездротові засоби передачі даних. Серед перспективних технологій для передачі ВРІ можна виділити систему супутникового зв'язку Starlink, яка надає широкопasmовий інтернет-доступ шляхом використання мережі супутників SpaceX, та канали передачі даних Data Link, що широко використовуються в пілотованій авіації та БпАК. Альтернативним підходом може стати система приймання-передачі даних на основі станцій тропосферного радіозв'язку, які здатні забезпечити загоризонтний радіозв'язок та призначені для передачі цифрової багатоканальної інформації включно з даними видової розвідки.

Отже, для реалізації МПП замовником перспективної уніфікованої СЦО ВРІ має бути обрано тип системи (систем) обміну даними. При цьому, в зазначеному модулі мають бути враховані: режими роботи, кількість користувачів, що працюють одночасно, пропускна спроможність, протоколи передачі даних, формати обміну даними.

Інтеграційна платформа (ІП) для роботи з потоками розвідувальної інформації – це спеціалізоване програмне забезпечення, яке повинне здійснювати керування модулем приймання-передачі розвідувальної інформації, пошук і доступ до всіх необхідних даних через пошукову систему, відображення видових даних на інформаційних шарах. ІП повинна бути оснащена елементами програмного пошуку ключових об'єктів для первинної обробки ВРІ за заданими основними параметрами:

за часовими показниками (потрібним інтервалом часу знімання);

за структурометричними та радіометричними показниками (потрібними значеннями лінійної розрізненості та динамічного діапазону);

за типом технічних засобів видової розвідки (космічні апарати, літаки, БпЛА);

за спектральними показниками (радіолокаційний, інфрачервоний, видимий монохроматичний/мультиспектральний діапазони).

Як зазначалось вище, сучасними інтеграційними платформами є системи типу “Дельта” і “Palantir”. Відмітимо, що “Дельта” є українською розробкою (важливо з точки зору ризиків залежності розвідувального функціоналу від третіх сторін). Окрім цього, розробниками цієї платформи заявляється про її сумісність з протоколом Link 16, що дає можливість використовувати її в перспективі для загального автоматизованого обміну даними каналами Data Link за стандартами НАТО з відповідними джерелами і споживачами інформації, в тому числі західними зразками озброєння та військової техніки.

Апаратно-програмний комплекс (АПК) обробки ВРІ (з геоінформаційним програмним забезпеченням) призначений для виконання попередньої обробки ВРІ; первинної, вторинної, кінцевої, тематичної обробки ВРІ; розробки всього спектру формалізованих розвідувальних документів (звітних та з планування ПР); супроводження та зберігання спеціалізованих баз даних.

До складу АПК обробки ВРІ повинні входити стаціонарний та переносний комплекти обробки видової розвідувальної інформації.

Стаціонарний комплект обробки видової розвідувальної інформації (СКО ВРІ) повинен здійснювати весь спектр завдань обробки ВРІ в стаціонарних захищених умовах (захищених спорудах об'єктів оперативного рівня, базових аеродромах). До складу СКО ВРІ повинні входити такі компоненти:

– автоматизовані робочі місця (АРМ) дешифрувальників на основі цифрових фотограмметричних станцій та іншого обладнання зі спеціальним програмним забезпеченням обробки видової інформації;

– периферійне обладнання (принтер, плотер, LCD-панель, тощо);

– сервер зберігання геоінформаційних даних та розвідувальної інформації;

– мережеве обладнання;

– комплексна система захисту інформації.

Переносний комплект обробки видової розвідувальної інформації (ПКО ВРІ) повинен здійснювати основні завдання обробки ВРІ в

польових умовах (пунктах управління тактичного рівня, оперативних аеродромах, тощо). Це має забезпечити можливість мобільного виконання таких задач поза межами стаціонарного пункту постійного розташування підрозділу.

До складу ПКО ВРІ повинні входити компоненти, які є аналогічними вищезазначеним зі стаціонарного комплекту, тільки в переносному варіанті виконання (в тому числі портативне АРМ дешифрувальника). Елементи переносного комплекту повинні забезпечувати можливість працювати сумісно зі стаціонарним комплектом.

В цілому, представлений технічний обрис перспективної СЦО ВРІ є доцільним з точки зору забезпечення нею виконання всього переліку завдань видової повітряної розвідки. При цьому потребують уточнення технічні вимоги до окремих компонентів такої системи, які б враховували всі потрібні режими роботи, формати видової інформації, пропускну спроможність та протоколи передачі даних, вимоги до обміну інформацією між складовими перспективної СЦО ВРІ та її користувачами.

Можливими шляхами розроблення та впровадження перспективної СЦО ВРІ з відповідним програмним забезпеченням можуть бути:

розроблення та виробництво всіх компонентів системи на українських підприємствах, її впровадження в ПС ЗС України при супроводженні вітчизняного розробника;

розроблення та впровадження системи в цілому силами вітчизняних підприємств із закупівлею окремих апаратних і програмних складових іноземного виробництва.

Висновки

1. Для якісної і оперативної роботи наземної компоненти повітряної розвідки необхідно забезпечити обробку видової розвідувальної інформації від різноманітних штатних пілотованих і безпілотних засобів аеророзвідки, матеріалів космічного знімання, видової, параметричної та аналітичної інформації про противника від інших джерел, в різних діапазонах (багатоспектральному видимому, тепловому, радіолокаційному) з урахуванням особливостей різноманітних форматів передачі даних.

2. Сформований технічний обрис перспективної уніфікованої системи цифрової обробки видової розвідувальної інформації передбачає виконання нею таких основних завдань:

приймання видової інформації, обмін даними, в тому числі з геопорталами та базами даних різних користувачів видової розвідувальної інформації;

обробка видової розвідувальної інформації за всіма категоріями (первинна, вторинна, кінцева, тематична);

опрацювання та виготовлення розвідувально-інформаційних документів;

інтелектуальна підтримка оператора при виконанні всього спектру задач;

формування та передача розвідувальних даних та розвідувально-інформаційних документів за визначеними формами і порядком.

3. Для реалізації функцій перспективної системи цифрової обробки видової розвідувальної інформації до її складу повинні входити: інформаційно-комунікаційна підсистема (модуль приймання-передачі та інтеграційна платформа для роботи з потоками розвідувальної інформації) і апаратно-програмний комплекс (стаціонарний та переносний комплект) обробки видової розвідувальної інформації з геоінформаційним програмним забезпеченням. Технічні характеристики компонентів системи та особливості її програмно-апаратної реалізації мають забезпечити усі потрібні режими роботи, формати видової інформації, пропускну спроможність та протоколи передачі даних, вимоги до обміну інформацією.

Напрями подальших досліджень. На підставі аналізу світових тенденцій та теоретичних основ створення систем обробки видової інформації, нормативних вимог до результатів повітряної розвідки, досвіду бойового застосування необхідно обґрунтувати конкретні технічні вимоги до усіх компонентів перспективної системи цифрової обробки видової розвідувальної інформації, а також уточнити перелік необхідних для її функціонування спеціалізованих програмних засобів

Список літератури

1. Єдиний перелік (каталог) спроможностей Міністерства оборони України, Збройних Сил України та інших складових сил оборони. – К.: МО України, 2021. – 825 с.
2. Медведев Г.А., Пономаренко С.О. Напрямки підвищення розвідувального потенціалу літаків-розвідників шляхом їх модернізації // Озброєння та військова техніка. Зб. наук. праць Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України. – К.: ЦНДІ ОВТ ЗС України, 2019. – Вип. № 2 (22). – С. 64-66.

3. Медведєв Г.А., Карнаух Т.І. До питання оснащення тактичних літаків підвісними розвідувальними контейнерами // Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. – К.: ДНДІА, 2022. – Вип. № 18 (25). – С. 202-207.
4. Медведєв Г.А., Карнаух Т.І., Любарєць А.Г. Підвищення розвідувального потенціалу літаків тактичної авіації шляхом їх оснащення обладнанням радіотехнічної розвідки в контейнерному виконанні // Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. – К.: ДНДІА, 2023. – Вип. № 19 (26). – С. 80-86. <https://doi.org/10.54858/dndia.2023-19-11>.
5. Туранський М.О., Пулим О.В., Корольова О.В. Історія розвитку та застосування розвідувальних і розвідувально-ударних безпілотних комплексів у збройних конфліктах сучасності // Військово-науковий вісник. – Львів: Національна академія сухопутних військ ім. гетьмана Петра Сагайдачного, 2021. – Вип. № 35. – С. 252-267. <https://doi.org/10.33577/2313-5603.35.2021.252-267>.
6. Медведєв В.К., Коренівська І.С., Хажанець Ю.А., Салов А.О. Безпілотні літальні апарати та їхній вплив на перебіг російсько-української війни. // Наука і оборона. – К., 2023. – № 2. – С. 52-59. <https://doi.org/10.33099/2618-1614-2023-22-2-52-59>.
7. Станкевич С.А., Захаров О.Б., Пономаренко С.О. Концепція злиття геопросторових даних при плануванні видової аерокосмічної розвідки // Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. – К.: ДНДІА, 2009. – Вип. № 5 (12). – С. 105-110.
8. ESRI. Платформа ArcGis – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://asd-geo.com.ua/page8200486.html>.
9. Інструкція користувача QGIS 3.36.3, 3.34.7 LTR. – QGIS. – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://www.qgis.org/uk/site/forusers/index.html>.
10. Delta для українських військових: що відомо про новітню систему управління. – Varta1, 2024 – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: https://varta1.com.ua/news/delta-dlya-ukrayinskih-viyskovih-shcho-vidomo-pro-novitnyu-sistemu-upravlinnya_360898.html.
11. Мельник Т. “Ядерное оружие в IT”. Американский Palantir... Насколько решающей является роль искусственного интеллекта на войне. – Forbes, 2023 – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://forbes.ua/ru/innovations/yaderna-zbroya-v-it-amerikanskiy-palantir-mae-kontrakti-z-tsru-a-z-travnya-dopomagae-ukraini-naskilki-virishalna-rol-shtuchnogo-intelektu-na-viyni-10032023-12280>.
12. RAFAEL's Partner for Ground Exploitation Systems – ESG, 2022 – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://esg.de/en/blog/a/2196/esg-rafael-s-partner-for-ground-exploitation-systems>.
13. Олександр Тартачний. Допомога Україні і неоднозначна репутація на Заході: чим відома компанія Palantir. – URL. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: <https://speka.media/dopomoga-ukrayini-i-neodnoznacna-reputaciya-na-zaxodici-cim-vidoma-kompaniya-palantir-p1425p>.

Надійшла до редколегії 28.10.2024

Схвалена до друку 20.11.2024

Відомості про авторів:

Медведєв Геннадій Анатолійович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-1045-2380>

Сорокін Дмитро Михайлович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-9514-0767>

Яровенко Олександр Григорович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-1695-7037>

Information about the authors:

Gennadii Medvediev

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-1045-2380>

Dmitriy Sorokin

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-9514-0767>

Oleksandr Yarovenko

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
[httphttps://orcid.org/0000-0003-1695-7037](https://orcid.org/0000-0003-1695-7037)

Карнаух Тетяна Іванівна

науковий співробітник

Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна

<https://orcid.org/0000-0002-0216-2949>

Tetiana Karnaukh

Research Associate

of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine

<https://orcid.org/0000-0002-0216-2949>

Гарашук Наталія Петрівна

начальник науково-організаційного відділу

Науково-дослідного інституту воєнної розвідки
Київ, Україна

<https://orcid.org/0000-0002-4868-1912>

Natalia Garashchuk

Head of the Scientific and Organizational Department
of Defense Intelligence Research Institute
Kyiv, Ukraine

<https://orcid.org/0000-0002-4868-1912>

ON THE ISSUE OF CREATING A PROSPECTIVE UNIFIED SYSTEM OF DIGITAL PROCESSING OF RECONNAISSANCE IMAGE DATA

G. Medvediev, D. Sorokin, O. Yarovenko, T. Karnaukh, N. Garashchuk

Analysis of the patterns of modern military operations shows the growing importance of high-quality and prompt processing of aerial reconnaissance data. In a broad sense, reconnaissance image data includes information obtained in various ways: from regular aerial reconnaissance, materials from space photography, as well as visual, parametric and analytical information about the enemy from other (external) sources. These data are characterized by a variety of formats and spectrum ranges (plan/perspective view, visible/thermal/radar ranges). Besides, it is necessary to take into account the peculiarities of various ways of transmitting of these data, as well as methods of their radiometric, geometric and geoinformation processing. Therefore, there is a need for a unified approach to automate reconnaissance data processing, which requires specialized software and hardware tools.

The article analyzes global trends in the development of systems of this class: complex processing of data from various sources and sensors; performing the functions of not only receiving and processing information, but also planning and managing reconnaissance missions; active use of geoinformation systems and databases; wide implementation of artificial intelligence. It is substantiated the proposals for technical face of a prospective unified system of digital processing of reconnaissance image data. The system is supposed to perform the following main tasks: reception of image information, data exchange (including with geoportals and databases of reconnaissance information users); processing of images by all categories (primary, secondary, final, thematic); intellectual support of operator; preparation of reconnaissance results documents and their transmission. The article presents the structure and composition of the system, as well as the purpose of the main components.

Keywords: aerial reconnaissance, image data, digital processing, geoinformation system, image processing automation.

В.О. Перескоков, А.В. Корень, О.В. Вабіщевич

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

МЕТОДИЧНИЙ ПІДХІД ЩОДО ОРГАНІЗАЦІЇ ПРОЦЕСУ ПРИЦІЛЮВАННЯ НЕКЕРОВАНИМИ АВІАЦІЙНИМИ РАКЕТАМИ БЕЗ ВІЗУАЛЬНОГО КОНТАКТУ З ЦІЛЛЮ

У статті розглянуто процес прицілювання під час стрільби некерованими авіаційними ракетами з кадрування без візуального контакту з ціллю.

Показано, що для підвищення точності стрільби при польоті на малих висотах необхідно розглядати два основних напрями: дотримання режиму польоту під час виконання складних елементів пілотування вертольотів для атак наземних цілей з кадрування та комплексне використання удосконалених бортових прицільно-навігаційних систем та їх складових.

Запропоновано шляхи використання варіантів бойового застосування некерованих авіаційних ракет:

застосування бортових прицільно-навігаційних комплексів та їх складових, які забезпечують позиціонування та кутове визначення в просторі за супутниковими системами GPS/GLONASS/Galileo/BeiDou з одночасною обробкою сигналів в двох діапазонах частот;

відтворення зображення карти місцевості з відображенням точки цілі та розрахованої точки центру розсіювання на екрані з урахуванням положення у просторі та еволюції вертольота, що дозволить вести прицільну стрільбу з кадрування на малих висотах з одночасним збільшенням дальності прицільної стрільби.

Ключові слова: некеровані авіаційні ракети, ціль, прицільно-навігаційна система, дальність прицільної стрільби.

Вступ

Постановка проблеми. Модернізація засобів протиповітряної оборони (ППО) противника, прийняття ним на озброєння нових видів бойової техніки та зброї, призводить до підвищення ефективності ураження вертольотів у зоні досяжності вогневих засобів.

Зони поразки сучасних засобів ППО ймовірного супротивника стали зрівнянні з дальністю застосування авіаційних засобів ураження (АЗУ) з вертольотів. У зв'язку з цим виникла необхідність пошуку нових тактичних прийомів та способів бойових дій, скорочення відстані, що проходять вертольоти у цій зоні.

Наразі ударні вертольоти ведуть стрільбу у режимі кадрування – пускають некеровані авіаційні ракети (НАР) по цілям “навісом” на відстані не менш 6 км, уникаючи заходу до зони вогневого ураження протиповітряної оборони противника. Але у даному варіанті бойового застосування зафіксовано низький рівень ураження наземних цілей, що обумовлено як розсіюванням НАР, так й відсутністю штатних режимів прицілювання у цьому режимі.

Аналіз бойового застосування НАР вертольотами при польоті на малих висотах показав, що стрільба у цих умовах пов'язана з

певними труднощами, основним з яких є відсутність візуального контакту з ціллю. Одночасно, при застосуванні ракет цього типу з кадрування, визначальним є не швидкість набору висоти, а кутове положення вертольота щодо горизонту, тобто кут тангажу [2, с. 37...45]. При цьому важливо зазначити, що рішення балістичної задачі у режимі кадрування для НАР штатними прицільними системами вертольотів не передбачено, тобто початковий кут стрільби не розраховується [1, с. 154...162].

Таким чином виникає актуальне науково-технічне завдання щодо визначення можливих шляхів підвищення ефективності прицілювання та пуску некерованих авіаційних ракет з уникненням заходу до зони вогневого ураження ППО противника [3, с. 87, 88].

Аналіз останніх досліджень та публікацій.

Аналіз робіт і публікацій щодо прицілювання НАР в умовах відсутності візуального контакту з ціллю, проведених авторами, показав, що підвищення точності застосування ракет цього типу є важливим напрямом їх розвитку. При цьому підвищення точності та ефективності застосування досягається за рахунок:

- удосконалення систем наведення;
- покращення характеристик бойових частин;
- удосконалення пускових установок.

У свою чергу, покращення точності застосування НАР дозволить зменшити кількість ракет, необхідних для ураження цілі із заданою імовірністю та розширити спектр задач, що вирішується.

Так, у роботах [3, с. 143...145; 6, с. 26...29] визначено можливі шляхи підвищення ефективності бойового застосування НАР за рахунок врахування температури твердого палива та деяких параметрів польоту носія відповідно. У роботах [4, с. 2...5; 5, с. 1...2], зокрема, показано особливості застосування НАР з кабрування та проблеми, що виникають при цьому. У роботі [7, с. 87, 88] визначено загальний вигляд технічного обриса прицільно-навігаційної системи вертольоту, що дозволяє вести прицільну стрільбу НАР без візуального контакту з ціллю.

Таким чином, розробка науково-обґрунтованих пропозицій щодо організації процесу прицілювання НАР без візуального контакту з ціллю є **актуальним науково-технічним завданням**.

Мета статті – розробка методичного підходу щодо підвищення точності прицілювання при застосуванні некерованих авіаційних ракет за умови відсутності візуального контакту з ціллю.

Виклад основного матеріалу

Аналіз результатів стрільб у режимі кабрування (в умовах бойових дій) вказує, що після трьох-чотирьох вильотів, льотчики набувають певного досвіду та накривають площину цілі із розрахунком плюс мінус 50 метрів від центру еліпсу розсіювання (Рис.1).

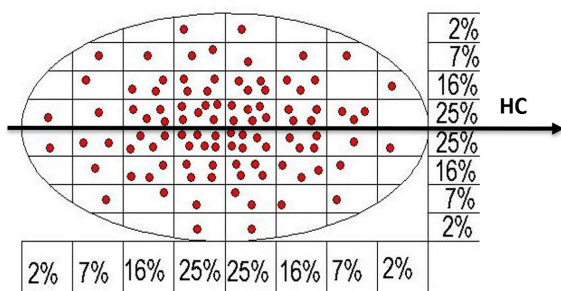


Рис. 1. Стандартний вигляд еліпсу розсіювання
Джерело: [8, с. 348]

Після того як в бортові комп'ютери вертольотів було встановлено програмне забезпечення для розрахунку стрільби з кабрування для всіх видів некерованих авіаційних ракет, відхилення снарядів від центру еліпсу розсіювання були близькі до нуля. При цьому НАР типу Hудра-70 летять більш точно, ніж НАР типу С-8, що обумовлено кращою стабілізацією на траєкторії (за рахунок вищої кутової швидкості обертання) більшою початковою швидкістю та значно меншим

значенням балістичного коефіцієнту [4, с. 4; 9, с. 37].

Таким чином, основний вплив на ймовірність ураження цілі надає закон розподілу вектора фазових координат АЗУ, який визначається технічним розсіюванням та помилкою розв'язання задачі прицілювання [10, с. 28...30].

Виконання процесу прицілювання вимагає від пілота постійно утримувати вертоліт у збалансованому стані, щоб не було зайвих рухів, які негайно з'являться за будь-якої зміни режиму польоту. Зазначимо, що ротор несучого гвинта є великим і потужним гіроскопом з великим моментом інерції. При спробах змінити положення осі несучого гвинта в просторі виникає гіроскопічний момент вертольота, що повертає вісь обертання в іншому, перпендикулярному напрямку.

При цьому проявляється і реактивний момент несучого гвинта, який стає некомпенсованим. Результатом дій цієї головної пари вертолітних моментів, гіроскопічного та реактивного, може стати ковзання вертольота. Наслідком цього є зміщення центру розсіювання НАР та зниження імовірності ураження цілі.

Швидкість вертольота визначається горизонтальною тягою, що створюється нахилом конуса несучого гвинта вперед – нахилом його підйомної сили. При збільшенні кута тангажу вертольота, нахил несучого гвинта вперед зменшується, знижується повітряна швидкість вертольота та, як наслідок, зменшується тяга несучого гвинта у цілому. Також через падіння швидкості обтікання рульового гвинта зменшується його тяга. А значить, виникає некомпенсований реактивний момент несучого гвинта, який повинен компенсувати льотчик.

Таким чином, пілот вертольота при виконанні кабрування працює декількома органами управління, компенсуючи відразу кілька відхилень, що виникають. При цьому він повинен постійно контролювати кути ковзання вертольота [2, с. 2].

Прицілювання та пуск НАР з кабрування пов'язані не тільки зі складностями пілотування, але й з необхідністю постійного супроводу цілі до моменту початку стрільби. Саме це обумовлює необхідність розробки і впровадження такої системи прицілювання, яка не буде відволікати від пілотування, а навпаки, буде органічно пов'язана з пілотуванням [6, с. 28].

Важливою особливістю при застосуванні НАР з кабрування є відсутність візуального контакту з ціллю. У цьому випадку координати цілі визначаються заздалегідь та задаються у прицільну систему під час підготовки до бойового вильоту.

Географічні координати цілі накладаються на матрицю висот, що дає висоту цієї точки, так

формуються геодезичні координати цілі, вони і заводяться у прицільний комплекс. Обчислювач по поточній висоті, швидкості польоту, курсу та координат вертольота розраховує вихід на бойовий курс, початок маневру кабування та його параметри, включаючи кут кабування.

Далі пілот виконує пуск НАР у директорному режимі, тобто він повинен чітко виконувати те, що розрахував йому прицільний комплекс, а саме – довести вертоліт у точку початку маневру кабування із заданими параметрами: висотою, курсом та швидкістю. Далі виконати маневр кабування, збільшуючи кут тангажу до заданого. Після суміщення рухомої та нерухомої міток здійснити пуск НАР. Після чого виконати вихід з атаки з виконанням протизенітного маневру.

Перспективна прицільно-навігаційна система ударного вертольота вогневої підтримки повинна забезпечити точний вихід на ціль вдень і вночі за будь-яких метеорологічних умов без застосування демаскувальних радіолокаційних систем та використання зовнішніх сигналів. Цим вимогам відповідають інерціальні навігаційні системи, точність яких може бути підвищена шляхом візуального коригування положення вертольота на контрольних точках маршруту або шляхом застосування систем супутникової навігації.

Прицільно-навігаційна система призначена для забезпечення автономного виходу вертольота на ціль, для прицілювання, виконання пуску ракет та стрільби з гармат. Зазвичай вона складається з гіростабілізованої платформи, обчислювача, пультів управління та індикаторів [1, с. 335...339]. Для навігації може використовуватись індикатор електронної карти місцевості. Відображення на екрані карти може бути зорієнтовано по курсу вертольота або на північ. Положення вертольота зазвичай розміщують у центрі індикатора, але пілот вертольота має змогу розмістити карту таким чином, щоб у центрі знаходився район передбаченого знаходження цілі. На електронну карту місцевості можливо виводити зображення потенційних цілей із позначкою їх координат, курсу вертольота, параметри вітру, часу польоту до цілі та інше.

Супроводження наземної (надводної) цілі з точним вимірюванням дальності вважається обов'язковим для більшості перспективних радіолокаційних станцій, що входять до складу прицільно-навігаційних систем вертольотів. У цьому режимі супроводження вибраного об'єкта може виконуватись як моноімпульсним методом, так і шляхом застосування оглядової радіолокаційної станції. Отриману інформацію обробляє бортова електронна обчислювальна машина (ЕОМ), яка формує команди для виведення

вертольоту в район цілі. Одночасно вимірює дальність до цілі та обчислює координати точки пуску НАР.

За допомогою такої системи сам процес прицілювання може виконуватись або безпосередньо по цілі, або по заздалегідь обраній винесеній точці прицілювання (ВТП). Така ситуація можлива, якщо заздалегідь відомо положення цілі відносно ВТП. Крім того, в обох випадках система управління озброєнням вертольота може працювати в одному з двох основних режимів: безперервно вираховуючи точку пуску або місце влучання засобу ураження. Режим безперервного розрахунку центру розсіювання засобів ураження передбачено також для застосування при стрільбі НАР.

За результатами попередньої розвідки та плану розподілу цілей до бортової ЕОМ перед бойовим вильотом вводять координати цілей та опорних точок або ВТП. З використанням навігаційної системи льотчик виводить вертоліт в район опорної точки, враховуючи данні бортової РЛС та засоби радіотехнічної розвідки. Апаратура системи управління озброєнням починає відлік дальності до ВТП. Одночасно навігаційна система вертольоту переходить у режим автоматичного наведення на ціль. Крім того, на визначеній відстані до опорної точки, розрахованої бортовою ЕОМ, вертоліт виконує розворот у напрямку на ціль.

Шляхом розв'язку системи рівнянь руху ракети, ЕОМ управління озброєнням визначає відповідне положення прицільного перехрестя на індикаторі і за кутами азимуту та нахилу. Льотчик виконує прицілювання шляхом маневрування вертольотом. При суміщенні на планшеті прицільного перехрестя та цілі льотчик виконує пуск ракет. Важливим моментом для прицілювання є вихід у точку введення в кабування при суворому дотриманні бойового курсу. Для виключення помилок за рахунок відносу ракет за наявності бічного вітру вводиться поправка до значення магнітного курсу для кутів зносу вертольота.

Для подолання недоліків такого підходу щодо застосування НАР та розширення бойових можливостей вертольоту шляхом збільшення максимальної дальності прицільної стрільби необхідно змінити спосіб прицілювання і відмовитись від необхідності дотримуватись візуального контакту з ціллю.

За допомогою програми розрахунку балістичних елементів траєкторії НАР на екрані планшета з'являється мітка центру їх розсіювання. При цьому зазначимо, що метод готових рішень [2, с. 160, 161] не має необхідної гнучкості по відношенню до нових модифікацій ракет і до змін умов стрільби.

На більшості сучасних бойових літальних апаратах встановлено індикатор з можливістю відображення на ньому електронної карти місцевості. На індикаторі, як правило, разом з робочою інформацією відбивається положення самого літального апарата. За умови, що відомі координати цілі, а ЕОМ постійно обчислює центр розсіювання НАР з'являється можливість прицілювання за допомогою екрана індикатора.

В результаті такого підходу до прицілювання з'являється можливість вести прицільну стрільбу з кабування, що дозволить збільшити дальність прицільної стрільби НАР приблизно в 2...3 рази.

Запропонований підхід базується на використанні адаптованого до вертольоту комплексу "Буаль" [11, с. 3...4], основними складовими якого є [12, с. 6...7]:

Буаль-15PHM – електронний планшет

командира екіпажу з вбудованим програмним забезпеченням, засобами зв'язку; приймально-передавальний модуль сигналів супутникової системи зв'язку IRIDIUM та McWill, що розміщується зовні вертольоту;

АНТ1 та АНТ2 – кутомірні антени, що розміщуються зовні вертольоту, які встановлюються на максимальній відстані один від одного, це може бути у носовий частині та хвостовий, або на фермах (вертольотів типу Ми-8) або на крилі (вертольотів типу Ми-24).

Програмне забезпечення комплексу дозволяє здійснювати режими навігації, прицілювання, маневрування та підвищує безпеку польотів шляхом надання пілоту важливої пілотажно-навігаційної інформації (Рис. 2) про режим роботи вертольоту та поточних умов польоту [12, с. 2].

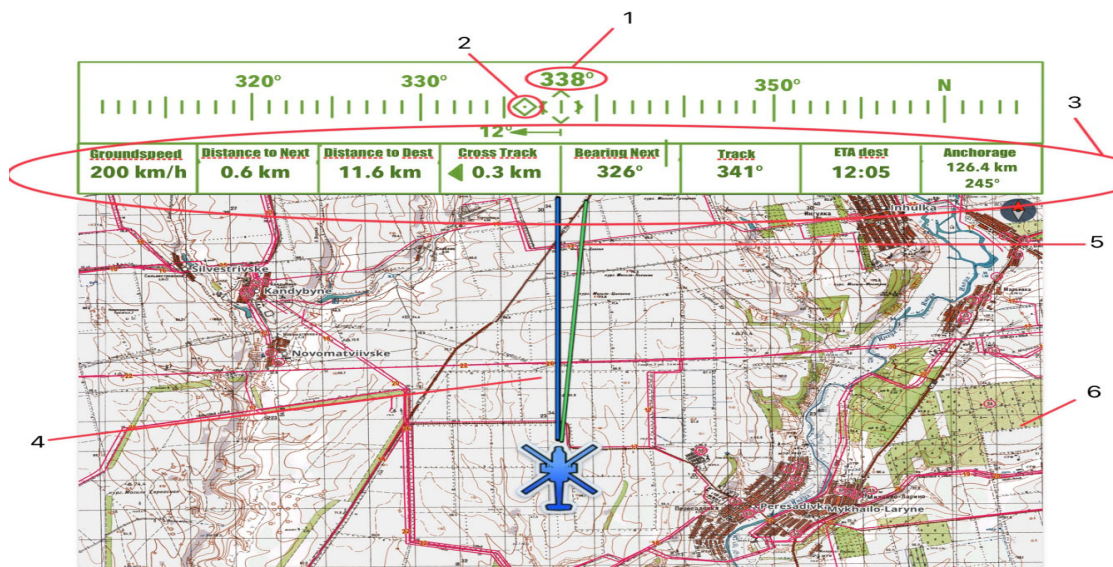


Рис. 2. Можливе відображення інформації в режим навігації

- 1 - фактичний магнітний курс вертольоту; 2 - мітка цілі; 3 - інформаційна панель з можливістю зміни параметрів, що відображаються; 4 - лінія повздовжньої осі вертольоту; 5 - лінія фактичного шляху; 6 - карта з можливістю зміни масштабу (1:500 000, 1:200 000, 1:50 000)

Джерело: [12, с. 3]

В режимі стрільби комплекс "Буаль" забезпечує автоматичне визначення параметрів навігації і прицілювання. На дисплеї відображається така інформація:

- шляхова швидкість;
- висота;
- шкала магнітного курсу вертольоту;
- напрямок на ціль;
- значення фактичного магнітного курсу вертольоту;
- напрямок повздовжньої осі вертольоту;
- різницю між заданим магнітним курсом на ціль та магнітним курсом вертольоту;
- заданий тангаж при кабуванні;

дальність до цілі;
положення літального апарату відносно лінії горизонту.

Відображення інформації в режимі стрільби наведено на Рис. 3.

Крім того, комплекс "Буаль" має високу стійкості до електромагнітних перешкод та інших впливів, що можуть виникнути під час польоту та можливість аварійного вимкнення без втрати даних або порушення роботи інших систем вертольоту.

В комплексі передбачено збереження та резервування даних, які можуть бути використані для оцінки результатів та аналізу бойового застосування.

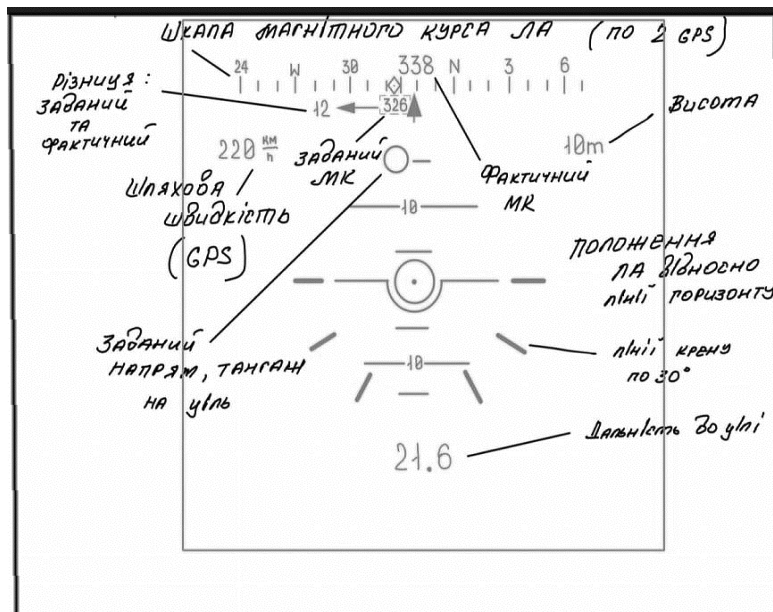


Рис. 3. Режим стрільби. Відображення інформації на дисплеї
Джерело: [12, с. 4]

Висновки

Сучасні умови ведення бойових дій характеризуються значною активністю ППО в зонах потенційних цілей вертольотів армійської авіації, що обумовлює необхідність застосування НАР в режимі кабрування без візуального контакту з ціллю.

У статті обґрунтовано перелік інформації та форму її відображення, яка потрібна для забезпечення виконання ефективного прицілювання під час стрільби НАР в умовах відсутності візуального контакту з ціллю.

Використання прицільно-навігаційної системи вертольоту у відповідності до запропонованого авторами методичного підходу із застосуванням комплексу “Вуаль”, дозволить виконувати стрільбу НАР в умовах відсутності візуального контакту з ціллю.

Напрямом подальших досліджень є узагальнення результатів бойового застосування для аналізу та подальшого удосконалення програмного забезпечення комплексу “Вуаль”.

Список літератури

1. Горелин И.С., Коврижкин О.Г., Королев В.В. Авиационные прицельно-навигационные системы. – К.: КИ ВВС, 1996. – 475с.
2. Пашков В.И., Постников А.Г. Внешняя баллистика авиационных ракет и снарядов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1989. – 231с.
3. Єрко В.Б., Шатров А.М., Шишанов М.А. Методичний підхід щодо підвищення точності застосування некерованих авіаційних ракет шляхом врахування температури твердопаливних двигунів. *Зб. наук. праць ДНДІА*, вип. 18 (25). – К.: ДНДІА, – 2022. С. 141-146. <http://doi: 10.54858/dndia.2022-18-15>.
4. Р. Приходько. Багатоплатформова ракета Hydra-70. *Military*. Офіційний сайт – [Електрон. ресурс] – Режим доступу: <https://www.mil.in.ua/articles>.
5. Пуск НАР с кабрирования. Ми-24В Инструкция экипажу вертолета – 190 с. – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://dcs.world/topic/318114-pusk-nar-s-kabrigovanija/page/2/>.
6. М.М. Логвиненко, Д.В. Довжук, П.П. Шабанов, О.В. Вабіщевіч. Щодо можливих шляхів підвищення ефективності бойового застосування некерованих авіаційних ракет // *Зб. наук. праць ДНДІА*. –К.: 2022. Вип.№18(25).– С. 26-29. <http://doi: 10.54858/dndia.2022-18-15>.
7. В.О. Перескоков, М.М. Логвиненко, Д.В. Довжук. Визначення технічного обриса прицільно-навігаційної системи вертольоту, що дозволяє вести прицільну стрільбу некерованими авіаційними ракетами без візуального контакту з ціллю. *Зб. наук. праць ДНДІА*, вип.№19(26). – К.: 2023. С. 87-88. <http://doi: 10.54858/dndia.2023-19-27>.
8. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. – М.: Наука, 1964, – 576с.
9. Неуправляемая авиационная ракета С-8КОМ. Техническое описание и инструкция по эксплуатации Эд7-290-00ТО-ТУ, 1987. – 42 с.
10. Башинський В.Г., Телевний І.В., Нікітченко В.І. Методичний підхід щодо визначення величини збитку військам противника штурмовою авіацією з урахуванням ефективності застосування авіаційних засобів ураження. *Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки*. 2019. Вип. № 2. с. 26 - 32. DOI: 10.37701/dndivsovt.2.2019.04.

11. Програмно-апаратний комплекс (ПАК) “Буаль-15 ППО-А”. Офіційний сайт. – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://aviarm.com/ua>, <https://aviarm.com.ua/pages/produkt3.htm1>.
12. О.Дорошенко, В.Великоречін. Основні тактико-технічні характеристики. Навігаційно-обчислювальний комплекс (НОК) забезпечення прицільно-навігаційних завдань для літальних апаратів (вертольотів), створеного на базі НОК Буаль-15ППО М1 (модифікація 06) ТОВ “АВІАРМ”. АВІАРМ – перелік розробок. Офіційний сайт. – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://aviarm.com.ua>.

Надійшла до редколегії 30.10.2024

Схвалена до друку 07.12.2024

Відомості про авторів

Перескоков Володимир Олексійович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-0426-4674>

Корень Андрій Васильович

науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0009-0007-7651-8104>

Вабішевич Олена Валентинівна

науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3286-4140>

Information about the authors

Volodymyr Pereskokov

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-0426-4674>

Andrii Koren

Research Associate
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0007-7651-8104>

Olena Vabishchevych

Research Associate
State Research Aviation Institute,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3286-4140>

METHODICAL APPROACH TO PROCESS ORGANIZATION AIMING WITH UNGUIDED AVIATION MISSILES WITHOUT VISUAL CONTACT WITH THE TARGET

V.Pereskokov, A.Koren, O.Vabishchevych

The article examines the process of aiming when firing unguided aerial missiles from camber without visual contact with the target.

It is shown that in order to increase the accuracy of shooting when flying at low altitudes, it is necessary to consider two main directions: observing the flight regime during the execution of complex elements of piloting helicopters for attacks on ground targets from the camber and the simultaneous integrated use of improved on-board targeting and navigation systems and their components.

Ways of using options for the combat use of unguided air missiles are proposed:

application of on-board sighting and navigation systems and their components, which provide positioning and angular determination in space according to GPS/GLONASS/Galileo/BeiDou satellite systems with simultaneous processing of signals in two frequency ranges;

reproduction of the terrain map image with the display of the target point and the calculated scattering center point on the screen, taking into account the position in space and the evolutions of the helicopter, which will allow aiming fire from camber at low altitudes with a simultaneous increase in the range of aimed fire.

For the first time, the list of information and the form of its display has been determined, which simplifies the aiming process, which allows to achieve an increase in the effectiveness of damage when firing unguided air missiles in the absence of visual contact with the target. Aiming will be carried out by combining the marks of the target and the point of fall of the missile on the screen of the electronic tablet or on the windshield of the helicopter cockpit.

The direction of further research is the generalization of the results of combat application for the analysis and further improvement of the software product.

Keywords: unguided air missiles, target, sighting and navigation system, target firing range.

О.В. Самойленко, Д.В. Камишев, О.Ю. Маракулін

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

ОСНОВНІ НАПРЯМИ РОЗВИТКУ КОМПЛЕКСІВ БОРТОВОГО ОБЛАДНАННЯ ТА ОЗБРОЄННЯ ЛІТАКІВ ВИНИЩУВАЛЬНОЇ АВІАЦІЇ

Аналізуються досягнення визначених спроможностей винищувальних літаків, які забезпечать комплексний підхід до розвитку їх комплексів бортового обладнання та озброєння, як одного з перспективних напрямів модернізації озброєння та військової техніки, які відіграють ключову роль у забезпеченні винищувального авіаційного прикриття від ударів з повітря угруповань військ (сил), важливих (критичних) об'єктів інфраструктури та комунікацій в ході ведення протиповітряної оборони. Проаналізовано комплекс бортового обладнання та озброєння літака типу МиГ-29, як такого, що уніфіковано з комплексом літака Су-27, перелічено його обладнання, яке потребує вдосконалення та/або модернізації (заміни). Наведено розрахований коефіцієнт військово-технічного рівня для “малої” модернізації тактичного літака та для подальшої модернізації літака, яка забезпечить виконання бойових завдань в сучасних умовах ведення бойових дій.

Обґрунтовуються та конкретизуються напрями удосконалення комплексів бортового обладнання та озброєння четвертого покоління, що забезпечать виконання завдань за призначенням.

Ключові слова: комплекс бортового обладнання, винищувальна тактична авіація, автоматизована система управління військами, каталог спроможностей, інтеграція, коефіцієнт військово-технічного рівня, модернізація, удосконалення.

Вступ

Постановка проблеми. Винищувальна авіація (ВнА) відіграє важливу роль у тактиці бойових дій багатьох армій світу. Досвід застосування винищувальної авіації Повітряних Сил Збройних Сил України під час відбиття агресії російської федерації показав, що незважаючи на перевагу ворога у сучасних тактичних літаках (несприятливе співвідношення у середньому 1 до 5), які за своїми тактико- та льотно-технічними характеристиками переважають українські практично за всіма показниками, українські льотчики-винищувачі продемонстрували високий рівень льотної й тактичної майстерності, що дозволило не допустити панування у повітрі ворожої авіації. За повідомленням із відкритих джерел льотчик-винищувач 40-ї бригади тактичної авіації на літаку МиГ-29 у перший день повномасштабної війни у проведених повітряних боях збив декілька літаків противника [1].

Але майстерності льотчиків-винищувачів недостатньо для досягнення переваги в повітрі. Ефективність сучасних та перспективних літаків ВнА значною мірою визначається рівнем досконалості їх комплексів бортового обладнання та озброєння (КБО), що, в свою чергу, залежить від засобів обробки інформації та організації інформаційного обміну [4].

Отже, розвиток КБО літаків ВнА є актуальним науковим завданням, що вимагає комплексного підходу та обґрунтування його необхідності.

Аналіз останніх досліджень і публікацій.

Питання, пов'язані із дослідженнями розвитку КБО перспективних тактичних літаків, висвітлені у ряді наукових видань. Так, у статті [2] проаналізовано тенденції та напрями розвитку авіоніки іноземних багатофункціональних літаків 5-го покоління, що можуть бути враховані при удосконаленні парку військової авіації України.

Авторами статті [3] досліджено тенденції та напрями розвитку авіоніки літаків 5-го та 6-го поколінь.

У дослідженні [4] здійснено огляд етапів розвитку КБО вітчизняних тактичних літаків, проаналізовано принципи їх побудови та перспективи удосконалення.

Актуальність завдання щодо удосконалення КБО літаків ВнА, які експлуатуються в авіації Повітряних Сил Збройних Сил України під час ведення бойових дій тільки зростає.

Водночас, обґрунтування необхідності комплексного підходу до розвитку КБО літаків ВнА Повітряних Сил Збройних Сил України з урахуванням аналізу наявних спроможностей ВнА під час відбиття збройної агресії російської федерації потребує проведення досліджень на системній основі.

Мета статті – обґрунтування основних пріоритетних напрямів розвитку КБО літаків ВНА Повітряних Сил Збройних Сил України з урахуванням як досвіду передових країн світу, так і власного, отриманого під час ведення бойових дій з метою відсічі збройної агресії російської федерації в Україні.

Виклад основного матеріалу

Аналіз наявних спроможностей літаків ВНА щодо їх здатності виконувати ряд завдань (забезпечити реалізацію визначених військових цілей) за певних умов, ресурсного забезпечення відповідно до встановлених стандартів та вимог до них проведено згідно з Єдиним переліком (Каталогом) спроможностей Міністерства оборони України, Збройних Сил України та інших складових сил оборони [5]. Каталог спроможностей сил оборони враховує Матрицю основних спроможностей сил оборони, зазначених у додатку 3 до Стратегічного оборонного бюлетеня України [6] і розроблявся на виконання вимог наказу Міністерства оборони України від 22.12.2020 № 484 [7].

Під час оцінювання спроможностей літаків ВНА та вимог до них визначені:

а) Функціональна група № 4. РОЗВІДКА (INTELLIGENCE – I), типова група I-2. Добування розвідувальної інформації (відомостей), підгрупа спроможностей I-2.1. Ведення повітряної розвідки, спроможність I-2.1.1. Ведення повітряної розвідки пілотованими літальними апаратами.

Базова вимога до спроможності передбачає здатність вести повітряну розвідку об'єктів сухопутних військ, авіації, протиповітряної оборони, військово-морських сил противника, його важливих військових, військово-промислових, енергетичних об'єктів, вузлів, комунікацій, об'єктів військового та державного управління в оперативній і тактичній глибині та місцевості. Зокрема включає здатність здійснювати повітряну розвідку шляхом візуального спостереження.

б) Функціональна група № 5. ЗАСТОСУВАННЯ (ENGAGE – E):

1) Типова група E-1. Бойові дії, підгрупа спроможностей E-1.1. Бойові дії з засобами повітряного нападу противника, спроможність E-1.1.1. Винищувальне авіаційне прикриття від ударів з повітря угруповань військ (сил), важливих (критичних) об'єктів інфраструктури та комунікацій в ході ведення ППО.

Базова вимога до спроможності передбачає здатність знищувати літаки, вертольоти, крилаті ракети і безпілотні засоби противника в повітрі з метою недопущення ударів засобів повітряного нападу противника по підрозділах угруповань сухопутних військ, найбільш важливих об'єктів

(районів), а також забезпечувати бойові дії інших родів авіації.

2) Типова група E-2. Вогневе ураження, підгрупа спроможностей E-2.1. Вогневе ураження повітряними засобами, спроможність E-2.1.1. Вогневе ураження наземних (морських) цілей з повітря.

Базова вимога до спроможності передбачає здатність організовувати виконання завдань із нанесення авіаційних ударів по визначених об'єктах в оперативній і тактичній глибині.

Носієм спроможностей, що визначені, зокрема виступають військові частини, на озброєнні яких перебувають літаки ВНА.

Базові та основні вимоги в основному забезпечуються за рахунок можливостей тактичних літальних апаратів (типу МиГ-29, Су-27 та ін.).

З урахуванням спроможностей та досвіду застосування ВНА у сучасних збройних конфліктах проведемо аналіз КБО літака типу МиГ-29. Слід зазначити, що КБО літаків ВНА, які перебувають на озброєнні Повітряних Сил Збройних Сил України, уніфіковані. Зокрема система управління озброєнням літака МиГ-29 - СУВ-29 уніфікована із аналогічною системою літака Су-27 - СУВ-27 в частині:

принципів побудови та технічних рішень;
використання єдиних частотних діапазонів, видів випромінювання, методів прийому і обробки сигналів, а також єдиних каналів зв'язку;

уніфікації керованого ракетного озброєння, яке базується на однакових радіолокаційних та теплових головок самонаведення (ГСН);

використання однотипних антенних пристроїв, ідентичних передавальних та приймальних пристроїв, однотипних обчислювальних пристроїв та системи єдиної індикації;

застосування єдиних алгоритмів рішення радіолокаційних та бойових задач;

використання єдиних принципів конструювання блоків.

Система управління озброєнням СУВ-29 сумісно з іншими бортовими системами літака МиГ-29 та озброєнням на підвісках літака забезпечують пошук, виявлення, розпізнавання (сумісно із системою державного розпізнавання) та атаку на зустрічних курсах та курсах навздогін повітряних цілей, як у вільному повітряному просторі так і на фоні поверхні (землі, води), в будь-яких погодних умовах, вдень та вночі, а також всеракурсний ракетний бій на середніх дистанціях та ближній маневрений повітряний бій, а також атаку наземних (надводних) цілей.

СУВ-29 складається з наступних підсистем:

багаторежимної бортової радіолокаційної станції (БРЛС);

оптико-електронної прицільної системи;
системи єдиної індикації;
цифрової обчислювальної системи;
єдиної системи керування озброєнням;
багатофункціональних пультів та блоків керування СУВ-29.

БРЛС є багаторежимним імпульсно-доплерівським радіолокатором із когерентним випромінюванням та цифровою фільтрацією сигналу, що приймається. Діапазон випромінювання уніфіковано як для обзорних каналів, так і для каналів підсвічування цілей. В БРЛС застосовані двохдзеркальна антена Кассегрейна, приймально-передавальний пристрій та спеціалізовані обчислювачі первинної обробки сигналів.

Оптико-електронна прицільна система ОЭПС-29 складається з оглядово-слідкуючого тепловизора з лазерним дальноміром та нашоломної системи цілевказання ЦЗУМ. ОЭПС-29 узгоджена з двома спецобчислювачами СУВ-29, пілотажно-навігаційним комплексом, системою управління озброєнням та пультом керування. Сумісне використання нашоломної системи цілевказання та оптиколокаційної станції дозволяє в ближньому маневреному бою скоротити час на прицілювання, здійснювати швидкий захват цілі, забезпечити цілевказання ГСН до заходу цілі в конус можливих кутів захвату ГСН цілі і тим самим забезпечити пуск ракет з максимально дозволених кутів атаки, полегшити льотчику режим роботи.

Система єдиної індикації включає однокольоровий прицільно-пілотажний індикатор на лобовому склі та трьохкольоровий індикатор прямого бачення, які забезпечують відображення навігаційно-тактичної та прицільної інформації.

Бортова цифрова обчислювальна система включає дві базові бортові цифрові обчислювальні машини (БЦОМ) типу Ц-100, спеціалізовані обчислювачі і канал загального бортового мультимедійного обміну послідовним кодом.

Система управління озброєнням забезпечує керування озброєнням літака-винищувача: ракетами середньої дальності типу Р-27, які мають комбіновану систему наведення з використанням інерціального наведення з радіокорекцією на початку траєкторії та полуактивну на кінцевому; ракетами малої дальності типу Р-73 та Р-60 з тепловими ГСН; некерованим підвісним авіаційним озброєнням (некеровані авіаційні ракети типу С-8 та С-24, бомби різних типів та калібрів до 500 кг); контейнерів для скиду малогабаритних вантажів до 4 штук та вбудованою 30 мм гарматою.

До складу КБО входять також інші системи та обладнання [8, с. 217...225]:

система об'єктивного контролю ТЕСТЕР-УЗЛ;

система автоматичного управління САУ-451-02;

система навігації СН-29, яка включає інформаційний комплекс вертикалі та курсу ИК-ВК-80-4 (виріб Ц-050), бортове радіонавігаційне обладнання БРНО-29 (виріб А-323);

систему повітряних сигналів СВСП-72-3-2 та блок комутації БК-55-1;

інші бортові радіоелектронні засоби (командна радіолінія управління Э502-20-04, літаковий відповідач СО-69Э, літакова станція попередження про опромінення СПО-15ЛЭ, бортові засоби літаководіння та посадки (автоматичний радіокомпас АРК-19, маркерний радіоприймач РПМ-76 (А-611), радіовисотомір малих висот А-037), радіозасоби зв'язку та пошуково-рятувальні радіоелектронні засоби (радіостанція Р-862, літаковий переговорний пристрій СПУ-9, бортова апаратура відтворення речових повідомлень П-591Б та аварійна радіостанція Р-855УМ));

інші засоби, які встановлено на борту і які не увійшли у цей перелік.

Проведений аналіз КБО літаків четвертого покоління на прикладі літака типу МиГ-29 показав, що вони складаються з пристроїв цифрової авіоніки, які працюють за розподіленим принципом, коли велика кількість окремих систем пов'язані між собою цифровою інформаційною шиною. КБО четвертого покоління має закриту архітектуру. Верхній рівень такого комплексу утворює одна або декілька БЦОМ загального призначення, які вирішують задачі загальнокомплексного характеру на основі узагальнення інформації від декількох підсистем нижнього рівня. Нижній рівень утворюють такі підсистеми як навігації та управління, радіолокаційна та оптикоелектронна системи, що мають у своєму складі власні обчислювачі. Зазначені комплекси мають недостатню дальність виявлення та ураження повітряних цілей, незадовільну точність застосування некерованих авіаційних засобів ураження та неможливість застосування керованого авіаційного озброєння по наземних цілях.

Для усунення цих недоліків на сучасному етапі розвитку спроможностей ВнА вітчизняними підприємствами оборонної промисловості була проведена "мала" модернізація літаків типу МиГ-29 за напрямками імпортозаміщення деяких блоків БРЛС, дооснащення супутниковою системою навігації, заміну літакового відповідача вторинної радіолокації на сучасний з режимами роботи ІКАО, доробку бортової радіостанції під вимоги ІКАО, удосконалення засобів контролю та реєстрації параметрів польоту. Подальша модернізація передбачає розширення спроможностей щодо ураження наземних цілей та вдосконалення бортового обладнання літака [9].

Для розрахунку коефіцієнта військово-технічного рівня (КВТР) військової авіаційної техніки, який являється комплексним показником військово-технічного рівня зразка озброєння та військової техніки, використаємо відому методику, яка засновується на математичному апараті кваліметричного оцінювання рівня якості складної технічної системи зі співвідношення визначальних показників технічної досконалості (ПТД) (тактико-технічних характеристик (ТТХ)) оцінюваного й базового (еталонного) літаків з урахуванням відносної важливості цих показників / характеристик [10, с.3]:

$$K_{BTP} = \sum_{k=1}^M \sum_{ki=1}^{N_k} \delta_k \gamma_{ki} \frac{\bar{\chi}_{ki}}{\bar{\chi}_{ki}^{baz}} \quad (1)$$

де δ_k – коефіцієнт вагомості k -ої функціональної підсистеми оцінюваного літака, такий, що

$$\sum_{k=1}^M \delta_k = 1;$$

γ_{ki} – коефіцієнт вагомості i -го ПТД (ТТХ) k -ої функціональної підсистеми оцінюваного літака, такий, що

$$\sum_{ki=1}^{N_k} \gamma_{ki} = 1;$$

M – кількість функціональних підсистем оцінюваного літака;

N_k – кількість визначальних ПТД (ТТХ) k -ої функціональної підсистеми оцінюваного літака;

$\bar{\chi}_{ki}, \bar{\chi}_{ki}^{baz}$ – приведені значення i -го ПТД (ТТХ) k -ої функціональної підсистеми оцінюваного та базового літаків, відповідно, такі, що:

$$\bar{\chi}_{ki}(\bar{\chi}_{ki}^{baz}) = \begin{cases} X_{ki}(X_{ki}^{baz}), & \text{якщо збільшення } i\text{-го ПТД (ТТХ) } k\text{-ої функціональної підсистеми літака відповідає збільшенню його технічного рівня (якості);} \\ \frac{1}{X_{ki}} \left(\frac{1}{X_{ki}^{baz}} \right), & \text{якщо збільшення } i\text{-го ПТД (ТТХ) } k\text{-ої функціональної підсистеми літака відповідає зменшенню його технічного рівня (якості).} \end{cases}$$

X_{ki}, X_{ki}^{baz} – натур ПТД (ТТХ) k -ої функціональної підсистеми оцінюваного та базового літаків, відповідно.

Розрахунки КВТР модернізованого літака за “малим” варіантом показав його приріст на $\approx 25\%$.

Основним напрямом подальшої модернізації СУВ-29 є суттєве покращення характеристик за рахунок застосування в БРЛС режиму “повітря-поверхня”, підвищення дальності виявлення та ураження повітряних цілей в режимі “повітря-повітря” та суттєве розширення номенклатури авіаційних засобів ураження, які застосовуються

винищувачем. Для цього необхідно дообладнання літаків ВнА сучасними радіолокаційними станціями, новими типами авіаційних засобів ураження та системами лазерної цілевказівки вдень та вночі з покращеними характеристиками щодо дальності застосування.

Також необхідно вдосконалювати спроможності винищувачів за рахунок скорочення часу підготовки до вильоту, заміни застарілої системи курсовертикалі Ц-050 на сучасну безплатформну інерціально-навігаційну систему, побудовану на лазерних гіроскопах, переобладнання літаків-винищувачів сучасними засобами захисту та радіоелектронної боротьби, покращення стійкості та завадо захищеність засобів зв'язку, а також впроваджувати сучасні протоколи обміну даними та цілевказання, які застосовуються в передових авіаційних країнах світу.

Розрахований за методикою КВТР зазначеного варіанту модернізації літака складає близько 85% , що значно підвищить спроможності Е-1.1.1, Е-2.1.1 та І-2.1.1, які будуть виконуватися ВнА.

Висновки

Таким чином, з урахуванням аналізу спроможностей ВнА Повітряних Сил Збройних Сил України та їх КБО, пропонується модернізація зазначених комплексів за рахунок: встановлення сучасних бортових РЛС з активними фазованими антенними решітками для розширення можливостей щодо дальності виявлення повітряних цілей та забезпечення функціонування по земній поверхні, бортових засобів індивідуального та групового захисту; окремих складових високоточних авіаційних засобів ураження (ракетних двигунів твердого палива, бойових частин, чутливих елементів головок самонаведення інфрачервоного діапазону); бортових засобів повітряної розвідки (вбудованих та контейнерного) та інтеграція їх в єдину автоматизовану систему управління бойовими діями та військами.

Подальші наукові дослідження доцільно проводити за такими напрямками як: розроблення нових алгоритмів навігаційних систем для підвищення завадозахищеності, автономності та точності навігації літаків ВнА, а також систем автоматичного керування для забезпечення ефективності під час ведення бойових дій у групі та інтеграція літаків ВнА в єдину автоматизовану систему управління військами, сумісну з країнами-партнерами.

Список літератури

1. Макаров В., Резнік В. Борьба в повітряному просторі під час війни Росії проти України: узагальнення перших місяців. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://journals.indexcopernicus.com/api/file/viewByFileId/1767260>.
2. Медведєв Г.А., Харитонов М.О., Самойленко О.В., Чепіженко В.І. Аналіз основних тенденцій та напрямків розвитку перспективних комплексів авіоніки тактичних літальних апаратів // Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. - Вип. 4(11).- Київ: ДНДІА, 2008. – С. 69-74.
3. Медведєв Г.А., Самойленко О.В. Бортові комплекси літальних апаратів п'ятого і шостого поколінь авіаційної техніки: тенденції сьогодення та перспективи майбутнього // Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. - Вип. 14.- Київ: ДНДІА, 2011. – С. 88-93.
4. Медведєв Г.А., Самойленко О.В., Сорокіна О.М. Аналіз принципів формування комплексів бортового обладнання тактичних літаків різних поколінь// Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. - Вип. 16.- Київ: ДНДІА, 2013. – С. 86-91.
5. Єдиний перелік (Каталог) спроможностей Міністерства оборони України, Збройних Сил України та інших складових сил оборони, затверджений Міністром оборони України 31.12.2021.
6. Стратегічний оборонний бюлетень України введений в дію Указом Президента України від 17.09.2021 № 473/2021 “Про рішення Ради національної безпеки і оборони України від 20 серпня 2021 року “Про Стратегічний оборонний бюлетень України”.
7. Наказ Міністерства оборони України від 22.12.2020 № 484 “Про затвердження Порядку організації та здійснення оборонного планування в Міністерстві оборони України, Збройних Силах України та інших складових сил оборони”. Зареєстрований у Міністерстві юстиції України 16.02.2021 за № 196/35818.
8. Гордон Е., Фомин А., Михеев А. “МиГ-29” – ОАО “Любимая книга”, 1998, – 256 с.
9. Рішення щодо варіантів модернізації літаків МиГ-29 (виріб 9-13) за підсумками робочої наради керівного складу Міністерства оборони України, Командування Повітряних Сил Збройних Сил України та представників науково-дослідних установ Міністерства оборони України від 27.07.2007 № 247/5/3429, затверджений заступником Міністра оборони України.
10. Методика розрахунку коефіцієнта військово-технічного рівня тактичного бойового літака (затверджено заступником Міністра оборони України, реєстр. № 0694/з від 02.06.2016).

Надійшла до редколегії 29.10.2024

Схвалена до друку 06.11.2024

Відомості про авторів:

Самойленко Олексій Валерійович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3088-3268>

Камишев Дмитро Вікторович

магістр
старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-0789-4759>

Маракулін Олександр Ювенальович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3941-8557>

Information about the authors:

Oleksiy Samoylenko

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3088-3268>

Dmytro Kamyshev

Master
Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-0789-4759>

Oleksandr Marakulin

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3941-8557>

MAIN AREAS OF DEVELOPMENT OF COMPLEXES OF ON-BOARD EQUIPMENT AND WEAPONS FOR FIGHTER AIRCRAFT

O. Samoylenko, D. Kamyshev, O. Marakulin

The achievements of the defined capabilities of fighter tactical aircraft are analyzed, which will provide a comprehensive approach to the development of their on-board equipment and weapons complexes, as one of the promising areas of modernization of weapons and military equipment, which play a key role in providing fighter air cover against air strikes of groups of troops (forces), important (critical) facilities of infrastructure and communications in the course of air defense. The complex of on-board equipment and armament of the MiG-29 aircraft, as unified with the complex of the Su-27 aircraft, was analyzed, and its equipment, which needs improvement and/or modernization (replacement), was listed. The calculated coefficient of the military-technical level for the "small" modernization of the tactical aircraft and for the further modernization of the aircraft, which will ensure the performance of combat tasks in modern conditions of combat operations, is given.

The areas of improvement of the fourth-generation on-board equipment and weapons complexes, which will ensure the fulfillment of tasks as intended, are substantiated and specified. The modernization provides the fighters with new weapons systems, advanced avionics, and improved maneuverability, makes them a formidable adversary on the modern battlefield. Modernizing existing aircraft is more cost-effective than purchasing new ones, while maintaining a high level of combat effectiveness.

It is advisable to carry out further scientific research in such areas as the development of new algorithms of navigation systems to increase immunity, autonomy and navigation accuracy of fighter aircraft, as well as automatic control systems to ensure efficiency during the conduct of combat operations in a group and the integration of fighter aircraft into a single automated control system troops, compatible with partner countries.

Keywords: a complex of on-board equipment, fighter tactical aviation, an automated troop management system, a catalog of capabilities, integration, training, modernization, logistics, unification.

П.М. Стешенко¹, С.О. Богославець¹, Р.В. Дужий², О.Б. Лужбіна¹

¹Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

²Національний університет оборони України, Київ

МАСШТАБИ БОЙОВОГО ЗАСТОСУВАННЯ ТА ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ УДАРНИХ БЕЗПІЛОТНИХ АВІАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСІВ СИЛ ОБОРОНИ УКРАЇНИ

Надано основні результати аналізу особливостей застосування ударних безпілотних авіаційних комплексів (БпАК) силами оборони України. Надано порівняння кількісних показників використання вітчизняних та ворожих ударних БпАК. Сформовано перспективні напрями подальшого розвитку ударних БпАК у частині, що стосується покращення льотно-технічних характеристик безпілотних літальних апаратів (БпЛА), бойових можливостей БпАК, у тому числі за рахунок використання нових технологічних рішень.

Ключові слова: безпілотний авіаційний комплекс, безпілотний літальний апарат, FPV-камікадзе, мультикоптер зі скидом, інтенсивність застосування, рій БпЛА, штучний інтелект.

Вступ

Постановка проблеми. Бойовий досвід сил оборони України показує, що успішні оборонні, наступальні та спеціальні операції на сьогоднішній день вже неможливі без застосування БпАК. Тому відбувається процес активної інтеграції різних за призначенням і масштабом завдань БпАК в загальну систему підтримки військ не тільки у Збройних Силах (ЗС) України, а й усієї державної авіації [1, с. 8; 2, с. 1] з увагою на безпілотну авіаційну техніку, яка здатна наносити повітряні удари.

Використання ударних БпАК силами оборони України охоплює виконання широкого спектру бойових завдань. Одним з основних завдань є нанесення повітряних ударів з метою ураження та знищення особового складу противника, його бойової техніки, інженерно-фортифікаційних та інфраструктурних об'єктів. Штатне застосування ударних БпАК розпочалося з 2023 року відповідно до рішення Головнокомандувача ЗС України про створення ударних рот у складі загальновійськових бригад. Проведення постійного аналізу результатів бойової роботи цих та інших підрозділів, що застосовують ударні БпАК, дозволяє виявляти технічні та організаційні проблеми, покращувати тактику застосування і підготовку особового складу та розробляти нові технологічні рішення.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. У нормативному документі [3] наведено терміни і визначення понять у галузі БпЛА та БпАК військового призначення, класифікацію за майже двома десятками ознак (призначення, масштаб застосування, спосіб створення піднімальної сили, місце базування, тип злету приземлення, тощо). У публікації [4] проведено огляд тактико-технічних характеристик БпАК майже усіх розробників і виробників безпілотної авіаційної техніки у світі.

Наведено приклади використання новітніх технологій у сучасній безпілотній техніці.

У деяких роботах розглянуто перспективи розвитку БпЛА у т.ч. мультикоптерного типу [5, 6], особливості бойового застосування БпЛА у збройних конфліктах і війнах останніх років [7, 8], технології навігації, протидії засобам радіоелектронної боротьби противника [9...11].

Низка публікацій (переважно з грифом обмеження доступу) містить результати аналізу бойового застосування вітчизняних та ворожих БпАК та опрацювання недоліків організаційного і технічного характеру у галузі БпАК. Так, у [12, с. 9] є згадування про недостатню забезпеченість військ (сил) розвідувально-ударними і ударними БпЛА літакового типу з дальністю дії у діапазоні від 60 км до 150 км.

Мета статті – формування рекомендацій щодо напрямів, які потребують уваги під час виконання структурними підрозділами Генштабу і Міноборони заходів в галузі безпілотної авіації з метою подальшого ефективного розвитку ударних БпАК.

Виклад основного матеріалу

З огляду на важливість масового використання ударних БпЛА силами оборони України постають ряд проблемних питань технічного характеру. З метою більш предметного аналізу особливостей використання ударних БпЛА доцільно проводити дослідження для їх окремих класів за рівнем застосування, багаторазовістю і типом системи керування.

Приклади різних класів ударних БпЛА із зазначенням бойових радіусів і типових об'єктів ураження наведено на рис. 1. Розглянемо докладніше особливості застосування деяких з цих класів.



Рис. 1. Приклади ударних БпЛА сил оборони України та об'єктів їх дії
Джерело: розроблено авторами

Ударні роти (батальйони) загальновійськових бригад та інші підрозділи такого типу оснащені БпЛА класу I з БпЛА мультикоптерного та літакового типів, які у свою чергу поділяються на БпЛА разового застосування (“камікадзе”) із вбудованою бойовою частиною та на БпЛА зі скиданням боєприпасу певного типу. Одним з різновидів БпЛА-“камікадзе” є БпЛА із системою керування типу FPV. Загальна частка уражень на бригадному рівні відбувається ударними БпЛА мультикоптерного типу (FPV-“камікадзе” і зі скидом) та складає до 90 % від загальної кількості ударних БпЛА I класу. Вони застосовуються у світлу та темну пору доби в основному на глибині до 15...20 км від лінії бойового зіткнення військ. Також силами оборони використовуються БпЛА класу I з багаторазовими і разовими ударними БпЛА літакового типу. Їхній бойовий радіус становить величину до 30...40 км.

Ударні БпЛА-мультикоптери із системою FPV показали свою високу ефективність у знищенні (ураженні) особового складу, озброєння та військової техніки, інженерно-фортифікаційних об'єктів противника, а інтенсивність нанесення ними вогневого ураження постійно зростає. Водночас комплектація зазначених зразків початку 2023 року та осені 2024 року суттєво відрізняється. Так, виконання бойових завдань в умовах постановки противником електромагнітних перешкод на стандартних частотах керування 865...915 МГц на цей час у більшості випадків вже

має більшу ефективність за рахунок впровадження алгоритмів і технічних засобів автоматичного захоплення цілі та донаведення на неї на кінцевій ділянці траєкторії польоту ударного БпЛА. Також актуальним і все більш затребуваним є використання плат ініціації боєприпасу, що посилює безпеку складової бойового застосування БпЛА.

Матеріали аналізу результатів особистої участі авторів статті у бойових діях із застосуванням БпЛА в ході відбиття російської агресії проти України показані на рис. 2...5.

На рис. 2 надано порівняльну діаграму інтенсивності бойового застосування в силах оборони України та у ворога ударних БпЛА мультикоптерного типу з системою FPV (FPV-“камікадзе”) протягом 2024 року.

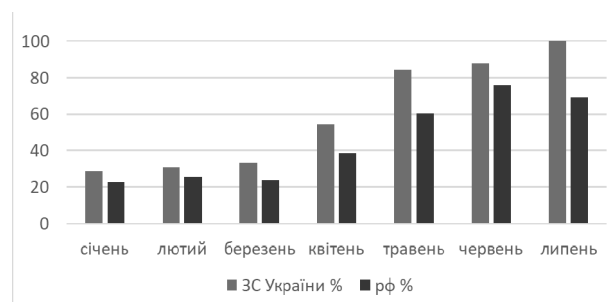


Рис. 2. Інтенсивність застосування ударних БпЛА FPV-камікадзе мультикоптерного типу у 2024 році

Джерело: розроблено авторами

Слід зауважити, що статистика зафіксованих застосувань FPV-“камікадзе” противника у відкритих джерелах не враховує випадки, коли БпЛА не виконали поставлені завдання. При цьому орієнтовне співвідношення вдалих і невдалих застосувань противником ударних БпЛА цього типу становить один до трьох відповідно.

Забезпечення штатних підрозділів сил оборони України достатньою кількістю FPV-“камікадзе” дозволяє зосередити зусилля артилерії на ураженні резервів противника в глибині бойових порядків та на контрбатареїнній боротьбі. При цьому середня вартість одного такого БпЛА коливається в межах 500...700 дол. США (з камерою нічного бачення – 1000...1200 дол. США), тоді як вартість одного снаряду калібру 155 мм становить від 3500 до 5000 дол. США. Але застосування ударних БпЛА не замінює артилерії та ракетних військ, а служить для підсилення можливостей об’єднаного вогневого ураження противника.

На рис. 3 наведено діаграму інтенсивності застосування у 2024 році ударних БпЛА мультикоптерного типу зі скидом

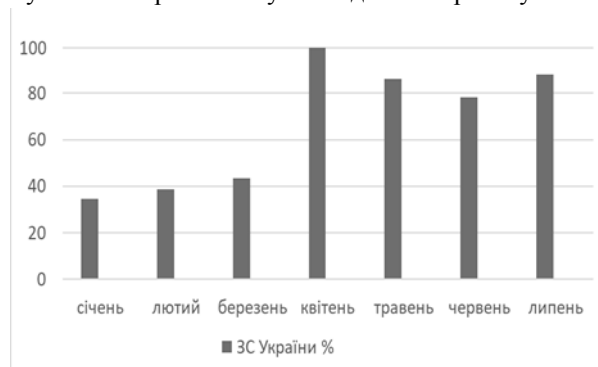


Рис. 3. Інтенсивність застосування у 2024 році ударних БпЛА мультикоптерного типу зі скидом
Джерело: розроблено авторами

Сили оборони України, на цей час активно використовують ударні БпЛА зі скидом. Причому, як це видно з діаграми на рис. 3, в односторонньому порядку. Тобто у противника відсутнє масове застосування мультикоптерів зі скидом (поодинокі випадки авторами в порівняльному аналізі не враховувалися). Такі БпЛА здійснюють значний вогневий вплив на позиції переднього краю противника. Проте через активну протидію ворога за допомогою вогневого ураження та тарану своїми БпЛА можна прогнозувати зменшення нами використання цих БпЛА у якості ударних засобів. Подальше їх застосування може включати виконання логістичних доставок і завдань дистанційного мінування з використанням досвіду, набутого ударними версіями.

На рис. 4 і рис. 5 відповідно наведено порівняльні діаграми інтенсивності застосування протягом 2024 року ударних БпЛА літакового типу

з бойовим радіусом від 20 км до 100 км та понад 100 км.

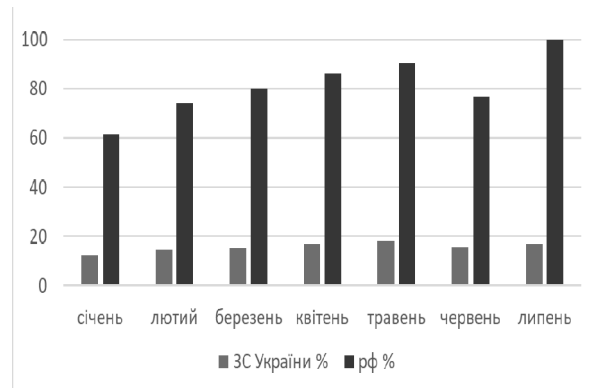


Рис. 4. Інтенсивність застосування у 2024 році ударних літакових БпЛА з радіусом дії до 100 км
Джерело: розроблено авторами

Результати аналізу, що наведені на діаграмі (див. рис. 4) свідчать про те, що збройні сили рф мають значну кількісну перевагу в зразках цієї категорії, а саме за рахунок БпЛА типу “Ланцет” та їх аналогів. З іншого боку сили оборони України на недостатньому рівні забезпечені ударними БпЛА літакового типу разового застосування. Це обмежує їхню здатність до контрбатареїнної боротьби і ураження озброєння та військової техніки противника в тактичній і оперативній глибині до 100 км від лінії бойового зіткнення військ. З огляду на зазначене варто зосередити увагу на забезпеченні якісними зразками ударних БпЛА разового застосування з бойовим радіусом до 100 км в найближчій перспективі.

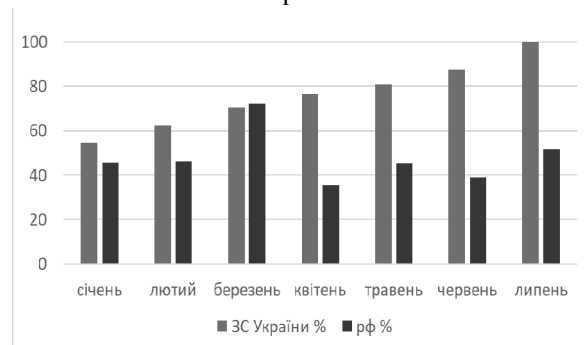


Рис. 5. Інтенсивність застосування у 2024 році ударних БпЛА з бойовим радіусом понад 100 км
Джерело: розроблено авторами

З діаграми на рис. 5 видно, що у другому кварталі 2024 року спостерігалася стійке нарощування застосування силами оборони України ударних БпЛА літакового типу з бойовим радіусом понад 100 км. Проте на таких значних дальностях постійно виникають проблеми з донаведенням БпЛА на цілі для ураження. Разом з тим, противник посилює свої можливості щодо використання разом зі своїми далекобійними БпЛА хибних цілей типів “Гербера” та “Пародия”. Це робиться з метою виявлення позицій

нашої протиповітряної оборони та виснаження її ресурсів. Крім того, ворог за нашим прикладом активно розвиває спроможності щодо застосування мобільних вогневих груп для ураження БпЛА.

Науково-дослідні установи Міністерства оборони та Збройних Сил України здійснюють теоретичні та експериментальні дослідження в рамках науково-технічного супроводження заходів з оснащення сил оборони безпілотною авіаційною технікою та її розвитку. Наряду з аналізом показників бойового застосування ударних БпЛА як силами оборони так і противником (інтенсивності виконання завдань, пріоритетності використання різних класів БпЛА, ефективності ураження цілей, можливості протидії засобам радіоелектронної боротьби тощо) їх фахівці вивчають технічні аспекти вітчизняних та іноземних БпЛА, що застосовуються силами оборони України, а також – трофейних зразків.

За результатами цієї наукової роботи можна виділити такі перспективні технічні аспекти у розвитку ударних БпЛА:

інтеграція елементів штучного інтелекту в системи керування ударними БпЛА для автоматичної навігації, виявлення цілей, їх розпізнавання (до виду, типу, стану), захоплення та наведення на ціль БпЛА;

реалізація програмно-апаратних рішень для захисту ліній передавання даних, керування та контролю БпЛА від засобів радіоелектронної боротьби противника;

визначення та реалізація оптимальних показників помітності (акустичної, оптичної, інфрачервоної, радіолокаційної) для перспективних БпЛА.

Окрім суто технічних аспектів розвитку ударних БпЛА потребують уваги керівників органів військового управління та відповідних спеціалістів такі організаційні питання:

масштабування виробництва і бойового застосування ударних БпЛА, у т.ч. роїв БпЛА;

розширення мережі центрів підготовки операторів ударних БпЛА різних класів та їх мотивація (створення системи оцінювання бойової роботи та кар'єрного росту);

удосконалення системи супроводження життєвого циклу ударних БпЛА (проектування, виготовлення, експлуатації, ремонту, утилізації);

врегулювання на особливий період порядку організації польотів та допуску БпЛА і авіаційного персоналу до експлуатації.

За усіма названими вище напрямками в Україні здійснюються відповідні заходи.

Так, наприклад, прийнято постанову Кабінету Міністрів України від 01.10.2024 № 1129 “Про реалізацію експериментального проєкту щодо сертифікації шкіл зовнішніх пілотів (операторів)

безпілотної літальної апаратури, безпілотної авіаційної техніки та підготовки зовнішніх пілотів (операторів), зовнішніх пілотів (операторів)-інструкторів, а також членів зовнішніх екіпажів безпілотної літальної апаратури, безпілотної авіаційної техніки”.

За ініціативою структурних підрозділів Міноборони відбулася міжвідомча узгоджувальна нарада з питань врегулювання порядку організації польотів та допуску авіаційного персоналу з експлуатації БпЛА на період дії правового режиму воєнного стану (особливого періоду). За результатами наради розробляється проєкт відповідного нормативно-правового акту.

Структурними підрозділами Міноборони, Генштабу та командувань видів (родів, сил) Збройних Сил України проводяться заходи щодо створення зразка мобільної ремонтної майстерні для БпЛА класу І.

Науково-дослідними установами з метою масштабування оснащення сил оборони України БпЛА, у т.ч. ударними, розроблено “Методичні рекомендації по вибору раціональних проєктів з оснащення Збройних Сил України новими перспективними літальними апаратами”, які затверджено заступником Міністра оборони України. Ця методика складається з оцінювання військово-технічного рівня зразка, реалізованості проєкту з постачання зразка та вартості його життєвого циклу.

При цьому оцінювання коефіцієнта військово-технічного рівня (КВТР) БпЛА засноване на методиці з врахуванням впливу негативних факторів [13, с. 47]. Розрахунок КВТР ударного БпЛА ($K_{ВТР}$) засновується на математичному апараті оцінювання якості складної технічної системи по співвідношенню визначальних тактико-технічних характеристик (ТТХ) оцінюваного й еталонного зразка з урахуванням відносної важливості цих показників [13, с. 48]:

$$K_{ВТР} = 1 + \sum_{k=1}^{M_C} \sum_{ki=1}^{N_k} \delta_k \gamma_{ki} \chi_{ki}, \quad (1)$$

де δ_k – коефіцієнт вагомості k -ої функціональної підсистеми оцінюваного БпЛА, такий, що

$$\sum_{k=1}^M \delta_k = 1;$$

γ_{ki} – коефіцієнт вагомості i -ї ТТХ k -ої функціональної підсистеми оцінюваного БпЛА,

$$\text{такий, що } \sum_{ki=1}^{N_k} \gamma_{ki} = 1;$$

M_C – кількість функціональних підсистем оцінюваного БпЛА;

N_k – кількість визначальних ТТХ k -ої функціональної підсистеми оцінюваного БпАК;

$$\chi_{ki} = \begin{cases} \frac{X_{ki} - X_{ki}^{\text{баз}}}{X_{ki}^{\text{баз}}} & , \text{ для позитивних значень ТТХ;} \\ \frac{X_{ki}^{\text{баз}} - X_{ki}}{X_{ki}} & , \text{ для негативних ТТХ за умови,} \\ & \text{що } X_{ki} < X_{ki}^{\text{баз}}; \\ \frac{X_{ki}^{\text{баз}} - X_{ki}}{X_{ki}^{\text{баз}}} & , \text{ для негативних ТТХ за умови,} \\ & \text{що } X_{ki} > X_{ki}^{\text{баз}}; \end{cases}$$

$X_{ki}, X_{ki}^{\text{баз}}$ – значення i -ї визначальної ТТХ k -ої функціональної підсистеми оцінюваного та базового зразків БпАК відповідно.

Під визначальними розуміють ТТХ, що мають найбільший (вирішальний) вплив на ефективність застосування БпАК за його цільовим призначенням.

Застосування методики вибору раціональних проєктів з оснащення ЗС України перспективними зразками та, зокрема, її складова частина – методика оцінювання військово-технічного рівня зразка дозволяє обирати шляхи для постачання якісних зразків ударних БпАК для сил оборони України.

Список літератури

1. Доктрина “Застосування безпілотних систем у силах оборони”, ОП 3-0 (46). Затверджена Головнокомандувачем ЗС України від 01.01.2024. К; ЦУБС, 2023.– 59 с.
2. Про затвердження Правил виконання польотів безпілотними авіаційними комплексами державної авіації України. Наказ Міністерства оборони України № 661 від 8 грудня 2016 р.// Верховна Рада України. Офіційний сайт. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/z0031-17#Text> (дата звернення: 19.01.2024).
3. Національний стандарт України “Апарати літальні безпілотні. Основні терміни та визначення понять. Класифікація”, ДСТУ В 7371:2020.
4. Military Unmanned Systems. – Annual Handbook. – ISSUE 29. – May 2021. – Shephard. – 392 p.
5. О.А. Жевтюк, О.В. Самойленко, Н.Л. Мамонова. Перспективи розвитку безпілотних авіаційних комплексів типу “мультикоптер” в Збройних Силах України / Зб. наук. пр. – К: Держ. наук.-досл. ін-т авіації, 2022. – Вип. № 18(25). – С. 20–25.
6. О.В. Самойленко, С.О. Богославець, В.А. Хлоп’ячий. Основні напрями розвитку безпілотної авіації Збройних Сил України / Зб. наук. пр. – К: Держ. наук.-досл. ін-т авіації, 2022. – Вип. № 18(25). – С. 218–226.
7. Спаткай Л. БпЛА в боевых действиях в Нагорном Карабахе / Л.Спаткай // Belarus Security Blog. – 2021. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://bsblog.info/bpla-v-boevykh-dejstviyax-v-nagornom-karabaxe-doklad> / (дата звернення: 09.09.2024).
8. FPV-дрони на фронті, війну РЕБ, бої роботів, новітні російські розробки. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://www.bbc.com/ukrainian/articles/cqv6wd00z6vo> / (дата звернення: 02.09.2024).
9. Три безпілотики від компанії UKRJET. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://www.ukrmilitary.com/2021/06/2021-ukrjet.html> (дата звернення: 15.09.2024).
10. Окупанти почали використовувати FPV-дрони з оптичними кабелем, які не вразливі до РЕБ – Forbes. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://dev.ua/news/ros-fpv-na-droty-1724241692/> (дата звернення: 06.10.2024).
11. Гірську піхоту озброїли FPV-дрона з термітом. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://mil.in.ua/uk/news/girsku-pihotu-ozbroilyly-fpv-drona-z-termitom/> (дата звернення: 06.10.2024).
12. Особливості застосування ударних БпАК у силах оборони України та перспективи їх розвитку. П.М. Стешенко, С.О. Богославець / Збірник тез III наук.-техн. конф. “Випробування і сертифікація озброєння та військової техніки” 26.09.2024 – Черкаси: ДНДІ ВСОВТ, 2024. – С. 49.
13. О.Є. Мавренков, С.В. Матвійчук, В.І. Улізько. Удосконалена методика розрахунку коефіцієнта військово-технічного рівня літального апарата // Зб. наук. праць ДНДІА.– К., 2022. – Вип.18(25). – С.47-52. DOI: 10.54858/dndia.2022-18-7.

Надійшла до редколегії 22.10.2024

Схвалена до друку 15.11.2024

Відомості про авторів:

Стешенко Петро Миколайович

кандидат технічних наук
старший дослідник
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-1432-6864>

Богославець Сергій Олександрович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-5899-7833>

Дужий Роман Володимирович

заступник начальника
навчально-наукового центру іноземних мов
Національного університету оборони України,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-8064-1312>

Лужбіна Ольга Борисівна

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-2430-5389>

Information about the authors:

Petro Steshenko

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head of the Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-1432-6864>

Serhiy Bohoslavets

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-5899-7833>

Roman Duzhyi

Deputy Head
of the Foreign Languages Education and Research Centre
of National Defence University of Ukraine,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-8064-1312>

Olga Luzhbina

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-2430-5389>

SCOPE OF COMBAT USE AND PROSPECTS FOR THE DEVELOPMENT OF STRIKE UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS OF THE UKRAINIAN DEFENCE FORCES

P. Steshenko, S. Bohoslavets, O. Luzhbina

The article presents the results of an analysis of the peculiarities of the use of strike unmanned aerial vehicles (UAVs) by the Ukrainian Defence Forces in the context of modern warfare. Particular attention is paid to the comparison of quantitative and qualitative indicators of the use of both domestic and enemy strike UAVs. The analysis was carried out to identify strengths and weaknesses, which allows for a better understanding of the tactical and strategic aspects of the use of unmanned aerial vehicles (UAVs) in combat operations.

One of the key aspects of the study is a comparison of the flight and technical characteristics of different types of UAVs and their effectiveness in performing combat missions. In particular, the parameters affecting the flight duration, payload, manoeuvrability, and target engagement capability are considered. The combat capabilities of modern UAVs and the role of new technological solutions in improving their effectiveness on the battlefield are separately highlighted.

The analysis has resulted in a number of promising areas for further development of Ukrainian strike aircraft. The main recommendations include improving the flight and technical characteristics of UAVs, increasing their combat capabilities and integrating modern technological advances. The priority areas include improving autonomy, accuracy and protection against electronic warfare. This will significantly enhance the capabilities of Ukraine's Defence Forces in countering enemy unmanned systems and make better use of the potential of strike UAVs in the current warfare environment.

Keywords: unmanned aviation complex, unmanned aerial vehicle, FPV-kamikaze, multicopter with reset, intensity of application, swarm of UAVs, artificial intelligence.

М.Б. Сушак¹, О.І. Євмешкін¹, І.О. Чернозубкін², О.В. Ткачук¹

¹Державний науково-дослідний інститут авіації, м. Київ

²Центральний науково-дослідний інститут Збройних Сил України, м. Київ

АНАЛІЗ ДЕЯКИХ ЧИСЛОВИХ МЕТОДІВ ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ІНТЕРФЕРЕНЦІЇ

Представлено результати аналізу деяких числових методів, які можливо використовувати при моделюванні аеродинамічної інтерференції на етапі попереднього проектування літака. Використання результатів цього аналізу прискорить вибір найбільш прийнятних методів, що дозволяють моделювати планер літака та його працюючих двигунів з однаково достатньою точністю. Вивчення сучасної методології числового моделювання обтікання літака повного компонування дозволить виявляти особливості інтерференції елементів планеру та силової установки.

Ключові слова: аеродинаміка, інтерференція, крило, фюзеляж, силова установка, геометричні параметри, компоновка літака, в'язкість середовища, примежовий шар.

Вступ

Постановка проблеми. На початковому етапі проектування літака проводиться оптимізація його форми з використанням апробованих розрахункових методів. При цьому для кожного методу вирішується певний компроміс між реальною можливістю коректного моделювання схеми обтікання компонування складної структури “крило-фюзеляж-силова установка” та вимогами щодо точності отриманих результатів.

На сьогодні вже розроблено багато числових методів розрахунку обтікання як ізольованого крила, так і повних компоновок літального апарату (ЛА).

На етапі вибору найбільш прийняттого числового методу, який дозволить моделювати планер літака та його працюючі двигуни з однаковою точністю, необхідно знати його потенційні розрахункові можливості.

Мета статті – представити результати аналізу деяких числових методів досліджень, які можливо використовувати під час моделювання аеродинамічної інтерференції на етапі проектування літака.

Виклад основного матеріалу

Задача про інтерференцію крила, фюзеляжу та силової установки, обтікання яких відбувається під кутом атаки, в певній мірі вже вирішувалась [1...3]. Несуча система розглядалась як комбінація плоского прямокутного крила та тонкого вісісиметричного тіла, яке не створює власної підйомної сили. Ефект фюзеляжу моделювався системою джерел, стоків та диполів, а крило

замінювалося вихровою лінією, що перетинає фюзеляж та має змінну циркуляцію. Для визначення циркуляції крила з урахуванням фюзеляжу було використано інтегродиференціальне рівняння, для розв'язання якого в свою чергу використаний метод ітерацій, при чому, на кожній ітерації вирішувалося рівняння Прандтля з виникаючим при цьому вільним членом. Однак в даному випадку не було враховано вплив працюючих двигунів на обтікання крила, що є суттєвим недоліком. До того ж, не були виділені окремо характеристики планеру та двигуна.

В основі методології, що розроблена в [3], лежать параметричні експериментальні дані, які отримані в результаті досліджень інтерференції планеру та гондоли двигуна за наявності пілона. При цьому показано, що на до критичних числах Маха набігаючого потоку інтерференція крила та фюзеляжу незначна. За великих чисел Маха схема обтікання змінюється, з'являється позитивна інтерференція, яка зменшує коефіцієнт аеродинамічного опору компоновки, порівнюючи із сумою коефіцієнтів опору ізольованого фюзеляжу та ізольованого крила. Звісно, що крейсерська швидкість сучасних військово-транспортних літаків відповідає діапазону чисел Маха 0,78...0,82 (перспективні розробки передбачають діапазон чисел Маха - до 0,94). А це призводить до того, що у процесі проектування військово-транспортних літаків необхідно використовувати розрахункові методи, де враховується явище інтерференції. Неврахування зазначеного явища призводить до появи недопустимих похибок вже на попередньому етапі проектування літака.

Для дослідження аеродинамічної інтерференції двигуна та планеру літаків різних схем використовувались методи, які ґрунтуються на розрахунках рівнянь повного потенціалу [4, 5] або рівнянь Ейлера [6...9].

Методи, що базуються на рівнянні повного потенціалу, зазвичай використовувалися на перших етапах проектування ЛА. Це обумовлено простотою їх використання та відносно високою швидкістю розрахунків цим методом [4]. Зазначений метод дозволяє з високою точністю визначати аеродинамічні характеристики ЛА у широкому діапазоні чисел Маха та кутів атаки. У роботі [5] описано моделювання в'язкого обтікання тіла з розрахунками параметрів примежового шару. Однак, при цьому встановлені істотні обмеження, фюзеляж моделюється з припущенням, що підйомна сила, яка створюється ним, набагато менша від підйомної сили крила. А це означає, що розрахунки можливо проводити тільки для літаків традиційної схеми. Також аналіз показав, що моделювання пілона двигуна в [4, 5] неможливо, а це обмежує область використання розроблених методик.

На сьогодні, моделювання руху газу що стискається здійснювалось і здійснюється багатьма відомими вченими в області аеродинаміки за допомогою систем рівнянь Нав'є-Стокса або, точніше, осередкованими за часом рівняннями Нав'є-Стокса (рівняння Рейнольдса) [10...13]. Ці рівняння максимально повно моделюють процеси, що проходять при обтіканні ЛА. Використовуючи ці методи можливо здійснювати моделювання об'єктів будь-якої складності з достатньою для практичних результатів точністю.

На сучасному рівні розвитку гідроаеродинаміки та обчислювальної техніки, найкращим інструментом для дослідження аеродинамічних характеристик ЛА є методи, що ґрунтуються на розв'язанні рівнянь Ейлера з подальшим корегуванням, де враховується вплив примежового шару.

Методики, які дозволяють оцінити параметри примежового шару, де використовується в якості вхідних даних розв'язок системи рівнянь Ейлера, є надто наближеними, адже вони не враховують ефект в'язкості. Основними вимогами для методу розв'язання рівнянь Ейлера є: другий порядок апроксимації за всіма змінними; монотонність; мала чутливість до розрахункової сітки; можливість введення різних обмежуючих умов; просте використання у комбінації з іншими числовими методами. Всім цим вимогам задовольняє схема Годунова-Колгана-Родіонова.

Професор Центрального аерогідродинамічного інституту (ЦАГІ) Рєпик Е.У. у свій час розробив метод ефективних довжин [12, 13], в основі якого лежить той факт, що модель розрахунку літака являє собою множину плоских або близьких до плоских чарунков. Відповідно для кожної чарунки можливо розрахувати параметри примежового шару так само як на пластині. Зшивання розв'язок у різних чарунках здійснюється за умови рівності товщини розрахунку примежового шару. Параметри примежового шару, які розраховані за допомогою методу Рєпика Е.У. [12, 13] залежать від локальних параметрів протікання навколо досліджуваного об'єкта. Однак, можливо вважати, що ці залежності дозволяють отримувати достовірні результати тільки для пластини, а розподіл їх на трьохмірні об'єкти з переважно трьохмірним обтіканням є досить наближеною моделлю. Окрім того, параметри примежового шару розраховуються у кожній наступній чарунці із використанням даних із попередньої чарунки. Розвиток (побудова) примежового шару проходить уздовж сіткових ліній, а не уздовж ліній потоку, що також є істотним спрощенням. Вищезазначені недоліки методу Рєпика Е.У. говорять про те, що до даних поправок потрібно відноситись тільки як до оцінок, що дозволяють якісно визначити вплив в'язкості на інтегральні аеродинамічні характеристики ЛА на етапі його проектування.

Аналіз деяких числових методів, які можливо використовувати під час моделювання аеродинамічної інтерференції показав, що розрахункові сітки, які використовуються при розрахунках, бувають наступних видів: структуровані, неструктуровані та змішаного типу. Як зазначено в [13], ні один із типів розрахункової сітки не має явної переваги. Зокрема з вище наведених типів розрахункових сіток перевага надається неструктурованим розрахунковим сіткам тому, що їх можливо легко автоматично налаштовувати та адаптувати. Однак, у процесі розрахунків з неструктурованою розрахунковою сіткою виникають додаткові ускладнення, які пов'язані з розрахунковою схемою, що апроксимує рівняння.

В сучасних наукових роботах з гідроаеродинаміки в основному використовуються три моделі турбулентності, що замикають систему рівнянь Нав'є-Стокса, а саме: Спаларта-Алмараса, "q-co" та "k-c". Процес вибору серед них найбільш прийнятної моделі турбулентності ускладнений тим, що точність при розрахунку за цими схемами різна за різних режимів обтікання. А отже, складно

завчасно визначитись, яку саме схему доцільно вибрати для конкретної задачі.

Система рівнянь Нав'є-Стокса, які в свою чергу виводились із законів збереження маси, імпульсу (енергії) дозволяють спростити аналіз поведінки набігаючого потоку з урахуванням в'язкості. Якщо знехтувати в'язкими (дифузійними) членами, що входять в ці рівняння, залишивши тільки члени, що характеризують конвекційний переніс енергії та сили нормального тиску, то отримаємо систему рівнянь Ейлера [6...9]. У числовому моделюванні основні принципові складності виникають саме при розв'язанні цих нев'язких рівнянь. Метод, що є прийнятним для розв'язування рівнянь Ейлера, зазвичай може бути досить спрощено розповсюджений і на рівняння Нав'є-Стокса (принаймні, апроксимуючи дифузійні члени центральними різницями). При розв'язанні рівнянь Нав'є-Стокса (особливо при великих числах Рейнольдса) виникають складності іншого роду, які пов'язані з наявністю тонких примежових та вільних шарів зсуву та з турбулізацією течії [13].

Під час виведення рівнянь Нав'є-Стокса, коли записуються закони збереження маси, імпульсу та енергії для певного об'єму рідини (газу), необхідно вводити додаткові припущення про діючі внутрішні напруження та потоки тепла в суцільному середовищі. У той же час, принаймні, для не надто щільних газів, ці рівняння можуть бути достатньо точно виведені із рівнянь Больцмана для функції розподілу молекул газу (функція розподілу Максвелла) за швидкостями.

В ЦАГІ, ще в період 1995...2005 років були проведені параметричні дослідження інтерференції планеру та гондoli двигуна за наявності пілона, де були застосовані комбінації фізичних експериментів та математичних розрахунків. Експериментальні дані, що отримані в ЦАГІ дозволили визначити поправки, які пов'язані з наявністю працюючого двигуна. Це особливо важливо в тих випадках, коли необхідно передбачити з високою точністю аеродинамічні характеристики літака, що проектується на етапі відпрацювання (формування) його конструктивної схеми.

Певний інтерес представляє підхід, що запропонований в ЦАГІ (Третьяков), де в гондолу моделі ЛА розміщується імітатор, який достатньо наближено моделює роботу реактивного двигуна. Це дозволяє отримати кількісні характеристики впливу струменю працюючого двигуна на аеродинамічні характеристики ЛА з достатньою для практики точністю. Зазначений підхід широко використовується в світовій практиці, наприклад в

аеродинамічних трубах ETW (Німеччина) та ARA (Великобританія).

Значна частина досліджень взаємодії струменів та несучих поверхонь проводилась шляхом фізичних експериментів, що обмежувалось їх дорожнечою та вузькою направленістю. Часто фізичні експерименти не дозволяють виявити тонкі аеродинамічні ефекти сумісного обтікання повітряним потоком планеру ЛА з працюючою силовою установкою. В даному випадку доцільно застосовувати комбінований експериментально-теоретичний метод дослідження, який поєднує сильні сторони фізичного експерименту (рис. 1) і розрахункового дослідження.



Рис. 1. Фрагмент експериментальної установки для вимірювання розподілу тиску на поверхні крила
Джерело: розроблено авторами

На практиці для реалізації аеродинамічних розрахунків також широко використовувався метод симетричних особливостей [14, 15]. При цьому, розрахунок здійснювався в два етапи. На першому етапі вирішувалася повна система рівнянь Ейлера та визначалися збурення, що вносяться двигуном у навколишній потік. На другому етапі вказані збурення вносилися в алгоритм визначення симетричних особливостей, що використовувалися для розрахунку параметрів інтерференції. Однак застосування вищезазначеного методу дозволяє проводити досить наближені розрахунки, тому що планер ЛА в свою чергу впливає на двигун, а отже й на збурення, що вносяться в потік цим же двигуном. З точки зору автора [15] перевагу мають ті методи, в яких двигун і планер розраховуються не окремо а разом. Цій же вимозі відповідає метод дискретних вихорів [16...19], але при цьому існують обмеження, які обумовлені можливістю коректної застосовуваності лінійних рівнянь. Крім того, заміна в розрахунку реальної моделі літака на спрощену схему вихорів призводить ще до додаткових втрат точності отриманих результатів.

В Центральному інституті авіаційного моторобудування (ЦІАМ) були розроблені різні підходи щодо вирішення задачі моделювання

двигуна у чисельному розрахунку. Для цієї мети досить ефективно використовується метод, який побудовано на моделі “вихрових дисків” [20, 21]. “Вихрові диски” моделюються спеціальними граничними умовами, які забезпечують різку зміну параметрів потоку в заданих областях. Це дозволяє моделювати проходження потоку через проточну частину двигуна. Параметри на “вихрових дисках” визначаються за результатами фізичних експериментів або ж із попереднього наближеного розрахунку.

Перевага даного методу полягає у можливості коректного включення схеми розрахунку двигуна в схему повного розрахунку літака та дозволяє досліджувати проходження різноманітних збурень через двигун, а також досліджувати їх вплив на роботу двигуна. Однак існують певні обмеження щодо застосування даної моделі, які обумовлені необхідністю забезпечення її стикування з основною методологією, а також забезпечення сумарної стійкості розрахункового алгоритму.

Висновки

Таким чином, на сьогодні для вирішення задач аеродинамічної інтерференції з багаточисельних методів моделі ідеальної рідини заслуговують на

увагу числово-аналітичний метод та панельний метод. Більш повну та достовірну інформацію щодо розрахунків несучих та моментних характеристик аеродинамічного профілю можливо отримати шляхом розв’язання повних рівнянь Нав’є-Стокса з набором моделей турбулентності. Однак вони складніші порівняно з попередньо зазначеними.

Для тих випадків, коли необхідно отримати аеродинамічні характеристики літака, що проектується з високою точністю, доцільно експериментально визначити поправки, які пов’язані з впливом працюючих двигунів.

Подальші дослідження за означеною тематикою доцільно спрямувати на апробацію запропонованих методик для вибору проектування перспективних вітчизняних літаків та їхнього виробництва для забезпечення потреб авіації Збройних Сил України та для обґрунтування шляхів впровадження у практику прийняття управлінських рішень, в тому числі, шляхом створення відповідних комп’ютерних програм в системі підтримки прийняття таких рішень.

Список літератури

1. Woodward F.A. A high order supersonic triplet singularity. – AIAA Paper, 1986, N 1815.
2. Rubin T.D. LOPAN-A low-order panel method for subsonic and supersonic flow // Aeronautical J. – May, 1989.
3. ЦАГИ основные этапы научной деятельности 1993-2003, под ред. доктора Дмитриева В.Г. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 576 с.
4. Jameson A., Schmidt W., Turkel E. Numerical solution of the Euler equations by finite volume methods using Runge-Kutta time-stepping scheme. AIAA-81-1259, June, 1981.
5. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я., Крайко А.Н., Прокопов Г.П. Численное решение многомерных задач газовой динамики. – М.: Наука, 1976. – 401 с.
6. Дегтярин В.Ф. Основы аэрогидрогазодинамики: учебное пособие. – Кировоград: ГЛІАД, 2006. – 192 с.
7. Chi X. CFD Analysis of the Aerodynamics of a Business – Jet Airfoil with Leading – Edge Ice Accretion / X. Chi, B. Zhu, H.E. Addy // Reno, Nevada, 42 nd Aerospace Meeting and Exhibit. – 5-8 January 2004.
8. Adam P. Thermal and chemical non-equilibrium Navier-Stokes solver, TINA. Technical Report ESA-ESTEC EWP-1724, YPA, August, 1993.
9. Malouin B., Gariépy M., Trépanier J.-Y., Laurendeau É. Installation and interference drag decomposition via RANS far-field methods. Aerosp. Sci. Technol., 2016, vol. 54, pp. 132 – 142.
10. David W., Levy Data Summary and Comparison, AIAA CFD Drag Prediction Workshop, June, 2001. – p. 16.
11. Bosniakov S., Fonov S., Jitenov V., Shenkin F., Vlasenko V. and Yatskevich N. Method for Noise Suppressing Nozzle Calculation and First Result of Its Implementation, Journal of Propulsion and Power, v. 14, № 1, January – February, 1998. – p. 101 – 109.
12. Репик Е.У. Приближенный расчет турбулентного пограничного слоя в сжимаемой жидкости при наличии градиента давления. М.: Журнал технической физики, т. XXVII, вып. 2, 1957. – С. 744 – 752.
13. Репик Е.У. Исследование турбулентного пограничного слоя. “Труды ЦАГИ”, 1965, вып. 972. – С. 3 – 41.
14. Ferziger J.H. Computational Methods for Fluid Dynamics / J.H. Ferziger, M. Peric // Springer, 2002. – p. 431.
15. Скоморохов С.И., Теперин Л.Л., Свириденко Ю.Н. Методы аэродинамического проектирования поверхности элементов летательных аппаратов с учетом особенностей местной интерференции. В книге “Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники.” – М.: Физматлит. 2005. – 195 с.

16. Сушак М.Б., Калкаманов С.А., Заріцький О.В., Гоцак В.В. Оцінка впливу роботи реактивних двигунів на аеродинамічні характеристики літака для різних варіантів геометричних параметрів їх розміщення відносно крила // 36. наук. праць НАКУ "ХАІ", м. Харків, 2005. - Вип. № 41(2). - С. 30-38.

17. Сушак М.Б., Гоцак В.В. Про важливість аеродинамічно-обґрунтованого розміщення реактивних двигунів відносно крила літака на етапі його проектування // 36. наук. праць ХАІ, Харків, 2006. - Вип. № 4(47). - С. 39-45.

18. Сушак М.Б., Чигрин Р.М., Скляр О.І. Дослідження щодо компонування двигунів на літальному апараті // 36. наук. праць Харківського університету Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба, Харків, 2012 р. - Вип. № 3(31), - С. 84-89.

19. Сушак М.Б., Кушніренко О.В., Сиворакша Д.В., Дудник Т.Г. Моделювання аеродинамічної інтерференції при створенні перспективних літаків // 36. наук. праць ДНДІ ВС ОВТ, Черкаси, 2021. - Том 14 № 4 (2022). - С. 135-142.

20. S. Bosniakov Experience in integrating CFD to the technology of testing models in wind tunnels, Progress in Aerospace Sciences 34, November, 1998. – p. 391-422.

21. Босняков С.М., Акинориев В.О., Власенко В.В., Глазков С.А., Горбушин А.Р., Кожан Е.В., Михайлов С.В. Использование методов вычислительной аэродинамики в экспериментальных работах. ЦАГИ. Математическое моделирование, 2011, № 23(11), – С. 65-98.

Надійшла до редакції 28.10.2024

Схвалена до друку 18.11.2024

Відомості про авторів:

Сушак Михайло Борисович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-7747-2303>

Євмешкін Олександр Іванович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0009-0000-7660-2209>

Чернозубкін Ігор Олександрович

кандидат технічних наук
доцент
Центрального науково-дослідного інституту Збройних
Сил України,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3243-4714>

Ткачук Олександр Вікторович

начальник науково-дослідної лабораторії
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-6496-291X>

Information about the authors:

Mykhaylo Sushak

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-7747-2303>

Oleksandr Yevmeshkin

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0000-7660-2209>

Igor Chernozubkin

Candidate of Technical Sciences
Associate Professor
Central Research Institute
of the Armed Forces of Ukraine,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3243-4714>

Oleksandr Tkachuk

Head of Research Laboratory
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-6496-291X>

ANALYSIS OF SOME NUMERICAL METHODS FOR STUDYING AERODYNAMIC INTERFERENCE

M. Sushak, O. Yevmeshkin, I. Chernozubkin, O. Tkachuk

The results of the analysis of some numerical methods, which can be used in the modeling of aerodynamic interference at the stage of the preliminary design of the aircraft, are presented. Using the results of this analysis will speed up the selection of the most appropriate methods that allow simulating the airframe and its working engines with the same accuracy. The study of the modern methodology of numerical modeling of the flow around an aircraft of a complete layout will allow to identify the peculiarities of interference airframe and power plant elements.

The use of the methodological approaches proposed in the article will make it possible to determine the optimal layout of the aircraft in the formulation of the “wing-fuselage-engine” on the results of the achieved total aerodynamic characteristics.

Analyzes of modern armed conflicts shows that in most cases, the use of aviation has a decisive influence on the outcome of the conformation. Considering this, the main direction for the development of state aviation in Ukraine in the long term, with regard to the renewal of the military transport aviation fleet, is the design and production of advanced aircraft. Today, the world's leading aircraft manufacturing companies (Airbus, Boeing and others) are working on the creation of competitive aircraft, which are based on conceptually new schemes. This is explained by the fact that the optimization of the shape of the aircraft can improve the performance by only a fraction of a percent, and changes in the layout of the aircraft can lead to more significant positive changes in these characteristics. Aerodynamic interference between the components of a certain layout of the design scheme of the designed aircraft is relatively large, and even minor changes in the geometry of one of the parts can significantly affect the overall aerodynamic characteristics of the aircraft. It is especially important at the stage of aircraft design to investigate the interference of working engines and airframe at different stages of flight.

The purpose of the article is to present the results of the analysis of some approaches and methods that can be used in modeling aerodynamic interference, which is important in determining the total aerodynamic characteristics of advanced aircraft at the design stage. This article proposes such research methods (methodologies):

- proven computational methods for optimizing the shape of an aircraft at the initial design stage;*
- are also called methods of hydrodynamic singularities;*
- are used to study aerohydrodynamics based on various combinations of distributed and discrete hydrodynamic features;*
- calculate the bearing and moment characteristics of the profile in the framework of an ideal fluid; calculations based on the Navier-Stokes equations with a set of turbulence models that are used for more complete and reliable information for calculating the bearing and moment characteristics of the airfoil;*
- not considered separately from each other, but together;*
- method with subsequent solution of the boundary layer equations is used to take into account the effect of viscosity on the aerodynamic characteristics of the airfoil.*

Conclusion: For solving problems of aerodynamic interference, of the ideal fluid model, the most suitable are the numerical-analytical and panel methods. More complete and reliable information on the calculation of the bearing and moment characteristics of the airfoil can be obtained by solving the full Navier-Stokes equations with a set of turbulence models. For those cases when it is necessary to obtain the aerodynamic characteristics of an aircraft that is designed with high accuracy, it is advisable to experimentally determine the corrections that are associated with the influence of operating engines.

Keywords: aerodynamics, interference, wing, fuselage, power plant, geometric parameters, aircraft layout, viscosity of the medium, boundary layer.

В.Г. Шостак¹, Є.О. Українець², П.А. Глущенко¹, О.А. Жевтюк¹

¹Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

²Харківський національний університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба, Харків

ОБҐРУНТУВАННЯ ВАРІАНТІВ ЗАСТОСУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ЗАСОБІВ УРАЖЕННЯ З БЕЗПІЛОТНИХ АЕРОСТАТНИХ СИСТЕМ

Обґрунтовані два варіанти застосування авіаційних бомб з безпілотних аеростатних систем для збільшення зони використання авіаційних засобів ураження. Аеродинамічні та льотно-технічні характеристики корегованих авіаційних бомб визначені на основі відомої полуміричної методики, реалізованої в модульному програмному комплексі "Інтеграція 2.2". Визначені граничні можливості по дальності польоту планеруючих корегованих авіаційних бомб на дозвукових та надзвукових режимах польоту. Показано, що на висотах, більших за 12 км, практична реалізація дозвукового планерування корегованих авіаційних бомб, при якому максимальна аеродинамічна дальність суттєво більше такої при надзвуковому планеруванні, ускладнена через перевищення максимально допустимого коефіцієнту аеродинамічної піднімальної сили. Показано, що використання ракетного прискорювача на великих висотах для надзвукових швидкостей планерування корегованих авіаційних бомб дозволяє зменшити підльотний їх час та розширити зони їх застосування, особливо при дообладнанні їх прямоточним реактивним двигуном.

Ключові слова: безпілотна аеростатна система, планеруюча корегована авіаційна бомба, планерування, аеродинамічні характеристики.

Вступ

Постановка проблеми. Під час війни України з РФ отримують розповсюдження засоби ураження, бойовою частиною яких є авіаційні бомби (далі – АБ). Ці засоби ураження отримують шляхом встановлення на існуючі або створювані АБ крил, комбінованих систем наведення, органів керування та стабілізації, стартових та/або маршевих двигунів. В умовах високої інтенсивності протиповітряної боротьби до числа високоефективних авіаційних засобів ураження увійшли планеруючі кореговані авіаційні бомби (далі – ПКАБ) великих калібрів: 250, 500, 1000, 1500 кг. В залежності від конструкції планеруючої АБ дальність застосування може сягати 100-110 км [1], що дозволяє виконувати скидання ПКАБ літаками тактичної авіації за межами ППО противника або уражати цілі на більшій глибині. Висока ефективність ПКАБ забезпечується:

високою швидкістю польоту та кінетичною енергією, яку вона набуває за час польоту, що з урахуванням міцності корпусу робить її стійкою до більшості засобів ураження;

вибуховою потужністю та пробивною силою, що дозволяє руйнувати фортифікаційні споруди з бетону, вражати з високою імовірністю техніку і живу силу в радіусі підриву.

Водночас в умовах обмеженої кількості літаків тактичної авіації та їх ресурсу, розвиненої протиповітряної оборони противника виникає

проблема пошуку альтернативних платформ для застосування АБ взагалі та ПКАБ зокрема.

Однією із альтернативних платформ для застосування АБ можливо розглянути аеростатні системи (АС). Аеростатні системи у порівнянні з пілотованими літаками є дешевшими та технічно менш складними системами, що можуть бути розроблені та виготовлені в більш стислі терміни. Перевагами аеростатних систем є велика дальність і тривалість польоту; широкий діапазон висот польоту; значна вантажопідйомність; радіопрозорість оболонки; відносно невелика вартість носія, газу та баласту.

До недоліків АС необхідно віднести: сезонність застосування, яка визначається наявністю та характером повітряних потоків в потрібному напрямку; низька точність виходу аеростатів в заданий район застосування; велика можливість розсіяння аеростатів у групі; мала швидкість польоту, що не дає можливості оперативному виконанню завдань; низька енергоємність бортових джерел електроживлення; низька живучість та одноразовість застосування.

Застосування АБ можливе при нульовій початковій швидкості носія на певній висоті. Для ПКАБ однією з умов застосування є достатній запас початкової енергії для здійснення польоту по аеродинамічній траєкторії. У випадку застосування ПКАБ з літака ПКАБ отримує початкову швидкість і запаси кінетичної та потенціальної енергії. При

застосуванні з АС ПКАБ матиме початкову швидкість близьку до 0 та запас потенційної енергії в залежності від висоти польоту. Можливо створити додатково запас хімічної енергії шляхом встановлення на ПКАБ силової установки з запасом палива і пороховими стартовими прискорювачами.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Застосування засобів ураження з АС відомо з 1818 року. У Франції було розроблено повітряний шар, який, імовірно, використовував часову затримку, повинен був пролітаючи над ворогами скидати на них засоби ураження [2, с. 234]. Відомо про застосування повітряних куль, що були наповнені воднем, для перенесення запалювальних засобів ураження в глибокий тил противника для створення лісових пожеж. Також зафіксовано бомбардування ворога з використанням повітряних куль австрійцями в 1849 році, проте операція була неуспішною внаслідок сильного вітру [3]. Найбільш відомими і масштабними операціями з застосуванням АС в якості бомбардувальників є операції “Аутворд”, що проводилась англійцями проти Німеччини протягом 1942...1944 років та “Фу-Го”, що проводилась японцями проти Сполучених штатів Америки в 1944...1945 роках. Задум операцій, що полягав у нанесенні матеріальних втрат в тилу ворога, був схожий, але ефективність виявилась різною. Так операція “Аутворд” вважається ефективною на відміну від “Фу-Го”, в якій не зафіксовано нанесення ворогу збитків. Лише відомо про загиблих 6-х осіб, які випадково знайшли нерозірваний снаряд [3]. Основною причиною невдачі вважається значно більша відстань від Японії до США у порівнянні з відстанню від Англії до Німеччини. Після завершення другої світової війни масштабного застосування АС для виконання бомбардувань не відбувалось [4].

На сьогодні розвиток систем зв'язку та управління польотом повітряних платформ значно розширюють можливості застосування АС, в тому числі для виконання ударних завдань. Отже, доцільно розглянути можливість застосування безпілотних повітряних платформ аеростатного типу для виконання завдань з ураження визначених цілей в прикордонній зоні. Оскільки доступні роботи недостатньо повно розкривають питання застосування АБ з безпілотних АС, тому **метою статті** є обґрунтування варіантів застосування АБ з безпілотних аеростатних систем для збільшення зони використання АБ.

Виклад основного матеріалу

В статті досліджуються граничні маневрені можливості ПКАБ при старті з висоти 30 км без урахування обмежень, що накладаються керуваністю

ПКАБ. Розглядаються такі два основних варіанти використання ПКАБ:

I варіант – вільне падіння ПКАБ з висоти 30 кілометрів до висоти виводу в планування, зменшення швидкості до швидкості планування, збалансоване планування до цілі;

II варіант – розгін ПКАБ ракетним прискорювачем на висоті 30 кілометрів до надзвукової швидкості, планування до цілі.

Визначення аеродинамічних характеристик (АХ) ПКАБ виконується за принципом розділення аеродинамічних сил на складові. Окремо визначаються профільний опір ПКАБ, її підйомна сила та індуктивний опір, також визначається положення фокусу та моментні характеристики ПКАБ. Розподілені АХ ПКАБ на даному етапі не визначаються. Полуемпірична методика визначення аеродинамічних та льотно-технічних характеристик ПКАБ реалізована в модульному програмному комплексі “Інтеграція 2.2”. Перевагою даного програмного комплексу є можливість завдання користувачем профілю польоту ПКАБ, оскільки для ПКАБ це необхідний етап для дослідження нових тактичних прийомів. До інтегральної оцінки льотно-технічних характеристик ПКАБ може бути підключений модуль експертної оцінки, якщо це необхідно. Таким чином, методика визначення основних аеродинамічних та льотно-технічних характеристик ПКАБ та удосконалений програмний комплекс (Рис. 1) дозволяють проводити комплексні параметричні дослідження ПКАБ.

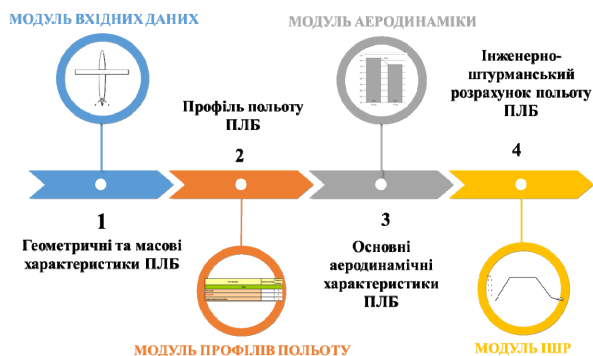


Рис. 1. Структурна схема програмного комплексу
Джерело: розроблено авторами

Як відомо, для керованого польоту ПКАБ повинна мати необхідну величину піднімальної сили, яка створюється в різному ступені крилом, корпусом ПКАБ, оперенням. У ПКАБ з крилом великого подовження та з відношенням діаметра корпусу ПКАБ к розмаху крила менше 0,2...0,25 піднімальна сила ПКАБ визначається в основному піднімальною силою ізольованого крила. Зі зменшенням подовження крила та збільшення відношення діаметра корпусу ПКАБ к розмаху крила стає суттєвим вплив корпусу та його інтерференції з крилом. При цьому особливості

крил малого подовження (менше 2,5...3) та подовжених корпусів є нелінійна залежність коефіцієнта піднімальної сили від кута атаки.

Піднімальна сила ПКАБ визначається сумою піднімальних сил ізольованих частин з урахуванням їх взаємного впливу. У діапазоні експлуатаційних кутів атаки, виключаючи область поблизу максимальної піднімальної сили, коефіцієнт піднімальної сили ПКАБ можна представити у такому вигляді:

$$C_{ya} = C_{ya}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0) + \Delta C_{ya},$$

де C_{ya}^{α} – похідна коефіцієнту піднімальної сили ПКАБ по куту атаки α , яка залежить від відносної товщини профілю крила та числа М польоту, α_0 – кут атаки нульової піднімальної сили, ΔC_{ya} – нелінійна складова піднімальної сили.

Наближений розрахунок обтікання корпусу при малих кутах атаки виконується за теорією тонкого тіла [5]. При цьому припускається, що піднімальна сила існує на ділянках корпусу з перемінною по довжині площею поперечних перетинів: на носовій частині корпусу при позитивному куті атаки виникає позитивна піднімальна сила; на кормовій частині, яка звужується, при позитивному куті атаки виникає негативна піднімальна сила; на циліндричній частині піднімальна сила буде відсутня. Як відомо з експериментальних даних, теорія тонкого тіла адекватна при числах Маха < 1 . Ця теорія не враховує виникнення піднімальної сили на циліндричній частині в надзвуковому потоці, зменшення негативної піднімальної сили на кормі за рахунок впливу примежового шару, виникнення нелінійної складової піднімальної сили подовжених корпусів при великих кутах атаки.

Скошення потоку обов'язково враховується при визначенні основних аеродинамічних характеристик крилатих аеродинамічних компонувань, на яких виникає піднімальна сила. Вихрова пелена, яка виникає при цьому, обумовлює індукцію вертикальних швидкостей V_y , які відхиляють потік на кут скошення потоку ε від вектора швидкості повітряного потоку V . При цьому $\tan \varepsilon \approx \varepsilon = V_y / V$.

Максимальна піднімальна сила ПКАБ є одним з параметрів, який визначає льотно-технічні характеристики ПКАБ. Точне значення коефіцієнта максимальної піднімальної сили ПКАБ визначається в натурному експерименті. Для крил подовження понад 4 одиниці наближене значення коефіцієнта максимальної піднімальної сили $C_{ya \max}$ ПКАБ:

$$C_{ya \max} = C_{ya \max}^0 \times k_1 \times k_2 \times k_3$$

де $C_{ya \max}^0$ – характеристика профілю крила; k_1 – множник, який враховує вплив форми профілю крила; k_2 – множник, який враховує вплив кута стрілоподібності крила; k_3 – множник, який враховує вплив числа Маха польоту.

Критичний кут атаки $\alpha_{кр}$ ПКАБ визначається

$$\alpha_{кр} = 57,3 \times \left(\frac{C_{ya \max}}{C_{ya}^{\alpha}} \right) + \alpha_0 + 1,5.$$

Відомо, що лобовий опір є результатом дії на кожний елемент поверхні, що обтікається, дотичних і нормальних складових аеродинамічних сил. Дотичні складові виникають внаслідок в'язкості повітря та обумовлюють опір тертя. Нормальні складові виникають внаслідок зміни розподілу тиску по поверхні тіла при реальному обтіканні тіла у порівнянні з розподілом тиску при безвідривному та стаціонарному обтіканні не завихреним потоком ідеальної рідини обумовлюють опір тиску.

При дозвуковому обтіканні тіла зміна розподілу тиску по поверхні тіла обумовлена впливом в'язкості та дією примежового шару визначає опір тиску, який разом з опором тертя визначає профільний опір тіла. Наявність піднімальної сили та просторовий вихровий слід обумовлюють індуктивний опір тіла. Профільний та індуктивний опори є складовими лобового опору. Для літального апарату в цілому до профільного необхідно додавати опори від різних місцевих джерел та опір інтерференції.

Відповідно до експериментальних даних профільний опір при безвідривному обтіканні майже не залежить від кута атаки. Деяке збільшення відбувається лише при критичних кутах атаки внаслідок росту товщини примежового шару та появи зривних зон. Також від кута атаки не залежать опори від місцевих джерел та інтерференції. При надзвукових швидкостях урахується виникнення хвильового опору. Більш детально методика визначення АХ ПКАБ викладена в [6].

Верифікація запропонованої методики визначення коефіцієнту лобового опору ПКАБ виконана шляхом порівняння з відомими достовірними даними. Так, наприклад, для авіаційної бомби калібром 250 кг проведено порівняння значень коефіцієнта лобового опору з заданим законом опору [7, с. 28], який прийнятий для відомих авіаційних бомб (Рис. 2). Значення похибки Δ у визначенні коефіцієнту лобового опору АБ в залежності від числа Маха наведено на

Рис. 3. Так поза межами трансзвукового діапазону швидкостей найбільші значення похибки досягають 3,3 % від максимального значення коефіцієнту лобового опору. З аналізу наведених графічних залежностей зроблено висновок про адекватність методики визначення коефіцієнту лобового опору АБ. Водночас в трансзвуковому діапазоні похибка з визначення коефіцієнту лобового опору є більшою і для більш точного визначення характеристики необхідно застосовувати інші методи. В даному дослідженні трансзвуковий режим польоту займає відносно невелику частину польоту і відбувається на висотах вище 10 км де вплив сили опору буде значно менший у порівнянні з висотами до 10 км. Тому похибка у визначенні коефіцієнту лобового опору не матиме вирішального впливу на результати досліджень. Більш повна верифікація методики визначення АХ наведена в [6].

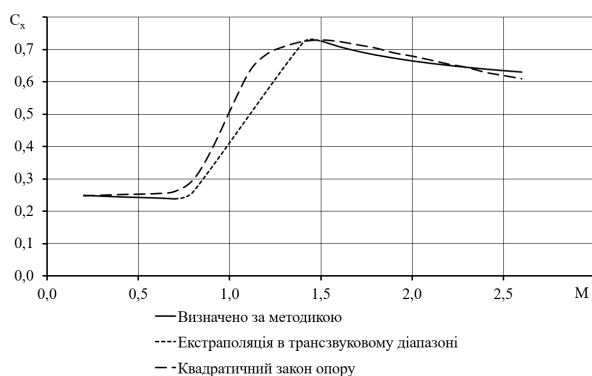


Рис. 2. Порівняння коефіцієнтів лобового опору C_{xa} з відомими даними в залежності від числа M
Джерело: розроблено авторами за даними [7]

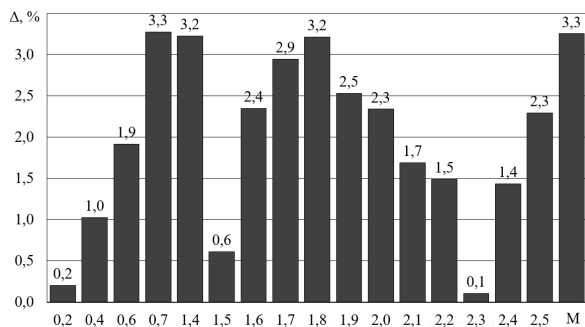


Рис. 3. Значення похибки Δ у визначенні C_{xa} при різних числах M
Джерело: розроблено авторами

I варіант використання ПКАБ.

Для визначення граничних швидкостей, яких може досягнути АБ, проведено моделювання падіння АБ з висоти 30 км в припущенні, що АБ збалансована. Тоді рівняння руху матиме вигляд

$$m \frac{dV}{dt} = mg - X_a \quad (1)$$

де m – маса авіаційної бомби, g – прискорення вільного падіння, X_a – сила лобового опору.

Розділивши ліву і праву частини на m

отримаємо

$$\frac{dV}{dt} = g - \frac{C_x \rho V^2 S_{mid}}{2m} = g - aV^2, \quad (2)$$

$$\text{де } a = \frac{C_x \rho S_{mid}}{2m}.$$

Припускаємо, що $a = \text{const}$ на визначеному кроці інтегрування. Тоді після розділення змінних у виразі (2) і його інтегруванні отримаємо для початкових умов $t = 0$, $V = 0$ (постійна інтегрування $C_1 = 0$) [8, с. 40]:

$$V = \sqrt{\frac{g}{a}} \times \frac{e^{\sqrt{ga}(t+C_1)} - e^{-\sqrt{ga}(t+C_1)}}{e^{\sqrt{ga}(t+C_1)} + e^{-\sqrt{ga}(t+C_1)}} = \sqrt{\frac{g}{a}} \times \frac{\text{sh}(\sqrt{ga}(t+C_1))}{\text{ch}(\sqrt{ga}(t+C_1))}.$$

Для пройденого шляху при тих же початкових умовах $t = 0$, $V = 0$ (постійна інтегрування $C_2 = 0$) вираз матиме вигляд [8, с. 40]:

$$s = \frac{1}{a} \times \ln \text{ch}(\sqrt{gat}) + C_2.$$

В дійсності $a \neq \text{const}$ і суттєво залежить від швидкості і висоти польоту. Отже проведено інтегрування з кроком, при якому можна припустити, що значення $a = \text{const}$. Визначені параметри в кінці кожного кроку інтегрування є вхідними для наступного та дозволяють визначати постійні інтегрування. Фізичний зміст постійної інтегрування C_1 полягає в тому, що це час, за який АБ набере початкову швидкість, а C_2 – це шлях, що пройшла АБ до визначеного моменту часу t .

Для порівняльного аналізу також було визначено швидкість АБ при умові вільного падіння та шляхом розв'язку рівняння (1) чисельним інтегруванням за допомогою відомого і перевіреного на практиці метода Ейлера. Отримані залежності швидкості від висоти польоту наведені на рис. 4.

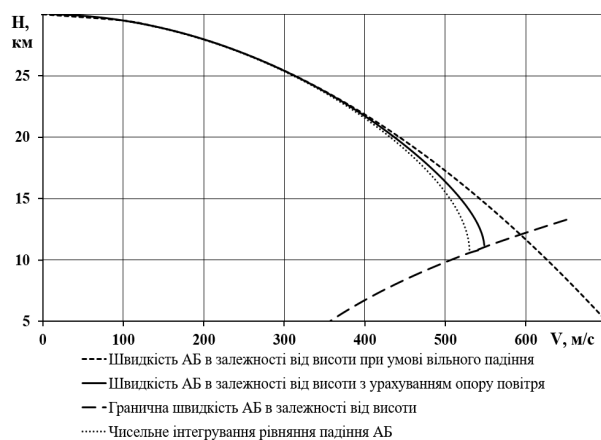


Рис. 4. Залежності швидкості падіння АБ від висоти
Джерело: розроблено авторами

З аналізу наведених залежностей зроблено висновок, що при падінні з висоти 30 км з

нульовою початковою швидкістю вплив сили лобового опору до висоти 20 км і швидкостей польоту 420...440 м/с (що на висоті 20 км відповідає $M = 1,43 \dots 1,49$) є незначним. З висоти 20 км починається зменшення прискорення падіння АБ внаслідок впливу опору повітря. На висоті приблизно 11 км швидкість АБ досягає максимального значення, що становить 548 м/с, $M = 1,86$. Водночас рішення рівняння методом Ейлера дає менше значення і становить 529 м/с, що відповідає $M = 1,78$ на висоті 10500 м. Різниця у визначенні максимальної швидкості становить приблизно 3 %, висоти 4,5 %. Подальший рух АБ відбувається зі зменшенням швидкості внаслідок зростання сили лобового опору через зростання густини повітря. Отримані залежності демонструють орієнтовні швидкості, які можуть досягати ПКАБ при пікіруванні зі складеним крилом і можуть слугувати вихідними даними для розрахунку траєкторії ПКАБ при виводі з пікірування з різної висоти після розкриття крил.

Для визначення граничної дальності польоту ПКАБ при скиданні її з висоти 30 км без стартових та маршевих двигунів було проведено моделювання польоту ПКАБ при певних припущеннях. А саме, ПКАБ збалансовано і відхилень органів керування достатньо для створення керуючих перевантажень, перевантаження створюється миттєво. Вивід з вертикального пікірування в режим горизонтального польоту починається майже одразу з максимально допустимим перевантаженням n_{ya} . При виході в режим горизонтального польоту ПКАБ сповільнюється до швидкостей, що відповідають $M = 0,6$. Після сповільнення ПКАБ здійснює збалансоване планерування на режимах максимальної аеродинамічної якості з відповідними їй швидкостями та кутом нахилу траєкторії. Також не враховуються балансувальні втрати при польоті ПКАБ, турбулентність атмосфери. Основні геометричні характеристики ПКАБ, що досліджувались в даній роботі наведено в таблиці 1.

У припущенні, що ПКАБ здійснює рух лише у вертикальній площині система рівнянь руху центра мас через перевантаження має вигляд:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = g(n_{xa} - \sin \Theta) \\ \frac{d\Theta}{dt} = \frac{g}{V}(n_{ya} - \cos \Theta) \\ \frac{dL}{dt} = V \cos \Theta \\ \frac{dH}{dt} = V \sin \Theta \end{cases}$$

Рішення даної системи виконується модифікованим методом Ейлера, що дозволяє

підвищити точність в 10 раз у порівнянні з методом Ейлера, але дещо збільшує обсяг обчислень. Водночас одним із найбільш точних методів, що пропонується використовувати для визначення параметрів руху в подальшому є метод Рунге-Кутта для чисельного розв'язання диференціальних рівнянь руху [9, с. 19]. У межах оціночного визначення дальності запропонованого варіанту застосування ПКАБ вважається достатнім використовувати модифікований метод Ейлера з певними обмеженнями. А саме, крок інтегрування повинен забезпечити зміну кута нахилу траєкторії не більше 10° , зміни аеродинамічних сил (перевантажень) повинні бути в межах, щоб їх можна було апроксимувати на відрізках приросту функцій від швидкості лінійними залежностями. Тоді замінюючи похідні в системі рівнянь руху центра мас кінцевими приростами отримаємо систему рівнянь у наступному вигляді:

$$\begin{cases} \Delta V = g(n_{xa} - \sin \Theta) \Delta t \\ \Delta \Theta = \frac{g}{V}(n_{ya} - \cos \Theta) \Delta t \\ \Delta L = V \cos \Theta \times \Delta t \\ \Delta H = V \sin \Theta \times \Delta t \end{cases}$$

Порядок рішення рівнянь є відомим і наведений, наприклад в [10, с. 13...21].

Таблиця 1
Основні геометричні характеристики ПКАБ

Назва параметра	Значення параметра
Розмах крила при стрілоподібності $0^\circ, 8^\circ, 45^\circ$ відповідно, м	2,405 2,382 1,7075
Площа крила, m^2	0,454
Хорда крила, м	0,1906
Звуження консолей крила	1
Подовження крила	12,75 12,5 6,42
Довжина фюзеляжу, м	2,31
Діаметр міделового перерізу, м	0,3
Подовження фюзеляжу	7,67
Площа фюзеляжу, m^2	0,072
Розмах оперення, м	0,545
Площа ізолюваного оперення, m^2	0,2
Відносні товщини профіля	0,12
Кути стрілоподібності оперення по передній кромці, град	80

Джерело: розроблено авторами

Після виходу з пікірування в режим горизонтального польоту здійснюється гальмування ПКАБ під дією сили лобового опору до швидкостей, що відповідають числу $M \approx 0,6$. Після досягнення ПКАБ заданої швидкості

визначається максимальна аеродинамічна якість, що відповідає даній швидкості, кут планерування і визначається відповідна дальність планерування. Враховуючи, що зі зміною висоти буде відбуватися зміна аеродинамічних характеристик задається закон керування, що забезпечує політ на максимальній аеродинамічній якості і відповідному куту нахилу траєкторії. Результати моделювання для ПКАБ наведені на Рис. 5...7 для конфігурацій з кутами стрілоподібності крил $\chi_1 = 8^\circ$, $\chi_2 = 45^\circ$.

З аналізу залежностей швидкості від висоти видно (Рис. 5), що ПКАБ з різною стрілоподібністю мають приблизно однакову швидкість, яка перевищує надзвукову ($M = 1,33$, $H = 21,8$ км), до висоти $H \approx 22$ км, що обумовлено малою густиною повітря і, як наслідок, незначним значенням сили аеродинамічного опору. З висоти менше 22 км прискорення ПКАБ з крилом з $\chi = 8^\circ$ починає зменшуватись у порівнянні з крилом зі стрілоподібністю $\chi = 45^\circ$. Це обумовлено більшими значеннями коефіцієнту хвильового опору для крила з $\chi = 8^\circ$ при одночасному зростанні впливу сили лобового опору через збільшення густини повітря. Також на прискорення ПКАБ обох конфігурацій починає впливати збільшення кута нахилу траєкторії ПКАБ і його зміна при досягненні висоти 20 км сягає приблизно 10° (рис. 6). Внаслідок цього зменшується складова сили тяжіння $G \cos \Theta$, що визначає прискорення ПКАБ. Максимальна швидкість, яку досягає ПКАБ з $\chi = 8^\circ$ становить $V_{\max} = 458$ м/с ($M = 1.55$) на висоті 14,5 км. Для ПКАБ з $\chi = 45^\circ$ $V_{\max} = 463$ м/с ($M = 1.57$) на висоті 14,4 км. Водночас ПКАБ у конфігурації з $\chi = 8^\circ$ має більшу зміну кута Θ (рис. 6) у порівнянні з ПКАБ з $\chi = 45^\circ$. Це

обумовлено більшими значеннями коефіцієнта піднімальної сили та його похідною по куту атаки для ПКАБ з $\chi = 8^\circ$. Внаслідок зазначених факторів ПКАБ в конфігурації з $\chi = 8^\circ$ виходить у режим горизонтального польоту раніше ($H = 9,59$ км) і на більшій швидкості ніж ПКАБ з $\chi = 45^\circ$, для якої висота виходу в горизонтальний політ $H = 8,01$ км. В результаті зменшення швидкості до швидкості планерування, що здійснюється в горизонтальному польоті відбувається для ПКАБ з $\chi = 8^\circ$ на більшій висоті, де вплив сили лобового опору менше і отриманий приріст дальності польоту є більший у порівнянні з ПКАБ з $\chi = 45^\circ$ (Рис. 7). Подальший режим збалансованого планерування за програмою польоту $K = K_{\max}$ відбувається для ПКАБ з $\chi = 8^\circ$ з більшої висоти і при меншому куті нахилу траєкторії Θ (внаслідок більшої максимальної аеродинамічної якості), що забезпечує більш пологі траєкторію і відповідно більшу дальність. При цьому визначено граничну дальність польоту ПКАБ з $\chi = 8^\circ$ та з $\chi = 45^\circ$, яка становить 146 км та 89 км відповідно при прийнятих припущеннях. Отже, в результаті впливу визначених факторів встановлення на ПКАБ крила з $\chi = 8^\circ$ забезпечує дальність польоту на 39 % більшу, ніж встановлення крила з $\chi = 45^\circ$.

Аналіз факторів, що впливає на дальність польоту, дозволяє зробити висновок, що доцільно розглянути засоби збільшення аеродинамічного опору на певних ділянках пікірування для виходу в горизонтальний політ на більшій висоті і виконання планерування на дозвуковій швидкості на максимальній аеродинамічній якості з більшої висоти.

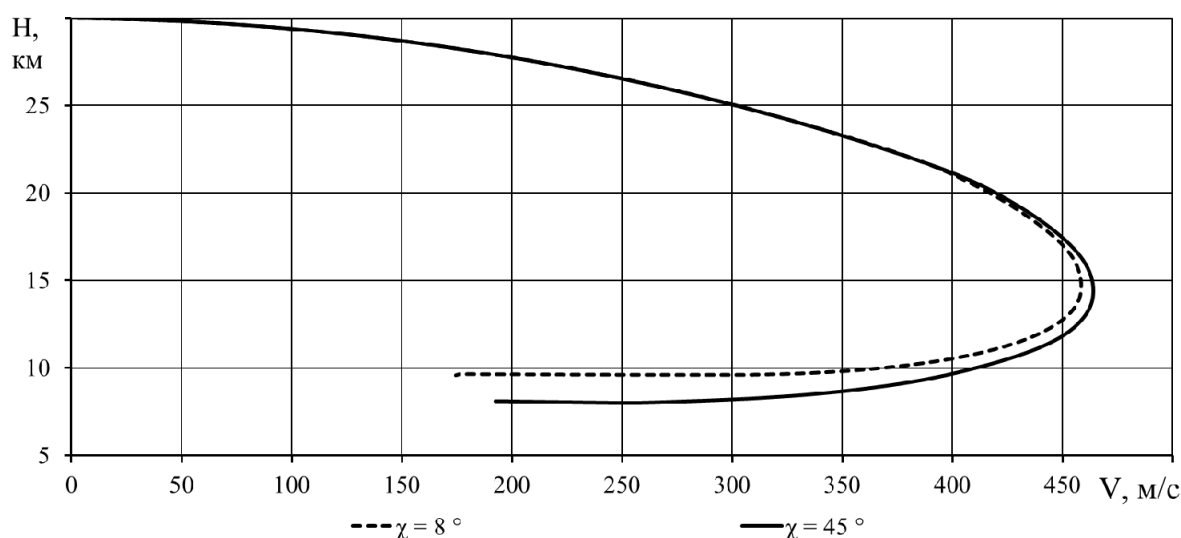


Рис. 5. Зміна швидкості ПКАБ в залежності від висоти польоту до початку збалансованого планерування
Джерело: розроблено авторами

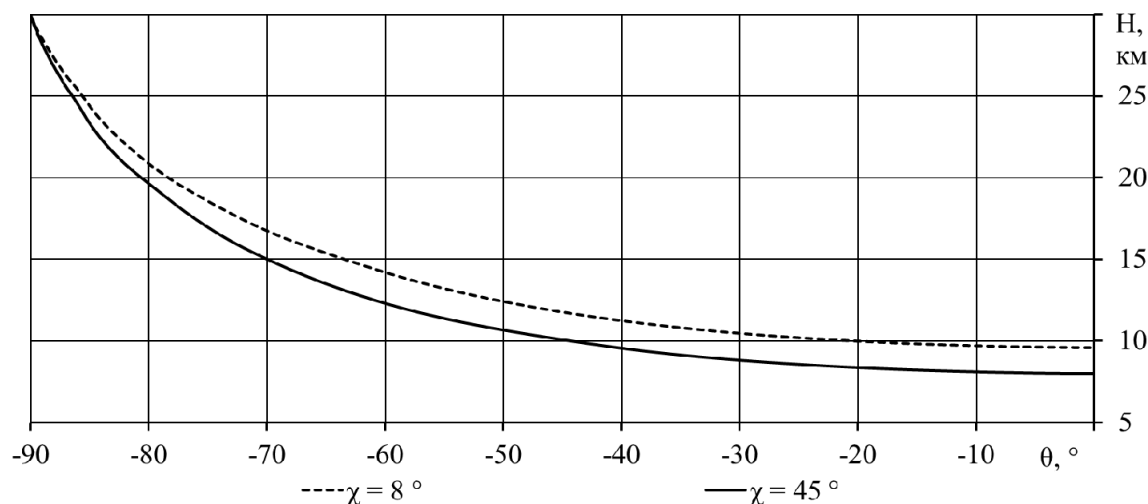


Рис. 6. Зміна кута нахилу траєкторії ПКАБ в залежності від висоти польоту до початку збалансованого планерування
Джерело: розроблено авторами

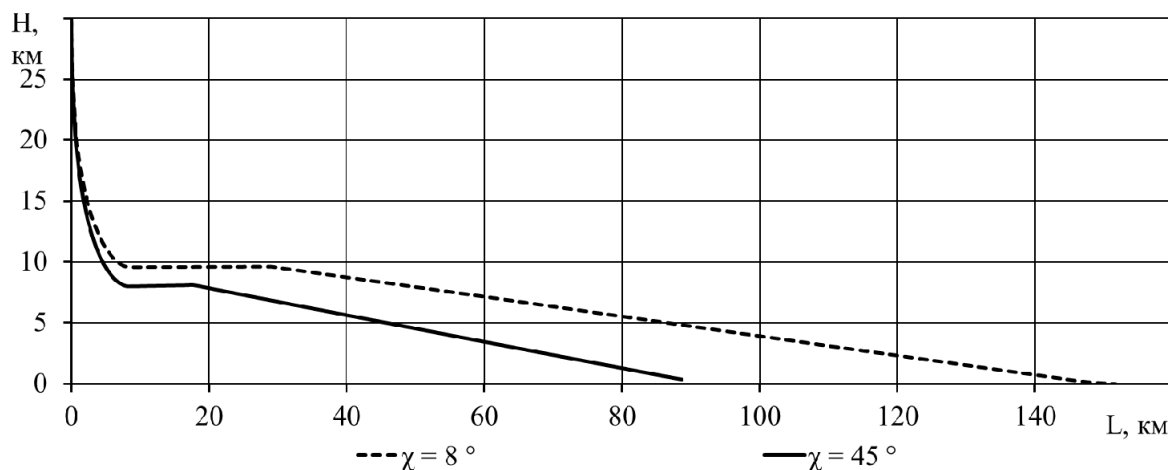


Рис. 7. Дальність польоту ПКАБ в при старті з нульовою швидкістю на висоті 30 км
Джерело: розроблено авторами

II варіант використання ПКАБ.

При модернізації АБ встановленням крилового модуля, органами керування та силовою установкою важливо забезпечити максимальну дальність польоту. Дальність польоту пропорційна аеродинамічній якості ПКАБ. Водночас характеристикою “економічності планера” є відношення $\frac{X_a}{V}$, або після перетворень $\frac{1}{K \times M}$ [11, с. 198; 9, с. 177]. Максимальна дальність досягається при $\frac{X_a}{V} \rightarrow \min$ або $K \times M \rightarrow \max$. Слід зауважити, що вираз $K \times M$ входить до виразу параметра дальності та є параметром “аеродинамічної дальності”. Дані вирази надають можливість визначити режими польоту, на яких реалізується максимальна дальність для перспективних ПКАБ, у тому числі при встановленні на них силової установки.

Для перевірки можливості реалізації запуску ПКАБ з прискорювачем проведено дослідження двох варіантів ПКАБ: з прямим крилом та стрілоподібним крилом з кутом стрілоподібності 45 градусів (Рис. 8). Інші основні геометричні параметри ПКАБ наведено в таблиці 1.

Для ПКАБ з прямим крилом, визначено залежності аеродинамічної якості (Рис. 9), параметру аеродинамічної дальності (Рис. 10), коефіцієнту аеродинамічної піднімальної сили потрібного для горизонтального польоту (Рис. 11, 12), коефіцієнту лобового опору ПКАБ при нульовій піднімальній силі (Рис. 13) від висоти польоту при числах Маха $M = 0,7$ та $M = 0,8$ в припущенні про не перевищення максимального коефіцієнту аеродинамічної піднімальної сили (критичного кута атаки) ПКАБ в дозвуковому польоті.

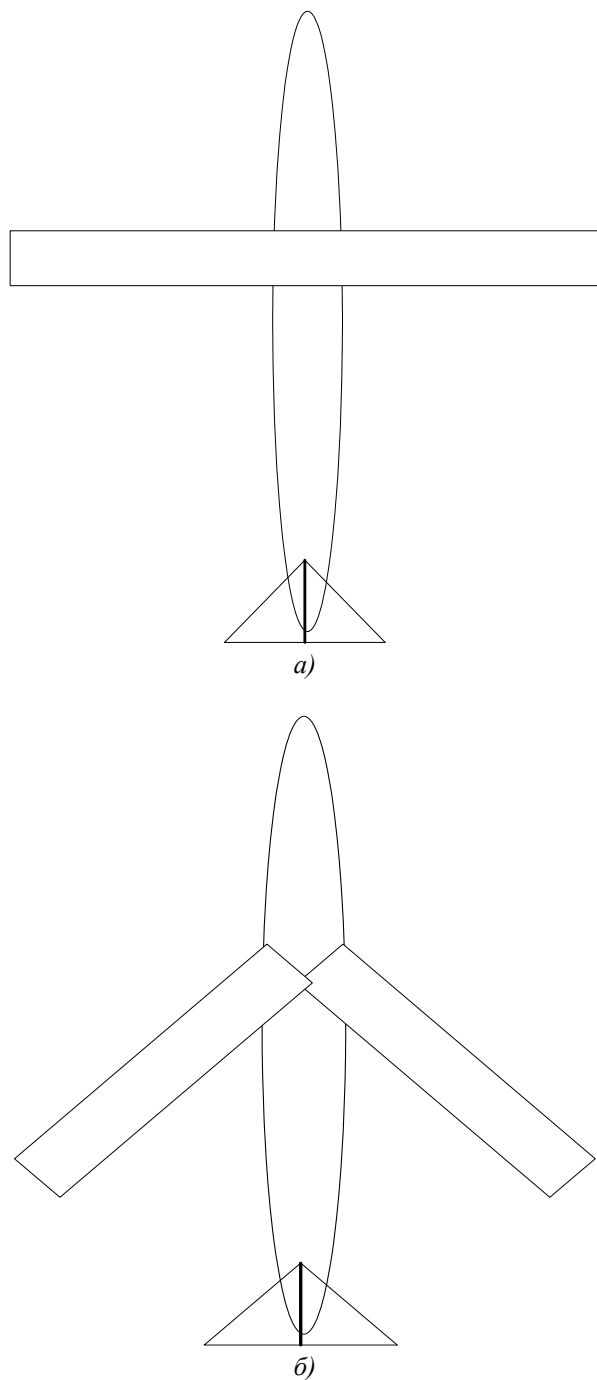


Рис. 8. Схеми ПКАБ з прямим (а) та стрілоподібним (б) крилом
Джерело: розроблено авторами

Аеродинамічна якість K при числі $M = 0,8$ є більшою у порівнянні з K при числі $M = 0,7$ внаслідок збільшення числа Рейнольдса і відповідному зменшенні профільного опору (рис. 9). Водночас зростання хвильового опору внаслідок трансзвукових явищ є меншим у порівнянні зі зменшенням профільного опору. Екстремальне значення аеродинамічної якості досягається на

висоті 14,5...15 км для $M = 0,7...0,8$ з подальшим зменшенням у зв'язку зі зменшенням числа Рейнольдса при збільшенні висоти. Відповідний характер мають залежності параметру аеродинамічної дальності (Рис. 10), що пояснюється визначальним впливом аеродинамічної якості.

Аналіз залежностей потрібних значень C_{ya} для горизонтального польоту (Рис. 11, 12) вказує, що на висотах більших за 16 км потрібні значення C_{ya} є недосяжними для ПКАБ з прямим крилом в дозвуковому польоті. Водночас на висотах менше 12 км може бути реалізований горизонтальний політ ПКАБ при числах $M = 0,7...0,8$, що обумовлено зміною густини повітря по висоті. При цьому збільшення швидкості польоту зменшує потрібні значення C_{ya} .

Зростання коефіцієнту лобового опору при нульовій піднімальній силі (рис. 13) обумовлено зменшенням числа Рейнольдса зі збільшенням висоти. Водночас значення сили лобового опору буде значно зменшуватись зі збільшенням висоти, особливо більше 20 км внаслідок зменшення густини повітря.

Аналіз наведених залежностей дозволяє зробити висновок, що на висотах більших за 12 км практична реалізація дозвукового горизонтального польоту ПКАБ заданої конфігурації ускладнена. Водночас на висотах менших від 12 км можливо реалізувати горизонтальний політ ПКАБ з прямим крилом. Це набуває актуальності при встановленні на ПКАБ маршового двигуна при внесенні відповідних конструктивних змін. Політ ПКАБ на висотах, близьких до 12 км з числом $M \approx 0,8$ відбуватиметься при значенні параметру аеродинамічної дальності близькому до максимального.

Як відомо, на надзвукових швидкостях польоту використання прямого крила не бажано через більші значення хвильового опору у порівнянні з стрілоподібним. Тому визначено залежності аеродинамічної якості ПКАБ та параметру аеродинамічної дальності з стрілоподібним крилом ($\chi = 45^\circ$) в залежності від висоти польоту в припущенні про не перевищення максимального коефіцієнту аеродинамічної піднімальної сили (критичного кута атаки) ПКАБ в надзвуковому польоті (Рис. 15,16). На Рис. 17...20 представлені розрахункові аеродинамічні характеристики ПКАБ з прямим крилом та отримані на основі цих характеристик залежності вертикальної швидкості ПКАБ з стрілоподібним крилом від висоти польоту (Рис. 21).

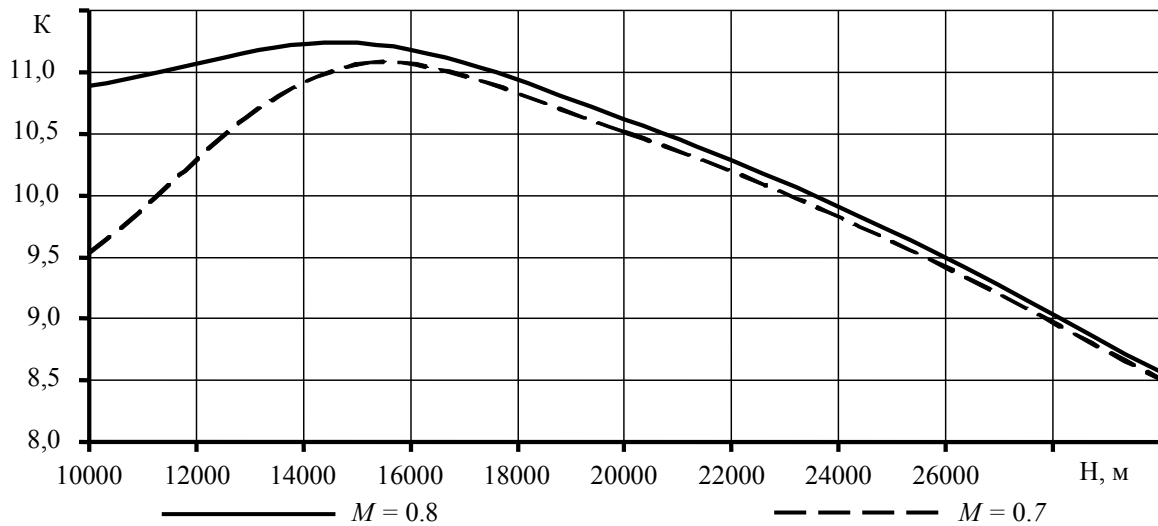


Рис. 9. Залежність аеродинамічної якості ПКАБ з прямим крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

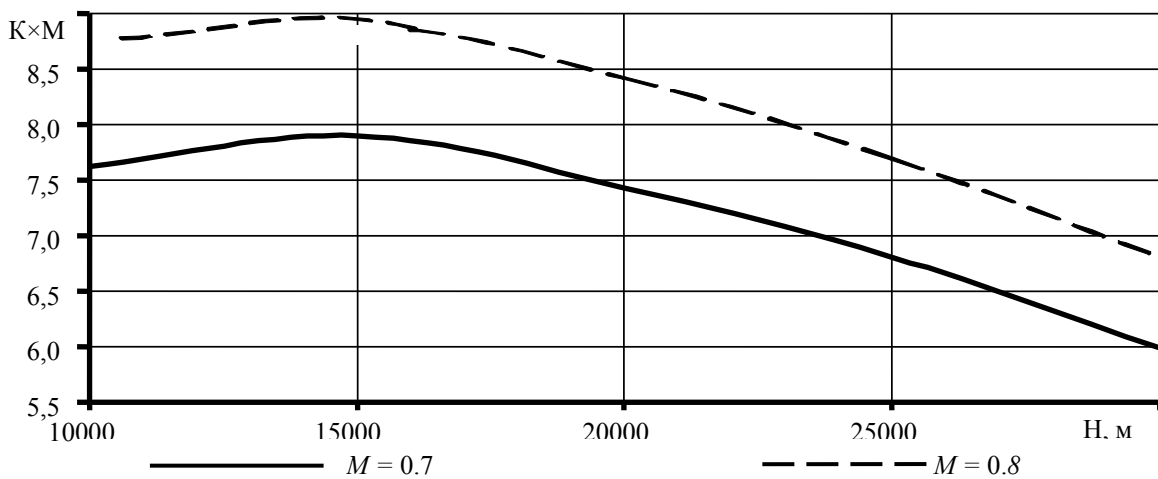


Рис. 10. Залежність параметра аеродинамічної дальності ПКАБ з прямим крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

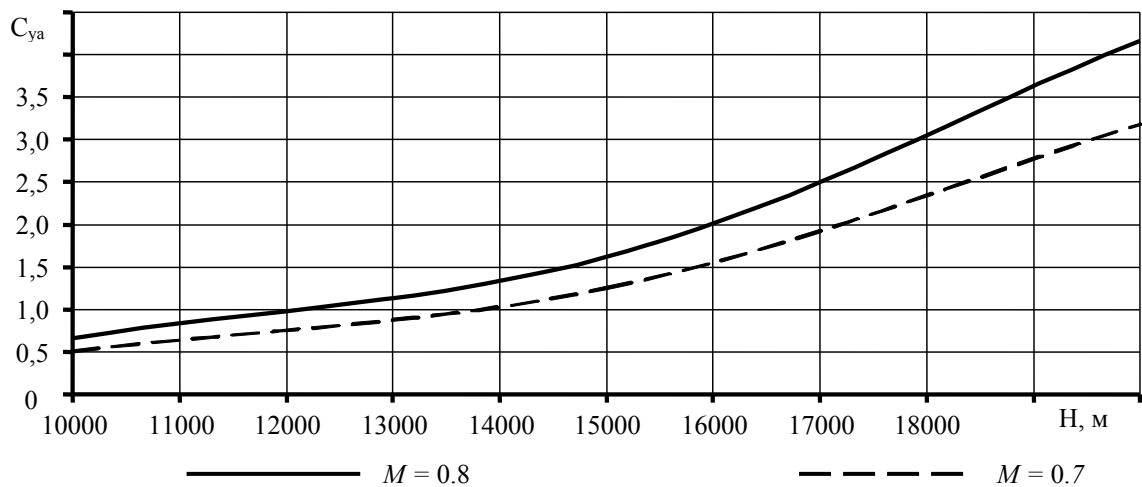


Рис. 11. Залежність потрібного для прямолінійного горизонтального польоту коефіцієнта аеродинамічної піднімальної сили ПКАБ з прямим крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

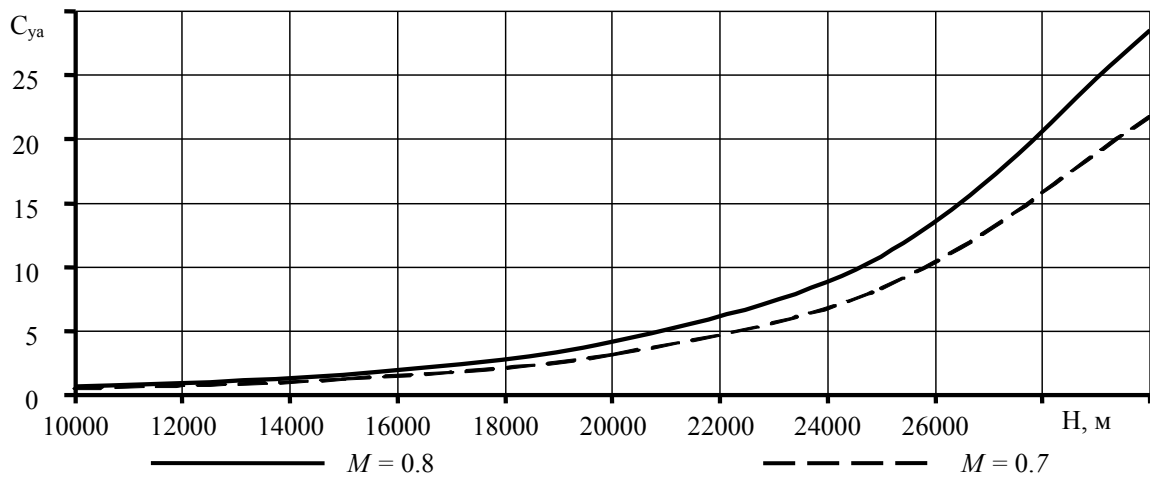


Рис. 12. Залежність потрібного для прямолінійного горизонтального польоту коефіцієнта аеродинамічної піднімальної сили ПКАБ з прямим крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

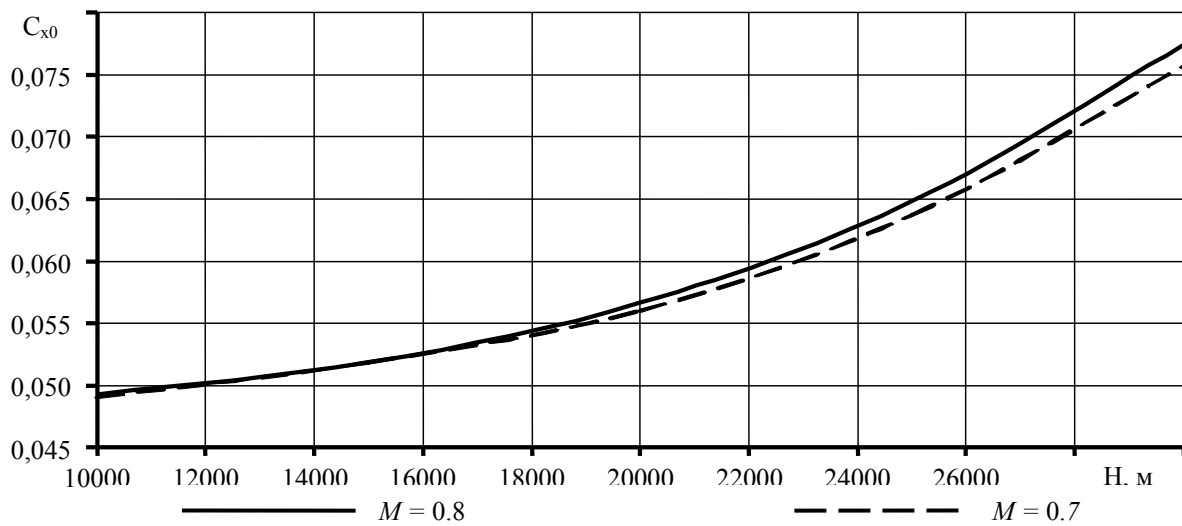


Рис. 13. Залежність коефіцієнта лобового опору ПКАБ з прямим крилом при нульовій піднімальній силі від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

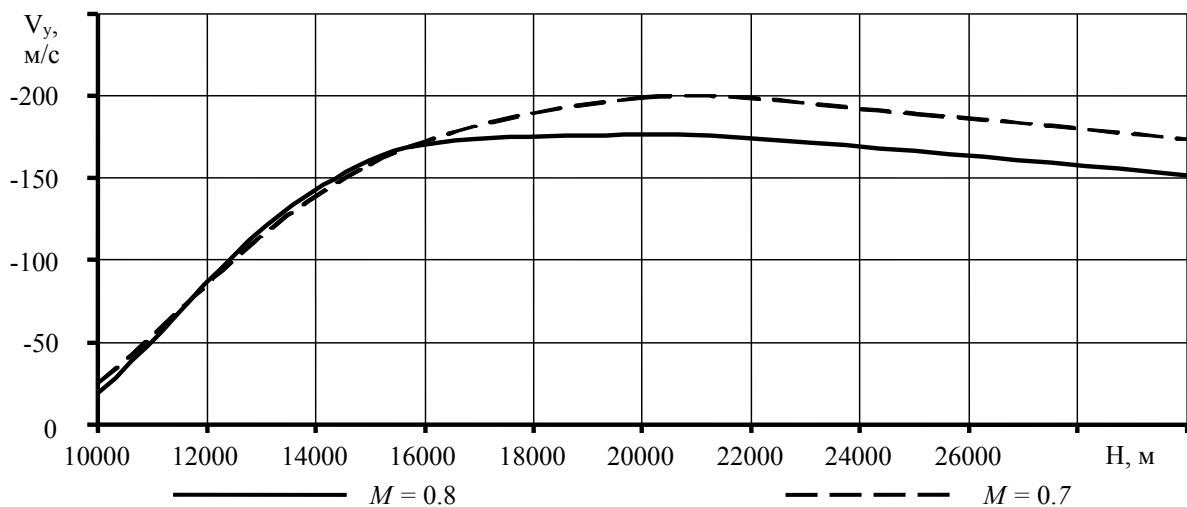


Рис. 14. Залежність вертикальної швидкості ПКАБ з прямим крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

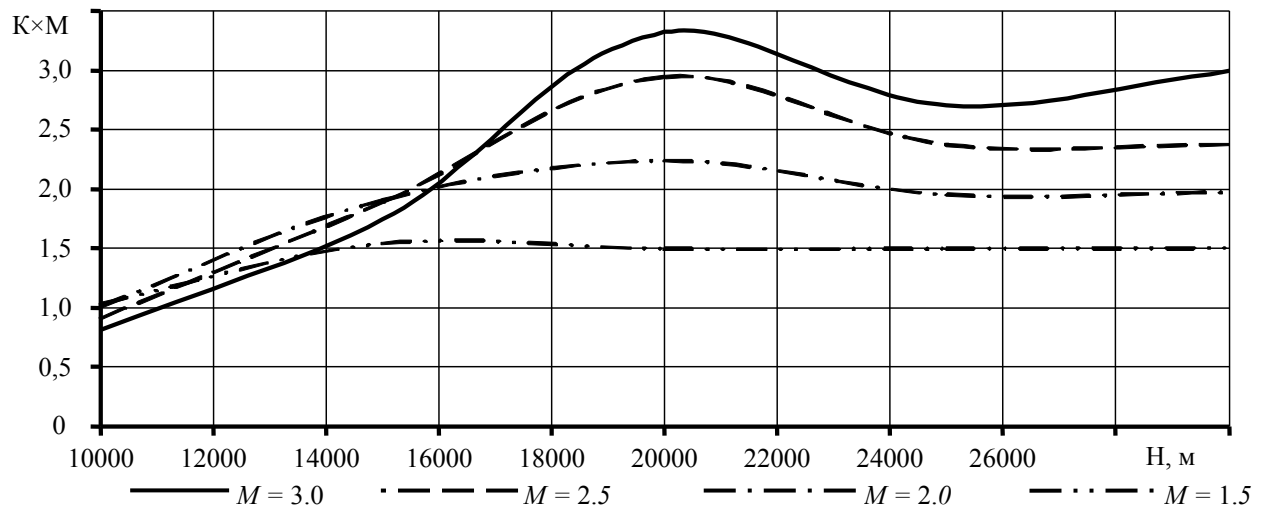


Рис. 15. Залежність параметра аеродинамічної дальності ПКАБ з стрілоподібним крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

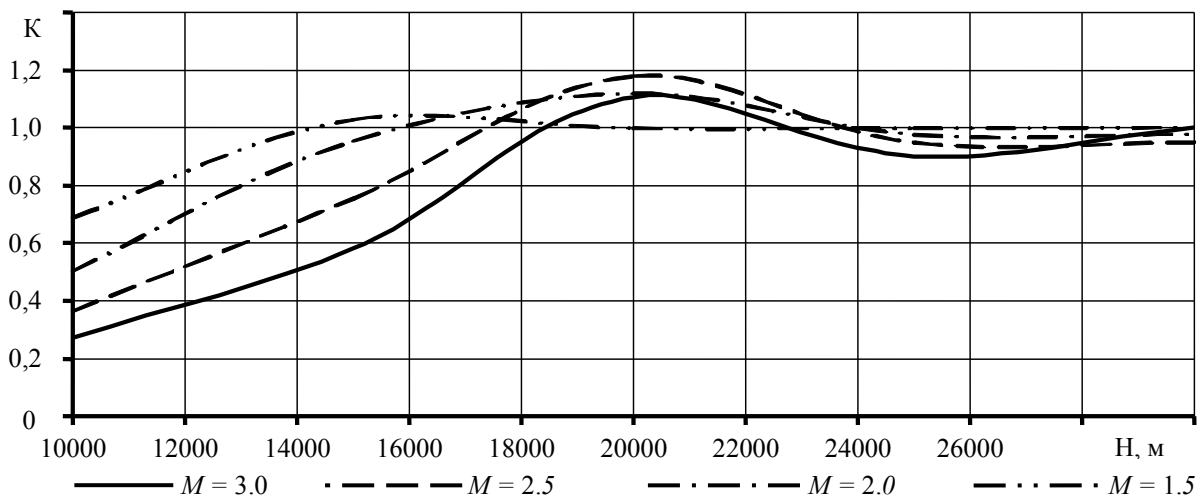


Рис. 16. Залежність параметра аеродинамічної якості ПКАБ з стрілоподібним крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

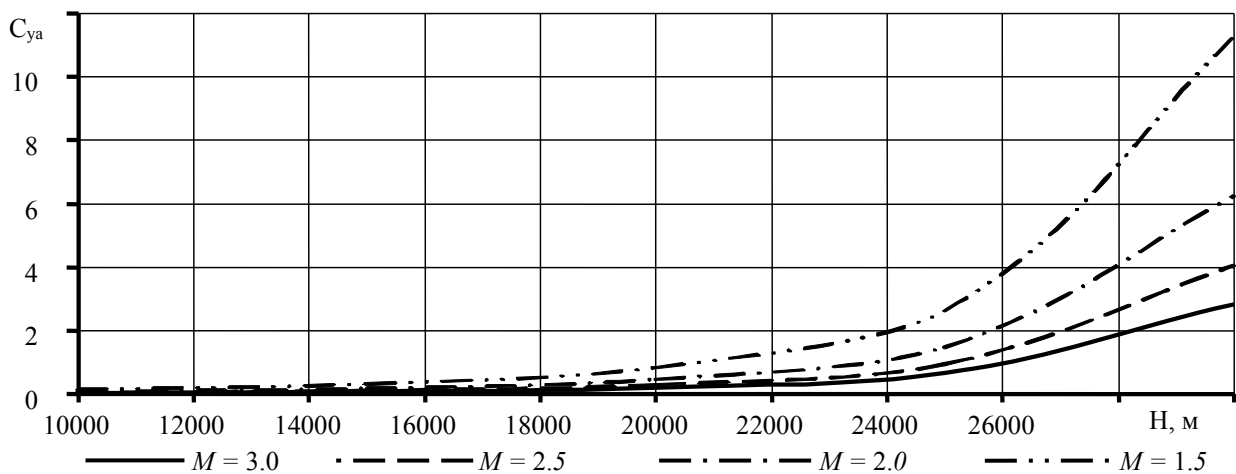


Рис. 17. Залежність потрібного для прямолінійного горизонтального польоту коефіцієнта аеродинамічної піднімальної сили ПКАБ з стрілоподібним крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

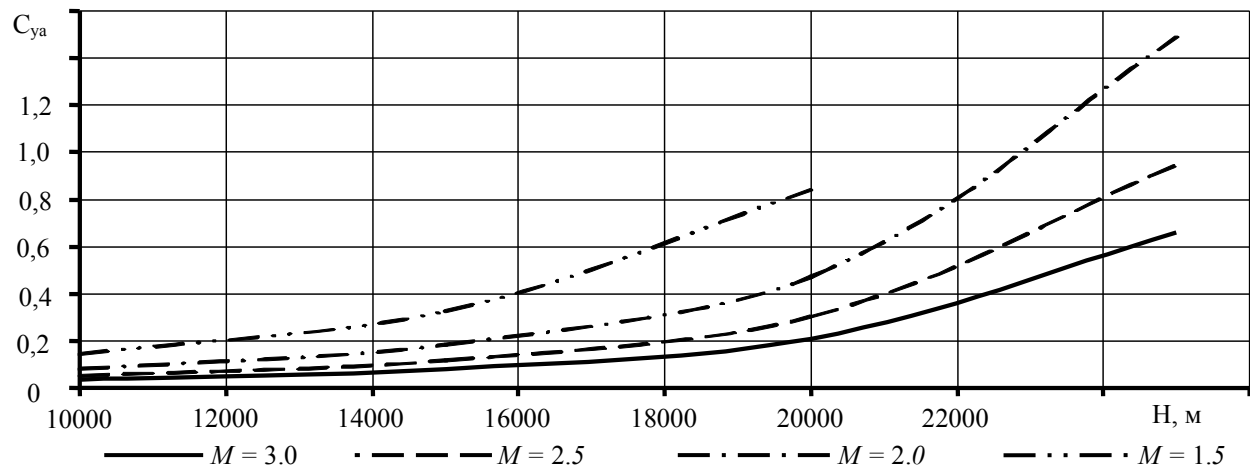


Рис. 18. Залежність потрібного для прямолінійного горизонтального польоту коефіцієнта аеродинамічної піднімальної сили ПКАБ з стрілоподібним крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

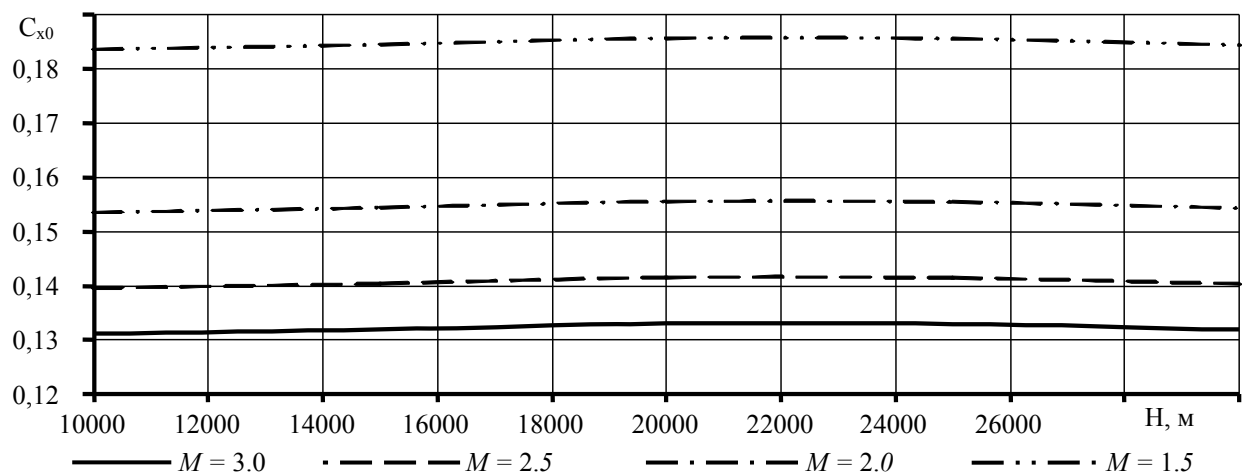


Рис. 19. Залежність коефіцієнта лобового опору ПКАБ з стрілоподібним крилом при нульовій піднімальній силі від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

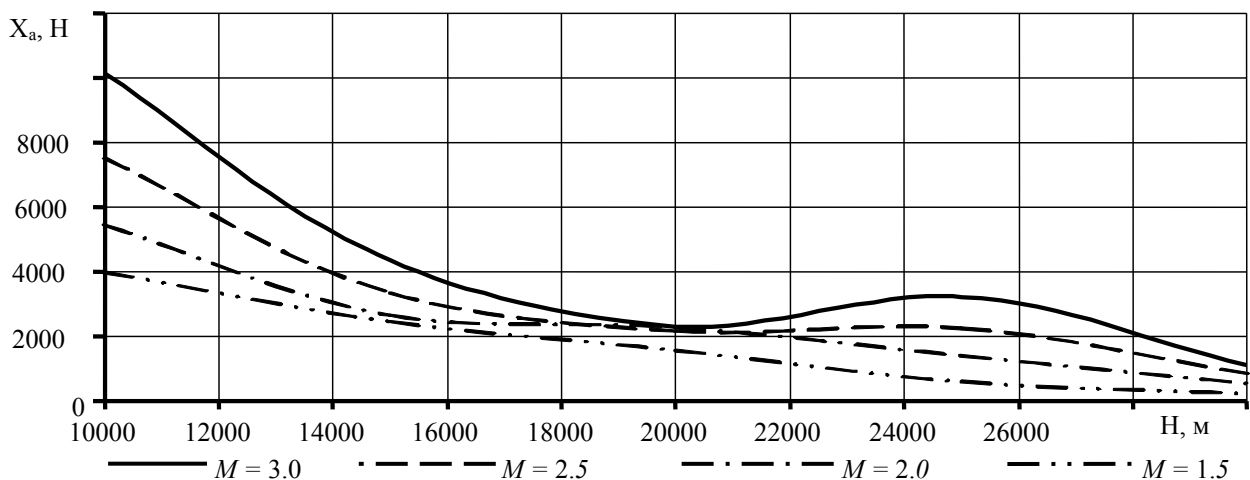


Рис. 20. Залежність лобового опору ПКАБ з стрілоподібним крилом при нульовій піднімальній силі від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

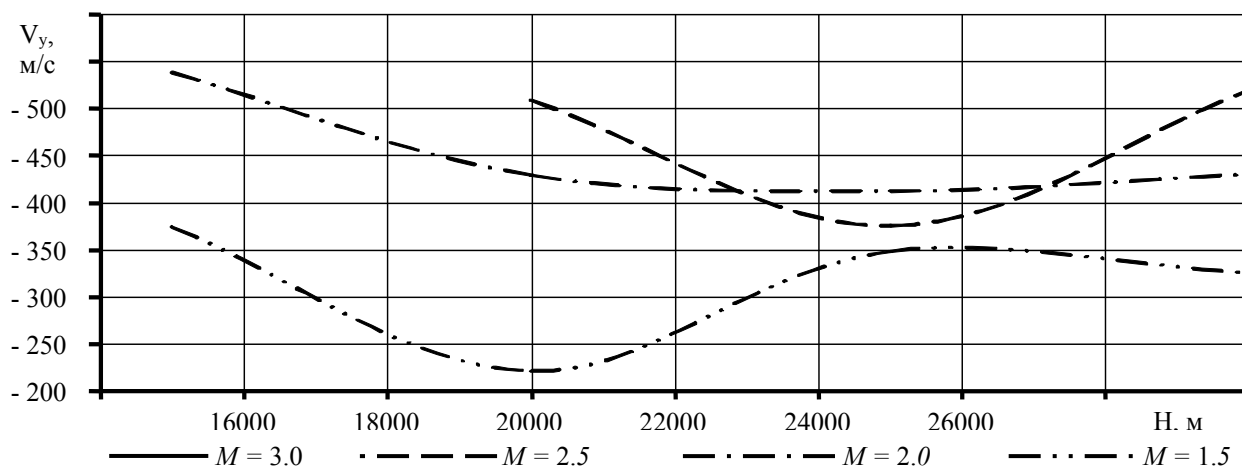


Рис. 21. Залежність вертикальної швидкості ПКАБ з стрілоподібним крилом від висоти польоту
Джерело: розроблено авторами

Аналіз представлених залежностей дозволяє зробити наступні висновки: максимальна аеродинамічна дальність ПКАБ при надзвуковому польоті (Рис. 15) суттєво (приблизно в три рази) нижче максимальної аеродинамічної дальності ПКАБ при дозвуковому польоті (Рис. 10), що обумовлено наявністю хвильового опору при надзвуковому польоті (Рис. 18). Вертикальні швидкості ПКАБ при надзвуковому польоті (Рис. 21) також суттєво перевищують такі при дозвуковому польоті (Рис. 14), що обумовлює пропорційне зменшення дальності планерування на надзвуковій швидкості у порівнянні з дозвуковою швидкістю польоту. При цьому підтримання надзвукової швидкості польоту ($M=3$) ПКАБ зміною кута нахилу траєкторії не завжди неможливе, оскільки величина лобового опору на високій надзвуковій швидкості може перевищувати вагу ПКАБ (Рис. 20). Однак це ще не означає безперспективності використання надзвукового польоту ПКАБ для збільшення зони використання ПКАБ. Так, збільшення дальності польоту у порівнянні варіанта II з варіантом I складає декілька десятків кілометрів, при цьому оптимізацією швидкості гальмування ПКАБ цей приріст, вочевидь, може бути збільшений. Високі надзвукові швидкості польоту дозволяють зменшити підльотний час ПКАБ, розширити зони використання ПКАБ, особливо при використанні додаткового прямоточного реактивного двигуна, який є найбільш економічним серед усіх типів двигунів на цих швидкостях.

Найбільшу аеродинамічну якість на надзвукових швидкостях крило ($\chi=45^\circ$) з визначеним компонованням забезпечує на висоті $H \approx 20$ км при $M=2,5$. З подальшим зростанням висоти аеродинамічна якість в залежності від числа

M відрізняється в незначних границях. При цьому параметр аеродинамічної дальності на цих же висотах має суттєві зміни. Отже режим польоту при $M \approx 3$ може вважатись розрахунковим на висотах понад 22 км і силова установка повинна мати режими роботи, які забезпечують мінімальні витрати палива в даних умовах.

Висновки

В результаті проведення досліджень обґрунтовано два варіанти застосування авіаційних бомб з безпілотних аеростатних систем для збільшення зони використання авіаційних засобів ураження. Для I варіанту застосування авіабомб визначено, що при пікіруванні з висоти 30 км максимальна швидкість, яку досягає ПКАБ з крилом $\chi=8^\circ$ становить $V_{\max}=458$ м/с ($M=1.55$) на висоті 14,5 км. Для ПКАБ з $\chi=45^\circ$ $V_{\max}=463$ м/с ($M=1.57$) на висоті 14,4 км. Внаслідок меншої максимальної швидкості і більшого значення похідної коефіцієнту піднімальної сили по куту атаки ПКАБ в конфігурації з $\chi=8^\circ$ виходить в режим горизонтального польоту раніше і на більшій швидкості ($H=9,59$ км, $V=302$ м/с) ніж ПКАБ з $\chi=45^\circ$ ($H=8,01$ км, $V=250$ м/с). Це має наслідком, що гранична дальність польоту ПКАБ з $\chi=8^\circ$ на 39 % більша ніж дальність польоту ПКАБ з крилом, що має $\chi=45^\circ$. Визначена дальність польоту при прийнятих припущеннях становить 146 та 89 км відповідно.

З аналізу факторів, що впливають на дальність польоту ПКАБ доцільно розглянути засоби збільшення нормального перевантаження і аеродинамічного опору на певних ділянках пікірування для швидшого виходу в горизонтальний політ, що дозволить додатково

збільшити дальність планування.

Для II варіанту застосування встановлено, що реалізація надзвукового планування на висотах більше 12 км в розглянутих конфігураціях ускладнена. Водночас показано можливість надзвукового польоту ПКАБ на висотах більше 22 км і числах $M \approx 3$ при застосуванні прямооточного двигуна. За умови узгодження режимів польоту ПКАБ та двигуна можливо

досягти більшої дальності застосування ПКАБ. Великі надзвукові швидкості польоту забезпечують оперативність нанесення повітряного удару.

Напрямок подальших досліджень є визначення граничних можливостей ПКАБ при надзвуковому польоті з гальмуванням для збільшення зони використання ПКАБ та надзвуковому польоті з прямооточним реактивним двигуном.

Список літератури

1. Агафонов Ю.М. Очікувані характеристики уніфікованого боєприпасу повітряного та наземного базування / Ю.М. Агафонов, О.М. Жарик, Ю.М. Осіпов, Ю.А. Ткаченко // Системи озброєння і військова техніка. – Х.: ХНУПС. – Вип. 3 (55), 2018. – С. 56-60.
2. Ретроспективний аналіз і актуальні тенденції розвитку безпілотних авіаційних комплексів з урахуванням сучасних програм їх створення / П. Глушенко та ін. Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. 2023. № 19(26). С. 231–244. URL: <https://doi.org/10.54858/dndia.2023-19-33>.
3. Zyk S. Аеростати і їх використання у війнах. DeepState UA. URL: <https://deepstateua.com/povitriani-kuli-i-iakh-vikoristovuvali-u-viynakh/> (дата звернення: 27.10.2024).
4. "Війна аеростатів": як їх вже використовували та чи є вони реальною загрозою | Defense Express. Військовий портал Defense Express - все про військову справу. URL: https://defence-ua.com/minds_and_ideas/vijna_aerostativ_jak_jih_vzhe_vikoristovuvali_u_vijnah_ta_chi_je_voni_realnoju_zagrozoju-10662.html (дата звернення: 27.10.2024).
5. Беспилотные летательные аппараты: методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик / В. М. Ильюшко [и др.] ; общ. ред. В. И. Силков. - К. : ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2009. - 302 с.: ил. - ISBN 978-966-8571-77-0.
6. Determining the Aerodynamic Characteristics of a Propeller-Driven Anti-UAV Fighter While Designing Air Propellers / Loginov, V., Ukrainets, Y., Popov, V., Spirkin, Y. // Transactions on aerospace research. 2(263) 2021, P. 46-62. <https://doi.org/10.2478/tar-2021-0023>.
7. Авиационные бомбы. – М.: Воениздат, 1963 г. – 453 с.
8. Seto K., Nakanishi N. Differential Equations and Their Applications: Analysis from a Physicists Viewpoint. World Scientific Publishing Co Pte Ltd, 2022.
9. Leonides C. T. Control and Dynamic Systems: Advances in Aerospace Systems Dynamics and Control Systems Part 2 of 3: Advances in Theory and Applications. Elsevier Science & Technology Books, 2012.
10. Динамика полета летательных аппаратов: конспект лекций / В. И. Силков; Киевский международный ун-т гражданской авиации. - Киев, 1997. - 423 с.
11. Philpott D. R., Kermode A. C., Barnard R. H. Mechanics of Flight. Pearson Education, Limited, 2006. – 500 p.

Надійшла до редколегії 30.10.2024

Схвалена до друку 20.11.2024

Відомості про авторів:

Шостак Владислав Григорович

кандидат технічних наук
начальник Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-2956-1069>

Українець Євген Олександрович

доктор технічних наук
професор
професор кафедри конструкції та міцності літальних апаратів та двигунів Харківського національного університету Повітряних Сил імені Івана Кожедуба
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-7674-0588>

Information about the authors:

Vladyslav Shostak

Candidate of Technical Sciences
Chief of State Research
Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-2956-1069>

Yevgen Ukrainets

Doctor of Technical Sciences
Professor
Professor of Department of Design and Durability of Aircraft and Engines Ivan Kozhedub Kharkiv National Air Force University
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-7674-0588>

Глушенко Павло Аркадійович

доктор філософії
старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-8231-8877>

Pavlo Hlushchenko

Doctor of Philosophy, PhD
Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-8231-8877>

Жевтюк Олександр Анатолійович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-6337-4750>

Oleksandr Zhevtiuk

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-6337-4750>

*Надійшла до редколегії 30.10.2024
Схвалена до друку 20.11.2024*

**JUSTIFICATION OF OPTIONS FOR APPLICATION OF AVIATION MEANS OF IMPACT FROM
UNMANNED AEROSTATIC SYSTEMS**

V. Shostak, Y. Ukrainets P. Hlushchenko, O. Zhevtiuk

Two options for the use of aerial bombs from unmanned aerostat systems to increase the area of use of aerial means of destruction are substantiated. Aerodynamic and flight technical characteristics of corrected air bombs are determined on the basis of the well-known semi-empirical method, implemented in the modular software complex "Integration 2.2". The limit capabilities of the flight range of glider-corrected air bombs in subsonic and supersonic flight modes are determined. It is shown that at altitudes higher than 12 km, the practical implementation of subsonic gliding of corrected aviation bombs, in which the maximum aerodynamic range is significantly greater than that of supersonic gliding, is complicated by exceeding the maximum permissible coefficient of aerodynamic lift. It is shown that the use of a rocket accelerator at high altitudes for supersonic glide speeds of corrected air bombs allows to reduce their flight time and expand the areas of their use, especially when using an additional direct-flow jet engine.

For the I variant of the use of air bombs, it was determined that when diving from a height of 30 km, the impact of the maximum speed achieved by an anti-aircraft missile with a wing of $\chi = 8^\circ$ is $V_{\max} = 458$ m/s ($M = 1.55$) at an altitude of 14.5 km. For GBU with $\chi = 45^\circ$ $V_{\max} = 463$ m/s ($M = 1.57$) at an altitude of 14.4 km. Due to the lower speed and the higher value of the derivative coefficient of the lifting force along the angle of attack, the GBU in the configuration with $\chi = 8^\circ$ enters the horizontal flight mode earlier ($H = 9.59$ km) than the GBU with $\chi = 45^\circ$ ($H = 8.01$ km). This has the consequence that the ultimate range of flight of a GBU with $\chi = 8^\circ$ is 39% greater than the range of flight of a GBU with a wing having $\chi = 45^\circ$. The determined flight range under the accepted assumptions is 146 and 89 km, respectively. From the analysis of the factors affecting the flight range of the SCAB, it is advisable to consider means of increasing the aerodynamic resistance in certain areas of the dive for a faster exit into horizontal flight, which will allow to further increase the gliding range.

For the II application option, it was established that the implementation of subsonic gliding at altitudes of more than 12 km in the considered configurations is difficult. At the same time, the possibility of supersonic flight of the SCAB at altitudes of more than 22 km and numbers $M \approx 3$ is shown, provided that a direct-flow engine is used. If the flight modes of the GBU and the engine are coordinated, it is possible to achieve a longer range of use of the GBU. High supersonic flight speeds ensure the effectiveness of an air strike.

Keywords: unmanned aerostat system, glider corrected air bomb, glider, aerodynamic characteristics.

А.С. Бологін, Ю.О. Манулін, Г.Т. Горохов

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

МЕТОДОЛОГІЧНІ ОСНОВИ ПОБУДОВИ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ СИСТЕМИ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ ПРО ПРОДОВЖЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Для удосконалення існуючих і створення нових інноваційних систем прийняття та ухвалення управлінських рішень про подальшу експлуатацію літальних апаратів, у яких закінчилися встановлені ресурсні показники, запропоновано методичний підхід до підготовки варіантів рішень до їх прийняття відповідальними особами. Розглянуто особливості створення та функціонування інтелектуальної системи прийняття рішень у реальних умовах експлуатації військової авіаційної техніки. На прикладі, з застосуванням статистичних математичних моделей та методів нечіткого логічного аналізу, показано можливості збільшення обсягу вибірки в задачах класифікації, особливості прогнозування змін технічного стану, порядок та етапність підготовки варіантів рішень.

Ключові слова: літальний апарат, експлуатація, система прийняття рішень.

Вступ

Безперервне зростання кількості інформації та постійне ускладнення завдань, які виконуються старіючим парком авіаційної техніки (далі – АТ), свідчить про необхідність удосконалення існуючих та створення нових інноваційних систем прийняття та ухвалення управлінських рішень. Саме інтелектуальні системи прийняття рішень (далі – ІСПР) здатні реалізувати у режимі реального часу неперервний контрольований процес прийняття рішень у складних ситуаціях, які мають багато складових та характеризуються невизначеністю та несталою структурованістю. ІСПР може стати основою вітчизняної інформаційно-комунікаційної системи супроводження експлуатації АТ державної авіації України, яка створюється на сучасному етапі як система, що здатна забезпечити оперативне надходження і обробку інформації та автоматизацію процесів управління надійністю АТ.

Постановка завдання та його актуальність. Розробка математичного забезпечення ІСПР передбачає проведення досліджень, які мають вказати шляхи з вирішення завдання пошуку раціональної структури математичної моделі для процесів розрахунків і обчислення інформації баз даних щодо технічного стану планера літальних апаратів (далі – ЛА) на всіх етапах їх експлуатації. Результати досліджень дозволять визначити методи підготовки варіантів рішень та вибір найбільш раціонального варіанту до їх прийняття відповідальними особами.

Прийняття рішень щодо продовження термінів експлуатації елементів планерів конструкцій ЛА

безпосередньо пов'язано з завданнями, які виникають під час вирішення проблемних питань побудови математичних моделей прогнозу змін характеристик складних технічних систем.

Стосовно авіаційних конструкцій структура математичної моделі в формалізованому вигляді передбачає наявність наступних функціональних залежностей [1, с. 54]:

$$\hat{y} = b_0 + b_1 f_1(X_1) + \dots + b_h f_h(X_1, \dots, X_K),$$

де $b_0, \dots, b_h$ – коефіцієнти математичної моделі; $X_1, \dots, X_k$ – керовані фактори в натуральних значеннях; k – кількість керованих факторів; $f_1, \dots, f_h$ – функції від факторів $X_1, \dots, X_k$.

Вищенаведена структура математичної моделі використовує експериментально-статистичний підхід і реалізує апроксимацію реальних даних технічної експлуатації ЛА моделями лінійними по параметрам і, в загальному випадку, нелінійними по факторам.

Актуальність пошуку раціональної структури математичної моделі пояснюється відсутністю в теперішній час вітчизняної інформаційно-комунікаційної системи супроводження експлуатації АТ державної авіації України, для якої необхідно створити математичне забезпечення.

Аналіз попередніх досліджень. Виконані в останні роки дослідження [2, 3] та зміст положень керівних документів [4...6] вказують на достатньо розвинений науково-методичний апарат логічного аналізу та досвід його застосування [7], який може бути використаний при коригуванні програм (планів) технічного обслуговування і ремонту, а

також регламентів технічного обслуговування старіючого парку ЛА. Зазначені роботи, організовані за результатами попереднього визначення технічного стану елементів конструкції виробу, надають методичний інструмент обґрунтування та прийняття управлінських рішень та встановлення функціональним системам та їх комплектувальним виробам методів технічної експлуатації за станом: технічної експлуатації до передвідмовного стану та технічної експлуатації до відмови.

Особливості експлуатації ЛА в сучасних умовах, коли польоти в більшості випадків здійснюються під час великого навантаження на силові елементи конструкції планера ЛА, потребують проведення досліджень щодо впливу існуючих особливостей на прогнозні оцінки з продовження строків служби планерів ЛА.

У математичних моделях ІСПР необхідно визначити перелік функціональних залежностей, за допомогою яких можливо отримувати результати обробки баз даних реальної експлуатації ЛА.

Мета статті полягає в аналізі параметрів та факторів, які необхідно використовувати в математичних моделях під час розробки структури математичного забезпечення ІСПР.

Виклад основного матеріалу

На сьогодні більшість рішень про подальшу експлуатацію ЛА приймається за результатами визначення технічного стану елементів конструкції виробу з урахуванням історії їх навантаження у процесі експлуатації. Фактичний технічний стан визначається за результатами експертних оцінок, на основі бази експертних знань, умінь та навичок відповідних фахівців та осіб, що приймають рішення.

Інформація про технічний стан виробу АТ, наявність, кількість, обсяг дефектів та несправностей є основним масивом вхідних даних у ІСПР. При цьому критеріальне поле не структуровано та не систематизовано для прийняття рішення, можуть недостатньо враховуватись вхідні дані щодо параметрів технічного стану АТ, взаємозв'язок між ними, експлуатаційні обмеження та інше, що може привести до недостатньої обґрунтованості рішення, яке приймається.

Для розуміння сутності ІСПР необхідно мати загальне розуміння призначення й діапазону використання даної системи для виконання визначених завдань. У процесах експлуатації АТ, де частіше використовується термін “системи управлінських рішень”, ІСПР (DSS-Decision Support System) – це інтерактивна прикладна система, яка забезпечує кінцевим експлуатантам АТ, котрі

приймають рішення про її подальшу експлуатацію, легкий і зручний доступ до даних і моделей підтримання справності, у який відпрацьовано відповідні алгоритми прийняття рішень у напівструктурованих і неструктурованих ситуаціях з різними вхідними даними. При цьому ІСПР підтримує і посилює (але не замінює і не відмінює) міркування та оцінки особи, що приймає рішення. Сутність та важливість оцінок експертів не зменшується, контроль за прийняттям рішення лишається за людиною [8].

Необхідність створення ІСПР у експлуатації АТ нині зумовлена:

- збільшенням обсягів інформації, що надходить до органів управління і безпосередньо до керівників;

- ускладненням завдань, що розв'язуються щоденно і на перспективу;

- необхідністю обліку і урахування великої кількості взаємопов'язаних факторів і вимог, що швидко змінюються;

- необхідністю зняття невизначеності, пов'язаної з неможливістю кількісного вимірювання окремих чинників;

- збільшенням важливості наслідків рішень, що приймаються, тощо.

Оскільки основу ІСПР складає масив даних за результатами визначення технічного стану елементів конструкції виробу, на основі якого розроблено комплекс алгоритмів та заходів, спрямованих на забезпечення справності, основними особливостями впровадження ІСПР у експлуатацію АТ є:

- надання особі, що приймає рішення, допомоги в процесі прийняття рішень і забезпечення підтримки в усьому діапазоні експлуатаційних та бойових завдань;

- інтегрування загальних та індивідуальних алгоритмів прийняття рішень, моделей та аналітичних методів зі стандартним доступом до даних і вибіркою даних. Для надання допомоги у прийнятті рішень активізуються одна чи кілька моделей (математичних, статистичних, імітаційних, кількісних, якісних або комбінованих). Зміст баз та сховищ даних охоплює інформацію про надійність та технічний стан АТ, історію поточних і попередніх операцій, виконаних робіт, а також інформацію про середовище (функції інформаційно-комунікаційної системи супроводження експлуатації АТ);

- побудова ІСПР за принципом інтерактивного розв'язування завдань. Користувач має змогу підтримувати діалог із ІСПР у безперервному режимі, а не обмежуватись введенням окремих команд з наступним очікуванням результатів;

зорієнтованість на гнучкість та адаптивність для пристосування до змін у бойовій обстановці чи в підходах до розв'язування задач, які обирає користувач. Керівник має пристосуватися до змінюваних умов сам і відповідно підготувати систему. Еволюція та адаптація системи мають бути поєднані з її життєвим циклом.

Можливість продовження експлуатації в математичній моделі прогнозу можливості продовження строку служби конкретного ЛА здійснено на основі результатів порівняльного аналізу значень факторів, що характеризують особливості процесу технічної експлуатації ЛА, що досліджується, із даними головної групи, яка визначена посеред усього парку ЛА даного типу.

У головній групі ЛА мають випереджальні значення факторів, які характеризують ранг R_{II} пошкодження планера на інтегральному рівні опису авіаційних конструкцій.

Авіаційні конструкції ЛА головної групи мають ранг R_{II} більшого ступеня пошкодження відносно досліджуемого ЛА, що і є підставою для прийняття рішень стосовно залишкової довговічності авіаційних конструкцій.

До переліку факторів, які впливають на зміни параметрів технічного стану планера ЛА, доцільно віднести три групи факторів:

структуру експлуатаційного навантаження (рівень навантажень та їх повторюваність у процесі польотів);

випадковий інтервал змін характеристик втомних властивостей елементів конструкції в залежності від кліматичних впливів на різних ЛА парку;

якість обслуговування авіаційних конструкцій літака інженерно-технічним складом.

У кожній групі факторів можливо виділити окрему підмножину параметрів, які детально характеризують технічний стан планера ЛА. Наприклад, коефіцієнт використання ресурсу, а також загальна кількість тріщин та місць корозії, їх розмір та швидкість розвитку.

З метою визначення факторів, які найбільш впливають на зміни технічного стану і які доцільно застосувати під час прогнозу в регресійних залежностях, застосовано метод групового обліку аргументів (МГУА) [9, с. 42].

Застосування алгоритма МГУА з пороговим відбором факторів для лінійних поліномів регресії дозволив визначити п'ять основних факторів, які характеризують поточні значення:

фактор ϕ_1 – календарний строк служби t_K ;

фактор ϕ_2 – наліт в годинах t_P ;

фактор ϕ_3 – кількість капітальних ремонтів N_{KR} , що має дискретні значення 0, 1, 2, 3;

фактор ϕ_4 – міжконтрольний (після останнього ремонту) строк експлуатації $t_{ПОР}$;

фактор ϕ_5 – міжконтрольний наліт t_R .

На основі методів нечіткого логічного аналізу проводиться порівняння поточних значень факторів ϕ_1, ϕ_2, ϕ_3 для досліджуемого ЛА зі значеннями факторів ϕ_1, ϕ_2, ϕ_3 стосовно кожного ЛА парку. В результаті визначається перелік ЛА в головній групі, які створюють кластер K_1 . Перелік інших ЛА, які не приналежать до головної групи, створюють кластер K_0 .

Методи нечіткого логічного аналізу передбачають такі етапи.

1. Визначення базових функцій належності в формі трикутника під час опису змін лінгвістичних значень “менше”, “приблизно дорівнюють”, “більше” для інтервалу неперевних значень факторів ϕ_1, ϕ_2 , і які використовуються шляхом застосування звичайного логічного висновку під час аналізу.

2. Визначення вихідної змінної “тип кластеру”, яка має лінгвістичні значення “належить до кластеру K_1 ” та “належить до кластеру K_0 ”.

3. Фазифікація вхідних значень факторів ϕ_1, ϕ_2 і розрахунки ступеню впевності на основі базових функцій належності для кожного головної групи.

4. Формування бази правил системи нечіткого висновку під час використання алгоритма Мамдані.

Продукційні правила класифікації мають вигляд типу “ЯКЩО..., ТО...” та передбачають функціональні логічні залежності:

якщо $(\Delta_1 \text{ більше}) \wedge (\Delta_2 \text{ більше}) \wedge (\Delta_3 \text{ більше})$, то “кластер K_1 ”;

якщо $(\Delta_1 \text{ приблизно нуль}) \wedge (\Delta_2 \text{ більше}) \wedge (\Delta_3 \text{ більше})$, то “кластер K_1 ”;

.....;

якщо $(\Delta_1 \text{ менше}) \wedge (\Delta_2 \text{ менше}) \wedge (\Delta_3 \text{ менше})$, то “кластер K_0 ”.

Загальна кількість продукційних правил визначається в залежності від допусків, які застосовують експерти під час порівняльного аналізу.

Продукційні правила характеризують різницю факторів ϕ_1, ϕ_2, ϕ_3 поміж ЛА, який досліджується, та ЛА парку і надають можливість визначити функції належності для нечітких лінгвістичних змінних $\Delta_1, \Delta_2, \Delta_3$, що використовують експерти: “від’ємне та менше нуля”;

“приблизно дорівнює нулю”,

“додатне та більше нуля”.

5. Дефазифікація процесу знаходження значення вихідної лінгвістичної змінної.

Під час визначення ЛА головної групи можлива поява випадку, коли кількість ЛА в головній групі незначна.

Вважається, що обсяг вибірки в залежності від необхідної точності розрахунків має бути не меншим $N \geq 30 \dots 40$ одиниць [10, с. 303].

Тому для збільшення кількості точок до 30 одиниць і підвищення достовірності застосовано метод обробки таблиць з неповними даними SMOTE (Synthetic Minority Over - Sampling Technique) [11].

Метод SMOTE аналітичним шляхом збільшує обсяг вибірки в задачах класифікації. При цьому використано методичний підхід, який базується на припущенні щодо використання поточних даних експлуатації щодо мінімальних та максимальних значень міжконтрольних строків та нальоту ЛА кластера K1.

Як приклад визначення кластера K1 головної групи на етапі застосування ІСПР показано на рисунку 1. У прикладі розглядається визначення можливості продовження експлуатації ЛА, у якого вичерпано один чи декілька ресурсних показників. У даному випадку розглядається можливість продовження призначеного строку служби до якогось певного значення. Кількісний склад кластера K1 складає дві одиниці ЛА.

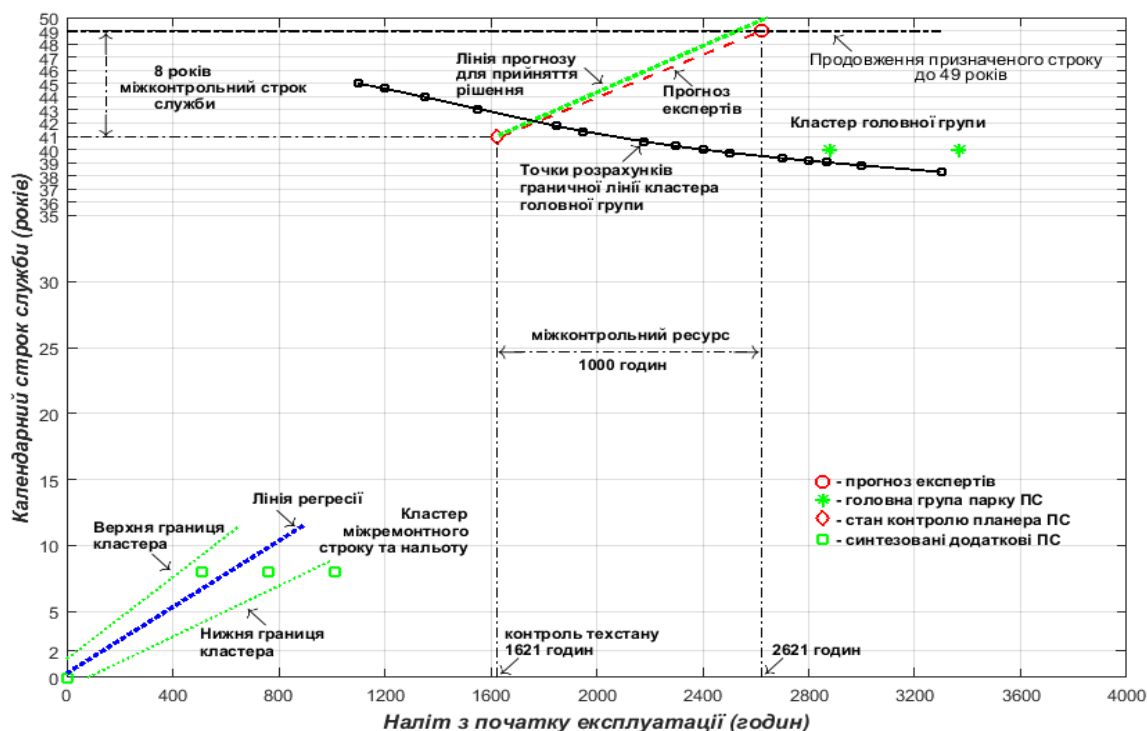


Рис. 1. Прогноз продовження призначеного строку служби та нальоту ЛА

Джерело: розроблено авторами

В прикладі використано умовні значення для дослідного ЛА: $t_K = 41 \text{ рік}$, $t_P = 1621 \text{ годин}$,

$N_{KP} = 2$. Головна група складається з двох ЛА, які мають: $t_{ПОР} = 7 \text{ років та } 8 \text{ років}$; $t_R = 521 \text{ годин та } 938 \text{ годин}$.

Кількість додатково синтезованих методом SMOTE точок складає 26 точок для факторів ф4 та ф5: шістьнадцять точок мінімального значення “0” в інтервалі $t_{ПОР} = (0 \dots 8)$ фактора ф4; 10 точок максимального значення “8” в інтервалі $t_R = (512 \dots 938)$ фактора ф5.

Для підготовки рішення щодо можливості продовження строку служби досліджуваного ЛА до 49 років доцільно застосування рівняння лінії прогнозу, яке має вигляд:

$$t_K(t_P) = K \cdot t_{PROGNOZ} \cdot t_P + B_{PROGNOZ}$$

Обчислення коефіцієнтів лінії прогнозу виконано шляхом застосування комбінованого методу, який передбачає поєднання методів математичного та евристичного прогнозу [12, с. 237].

З метою здійснення математичного прогнозу виконано аналіз даних факторів ф4 та ф5 головної групи ЛА в двохвимірній площині координат t_P, t_K . Використання значень $t_{ПОР}$, t_R

факторів ϕ_4 та ϕ_5 дозволило для кластера K_1 головної групи прийняти припущення стосовно наявності лінійної регресійної залежності поміж випадковими значеннями факторів ϕ_1 та ϕ_2 .

Також з метою збільшення достовірності результатів статистичної обробки невеликої кількості (30 значень масиву міжконтрольних даних) здійснено вибір кутового коефіцієнта нижньої границі регресії, яка має мінімальне значення кутового коефіцієнта $Kut_{REG} = 0.0096$.

Для аналізу можливості продовження призначеного строку служби проведено обчислення значення календарного строку служби на час нальоту $t_p = 2621$ годин згідно з рівнянням лінії прогнозу:

$$t_K(t_p) = t_K(2621) = 0,0088 \times 2621 + 26,73 = 49,80 \approx 50,00$$

Результат розрахунку $t_K(2621) \approx 50,00$ років дозволяє зробити позитивний висновок щодо можливості продовження ЛА призначеного строку служби до 49 років.

Такий методичний підхід до вирішення питань продовження встановлених показників виробам АТ неодноразово апробовано у реальних умовах експлуатації, чим підтверджується точність та адекватність отриманих результатів.

Точність результатів прогнозу визначається кількістю ЛА головної групи та додатково синтезованих точок ЛА і складає (97...100) відсотків.

Практичне значення застосування особою, яка приймає рішення про продовження експлуатації, методів нечіткого логічного аналізу полягає у забезпеченні логічно обґрунтованих та математично підтверджених підстав для прийняття рішення з врахуванням фактичного технічного стану, посиленні контролю процесу прийняття рішень в умовах невизначеності.

Весь комплекс методів продовження встановлених показників, об'єднаний у загальну методологію забезпечення життєвого циклу виробів АТ, складає основу інтелектуальної системи прийняття рішень.

Висновок

Таким чином, впровадження та застосування ІСПР у експлуатацію АТ дозволить удосконалити оброблення релевантної інформації та знань щодо стану АТ у реальному режимі часу, покращити ефективність та обґрунтованість рішень щодо подальшої експлуатації та використанню за призначенням АТ, забезпечить можливість особі, що приймає рішення, розв'язувати проблеми та завдання, пов'язані з технічною експлуатацією та бойовим застосуванням АТ авіації Збройних Сил України.

Напрями подальших досліджень.

Передбачено продовжувати дослідження щодо визначення бази правил системи нечіткого висновку під час вибору експертами зони допуску значень порівняльного аналізу рангів пошкодження планера ЛА.

Список літератури

1. Радченко С.Г. Формализованные и эвристические решения в регрессионном анализе. Монография. – К.: "Корнійчук", 2015. – 236 с.
2. Далецкий Е.С., Далецкий С.С. Контроль надёжности изделий авиатехники при эксплуатации до безопасного отказа. Научный вестник МГТУ ГА №130. М.: МГТУ ГА, 2008. – С. 187–191.
3. Руководство по проведению анализа логистической поддержки изделий авиационной техники. Методические указания. Научно-исследовательский центр CALS-технологий "Прикладная логистика". М.: 2010. – 204 с.
4. ATA MSG-3. Revision 207.1 Operator/Manufacturer Scheduled Maintenance Development. ATA. – 2007. Руководство по разработке программ технического обслуживания.
5. Положение о технической эксплуатации по состоянию летательных аппаратов военного назначения. Военно-воздушные силы. Выпуск № 7301, 2010. – 20 с.
6. Методические рекомендации по организации и выполнению контрольно-восстановительного обслуживания летательных аппаратов военного назначения. Военно-воздушные силы. Выпуск № 7304. 2010, – 26 с.
7. Акопян К.Э. Применение методики MSG-3 при разработке программ ТОиР отечественных воздушных судов: автореф. дис. ... канд. тех. наук; М.: МГТУ ГА, 2010. – 21 с.
8. Герасимов Б.М., Локазюк В.М., Оксіюк О.Г., Поморова О.В. Інтелектуальні системи підтримки прийняття рішень. К.: Видавництво Європейського університету, 2007. – 334 с.
9. Методология, теория, технология и приложения метода группового учета аргументов как метода индуктивного моделирования: спец. вып. // Управляющие системы и машины. № 2, 2003. – 144 с.
10. Коваленко І.П. Математична статистика у прикладах і задачах. Навчальний посібник. – К.: Видавничий Дім "Слово", 2012. – 496 с.
11. Shujuan Wang, Yuntao Dai, Jihong Shen, Jingxue Xuan. Research on expansion and classification of imbalanced data based on SMOTE algorithm // Scientific Reports 11, Article number: 24039 (15 december 2021).
12. Чуев Ю.В., Михайлов Ю.Б. Прогнозирование в военном деле. М., Воениздат, 1975 г. – 279 с.

Відомості про авторів:

Бологін Андрій Сергійович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
начальник науково-дослідного управління
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-0656-7799>

Манулін Юрій Олексійович

начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-9676-4846>

Горохов Георгій Тітович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-1479-816X>

Information about the authors:

Andrij Bolohin

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head of Research Management
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-0656-7799>

Yurii Manulin

Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-9676-4846>

Heorhii Horokhov

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-1479-816X>

METHODOLOGICAL BASICS OF BUILDING AN INTELLIGENT SYSTEM FOR MAKING DECISIONS ON CONTINUED OPERATION OF AIRCRAFT

A. Bolohin, Y. Manulin, H. Horokhov

In order to improve the existing and create new innovative systems for making and making management decisions about the further operation of aircraft that have reached the end of their resource indicators, a methodical approach to preparing decision options for their adoption by responsible persons is proposed. The peculiarities of the creation and functioning of the intelligent decision-making system in the real conditions of the operation of military aviation equipment are considered. On the example, using statistical mathematical models and methods of fuzzy logical analysis, it is shown the possibilities of increasing the sample volume in classification tasks, the peculiarities of forecasting changes in the technical state, the order and phasing of the preparation of decision options.

The statistical mathematical model involves the use of methods of cluster analysis and determination of the equation of the regression line. As a result of the cluster analysis, a list of aircraft of the main group is determined, which have anticipatory values of the current calendar terms of service and resource relative to the aircraft, which are being investigated for the possibility of continued operation. In the process of performing the cluster analysis, methods of fuzzy comparative logical analysis of the operation data of the aircraft of the main group with the data of the aircraft under investigation were used. Making a decision on the possibility of extending the resource indicators of the service life and flight time involves the determination of the angular coefficient of the lower limit of the linear regression of the current values of the service life and flight time, which have the airframe designs of the aircraft of the main group after their last control inspection. In the case of a small number of aircraft in the main group, the SMOTE method was used, which allows you to increase the number by adding conditional synthesized aircraft. The angular coefficient of the forecast line is calculated as the result of half the sum of the angular coefficient of the regression line and the experts' forecast line, regarding the possibility of continued exploitation.

Keywords: aircraft, operation, decision-making system.

А.В. Бондар¹, С.В. Устінов¹, Р.Г. Агамова¹, О.А. Мартиросян²

¹Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

²Головне управління державної авіації України, Київ

ШЛЯХИ ПІДТРИМАННЯ СПРАВНОСТІ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ ДЛЯ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЗАСТОСУВАННЯ ЗА ПРИЗНАЧЕННЯМ ПАРКУ ЛІТАКІВ ПОВІТРЯНИХ СИЛ

У статті наведено систематизований підхід основних пріоритетів щодо заходів реалізації технічної політики щодо відновлення та підтримання справності авіаційних двигунів для забезпечення ефективного та безпечного застосування за призначенням парку літальних апаратів.

Представлено основні варіанти відновлення та підтримання справності авіаційних силових установок бойових літальних апаратів авіації Збройних Сил України шляхом освоєння їх капітального ремонту на підприємствах вітчизняної промисловості в умовах відсутності авторського супроводження з боку розробників та виробників.

Ключові слова: літальний апарат, авіаційний двигун, підтримання справності, силова установка, деталі та/або складальні одиниці, особливо відповідальні деталі та/або складальні одиниці, винищувальна авіація.

Вступ

Постановка проблеми. Конструктивно-технологічними особливостями авіаційних двигунів та інших компонентів силової установки (далі – СУ) є те, що вони комплектуються деталями та/або складальними одиницями (далі – ДСО), особливо відповідальними деталями та/або складальними одиницями (далі – ОВДСО) та агрегатами, встановлений ресурс яких менший, ніж встановлений ресурс компонентів СУ в цілому. Крім того, значна кількість ДСО та агрегатів зазнає експлуатаційних пошкоджень, які не підлягають відновленню під час їх ремонту. Також є значна кількість ДСО, які підлягають обов'язковій заміні під час чергового ремонту компонентів СУ.

Тому, при відсутності постачання та закупівлі у підприємств-виробників оригінальних ДСО, ОВДСО та агрегатів, які підлягають заміні при капітальному ремонті компонентів СУ, а також агрегатів і ДСО обов'язкової заміни, як правило унеможливується виконання їх 2-го та наступних капітальних ремонтів. Вже зараз виникла проблема комплектування авіаційних двигунів “ресурсними” ОВДСО та агрегатами певної номенклатури.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. На сьогоднішній день існують багато досліджень та публікацій щодо підтримання справності авіаційних двигунів [1, с. 51...55; 2, с. 9...17; 3, с. 153...161; 4, с. 144...148], але питання відновлення справності авіаційних двигунів в них не розглядалось.

Метою статті є систематизований виклад основних пріоритетів, шляхів, заходів реалізації

технічної політики щодо відновлення та підтримання справності авіаційних двигунів для забезпечення ефективного та безпечного застосування за призначенням парку літаків.

Виклад основного матеріалу

Авіація Повітряних Сил Збройних Сил України є одним із основних носіїв бойового потенціалу Українського війська.

На етапі створення нового виду Збройних Сил України (далі – ЗС України) – Повітряних Сил (далі – ПС) процес створення нормативно-правової бази був започаткований розпорядженням Президента України від 27 вересня 2005 № 1175 “Про заходи щодо забезпечення розвитку Повітряних Сил Збройних Сил України” Цим розпорядженням Президент України – Верховний Головнокомандувач ЗС України доручив Кабінетові Міністрів України організувати видання нормативно-правових та нормативно-технічних актів для забезпечення виконання вітчизняними підприємствами робіт з модернізації, ремонту, продовження ресурсу та строку служби ОВТ іноземної розробки та виробництва, які перебувають на озброєнні ПС.

До складу силової установки літальних апаратів (далі – ЛА) входять два турбореактивних двигуни з форсажною камерою згоряння.

Якщо прийняти допущення, що число двигунів (агрегатів), в яких закінчився призначений ресурс в умовах бойових дій, скоротиться пропорційно зменшенню літакового парку, то фактична кількість таких двигунів M'_P може бути визначена за

формулою [5, с. 173...178]:

$$M'_P = M_P \frac{N_n}{N_0} \quad , \quad (1)$$

де M_P – кількість двигунів, що підлягають заміні за ресурсом без врахування бойових втрат літаків; N_0 і N_n – кількість літаків відповідно на початок і кінець періоду бойових дій.

Кількість двигунів (агрегатів) M_6 , що необхідно буде замінити в результаті бойових ушкоджень, може бути визначена з рівняння:

$$M_6 = K_n A \epsilon_i K_{yi} \quad , \quad (2)$$

де K_n – коефіцієнти відходу в поточний ремонт; A – число літако-вильотів за період бойових дій; ϵ_i – кількість двигунів установлених на 1 літаку; K_{yi} – умовна імовірність ураження двигуна на літаку.

Величина K_{yi} у формулі (2) визначається, як відношення площі ураження двигуна S_d до площі ураження всього літака S_L .

По формулі (2) можна розраховувати також кількість агрегатів, що необхідно буде замінити в результаті бойових ушкоджень. При цьому величини K_y , S_y вибираються відповідно агрегату, для якого виконується розрахунок.

Для розрахунку втрат двигунів формула (2) є наближеною, тому що коефіцієнт K_n більше характеризує літак, а не силову установку.

Якщо отриманий з досвіду бойових дій коефіцієнт бойового ушкодження двигунів $K_{уд}$ досить вірогідний для даного типу літаків, то розрахунок двигунів, що одержали бойові ушкодження, і які підлягають заміні, доцільно виконувати за формулою:

$$M_6 = K_{уд} A \epsilon_i t_n \frac{1}{100} \quad , \quad (3)$$

яка враховує статистичні дані ураження двигуна (коефіцієнт $K_{уд}$ – у відсотках) і його наробіток за час бойових дій ($A \cdot t_n$)

Кількість двигунів (агрегатів) M_6 , які необхідно буде замінити з ненадійності їх роботи і порушенні правил експлуатації, визначається рівнянням:

$$M_6 = \lambda_i \epsilon_i A t_n \quad , \quad (4)$$

де λ_i – інтенсивність відмов двигунів (агрегатів) даного типу (величина, зворотна наробітку на одну відмову в польоті) за означеними вище причинами.

Для визначення числа агрегатів, що підлягають заміні через відмови з ненадійності або з експлуатаційних причин, формула (4) доповнюється:

$$M_{Ba} = \lambda_a \epsilon_a A t_n K_a \quad , \quad (5)$$

де $K_a = \frac{t_a}{t_n}$ – коефіцієнт, що враховує відносний

час роботи агрегату t_a за час польоту літака t_n ; λ_a, ϵ_a – ті ж параметри що й у формулі (4), але стосовно типу агрегатів.

Якщо за статистичними даними із практичного досвіду відомий коефіцієнт дострокового зняття двигунів, то для більшої точності розрахунків прийнято визначати кількість необхідних для заміни двигунів через відмови M_B за наступним рівнянням:

$$M_B = K_{Дст} A t \epsilon \frac{1}{100} \quad , \quad (6)$$

яке враховує статистичні дані з передчасного зняття двигунів ($K_{Дст}$ – у відсотках) і їх наробіток за час бойових дій.

Після підрахунку складових частин (M_p , M_6 і M_6) рівняння $M_3 = M_p + M_6 + M_B$,

де, M_3 – загальний відхід; M_p – виробленню технічного ресурсу; M_6 – бойових ушкоджень; M_B – відмов через недостатню надійність або порушення правил експлуатації особовим складом, виконується розрахунок загальної кількості двигунів (агрегатів) $M_{заяв}$, на які повинна бути подана заявка в службу забезпечення:

$$M_{заяв} = M_3 + M_{\phi} - (M_{скл} + M_{рем}) \quad , \quad (7)$$

де M_3 – загальний відхід двигунів агрегатів за період розрахунку; M_{ϕ} – оборотний фонд двигунів (установлюється директивною з урахуванням ресурсу, кількості одиниць в експлуатації, термінів доставки і т.п.); $M_{скл}$ – кількість запасних двигунів, що є на складі; $M_{рем}$ – кількість двигунів, що надійдуть у частину з ремонту за період розрахунку.

Формула (7) повною мірою відповідає розрахункам агрегатів літака, радіоелектронного, авіаційного обладнання і озброєння.

Однак при виконанні інженерно-оперативних розрахунків для відносно короткого періоду бойових дій або невеликого числа літако-вильотів (200...300) кількість запасних агрегатів, що підрахована формулами (2) і (4), може значно розходитися з дійсною потребою частини або з'єднання в агрегатах [5, с. 173...178].

У цьому випадку варто робити розрахунок, попередньо задаючись величиною імовірності P того, що за планований період сума агрегатів, що відмовили M_B , і ушкоджених M_6 не перевищить кількість M агрегатів, що отримані у запас, тобто:

$$P = P \{ (M_B + M_6) \leq M \}.$$

При постійній інтенсивності відмов λ імовірність появи рівно i відмов визначається законом Пуассона;

$$P_i = \frac{M_i}{i!} e^{-N_i} \quad , \quad (8)$$

де M_e – середнє число агрегатів, що відмовили (математичне очікування числа відмов).

Тоді імовірність P появи не більш M відмов:

$$P = \sum_{i=0}^M P_i = \sum_{i=0}^M \frac{M^i}{i!} e^{-M_e} \quad (9)$$

З формули (9) виходить, якщо в запасний фонд отримано M агрегатів, то з імовірністю P їх достатньо для заміни агрегатів цього типу.

Якщо вибрати заздалегідь величини P і M_B і змінювати i у межах $i=0$ до $i=M$, при якому виконується рівність (9), можна скласти табл. 1 залежності $M(P, M_B)$.

Таблиця 1

Кількість потрібних агрегатів даного типу

P	0,8	0,85	0,9	0,95	0,98	0,99
$M_B, M_{\Sigma}, M_{\Sigma\Sigma}$	M					
1	1	2	2	3	3	4
2	3	3	4	5	5	6
3	4	4	4	5	5	6
4	5	5	6	7	8	9
5	6	7	7	8	10	11
6	8	8	9	10	11	12
8	10	11	12	13	14	15
10	13	13	14	15	17	13
20	22	24	26	27	29	31
30	34	36	37	39	41	43
40	45	46	48	50	53	55
50	56	57	59	62	65	67
60	66	68	70	73	76	78
80	87	89	92	95	99	101
100	108	110	113	116	120	121

Джерело: [5, с. 178]

Фактично потрібна кількість запасних агрегатів M визначається за даними табл. 1 у залежності від отриманої за розрахунком (по формулі (2)) величини M_B , і обраної імовірності P безперебійного постачання.

Аналогічні міркування справедливі і для кількості агрегатів, що вимагають заміни з бойових ушкоджень M_B , тому що коефіцієнт k_n прийнятий постійним і імовірність виходу з ладу агрегатів через ушкодження також підпорядкована законові Пуассона.

Отже, при заданій імовірності P за допомогою таблиці 1 можна визначити фактично потрібну кількість запасних агрегатів M на заміну тих, що відмовили, і тих, що одержали пошкодження.

Для цього знаходиться величина $M_{\Sigma\Sigma} = M_B + M_B$ і по таблиці 1 визначається M для заданого значення P .

Загальне число потрібних агрегатів даного типу знайдеться як сума числа M по табл. 1 і числа

запасних агрегатів M_B для заміни тих, що відпрацювали свій ресурс.

На сьогодні в умовах дії правового режиму воєнного стану справність авіаційних двигунів (далі – АД) та їх агрегатів, забезпечується такими шляхами [6, с. 156...161; 7, с. 93...98; 8, с. 93...98]:

виконання капітального ремонту на авіаремонтних підприємствах;

продовження призначеного ресурсу з напрацювання ДСО та ОВДСО на основі оцінки їх циклічного пошкодження в експлуатації;

збільшення призначеного ресурсу з кількості запусків в міжремонтний період після виконання визначеного переліку робіт;

переведення на експлуатацію за технічним станом (ЕТС) по строку служби з виконанням визначених контрольно-відновних робіт та контрольно-технічних оглядів і допуску до подальшого етапу експлуатації;

переведення на експлуатацію за технічним станом по напрацюванню в годинах з виконанням спільно з авіаційним ремонтним підприємством переліків контрольно-відновних робіт, при цьому, величина призначеного ресурсу двигуна визначається індивідуально в межах мінімальної величини встановленого ресурсу його ДСО та ОВДСО;

відновлення з періодичною оцінкою працездатності та поетапним продовженням встановлених показників.

У подальшому планується запровадити систему нормативно-правових актів та нормативно-технічних документів, яка забезпечить формування й реалізацію технічної політики в галузі підтримання справності, експлуатації, ремонту та модернізації авіаційної техніки авіації ЗС України, зокрема такої, за якою не здійснюється авторський нагляд [1, с. 51...55; 9, с. 110...120; 10, с. 5...14; 11, с. 116...118].

Разом з тим, досвід розв'язання проблеми забезпечення ремонту компонентів СУ "ресурсними" ДСО, ОВДСО та агрегатами певної номенклатури вимагає значних обсягів розрахунково-експериментальних досліджень та суттєвих матеріальних витрат, залучення до їх розв'язання низки підприємств і організацій, підготовки їх виробничо-технологічної бази та персоналу тощо і може тривати декілька років до отримання позитивного результату.

Тому процес розв'язання проблем відновлення справності компонентів СУ літаків має бути планомірним, скоординованим, мати чітко визначені пріоритети та шляхи, пов'язаними та синхронізованими із реалізацією заходів з

вирішення аналогічних проблем, які виникають у сфері забезпечення цілісності конструкції планерів літаків по мірі вичерпання ними як ресурсу, так і досягнення строків служби понад 35...45 років, реалізації програм модернізації та ремонту, та переозброєння ПС на нову авіаційну техніку.

Пропонується декілька варіантів вирішення проблеми відновлення та підтримання справності АД.

1. Закупівля у іноземних постачальників нових оригінальних ДСО, ОВДСО та агрегатів які мають достатній залишок встановленого ресурсу для їх відновлення. Переведення певної кількості компонентів СУ належності ПС у нижчу категорію для списання, розбирання та вилучення з них ремонтпридатних ДСО, ОВДСО та агрегатів для цілей забезпечення ними капітального ремонту визначених перспективних компонентів СУ.

2. Планомірне виконання досліджень і робіт із збільшення (продовження за технічним станом) встановленого ресурсу ОВДСО та агрегатів до величини, яка забезпечує їх установку в компоненти СУ на черговий міжремонтний ресурс [12, с. 74...84]. Серійне виконання робіт з продовження їх ресурсу у разі отримання позитивних результатів досліджень. Переведення на ЕТС компонентів СУ із ОВДСО, по яких розроблено технологічні процеси ремонту та методики оцінки (прогнозування) досягнення граничного стану у процесі експлуатації.

3. Освоєння виробництва в Україні у порядку імпортозаміщення певної номенклатури особливо дефіцитних ОВДСО, ДСО обов'язкової заміни та агрегатів. Разом з тим, застосування аналогічних вітчизняних матеріалів та матеріалів і заготівель іноземного походження вимагає значеного обсягу досліджень та випробувань щодо обґрунтування ресурсу та допуску до застосування виготовлених з них ОВДСО. В умовах обмеженої потреби у кількості таких деталей це може бути економічно не вигідним.

4. Освоєння та впровадження в практику капітального ремонту технологій (технологічних процесів), які забезпечують відновлення ОВДСО,

ДСО та агрегатів, які раніше вважались неремонтопридатними.

Для реалізації відновлення та підтримання справності авіаційних двигунів авторами пропонується:

забезпечувати застосування за призначенням існуючого парку літальних апаратів ПС;

забезпечувати реалізацію індивідуальних програм експлуатації визначених ЛА і підвищення їх бойового потенціалу шляхом модернізації;

підвищити якість ремонтного виробництва авіаційних двигунів та їх компонентів до рівня провідних світових підприємств, міжнародних стандартів та вдосконалити національну систему підтримання льотної придатності АТ, за якою не здійснюється авторський нагляд;

зберегти робочі місця, висококваліфікований, професійний і мотивований персонал та створити додаткові робочі місця в усіх суб'єктах авіаційної діяльності державної авіації України.

Висновки

З метою відновлення та підтримання справності АД для ЛА авторами запропоновано основні шляхи щодо забезпечення справності АД та літаків ПС в умовах відсутності авторського нагляду. Також надано методики розрахунків відходу АТ до втрат і ремонту, відновлення пошкодженої АТ та розрахунків необхідної кількості запасного фонду агрегатів.

Подальші дослідження. Важливим напрямом підвищення надійності функціонування авіаційних двигунів в сучасних умовах є зростання ефективності контролю за станом їх вузлів та агрегатів з використанням зростаючих можливостей сучасних комп'ютерних технологій з застосуванням складних моделей прогнозування та штучного інтелекту. На розробку таких моделей з використанням елементів штучного інтелекту та можливостей передових комп'ютерних програм будуть спрямовані подальші дослідження авторів.

Список літератури

1. Пашенко С.В., Лобунько О.П., Самулеєв В.В. Забезпечення справності авіаційних силових установок бойових літальних апаратів – основа боєздатності військової авіації, Наука і оборона, 4'2013, – С. 51-55.
2. Харченко О.В., Пашенко С.В., Мавренков О.Є. Система підтримання справності та забезпечення розвитку авіації Збройних Сил України, Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації, 2019. Вип. 15 (22). – С. 9-17.
3. Лобунько О.П., Яровіщин О.В., Сучасні науково-технологічні аспекти ремонту деталей авіаційних двигунів, Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації, 2019. Вип. 15 (22). – С. 153-161.

4. Гришин В.М., Шульгін А.А., Економічні аспекти обґрунтування експлуатаційних витрат на підтримання справності авіаційної техніки впродовж строку її служби, Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації, 2019. Вип. 15 (22). – С. 144-148.
5. Організація технічного забезпечення авіації Збройних Сил України. Підручник В.І. Соловйов, Г.Н. Котельніков, В.А. Лихоманенко та ін.: /За ред. В.І. Соловйова. – К: НАОУ, 2005. – 480 с.
6. Коцюрба В., Даценко І., Бологін А. Сучасні методи прогнозування технічного стану авіаційної техніки. Journal of Scientific Papers "Social Development and Security". 2021. Vol. 11, № 3. – С. 156-161.
7. Кузьміч О. Є., Аркушенко П. Л., Андрушко М. В., Ратушний С. В. Щодо організації процесу забезпечення інформаційної складової життєвого циклу повітряних суден. Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки. 2022. Вип. 4(14). – С. 93-98.
8. Кузьміч О. Є., Аркушенко П. Л., Андрушко М. В., Ратушний С. В. Щодо організації процесу забезпечення інформаційної складової життєвого циклу повітряних суден. Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки. 2022. Вип. 4(14). – С. 93-98.
9. Старцев В.В., Третьяк В.Ф., Міхальова Л.В., Коломійцев О.В., Борщ В.В., Олійник Р.М Основні положення методики оцінювання можливостей відновлення озброєння та військової техніки Повітряних Сил Збройних Сил України, пошкоджених під час ведення бойових дій. Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки. 2022. Вип. 3(13). – С.110-120.
10. Дачковський В.О., Коцюрба В. І. Методика оцінювання ефективності функціонування системи відновлення озброєння та військової техніки. Сучасні інформаційні технології у сфері безпеки та оборони. 2020. Вип. 1(37). – С. 5-14.
11. Павловський О. В. Прогнозування величини втрат озброєння та військової техніки під час операцій (бойових дій). Системи озброєння і військова техніка. 2015. Вип. 4. – С. 116-118.
12. Звіт за результатами досліджень з визначення можливості та умов збільшення встановленого ресурсу авіаційних двигунів до величини, що забезпечує відпрацювання двигунами чергового міжремонтного ресурсу. – К.: ДНДІА, 2020 – 320 с.

Надійшла до редколегії 04.11.2024

Схвалена до друку 05.12.2024

Відомості про авторів:

Бондар Андрій Васильович

кандидат технічних наук
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3350-4331>

Устінов Сергій Володимирович

начальник науково-дослідної лабораторії
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-5532-1125>

Агамова Раїса Геннадіївна

молодший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-9723-2988>

Мартиросян Олег Арович

провідний документознавець
Головного управління державної авіації України,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0009-0001-9639-6059>

Information about the authors:

Andrei Bondar

Candidate of Technical Sciences
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3350-4331>

Serhiy Ustinov

Head of Research Laboratory
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-5532-1125>

Raisa Ahamova

Junior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-9723-2988>

Oleh Martyrosian

Leading Document Expert
of Head Office of State Aviation of Ukraine,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0001-9639-6059>

WAYS OF MAINTAINING THE PERFORMANCE OF AVIATION ENGINES TO ENSURE THE INTENDED USE OF THE AIR FORCE AIRCRAFT FLEET

A. Bondar, S. Ustinov, R. Ahamova, O. Martyrosian

The article provides a systematic overview of the vision of the main priorities, ways, and measures for the implementation of the technical policy regarding the restoration and maintenance of the aircraft engines to ensure the effective and safe use of the aircraft fleet.

This will lead to conditions for reducing the number of components of the components that can be restored for their installation on the fighter, both during their repair and modernization, and during the current operation of serviceable aircraft. Thus, conditions will arise for a forced physical reduction in the number of serviceable and combat-ready aircraft.

The main options for restoring and maintaining the serviceability of aviation power plants of combat aircraft of the Armed Forces of Ukraine by mastering their overhaul at enterprises of domestic industry in the absence of author support from developers and manufacturers are presented.

Therefore, the process of solving the problems of restoring the serviceability of the components of the fighter jets should be planned, coordinated, have clearly defined priorities and paths, connected and synchronized with the implementation of measures to solve similar problems that arise in the field of ensuring the structural integrity of aircraft airframes fighter jets to the extent that they exhaust both the resource and reach service periods of more than 35-45 years, the implementation of modernization and repair programs, and the rearmament of the Air Force Base with new aviation equipment.

Thus, to restore and maintain the serviceability of aircraft engines for fighters, it is necessary: to ensure the intended use of the fleet of type fighters with a specified range in accordance with the training needs of crews, units and units of the Air Force; to ensure the implementation of individual programs for the operation of certain examples of aircraft and increase their combat potential through modernization; to raise the quality of repair production of aircraft engines and their components to the level of leading global enterprises, international standards and to improve the national airworthiness maintenance system of JSC state aviation; to preserve jobs, highly qualified, professional and motivated personnel and to create additional jobs in all subjects of aviation activity of the state aviation of Ukraine.

Keywords: aircraft engine, maintenance, power plant, parts and/or components, especially responsible parts and/or components, fighter aircraft.

І.О. Буліч, О.Г. Карасьов, Г.О. Шумілін

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДУ АНАЛІЗУ ІЄРАРХІЙ ЩОДО ВИЗНАЧЕННЯ ЕКВІВАЛЕНТНОГО ДВИГУНА ДЛЯ ПРОДОВЖЕННЯ ПРИЗНАЧЕНИХ ПОКАЗНИКІВ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

У статті запропоновано підхід до визначення еквівалентних двигунів для оцінки технічного стану та визначення можливостей щодо продовження призначених ресурсних показників та подальшої експлуатації авіаційних двигунів Повітряних Сил Збройних Сил України, який базується на застосуванні методу аналізу ієрархій. Запропонований підхід дозволяє не лише класифікувати двигуни за ступенем пошкодженості, але й приймати рішення щодо можливості продовження їх ресурсних показників на основі узгоджених експертних оцінок та інструментальних досліджень еквівалентних двигунів.

Ключові слова: авіаційний двигун, призначені ресурсні показники, метод аналізу ієрархій, експертна оцінка.

Вступ

Постановка проблеми. Підтримання заданого рівня справності авіаційної техніки є одним із пріоритетних завдань для Збройних Сил, особливо коли військові ресурси обмежені, а потреба у продовженні призначених ресурсних показників існуючих парків авіадвигунів стає критичною. У сучасних умовах експлуатації авіаційної техніки, коли більшість авіаційних двигунів відпрацювала призначені розробником ресурсні показники, важливе місце займає питання їх продовження. Це завдання включає не лише технічне обслуговування й відновлення, але й науково-обґрунтовану оцінку доцільності подальшої експлуатації авіадвигунів з урахуванням їхнього фактичного стану та можливостей ремонту.

Продовження призначених показників передбачає виконання комплексу досліджень і робіт щодо визначення можливості експлуатації виробів авіаційної техніки і озброєння (АТіО) за межами встановлених значень призначених показників, а також розробку і реалізацію заходів по забезпеченню їх надійної експлуатації на продовжений період і здійснюється відповідно до “Порядку продовження (збільшення) встановлених показників виробів авіаційної техніки державної авіації, за якими не здійснюється авторський нагляд” [1].

Основними етапами робіт з дослідження технічного стану виробів АТіО є:

дослідження на базі авіаремонтних підприємств (АРП);

дослідження в умовах експлуатуючих частин;

індивідуальна оцінка кожного виробу в експлуатації;

оцінка повноти та достатності виконаних робіт та досліджень для визначення можливості продовження призначених показників.

Поява нечисленних парків двигунів ставить під сумнів можливість вилучення з них двигунів для досліджень на АРП. Крім того, проведення самих досліджень стає економічно недоцільними.

Один з шляхів вирішення цієї проблеми – використання в якості об’єкту дослідження технічного стану еквівалентного двигуна.

В якості еквівалентних авіаційних двигунів при вирішенні питання відносно продовження ресурсних показників приймаються такі двигуни, які тотожні по впливу умов застосування на їх ресурсні показники. При цьому, результати досліджень таких еквівалентних двигунів можуть бути використані при вирішенні питань відносно можливості продовження ресурсних показників цьому парку двигунів, а також і еквівалентному парку двигунів.

У цьому випадку змінюється прийнята схема проведення досліджень: визначається тип двигуна, який може виступити еквівалентним, і результати оцінки його пошкодженості розповсюджуються на основний парк двигунів.

Розробка переліку робіт робиться вже з урахуванням особливостей конструктивного виконання, надійності, контролепридатності парку двигунів, яким потрібне продовження, і оцінки пошкодженості еквівалентного двигуна.

Прийняття рішення в цих умовах можливо із застосуванням методів теорії ухвалення рішення. До них відносяться методи теорії корисності [2, 3],

які носять аксиометричний характер, методи теорії перспектив [4...6], що базуються на грі з вірогідносними результатами, і метод аналізу ієрархій (МАІ), який спирається на багатокритерійний опис проблеми і дозволяє оцінювати альтернативи на основі узгоджених експертних оцінок [7, 8]. МАІ знайшов широке практичне застосування через свою простоту і наочність, але не має суворого наукового обґрунтування і більше примикає до евристичних методів.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Проблематику і підходи до оцінки технічного стану і продовження призначених показників авіаційних двигунів розглянуто в працях [9...11].

У них розглянуто оцінку технічного стану двигунів з урахуванням сучасних методів діагностики для забезпечення їх надійності та можливості продовження призначених показників.

Подальшому розвитку багатокритерійного вибору рішення присвячені роботи [12, 13]. У [12] розглядаються методи багатокритерійного вибору, включаючи МАІ, у сфері управління складними технічними об'єктами, у [13] – проблема кількісної та якісної оцінки проблемних ситуацій.

Використання методу МАІ для оптимізації технічного обслуговування авіадвигунів, зокрема у військових частинах, розглянуто в [14].

Метою статті є обґрунтування можливості використання результатів досліджень технічного стану еквівалентного двигуна для визначення стану і можливості продовження ресурсних показників авіаційних двигунів різних парків.

Виклад основного матеріалу

Для продовження призначених показників авіаційної техніки необхідно мати чітко визначену методологію, яка дозволить класифікувати її за ступенем пошкодженості. Метод аналізу ієрархій дозволяє знайти оптимальні рішення при розв'язанні складних задач для будь-яких виробів авіаційної техніки при чітко поставленому завданні, обґрунтованому виборі критеріїв та наявності досвідчених експертів.

За допомогою метода МАІ можливо визначати еквівалентні двигуни, технічний стан яких є репрезентативним для оцінки всього парку двигунів. Це надає можливість зменшити витрати на діагностику та ремонт, а також оптимізувати процеси прийняття рішень щодо продовження експлуатації.

Використання МАІ у військовій авіації є перспективним для забезпечення комплексної оцінки двигунів, оскільки цей метод дозволяє формалізувати вибірковий підхід і мінімізувати потребу у залученні великої кількості двигунів для

тестування. Оскільки МАІ передбачає порівняння за ключовими критеріями, такими як конструкційні характеристики, матеріали, умови зберігання та експлуатації, він дозволяє визначити пріоритети між варіантами продовження ресурсу та сформувати рекомендації щодо оптимальних рішень.

Першим етапом застосування МАІ є структуризація (декомпозиція) проблеми вибору і представлення задачі в ієрархічній формі (рис. 1).



Рис. 1. Декомпозиція задачі в ієрархічну форму
Джерело: розроблено авторами

На вищому рівні знаходиться мета – у нашому випадку це еквівалентний двигун, на другому – чинники, що уточнюють мету, і на третьому – альтернативи (двигуни-кандидати).

Чинники були обрані, виходячи з поставленої мети – відбір еквівалентного двигуна, тотожного по впливу перевищення призначеного показника на його технічний стан.

В якості альтернатив обрані авіаційні двигуни, що експлуатуються в Збройних Силах України.

Після ієрархічного відтворення проблеми встановлюються пріоритети критеріїв і оцінюються кожна з альтернатив за цими критеріями.

Закон ієрархічної безперервності вимагає, щоб елементи нижнього рівня ієрархії були порівнянні попарно по відношенню до їх дії (вазі або інтенсивності) до елементів наступного рівня і так далі до вершини ієрархії.

Система парних відомостей призводить до результату, який може бути наданий у вигляді зворотної симетричної матриці. Елементом матриці $\alpha(ij)$ є інтенсивність прояву елементу ієрархії (i) відносно елементу ієрархії (j), яка оцінюється за шкалою інтенсивності відносної важливості від 1 до 9 (таблиця 1).

Побудова матриці попарних порівнянь для критеріїв починається з другого рівня ієрархії. Для цього будується матриця розмірністю по числу чинників.

Таблиця 1

Шкала відносної важливості

Інтенсивність відносної важливості (бал)	Визначення	Пояснення
1	Однакова важливість	Однаковий внесок до мети двох ознак
3	Помірна перевага одного над іншим	Досвід і судження мають незначну перевагу однієї ознаки над іншою
5	Суттєва або сильна перевага	Досвід і судження мають значну перевагу однієї ознаки над іншою
7	Значна перевага	Однієї ознаки надається настільки сильна перевага, що вона стає практично значною
9	Дуже сильна перевага	Очевидність переваги однієї ознаки діяльності над іншою підтверджується найбільш сильно
2, 4, 6, 8	Проміжні рішення між двома сусідніми судженнями	Використовуються в разі компромісу

Джерело: (7, с. 68)

Таблиця заповнюється шляхом попарного порівняння чинників з рядка і стовпця по відношенню до мети. Значення оцінок, що надаються експертами [7, с. 42...45] (таблиця 2), вписуються в осередки, утворені перетином відповідного рядка і стовпця.

Наступний етап - побудова матриць парних порівнянь для кожної з альтернатив (третій рівень)

- по одній матриці для кожного чиннику (другий рівень). Кожній альтернативі дається числова (бальна) оцінка по кожному чиннику з таблиці 2. Чинникам приписуються кількісні ваги, що характеризують їхню порівняльну важливість. Значення попарних порівнянь по кожному чиннику зводяться в табличному вигляді (таблиця 3).

Таблиця 2

Попарне порівняння чинників

Фактори, що впливають на технічний стан ГТД	конструктивно-компоновочна схема	конструкційні матеріали	агрегати та комплектуючі вироби	контролепридатність	зовнішні умови	умови експлуатації	умови зберігання
конструктивно-компоновочна схема	1	1/3	1/5	1/2	1/7	1/9	1/8
конструкційні матеріали	3	1	1/2	1/2	1/3	1/6	1/5
агрегати та комплектуючі вироби	5	2	1	2	3	5	2
контролепридатність	2	2	1/2	1	6	8	6
зовнішні умови	7	3	1/3	1/6	1	1/2	1/7
умови експлуатації	9	6	1/5	1/8	2	1	1/6
умови зберігання	8	5	1/2	1/6	7	6	1

Джерело: розроблено авторами

Таблиця 3

Матриця значень попарних порівнянь компонентів для альтернатив

Конструктивно-компоновочна схема	АЛ-31Ф	РД 33-2С	АЛ-21Ф-3	Р-95Ш	Д-30КП	АИ-25ТЛ	ТВ3-117ВМА
АЛ-31Ф	1	1	4	5	7	2	6
РД 33-2С	1	1	4	5	7	3	5
АЛ-21Ф-3	1/4	1/4	1	3	2	1/4	2
Р-95Ш	1/5	1/5	1/3	1	2	1/5	1
Д-30КП	1/7	1/7	1/2	1/2	1	1/3	1/2
АИ-25ТЛ	1/2	1/3	4	5	3	1	2
ТВ3-117ВМА	1/6	1/5	1/2	1	2	1/2	1

Джерело: розроблено авторами

Після проведення експертних оцінок щодо критеріїв другого та третього рівнів формується матриця для визначення оцінки компоненту власного вектора по рядкам.

Отримавши суму оцінок власних векторів,

обчислюються нормалізовані оцінки вектору пріоритету для кожного критерію.

Математичний опис проведення розрахунків за методом МАІ наведено на рис. 2.

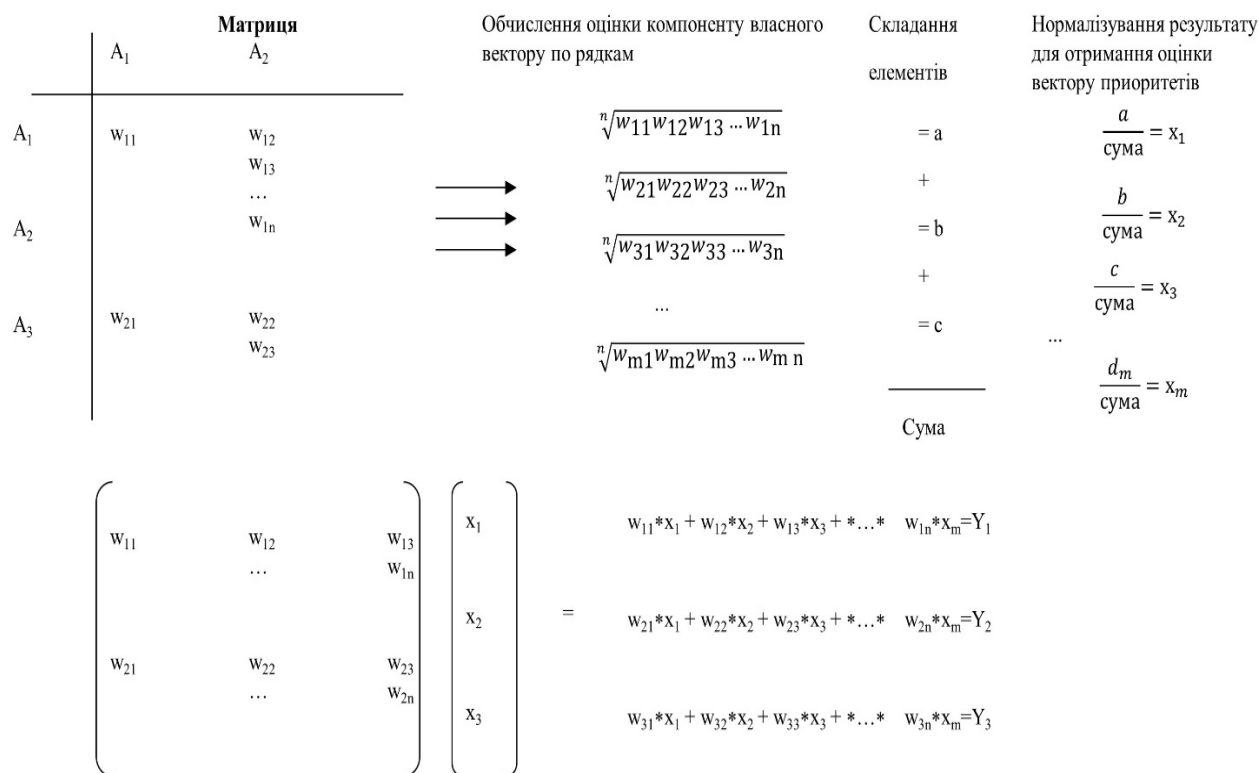


Рис. 2. Математичний опис розрахунків за методом МАІ

Джерело: розроблено авторами за матеріалами [7]

З групи матриць парних порівнянь формується набір локальних пріоритетів, які виражають відносний вплив визначених альтернатив на чинники другого рівня.

Підраховуються значення глобального пріоритету для кожної з альтернатив, як сума

добутків значення вектору пріоритету для чинника і значення вектору локального пріоритету цієї альтернативи відносно цього критерію (таблиця 4). Визначення еквівалентності двигунів формується за наближенням значень узагальнених (глобальних) пріоритетів.

Значення глобального пріоритету								
Альтернативи	Конструктивно-компоновочна схема	Конструкційні матеріали	Агрегати і комплектуючі вироби	Контролепридатність	Зовнішні умови	Умови експлуатації	Умови зберігання	Узагальнені (глобальні) пріоритети
	Чисельне значення вектору пріоритету							
	0,0271	0,0516	0,2674	0,2659	0,0752	0,0957	0,2172	
АЛ-31Ф	0,3562	0,3496	0,3708	0,4360	0,2831	0,1667	0,2109	0,3258
РД33-2С	0,3305	0,3277	0,2529	0,2349	0,2123	0,1169	0,1861	0,2235
АЛ-21Ф-3	0,0244	0,0397	0,0297	0,0566	0,0616	0,4262	0,2614	0,1279
Р-95Ш	0,0195	0,0649	0,0844	0,0483	0,0808	0,0860	0,0901	0,0732
Д-3ОКП-2	0,0472	0,0298	0,0686	0,0480	0,0775	0,0347	0,0405	0,0519
ТВ3-117ВМА	0,1432	0,1285	0,1441	0,0000	0,1955	0,0980	0,1339	0,1022
АИ-25ТЛ	0,0790	0,0597	0,0494	0,0533	0,0892	0,0716	0,0770	0,0629

Джерело: розроблено авторами

З наведеного аналізу визначення еквівалентності парків ГТД авіації ЗС України з точки зору продовження призначених показників можливо сформулювати такі еквівалентні групи:

АЛ-31Ф, РД 33-2С, АЛ-21Ф-3, ТВ3-117;
Р-95Ш, АИ-25ТЛ, Д-ЗОКП.

Висновки

Таким чином, при прийнятті рішення про продовження призначених показників, наприклад двигуна АЛ-31Ф, доцільно використовувати інформацію про результати досліджень технічного

стану, надійності парку та досвіду експлуатації з продовженими призначеними показниками еквівалентних двигунів, а саме – РД-33-2С, АЛ-21Ф-3, ТВ3-117.

Напрями подальших досліджень.

Застосування методу аналізу ієрархій для аналізу й корегування обсягу робіт і перевірок з метою продовження експлуатації авіаційної техніки на черговий етап в умовах дії правового режиму воєнного стану доцільно провести у майбутніх дослідженнях.

Список літератури

1. “Порядок продовження (збільшення) встановлених показників виробів авіаційної техніки державної авіації, за якими не здійснюється авторський нагляд”, затверджений наказом МО України № 68 від 16.02.2015, який зареєстрований в Міністерстві юстиції України 03 березня 2015 року за № 244/26689. – 11 с.
2. Оуэн Г. Теория игр. – М.: Мир, 1971. – 230 с.
3. Кини Р., Райф Х. Принятие решений при многих критериях: предпочтения и замещения. – М.: Радио и связь, 1981. – 560 с.
4. Сейдж Э., Мелс Дж. Теория оценивания и ее применение в связи и управлении. – М.: Связь, 1976. – 496 с.
5. Бешелев С.Д., Гурвич Ф.Г. Экспертные оценки. – М.: Наука, 1973. – 127 с.
6. Воронин А.Н., Зиятдинов Ю.К., Харченко А.В., Осташевский В.В. Сложные технические и эргатические системы: методы исследования. Харьков, 1997. – 239 с.
7. Саати Т. Приняття рішень. Метод аналізу ієрархій. К.: Наукова думка, 2009. – 315 с.
8. Шинин Е.В., Чхартишвили А.Г. Математические методы и модели в управлении: Учеб. пособие. Киев: Дело, 2000. – 180 с.
9. Ковальов В.П., Литвиненко С.В. Оцінка технічного стану авіадвигунів для забезпечення продовження ресурсу. Зб. наук. праць НАУ, 2022, № 2, – С. 64–72.
10. Пилипчук А.В. Забезпечення надійності та продовження ресурсу авіадвигунів тактичної авіації. Вісник Національного авіаційного університету, 2021, № 3, – С. 50–57
11. Чубуков А. С. Анализ и прогнозирование технического состояния авиационных двигателей. М.: Машиностроение, 2020. – 68 с.

12. Морозов В. В., Іванова О. С. Методи підтримки прийняття рішень в умовах багатокритеріального вибору. Київ: КНУ ім. Тараса Шевченка, 2018. – 120 с.
13. Харченко О.В., Зіатдінов Ю.А., Воронін А.М. Багатокритеріальна оцінка проблемних ситуацій. ДНДІА. – 36. наук. праць, Вип. 16(23), 2020. – С. 189-194.
14. Котов М.О., Шевченко Д.А. Застосування методу аналізу ієрархій для оптимізації технічного обслуговування авіадвигунів. Наукові праці ОНАЗ, 2019, № 1, – С. 80-88.

Надійшла до редколегії 05.11.2024

Схвалена до друку 05.12.2024

Відомості про авторів:

Буліч Ігор Олексійович

заступник начальника науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна

<https://orcid.org/0000-0003-1201-6475>

Карасьов Олександр Григорович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна

<https://orcid.org/0000-0002-1967-9127>

Шумілін Геннадій Олександрович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна

<https://orcid.org/0000-0002-6974-3692>

Information about the authors:

Ihor Bulich

Deputy Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine

<https://orcid.org/0000-0003-1201-6475>

Oleksandr Karasov

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine.

<https://orcid.org/0000-0002-1967-9127>

Hennadii Shumilin

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine

<https://orcid.org/0000-0002-6974-3692>

APPLICATION OF THE HIERARCHY ANALYSIS METHOD TO DETERMINE DETERMINATION OF AN EQUIVALENT ENGINE TO CONTINUE THE DESIGNATED INDICATORS OF AIRCRAFT ENGINES

I. Bulich, O. Karasov, G. Shumilin

The article presents a methodology for identifying equivalent aircraft engines with the objective of assessing their technical condition and extending service life indicators, taking into account the limitations of funding and technical capabilities currently faced by the Armed Forces of Ukraine. The authors put forth the use of the Analytic Hierarchy Process (AHP) for the selection of engines whose technical condition can serve to represent the overall state of the entire operational fleet.

The necessity of maintaining the technical condition of aviation equipment and extending its operational lifespan in wartime and under resource constraints is clearly demonstrated. The primary phases of the project entail research at aviation repair facilities and operational units, in addition to a comprehensive assessment of each engine.

The article's core presents a comprehensive account of the application of AHP, which facilitates the structured selection of equivalent engines. The methodology entails the establishment of a hierarchy, with the objective (the selection of an equivalent engine) situated at the highest level. This is followed by the identification of factors (such as construction materials and operating conditions) and the subsequent categorization of alternatives (candidate engines). Through a process of pairwise comparison of alternatives based on key criteria, priorities are determined, which allows for recommendations regarding the extension of resources.

Keywords: aircraft engine, assigned service life indicators, analytic hierarchy process, expert assessment.

О.М. Добриденко, М.С. Стрела, О.В. Карпенко

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

ДОСЛІДЖЕННЯ ВИЗНАЧАЛЬНИХ ПАРАМЕТРІВ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ЛІТАКІВ ТИПУ СУ-27, ЯКІ ЕКСПЛУАТУЮТЬСЯ В УМОВАХ ДІЇ ПРАВОВОГО РЕЖИМУ ВОЄННОГО СТАНУ

Інтенсивність сучасних бойових дій викликала необхідність задіяння літаків Повітряних Сил, які знаходились на довготривалому зберіганні. Фахівці інженерно-авіаційної служби виконують роботи з відновлення справного стану, оцінюють технічний стан конструкції спираючись на власний досвід експлуатації цих літаків під час особливого періоду. Проте, це може призвести до суб'єктивізації таких оцінок та інцидентів (аварій).

Метою статті є висвітлення результатів досліджень щодо розробки методичних рекомендацій з прийняття рішення щодо допуску до чергового етапу експлуатації виробів авіаційної техніки Повітряних Сил Збройних Сил України в умовах дії правового режиму воєнного стану на прикладі літака типу Су-27.

В статті наведено дослідження основних проблем, із якими зустрічаються фахівці інженерно-авіаційного складу під час виконання робіт з продовження ресурсних показників; дослідження впливу терміну простою авіаційної техніки на її технічний стан; проаналізовано етапи відновлення, та особливо перший, найбільш затратний та важкий етап відновлення; проаналізовано чинники, які впливають на фінансові, трудові та матеріальні затрати відновлення; створено дієвий алгоритм прийняття рішення щодо можливості подальшого продовження ресурсних показників літакам типу Су-27 на етапах продовження ресурсних показників в умовах дії правового режиму воєнного стану.

Ключові слова: визначальні параметри, технічний стан, ресурс, воєнний стан, Су-27, відновлення, продовження ресурсних показників.

Вступ

У зв'язку із веденням повномасштабних бойових дій Збройними Силами України (далі – ЗСУ) з активним залученням авіаційної техніки Повітряних Сил (далі – ПС) ЗСУ є актуальним завдання щодо забезпечення авіаційних військових частин максимально можливою кількістю літальних апаратів, які здатні виконувати бойові завдання. Зокрема, одним із найбільш затребуваних типів літальних апаратів є літак типу Су-27, який охоплює широкий функціонал від винищувача-бомбардувальника до спецлітака, з якого виконуються спеціальні бойові завдання.

Фахівці інженерно-авіаційної служби (далі – ІАС) авіаційних військових частин разом із фахівцями авіаційних ремонтних підприємств вирішують завдання допуску до подальшої експлуатації авіаційної техніки (далі – АТ), зокрема і тієї, яка перебувала на тривалому зберіганні, на підставі положень Правил інженерно-авіаційного забезпечення під час приведення авіаційних військових частин у вищі ступені бойової готовності та в умовах особливого періоду, затверджених наказом Генерального штабу ЗСУ від

05.12.2017 № 427, наказу командувача Повітряних Сил ЗСУ від 19.04.2022 № 52, а також вказівок головного інженера, які ввели Перелік обов'язкових робіт та перевірок працездатності авіаційної техніки, що виконуються під час виконання робіт зі збільшення ресурсу (продовження строку служби) за типами (далі – Перелік робіт).

Проте, при виконанні робіт під час продовження ресурсних показників авіаційної техніки, фахівці ІАС виконують оцінку її поточного технічного стану, зазвичай, опираючись на власний досвід. Це призводить до суб'єктивізації таких оцінок, що може негативно вплинути на точність оцінки технічного стану.

Постановка проблеми. Метод експертів, що застосовується під час таких оцінок, зазвичай є найшвидшим та єдиним засобом виконання таких оцінок. Суб'єктивність суджень експертів у таких випадках намагаються зменшити за рахунок застосування різних методів технічного контролю. Зазвичай це засоби неруйнівного контролю та системи обліку інтенсивності виробітку ресурсних показників.

Наразі ті засоби технічного контролю, що застосовують в авіаційних частинах, вже є фізично і

морально застарілі та не надають необхідної інформації про технічний стан техніки, якій необхідно продовжувати ресурсні показники. Система обліку виробітку ресурсних показників наразі теж не повною мірою забезпечує експертів необхідною інформацією про поточний технічний стан авіаційної техніки.

Всі ці фактори можуть призвести до різного роду інцидентів, та навіть аварій, що також можуть спричинити зрив виконання бойового завдання.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Впродовж тривалого часу супроводженням експлуатації та ремонту парку літаків ПС ЗСУ займається Державний науково-дослідний інститут авіації (далі – ДНДІА).

Відповідно, старіння парку літаків потребувало все більше нових методів підтримання справності та безпечної експлуатації літаків. Тому, із кожним новим циклом продовження ресурсних показників науковці ДНДІА створювали нові та удосконалювали існуючі методи визначення технічного стану авіаційної техніки (далі – АТ) як в мирний час [1; 4, с. 26, 27, 32, 60...71; 6, п.1.2, п.1.4, п.1.5, п.2; 8, с. 29...53, 76, 79...101], так і в

особливий період [2; 3, с. 107...116, 119...121, 134...137, 147...149, 178...230; 5, с. 33, 77, 117; 7, с. 33...37, 44...55]. Із початком повномасштабних бойових дій науковці ДНДІА виконували оцінку технічного стану АТ і в умовах дії правового режиму воєнного стану (далі – ПРВС).

Мета статті – виявлення визначальних параметрів технічного стану літаків типу Су-27 для прийняття рішення щодо допуску до чергового етапу експлуатації виробів авіаційної техніки ПС ЗСУ в умовах ПРВС.

Виклад основного матеріалу

Літаки типу Су-27, що експлуатуються в умовах ПРВС, мають різні напрацювання у продовжених строках служби та нальоту, і так само різну кількість етапів продовження ресурсних показників (далі – Етапи).

При відпрацюванні Переліку робіт на тих літаках, які мали значний часовий простій без напрацювання у групі зберігання авіаційної техніки або в резерві (від 3 до 15 років) виникала значна кількість відмов та виявлялась велика кількість пошкоджень та несправностей (рис. 1).



Рис. 1. Відновлення літака (час простою понад 6 років) під час відпрацювання Переліку робіт на Етапі та усунення бойових уражень

Джерело: розроблено авторами

Уже під час експлуатації на деяких цих літаках виявлення відмов та пошкоджень починало значно зростати, у порівнянні з іншими літаками (як продовженими на Етапах, так і тих, які мали запаси ресурсних показників). З аналізу надійності літаків типу Су-27 можливо зробити висновок, що кількість відмов та пошкоджень, які виникають під час ведення бойових дій, збільшилась приблизно в 6...8 разів, приблизно у два рази збільшився

загальний наліт, та наліт на несправність знизився приблизно у 3 рази.

По-перше, це пов'язано з відновленням літаків на Етапах. Під час виконання Переліків робіт на зазначених літаках виникає значна кількість відмов (зазвичай, чим довше літак мав часовий простій – тим більша кількість відмов та пошкоджень виявляється на цьому літаку особовим складом ІАС).

По-друге, чим більше Етапів пройшов літак, тим більше на ньому виникає відмов та

пошкоджень. Однак це твердження є досить загальним, оскільки кожен літак має власний індивідуальний “потік несправностей та пошкоджень”, який напряду корелюється з умовами експлуатації кожного літака окремо (кліматичні умови, умови зберігання, інтенсивність нальоту, бойове застосування, серія, особливості конструкції та інше).

Під час проходження Етапів за спеціальностями виникає низка характерних проблем, які наведені нижче.

Планер та його комплектуючі. Найпоширеніше явище – це виникнення тріщин та люфтів у місцях кріплення підйомників (гідроциліндрів) стояків та стулок, а також кріплення стояків та стулок, виникнення тріщин та послаблення (випадіння) заклепок гаргроту (гальмівного щитка). Особливо гостро виникла проблема відсутності постачання витяжних заклепок для ремонту обшивки та гаргроту. Також критичним недоліком при досягненні 200 ± 50 годин нальоту під час відновлення є поступова втрата герметичності паливних баків (підтікання в з'єднаннях), руйнування пінополіуретану в паливних баках (у вигляді крихти) та відповідно забруднення фільтрів палива (в окремих випадках експлуатації необхідно виконувати промивку фільтрів після кожного польоту). Відсутність можливості ремонту електричного якоря механізму приводу флаперонів МПФ-10С підприємствами України значно вичерпує їх запаси, які наразі є критично малими.

Авіаційні двигуни. Основна проблема – значна кількість відмов комплексного регулятора двигуна КРД-99А та виникнення різного роду втрати герметичності ущільнень через неякісні гумо-технічні вироби.

Авіаційне озброєння. Найпоширеніша проблема виникає в системі управління зброєю, а саме в блоках БУР2-10ПМ та БАР-10ПМ. Зазначені блоки мають досить малий ресурс при використанні ракет і авіабомб іноземного виробництва. Також слабкі місця існують в контактній групі монтажної рами блоків 10ПМ, яка руйнується та покривається корозією.

Авіаційне обладнання, електронна автоматика, радіоелектронне обладнання, авіаційний прицільно-навігаційний комплекс. Основним та загальним недоліком для цих спеціальностей можливо виділити застарілу елементну базу (наприклад, конденсатори К52), для якої немає альтернатив. Через значний строк служби та вібраційні навантаження більшість монтажних плат та з'єднань втрачають несучі властивості та руйнуються. Також можливо виділити окислення контактної групи штепсельних

роз'ємів та інших електричних з'єднань через значний строк експлуатації в різних кліматичних умовах, а також критичну недостатність засобів наземного обслуговування.

Засоби аварійного покидання літака. Для цієї спеціальності слід зазначити критичне питання у відсутності піропатронів УДП-2-1 та ПСУ, а також найбільш критичним є стан гумового шлангу герметизації кабіни, який найчастіше має пошкодження трибологічного та втомного характеру.

Досвід експлуатації літаків типу Су-27 із продовження ресурсних показників під час особливого періоду (2014-2020 роки), а також під час дії ПРВС, дозволив зробити висновок, що на літаку зазначеного типу після 200 ± 50 годин нальоту (на Етапах) значно збільшується потік несправностей та пошкоджень, особливо таких як: підтікання паливних баків, втрата герметичності ущільнюючих пакетів, виникнення тріщин та люфтів, послаблення та випадіння заклепок.

Зазначені вище 200 ± 50 годин нальоту складають приблизно 30 % від міжремонтного ресурсу, та при додаванні до нього становлять повний ресурс до першого ремонту.

Аналізуючи отримані дані, можливо зробити висновок, що **наразі більший вплив на технічний стан літака мають саме години нальоту, а не строк служби**. Цей факт можливо обґрунтувати наявністю великого спектру знакозмінних навантажень, що отримує літак під час польоту, та які майже неможливо отримати під час стоянки (простою).

Також з аналізу Переліку робіт літака типу Су-27 можливо зробити висновок, що він є наразі достатнім, та суттєво збільшувати або зменшувати його є нераціональним. Зміна переліків можлива при подальшій експлуатації та виявленні додаткових слабких і критичних місць.

Аналіз залучення матеріально-технічних та людських ресурсів під час відновлення літаків. Виконання Переліку робіт на деяких літаках виконується вперше, а на деяких вже виконано більше 10 етапів. Цей факт призводить до необхідності розгляду задіяння матеріально-технічних та людських ресурсів для виконання зазначеного вище Переліку робіт. Ресурси, які виділяються для виконання Етапів, можливо умовно поділити на трудові, економічні й часові затрати.

Трудозатратні ресурси робіт із відновлення на Етапах можливо вирахувати у людино-годинах. Для виконання цих робіт особовий склад необхідно забезпечити часом та засобами наземного обслуговування та ремонту (далі – ЗНОтаР). Під час досліджень порівняно нормативні та реальні

трудозатрати на етапи відновлення. Так, згідно з нормативними документами, для виконання найпершого етапу відновлення літака, виконуються роботи відповідно до Переліку робіт (загально – 215,46 людино-годин) та роботи відповідно до 48-місячних регламентних робіт (загально – 771,05 людино-годин для бойового літака та 831,27 людино-годин для навчально-бойового літака). Для виконання Переліку робіт, зазвичай, виділяється 17 ± 2 людини, а для виконання регламентних робіт 22 ± 2 людини. Загальні роботи для першого відновлення літака не повинні перевищувати терміну в 14 днів. На подальших етапах відновлення виконуються лише роботи відповідно до Переліку робіт в термін, який не повинен перевищувати 7 днів.

Проте, дослідження свідчать, що можливість витримати зазначені строки при першому відновленні літака майже неможливо. Зазвичай, перше відновлення літака відбувається протягом 4-8 місяців. Це обумовлено переліком деяких факторів:

- фактор логістики – це очікування поставки запасних частин, проведення ремонту блоків та агрегатів на авіаремонтному підприємстві (далі – АРП), відсутність достатньої кількості засобів наземного обслуговування та ремонту (далі – ЗНОІР);
- фактор особового складу – це розосередження особового складу на інші оперативні аеродроми, його задіяння на інші види робіт, що не є технічними (несення служби з охорони, усунення наслідків обстрілів, задіяння в заходах забезпечення бойових дій та інше);
- фактор технічного стану – це фактор, який залежить від конкретного літака, що надходить на відновлення. Їх технічний стан тим складніший, чим більше літак мав простою на землі (збільшення корозії, руйнування гумотехнічних виробів, окислення і руйнування контактної групи та елементної бази тощо), наявність бойових уражень,

наявність на кожному окремому літаку своїх “слабких місць” (наприклад, на деяких літаках найчастіше відмовляють блоки радіоелектронного обладнання, на інших – блоки електронної автоматики тощо);

- фактор особливостей воєнного стану – велика кількість тривоги, що відривають особовий склад від виконання робіт, обстріли інфраструктури аеродрому та руйнування приміщень, ЗНОІР тощо.

Слід зауважити, що відновлення на подальших Етапах відбуваються достатньо швидко та без особливих проблем, і термін відновлення не перевищує нормативні значення (не більше 7 діб).

Економічні ресурси важко обчислювати в конкретних значеннях, оскільки вони є здебільшого постійними та неперервними в часі. Водночас інтенсивність витрат залежить від кількості заявок на ремонт блоків і агрегатів, логістики, витрати пально-мастильних матеріалів (далі – ПММ), та інше.

Ціну відновлення на етапи можливо скласти з наступних пунктів:

- заробітної плати особовому складу;
- затрат на ПММ, електроенергію та інші види комунальних послуг;
- затрат на дрібний та поточний ремонт (розхідна частина: заклепки, гвинти, хомути..., ЗНОІР, логістичне забезпечення тощо);
- затрат на основний ремонт (відновлення або ремонт у військовій частині або на АРП блоків, агрегатів, частин планера, його основних частин та комплектуючих);
- особливостей ремонту конкретного літака (в залежності від серії, технічного стану, укомплектованості справними блоками та агрегатами тощо).

Дослідження етапів відновлення.

Дослідження найбільш затратного першого етапу відновлення дозволили виконати розподіл трудових, економічних та часових затрат на декілька зон (рис. 2).

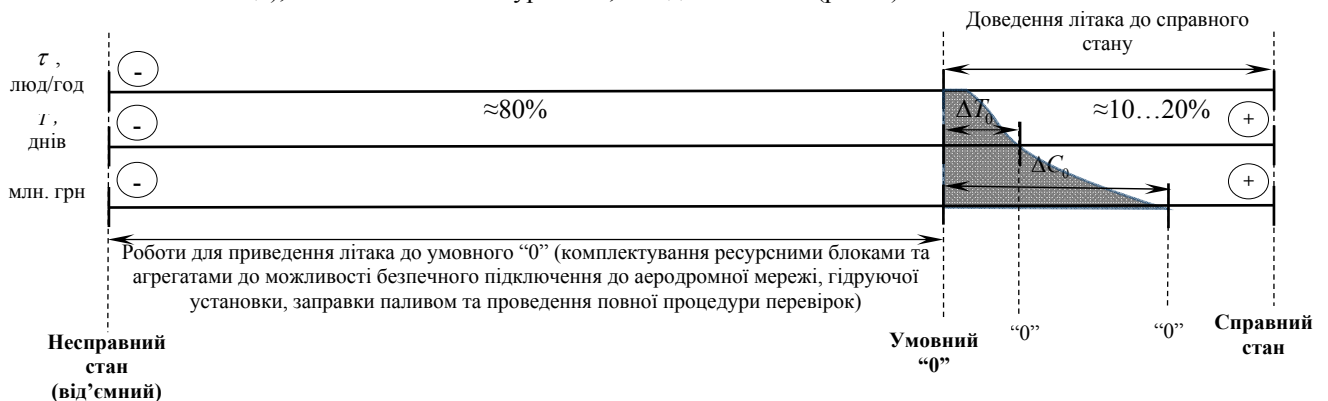


Рис. 2. Зони затрат на відновлення літака, що виконується під час першого Етапу
Джерело: розроблено авторами

Відповідно до рисунку 2 можливо виділити дві основні зони проведення робіт: зона робіт для приведення літака до умовного "0" та зона доведення літака до справного стану. Також можливо виділити три основні стани літака: несправний стан (або від'ємний), стан умовного "0" та справний стан.

Несправний (або "від'ємний") стан на Етапі – стан літака у процесі відновлення на Етапі, який не відповідає вимогам нормативної документації, та з яким він надійшов до техніко-експлуатаційної частини (далі – ТЕЧ) АТ військової частини. Зазвичай, цей стан є досить різним та має різну ступінь "від'ємності" (ця "від'ємність" залежить від кількості днів простою, комплектації ресурсними блоками та агрегатами, наявності корозії та багатьох інших технічних факторів), яка впливає на кількість робіт, що необхідно виконати для приведення літака до стану умовного "0".

Умовний "0" на Етапі – стан літака в процесі відновлення на Етапі, під час якого він набуває повної комплектації ресурсними блоками та агрегатами, що надає можливість виконати заправку паливом та іншими спецрідинами і газами, безпечно приєднати літак до аеродромної мережі і гідруючої установки для можливості проведення повної процедури перевірок працездатності всіх систем. Цей стан надає можливість виявити дрібні

недоліки, відмови та пошкодження, які необхідно усунути для приведення літака у справний стан.

Справний стан на Етапі – стан літака, що відповідає вимогам нормативної документації та готовий до експлуатації за призначенням.

Аналіз Рис. 1 показує, що основні трудові, економічні та часові затрати припадають на роботи, які необхідно виконати для приведення літака від несправного (або "від'ємного") стану, до стану умовного "0" ($\approx 80\%$ від загальної кількості та вартості робіт). Інша кількість робіт припадає на роботи з доведення літака до справного стану. Слід звернути увагу на те, що кількість трудозатрат τ має здебільшого сталі значення в розмежуванні зон (можливе незначне відхилення на $3\ldots 5\%$), але час T та економічні ресурси C мають досить широкі межі змінення (ΔT_0 та ΔC_0 , можливе змінення на $5\ldots 15\%$).

Дослідження подальших етапів відновлення дозволили виділити тенденцію ресурсних затрат на початкове (перший Етап) та подальше (всі наступні Етапи) відновлення на Етапах (рис. 3).

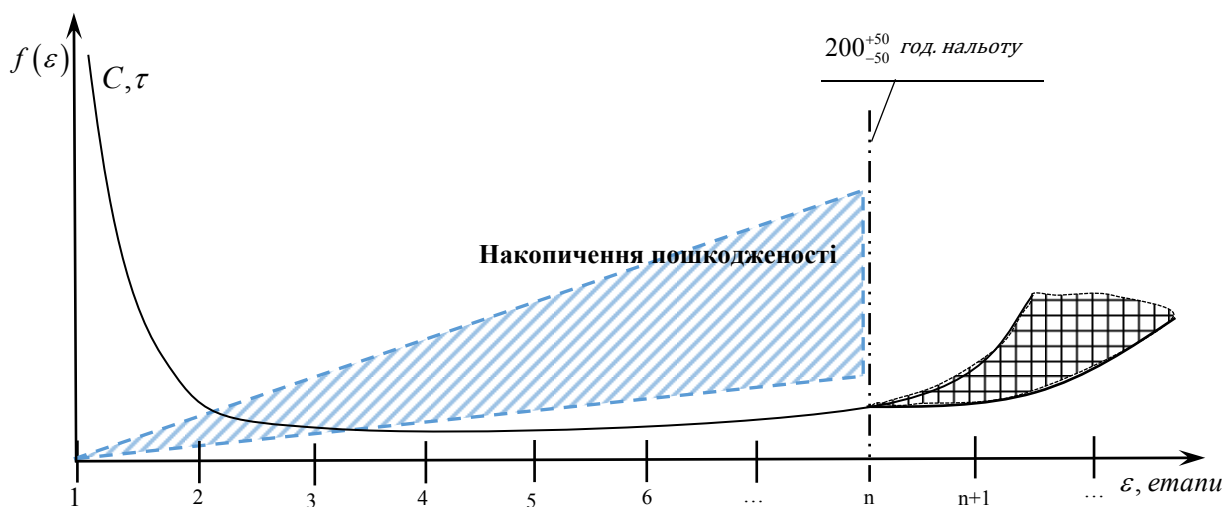


Рис. 3. Ресурсні затрати на відновлення, в залежності від Етапу, накопиченої пошкодженості та напрацювання

Джерело: розроблено авторами

Аналізуючи дані рисунку 3 зрозуміло, що найбільш затратним є перший Етап відновлення. В подальших Етапах для підтримання справності та можливості експлуатувати літак з продовженими ресурсними показниками виконання Переліку робіт не потребує настільки великих затрат, та має співвідношення приблизно 9:1.

Експлуатація літака у продовжений період на Етапах супроводжується накопиченням

пошкодженості зі збільшенням напрацювання. Під час деякого етапу напрацювання літака в продовжений період набуває критичних значень в 200 ± 50 годин нальоту, після яких кількість потрібних трудозатрат та економічних ресурсів набуває суттєвого збільшення. Це корелюється із попередніми дослідженнями, оскільки після зазначеного напрацювання у продовжений період

на літаку значно збільшується потік несправностей та пошкоджень.

Також слід зазначити, що тенденція збільшення затрат на відновлення значно залежить від накопиченої пошкодженості, яка, у свою чергу, залежить від умов та інтенсивності експлуатації. Наприклад, напрацювання у 200 ± 50 годин нальоту збільшить накопичену пошкодженість для навчально-бойових літаків у дещо більшому об'ємі, ніж для бойових літаків. Саме тому для бойових літаків збільшення затрат на подальше відновлення на етапах може мати більш полого значення, а для навчально-бойових літаків – більш стрімке значення.

Отримані дані мають кореляцію із класичними науковими поглядами на експлуатаційну надійність літаків (Рис. 4). На початку експлуатації параметр потоку відмов зменшується (період приробітку – I), потім досягає сталих, або майже сталих значень (період нормальної експлуатації – II), і наприкінці значно збільшується (період зносових відмов – III).



Рис. 4. Типова якісна залежність параметра потоку відмов $\omega(t)$ від часу експлуатації
Джерело: розроблено за матеріалами [6]

Задачею експлуатації є недопущення виходу виробів на режим зносових, або “стрімких” відмов. Саме з такою метою і проводиться прогнозування надійності (безвідмовності) та технічного стану виробів.

Вищенаведені дослідження щодо визначальних параметрів свідчать про необхідність розроблення алгоритму, відповідно до якого визначається можливість подальшого виконання Переліку робіт при продовженні ресурсних показників на Етап на літаках типу Су-27, за умови безпечної експлуатації.

Побудова загального алгоритму прийняття рішення щодо можливості подальшої експлуатації літаків, що відновлюються на Етапах, потребує вирішення трьох основних питань: трудозатратні можливості, економічні можливості та можливості технічного відновлення літака.

Економічні можливості. За досвідом відновлення [10], вартість відновлювальних робіт

однієї одиниці ЛА в умовах військової частини вираховується за формулою:

$$C_{в.р.} = C_{регл} \cdot k_{стр}^C \cdot k_{б.ур.}^C,$$

де $C_{в.р.}$ – вартість відновлювальних робіт в умовах частини; $C_{регл}$ – вартість виконання регламентних робіт “важкої форми” із Переліком робіт на етап; $k_{стр}^C$ – коефіцієнт старіння, який залежить від технічного стану відновлювального літака, попередніх умов зберігання, серійності, досвіду експлуатації та ремонту цього підтипу літака та інше (зазвичай, складає 5...45 одиниць); $k_{б.ур.}^C$ – коефіцієнт бойових уражень літака, що відображає вартісні затрати на усунення бойових пошкоджень.

Вартість відновлювальних робіт C однієї одиниці літального апарату (далі – ЛА) типу Су-27 в умовах військової частини (без урахування усунення уражень) складає 5-10 млн. грн. Це складає до 10 % від вартості ремонту літака в умовах АРП $C_{АРП}$. Наявність уражень може збільшувати вартість відновлення в досить широких межах ($\approx 5-40$ %) вартості відновлення, що залежить від складності і групи уражень, а також від їх кількості. Доцільність відновлення ЛА в умовах військової частини має місце лише при $C_{в.р.} \leq 0,1 C_{АРП}$.

Трудозатратні можливості. Трудомісткість відновлювальних робіт [22] однієї одиниці ЛА в умовах військової частини можливо вирахувати за формулою:

$$\tau_{тр. в.} = \tau_{регл} \cdot k_{стр}^{\tau} \cdot k_{б.ур.}^{\tau},$$

де $\tau_{тр. в.}$ – трудомісткість відновлювальних робіт в умовах військової частини; $\tau_{регл}$ – трудомісткість виконання регламентних робіт “важкої форми” та Переліку робіт на етап; $k_{стр}^{\tau}$ – коефіцієнт старіння, який залежить від технічного стану відновлювального літака, попередніх умов зберігання, серійності, досвіду експлуатації та ремонту цього підтипу літака та інше (зазвичай, складає 1...3 одиниць); $k_{б.ур.}^{\tau}$ – коефіцієнт бойових уражень літака, що відображає трудові затрати на усунення бойових пошкоджень.

Трудомісткість відновлювальних робіт на першому Етапі в умовах військової частини повинно дорівнювати трудомісткості виконання регламентних робіт “важкої форми” ($\tau_{тр. в.} = \tau_{регл}$), що складає 1500 людино-годин. Проте, через значний вплив старіння матеріалу, а в деяких

випадках і бойових уражень, постійного змінення кількості особового складу, який виконує відновлювальні роботи (через розосередження на аеродромах та задіяння в заходах оборони), $\tau_{\text{тр. в.}}$

вирахувати складно. Проте відомо, що одна одиниця ЛА типу Су-27 відновлюється протягом 4...8 місяців. Доцільність відновлення ЛА в умовах військової частини має місце лише при $\tau_{\text{в}} \leq 0,1\tau_{\text{в}}$.

Можливості технічного відновлення. Основне питання технічних можливостей відновлення можливо сформулювати таким чином: чи дозволяє поточний технічний стан літака відновити його планер та обладнання взагалі? Відповідей можливо виділити лише дві: можливо (в умовах частини або на АРЗ), або ж неможливо, і АТ підлягає списанню (втрачено, або ремонт недоцільний). Для вирішення цього питання сформовані обмеження, що наведені нижче.

По-перше, необхідно визначити категорії використання літаків. Наразі літаки типу Су-27 використовують за двома основними напрямками: за прямим призначенням (винишувач або бомбардувальник, де використовується вся бортова авіоніка), а також в якості спецлітака для інших засобів ураження. Ці фактори дозволяють виділити низку блоків та агрегатів, які дозволяють використовувати літак за одним із напрямів. Отже, кінцевий результат роботи алгоритму можливо представити у вигляді трьох позицій:

- подальше використання літака можливе за прямим призначенням без обмежень;
- подальше використання літака можливе в якості спецлітака;
- подальше використання літака не рекомендовано, літак потребує капітального ремонту.

По-друге, літак типу Су-27 є іноземного виробництва, авіаційна промисловість України освоїла ремонт планера та деяких видів блоків і агрегатів, а також виробництво деяких нескладних комплектуючих. Це призводить до необхідності розділення всіх блоків та агрегатів планера на такі, які можливо виробити авіаційною промисловістю (також ті, що потенційно можливо), та на ті, які неможливо виробити за всіма спеціальностями.

По-третє, критичне є напрацювання літака (години нальоту) на Етапах, після вичерпання встановлених ресурсних показників.

Друге обмеження також потребує визначення переліку питань, які надалі формуватимуть один із

трьох варіантів відповідей в загальному алгоритмі прийняття рішення. Опираючись на перше обмеження, а також попередні евристичні та теоретичні дослідження, сформовано перелік питань, який умовно названо "Планер".

Питання "Планер":

- чи є наявність тріщин, люфтів в стояках шасі, їх створок та гідроциліндрів, в їх кріпленні, гаргроту (тормозному щитку)?
- чи є наявність негерметичності з'єднань трубопроводів і агрегатів?
- чи є недопустиме підтікання паливних баків через їх негерметичність?
- чи є необхідність проводити очищення паливних фільтрів частіше, ніж один раз у три польоти?
- чи є можливість заміни агрегатів та інших комплектуючих планера, які не виготовляються (або не ремонтуються) в Україні?

Також в процесі прийняття рішення необхідно надати відповіді на два питання з авіоніки та озброєння:

- чи є можливість відновлення працездатності авіоніки та озброєння до стану, що дозволить використовувати літак за призначенням?
- чи є можливість відновлення працездатності авіоніки та озброєння до стану, що дозволить використовувати літак для спецзадань?

Отже, враховуючи попередні теоретичні та практичні дослідження щодо технічних, трудозатратних та економічних чинників, можливо побудувати алгоритм прийняття рішення щодо можливості подальшого продовження ресурсних показників літакам типу Су-27 на Етапах під час дії ПРВС (рис. 5).

Висновки

Проведені дослідження, що наведені у статті, надали можливість більш об'єктивно та в більшому обсязі використовувати ресурсні можливості літаків тактичної авіації типу Су-27, що відновленні в умовах дії правового режиму воєнного стану, а також більш об'єктивно визначати їх передвідмовний (граничний) технічний стан.

Подальші дослідження в цьому напрямі можливі у визначенні та пошуку більш якісних параметрів, які б характеризували граничний стан конструкції; в пошуках нових методів неруйнівного контролю та подальших дослідженнях (у вигляді спостерегань) на натурних об'єктах, а саме на літаках типу Су-27, які експлуатуються на Етапах.

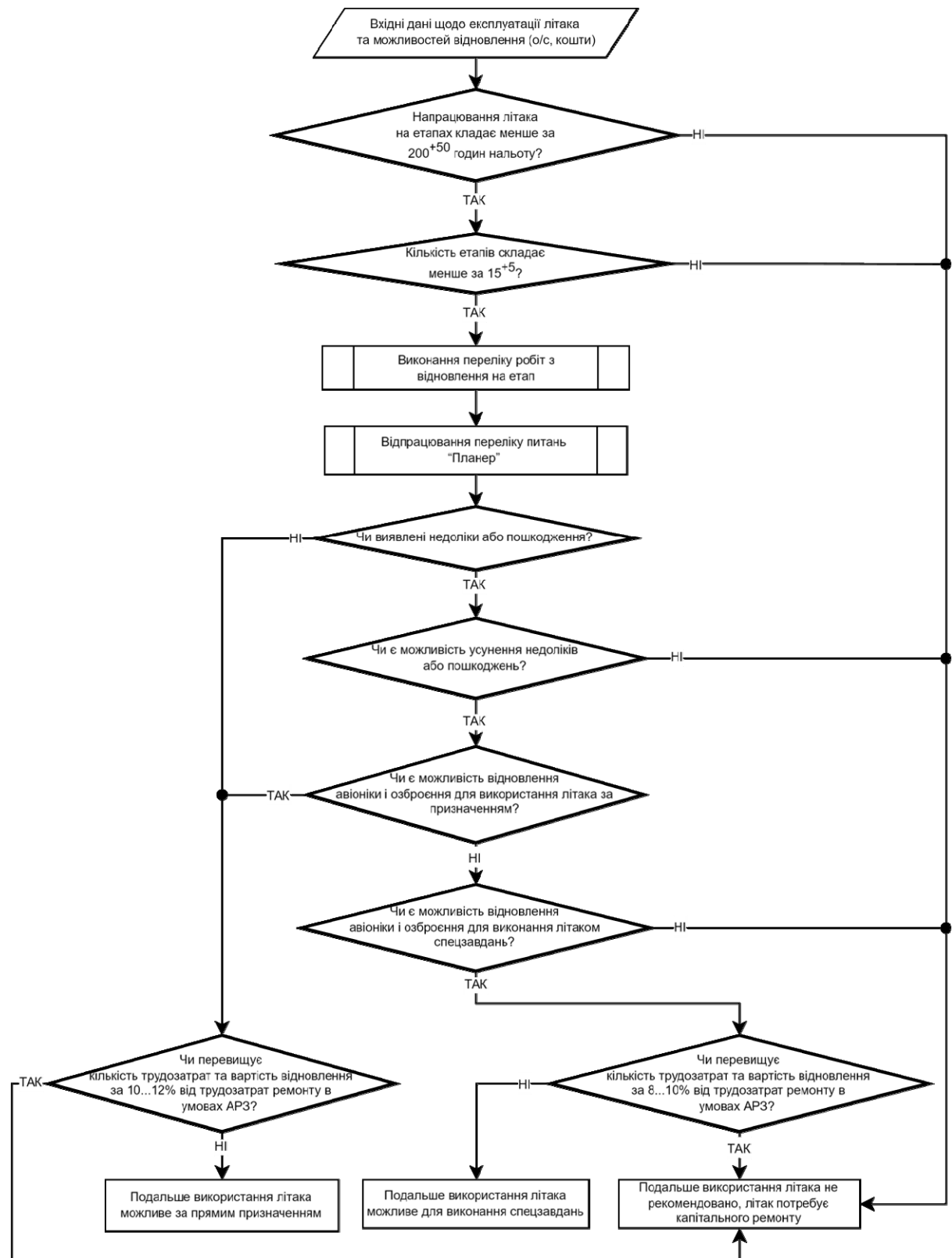


Рис. 5. Алгоритм прийняття рішення щодо можливості подальшого продовження ресурсних показників літакам типу Су-27 на Етапах під час дії ПРВС

Джерело: розроблено авторами

Список літератури

1. Пашенко С.В., Хільченко М.Ф., Юхачов В.В. Методологія збільшення ресурсів авіаційної техніки : Зб. наук. праць ДНДІА. 2012. № 8(15). – С. 161-166.
2. Карпінос Б.С., Горохов Г.Т. Прогнозування залишкової довговічності елементів планера повітряних суден з урахуванням експертних оцінок умов експлуатації. Зб. наук. праць ДНДІА. 2016. № 12(19). С. 186-190.
3. Звіт про НДР “Дослідження щодо визначення граничних ресурсних показників та прогнозування термінів безпечної експлуатації старіючого парку авіації Повітряних Сил Збройних сил України”: Шифр “Конвалія”. Київ: ДНДІА, 2015. 262 с.
4. Звіт про НДР “Дослідження з визначення граничних строків служби, до яких можлива безпечна індивідуальна експлуатація літаків типу Су-27”: Шифр “Галеон”. Київ: ДНДІА, 2012. 257 с.
5. Звіт про науково-дослідну роботу “Обґрунтування можливості збільшення встановленого ресурсу агрегатів шасі літака типу Су-27 в умовах особливого періоду”: шифр “Опора”. Київ: ДНДІА, 2017. 155 с.
6. Звіт про НДР “Розробка загальних методик оцінки параметрів технічного стану виробів АТ і О та прогнозування зміни цих параметрів в процесі виконання робіт по продовженню призначених показників”: Шифр “Параметр”. Київ: ДНДІА, 1998.
7. Звіт про НДР “Методика оцінки експлуатаційної міцності конструкції крила літаків типу Ил-76”: Шифр “Панель”. Київ: ДНДІА, 2021. 193 с.
8. Звіт про НДР “Дослідження шляхів продовження ресурсу авіаційних двигунів та літаків ВПС України”: Шифр “Ресурс”. Київ: ДНДІА, 1998. 139 с.
9. Звіт за результатами виконання оперативного завдання щодо формування основних визначальних критеріїв технічного стану виробів авіаційної техніки при прийнятті рішень щодо їх допуску до подальшої експлуатації. Київ: ДНДІА, 2024, 162 с.
10. Добриденко О.М. Стрела М.С. Аналіз бойових уражень та досвід відновлення літаків типу Су-27 авіації Повітряних Сил Збройних Сил України: Труді Університету. 2024. № 5(187). С. 201-210.

Надійшла до редколегії 08.10.2024

Схвалена до друку 18.11.2024

Відомості про авторів:

Добриденко Олег Миколайович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-2029-1488>

Стрела Максим Сергійович

доктор філософії
старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-4055-1600>

Карпенко Олександр Валерійович

начальник науково-дослідної лабораторії
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-9507-3573>

Information about the authors:

Oleg Dobridenko

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-2029-1488>

Maxim Strela

Doctor of Philosophy, PhD
Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-4055-1600>

Oleksandr Karpenko

Head of Research Laboratory
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-9507-3573>

**RESEARCH ON THE DETERMINING PARAMETERS OF ASSESSING THE TECHNICAL
CONDITION OF SU-27 TYPE AIRCRAFT WHICH ARE OPERATED UNDER THE CONDITIONAL
EFFECT OF THE LEGAL REGIME OF MARTIAL STATE**

O. Dobridenko, M. Strela, O. Karpenko

The intensity of modern hostilities necessitated the use of Air Force aircraft that were in long-term storage. Specialists of the aviation engineering service carry out restoration work, assess the technical condition of the structure based on their own experience of operating these aircraft during a special period. However, this may lead to subjectivization of such assessments and incidents (accidents).

The purpose of the article is to highlight the results of research on the development of methodological recommendations for making a decision on the admission to the next stage of operation of aircraft equipment of the Air Force of the Armed Forces of Ukraine under the conditions of the legal regime of martial law, using the example of the Su-27 type aircraft.

The article provides a study of the main problems encountered by specialists of the engineering and aviation staff during the performance of work on the extension of resource indicators; study of the influence of the period of downtime of aviation equipment on its technical condition; the recovery stages were analyzed, and especially the first, most costly and difficult recovery stage; the factors affecting the financial, labor and material costs of restoration were analyzed; an effective decision-making algorithm has been created regarding the possibility of further extension of the resource indicators of Su-27 type aircraft at the stages of extension of resource indicators during the operation of the legal regime of martial law.

Keywords: defining parameters, technical condition, resource, military condition, Su-27, restoration, continuation of resource indicators.

В.В. Мельник¹, С.М. Сторожук², Є.С. Крижанівський³, А.С. Бабарига¹

¹Національний університет оборони України, м. Київ

²Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

³Державне підприємство “Державне київське конструкторське бюро “ЛУЧ”, м. Київ

МЕТОДИЧНИЙ ПІДХІД ЩОДО ОБҐРУНТУВАННЯ СТРОКІВ ПРИДАТНОСТІ ДО ВИКОРИСТАННЯ РАДІОЕЛЕКТРОННОГО ОБЛАДНАННЯ ЛА ВІЙСЬКОВОГО ПРИЗНАЧЕННЯ ПОЗА МЕЖАМИ ПРИЗНАЧЕНИХ ПОКАЗНИКІВ

У статті представлено методичний підхід обґрунтування строків придатності до використання радіоелектронного обладнання літальних апаратів військового призначення по за межами призначених показників.

Проведено аналіз робіт в галузі оцінки і прогнозування технічних показників експлуатаційних властивостей технічних систем. Показано, що метод апроксимації сукупністю поліномів, ортогональних на системі рівновіддалених точок, дозволяє отримати числові значення коефіцієнтів апроксимації системи нормальних рівнянь, які мають рішення. При цьому використання процедури незалежного оцінювання коефіцієнтів надає додаткову перевагу. Запропоновано вираз для знаходження елементів коваріаційної матриці похибок оцінок параметрів. При аналізі методу групового урахування аргументів щодо задачі, що розглядається, показано його основний недолік та запропоновано шляхи його усунення.

Показано, що при розробці методики оцінки та прогнозування надійності радіоелектронного обладнання літальних апаратів військового призначення необхідно рішення комплекс взаємопов'язаних, внутрішньо суперечливих теоретичних і практичних проблем. При цьому найбільш важливою з них слід вважати проблему вибору типу моделі надійності, її розмірність по параметрам, числу та номенклатурі факторів, що враховуються.

Ключові слова: літальний апарат, метод групового урахування аргументів, надійність, потік відмов, радіоелектронне обладнання, складова частина, сукупність ортогональних поліномів.

Вступ

Постановка проблеми. Сучасний етап експлуатації радіоелектронного обладнання (РЕО) літальних апаратів (ЛА) військового призначення (ВП) характеризується наявністю у їх складі значної кількості виробів, строки придатності яких до використання за призначенням або вичерпані, або знаходяться на етапі завершення. Таким чином, на перше місце за актуальністю встало питання визначення обґрунтованої можливості продовження їх строків придатності до використання за призначенням, оскільки без наявності такої інформації неможливо приймати подальші рішення щодо використання інших, більш затратних напрямів забезпечення справності зазначених ЛА.

Аналіз складу класичної сукупності технічних показників експлуатаційних властивостей РЕО, у тому числі їх комплектувальних складових частин (СЧ), показав, що у якості інтегрального показника надійності доцільно приймати їх надійність. Відповідно до [1, с. 5, 6] надійність, це властивість будь-якого виробу функціонувати за призначенням

у певних (заданих) умовах. Надійність також є часовою характеристикою, яка означає властивість виробу функціонувати за призначенням. Вона змінюється у часі, що обумовлено зміною фізичних властивостей виробу та параметрами зовнішнього середовища. Працездатний стан будь-яких технічних систем характеризується здатністю виконувати свої функції за призначенням і визначається технічним станом їх агрегатів, блоків, систем, підсистем тощо (далі – складових частин) та зв'язками між ними [2, с. 47, 48]. Втрата працездатності однієї чи декількох СЧ або порушення зв'язків між ними призводить до відмови виробу у цілому.

Оцінити надійність РЕО ЛА на деякий момент часу – означає обчислити значення показників, якими саме це РЕО характеризується у цей момент. Оцінити надійність на деякому інтервалі часу означає визначити на цьому інтервалі часу функції, у відповідності до яких змінюються числові показники її надійності на даному інтервалі часу. До завдань оцінки надійності РЕО ЛА також входить задача прогнозування надійності для

деякого комплексу майбутніх умов функціонування.

На надійність таких систем також впливає технічне обслуговування, кваліфікація персоналу тощо. Це означає, що РЕО ЛА, як об'єкти надійності, характеризуються нестационарним потоком відмов з параметром, що є функцією векторного аргументу [1, с. 6, 7]. При цьому фактори, що визначають умови і режими експлуатації, особливості використання за призначенням, особливості структури зазвичай враховуються у спрощеному вигляді. Такий підхід призводить до отримання лише наближених оцінок поточного рівня експлуатаційних властивостей та їх прогнозних оцінок.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. На теперішній час опублікована досить велика кількість робіт в галузі оцінки і прогнозування технічних показників експлуатаційних властивостей РЕО ЛА, основними з яких є [2...9]. Переважна більшість з них передбачає наявність досить жорстких обмежень на детерміновані й імовірнісні характеристики таких процесів, вважаючи, як правило, потоки подій, що формують процеси, найпростішими потоками. При цьому фактори, що визначають умови та режими експлуатації технічних систем, у тому числі особливості їх застосування за призначенням, структуру та ефективність технічного обслуговування й ремонту, враховуються у досить обмеженому складі, а вплив кореляційних зв'язків взаємодіючих факторів враховується дуже приблизно. Такий підхід призводить, в остаточному підсумку, до одержання лише наближених оцінок поточного рівня експлуатаційних властивостей технічних систем і динаміки його зміни за результатами прогнозних оцінок.

У цьому аспекті повністю зрозуміла неприйнятність використання однопараметричних моделей для оцінки й прогнозування надійності виробів РЕО, у яких інтенсивність відмов кожного елемента системи, обчислена для деяких стандартних умов, що практично неможливо через різноманітність і мінливість умов реальної експлуатації ЛА ВП [3, с. 195, 196].

Використання багатопараметричних моделей надійності [4, с. 101...112, 5, с. 124...129] передбачає вибір виду апроксимації функції $\lambda(B, Z(t))$, яку називають моделлю надійності. Позитивними рисами цього підходу є можливість отримання хорошого наближення функціями простої аналітичної структури, при цьому весь діапазон розділяється на ряд піддіапазонів, а весь факторний простір – на відповідне число підпросторів. Оцінка величини $\lambda(Z(t))$

проводиться незалежно для кожного з підпросторів окремо. Основними недоліками цього підходу можна вважати:

складність вибору границь областей, у межах кожної з яких діє своя перервна функція;

співвідношення між числом оцінюваних параметрів і числом експериментів для кожної області різні, тому й точність оцінки параметрів у кожній з них також буде різною;

неаналітичність апроксимації в цілому закону.

На теперішній час велике поширення мають моделі надійності, які використовують безперервні або комбіновані (безперервно-дискретні) апроксимації закону потоку відмов $\lambda(Z(t))$ [2, с. 194...198, 6, с. 182...186]. При цьому досліджуваний процес описується рівнянням регресії

$$y = f(b_1, b_2, \dots, b_n, x_1, x_2, \dots, x_m), \quad (1)$$

однозначно обумовленим набором коефіцієнтів $b_1, b_2, \dots, b_n$ з єдиним вихідним параметром y за значеннями незалежних змінних (факторів) $(x_1, x_2, \dots, x_m)$.

Такий підхід дає прийнятні результати за невеликої кількості параметрів у рівнянні регресії.

Значне скорочення розмірності моделі може бути досягнуте за рахунок спрощення структури рівняння регресії. Однією з найбільш розповсюджених моделей надійності є поліном лінійний за параметрами, але нелінійний за змінними виду [29]

$$y = b_0 + \sum_{i=1}^m b_i z_i + \sum_{i_1=1}^m \sum_{i_2=1}^m b_{i_1 i_2} z_{i_1} z_{i_2} + \dots + \sum_{i_1=1}^m \sum_{i_2=1}^m \dots \sum_{i_d=1}^m b_{i_1 i_2 \dots i_d} z_{i_1} z_{i_2} \dots z_{i_d}.$$

Її використання дає можливість для оцінки параметрів застосовувати відомі лінійні статистичні методи, але кількість оцінюваних при цьому параметрів $N = C_{m+d}^d$ швидко зростає із збільшенням числа врахованих факторів m та ступенем полінома d . Очевидно, що помітне скорочення розмірності задачі може бути досягнуто при зниженні ступеня полінома, але при цьому погіршується адекватність моделі

Інший шлях зниження розмірності задачі полягає в ігноруванні впливу взаємодій факторів. Кількість оцінюючих параметрів при цьому визначається співвідношенням $N = md + 1$. Цей підхід, реалізований в одній з найбільш розроблених методик оцінки надійності, сформульований у галузевому стандарті ДСТУ 2862-94 [8, с. 4...7]. Основними недоліками цього підходу у аспекті задачі, що розглядається, є:

функція щодо потоку відмов $\lambda(t_1, t_2, \dots, t_r)$ задається у табличному вигляді та не має аналітичної екстраполяції, що унеможливорює прогнозування надійності для значень аргументів, які не знаходяться в області її визначення;

адитивне подання функції $\hat{\lambda}(t)$ можливо лише у випадку, якщо у кожний момент часу виріб може перебувати лише в одному елементарному стані, що для умов реальної експлуатації є некоректним;

неможливість врахування взаємодії факторів.

Методологічні аспекти експлуатації БО ЛА ВП поза ресурсними обмеженнями наведено у [9, с. 56...60].

Таким чином, розглянуті методики при певних їх перевагах мають ряд істотних недоліків, що вимагає удосконалення відомого методичного апарату щодо оцінки та прогнозування строків придатності РЕО та розробки на їх основі більш ефективних методик оцінки та прогнозування показників їх надійності, за допомогою яких буде можливо визначити динаміку їх технічної деградації та можливість експлуатації по за межами призначених показників.

Метою статті є розробка методичного підходу щодо обґрунтування строків придатності до використання РЕО ЛА ВП по за межами призначених показників.

Виклад основного матеріалу

Прогнозування характеристик надійності виробів РЕО ЛА ВП потребують встановлення закону зміни інтенсивності потоку відмов $\lambda(t)$. Для розв'язання задач цього класу прийнято використовувати відому апріорну гіпотезу, в якій закон зміни цього параметра у часі має якісний вигляд, що наведено на рис. 1.

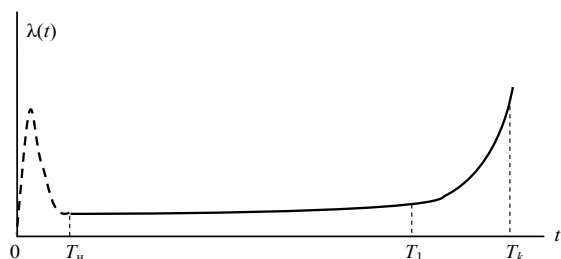


Рис. 1. Якісний вигляд параметру потоку відмов виробу РЕО в процесі експлуатації
Джерело: [1, с. 7]

Ділянка кривої, що відображена пунктиром $[0, T_H]$, відповідає заводському «вигоранню» ненадійних елементів виробу; ділянка $[T_H, T_1]$ - періоду нормальної експлуатації виробу; ділянка $[T_1, T_K]$ - входження в область інтенсивного

“старіння” елементів та масового переходу виробів у стан технічної несправності. Контроль виробів, що експлуатуються, здійснюється на інтервалі $[T_H, T_1]$.

Розглянемо можливі шляхи удосконалення існуючого методичного апарату щодо обґрунтування строків придатності до використання РЕО ЛА ВП по за межами призначених показників та їх СЧ більш детально, використовуючи процедуру апроксимації процесу фізичної деградації сукупністю ортогональних поліномів.

При використанні рівнянь регресії як емпіричних моделей надійності, можливість розв'язати систему нормальних рівнянь Гаусса методом найменших квадратів може бути близькою до нуля. Причиною цього є погана обумовленість матриці $H^T \Phi^{-1} H$, що, у свою чергу, призводить до грубих похибок у оцінці параметрів полінома [1, с. 178...188]. У цьому випадку хороші результати забезпечує апроксимація сукупності поліномів, ортогональних в системі рівновіддалених точок. Принципово позитивним при такому підході є відсутність необхідності числового рішення системи нормальних рівнянь.

Припустимо що, як і раніше, маємо сукупність значень оціночної функції $\hat{Y}_T = \{\hat{y}_{T_1}, \hat{y}_{T_2}, \dots, \hat{y}_{T_m}\}$, відповідних рівновіддаленим моментам часу $T_1, T_2, \dots, T_m$ таким чином, щоб виконувалась умова

$$T_{j'} = T_0 + j'h, \quad j = 1, 2, \dots, m,$$

де h – період контролю.

Виберемо сукупність поліномів, наприклад поліноми Чебишева [10, с. 25...37], ортогональних на цій системі рівновіддалених точок. Для цього введемо поліноми вигляду

$$P_k(j) = \sum_{j=0}^k (-1)^5 C_k^5 C_{k+5}^5 \frac{j^{(5)}}{n^{(5)}}, \quad j = j' - 1$$

де $k = 0, 1, 2, \dots, d$; $j = 0, 1, 2, \dots, n$; $n = m - 1$;

$$j^{(5)} = j(j-1)(j-2)\dots(j-s+1);$$

$$n^{(5)} = n(n-1)(n-2)\dots(n-s+1).$$

Для перевірки $P_k(j)$ щодо дискретної властивості їх ортогональності, необхідно перевірити поліноми на відповідність умові

$$\sum_{j=0}^n P_{k_1}(j) P_{k_2}(j) = 0, \quad \text{якщо } k_1 \neq k_2. \quad (2)$$

Розглянемо послідовність пошуку найкращої у аспекті цього методу найменших квадратів апроксимації функції у вигляді лінійної комбінації поліномів. Для цього введемо багаточлен степеня d

$$Q_d(j) = \sum_{k=0}^d a_k P_k(j) .$$

Задача полягає у пошуку такого набору $(a_0, a_1, \dots, a_d)$, який мінімізує суму квадратів відхилення вимірів значень $\{\hat{y}_j\}$. Враховуючи вираз (2), можна знайти

$$\hat{a}_k = \frac{\sum_{j=0}^n \hat{y}_{j+1} P_k(j)}{\sum_{j=0}^n P_k^2(j)}, \quad k = 0, 1, 2, \dots, d .$$

Тоді, використовуючи метод найменших квадратів, апроксимуючий багаточлен, який необхідно знайти, має вигляд

$$Q_d(j) = \sum_{k=0}^d \frac{\sum_{j=0}^n \hat{y}_{j+1} P_k(j)}{\sum_{j=0}^n P_k^2(j)} P_k(j) .$$

Таким чином, метод апроксимації сукупністю поліномів, ортогональних в системі рівновіддалених точок, дозволяє отримати числові значення коефіцієнтів апроксимації системи нормальних рівнянь, які мають рішення.

Процедура незалежного оцінювання коефіцієнтів при використанні ортогональних поліномів має додаткову перевагу, суть якої полягає у наступному. Якщо у процесі апроксимації було отримано поліном Чебишева степеня d , то для визначення поліномів степеня $d+1$ достатньо оцінити лише один новий коефіцієнт a_{d+1} . Решта числових коефіцієнтів залишаються без змін.

Для знаходження елементів коваріаційної матриці похибок оцінок параметрів використаємо вираз щодо визначення $K_{\hat{a}_{k1}\hat{a}_{k2}}$ [10, с. 325...337]

$$K_{\hat{a}_{k1}\hat{a}_{k2}} = M \left[\left(\hat{a}_{k1} - a_{k1} \right) \left(\hat{a}_{k2} - a_{k2} \right) \right] =$$

$$= M \left[\left(\frac{\sum_{j=0}^n \hat{y}_{j+1} P_{k1}(j)}{\sum_{j=0}^n P_{k1}^2(j)} - a_{k1} \right) \left(\frac{\sum_{j=0}^n \hat{y}_{j+1} P_{k2}(j)}{\sum_{j=0}^n P_{k2}^2(j)} - a_{k2} \right) \right]$$

$$\text{Ураховуючи, що } \hat{y}_{j+1} = \sum_{k=0}^d \hat{a}_k P_k(j) + \xi_{j+1} ,$$

отримаємо

$$K_{\hat{a}_{k1}\hat{a}_{k2}} = \frac{\sum_{j_1=0}^n \sum_{j_2=0}^n \sigma_{j+1}^2 P_{k1}(j_1) P_{k2}(j_2)}{\sum_{j_1=0}^n \sum_{j_2=0}^n P_{k1}^2(j_1) P_{k2}^2(j_2)} ,$$

$$k_1, k_2 = 0, 1, \dots, d$$

де σ_{j+1}^2 – дисперсія оцінки $\hat{y}(T)$ в точці T_{j+1} ;
 $k_1, k_2 = 0, 1, \dots, d$.

Наведені складності у значній мірі усуваються за допомогою використання методу групового урахування аргументів (МГУА), який було розроблено українськими вченими під керівництвом Олексія Ивахненка [11, с. 37...95] та призначено для моделювання складних систем та процесів по обмеженому числу експериментальних даних. В основу даного методу покладено принцип самоорганізації моделі та ітераційна процедура, на кожному етапі якої за допомогою спеціальних правил селекції обирається деяка сукупність часткового опису процесу. По мірі поступового ускладнення моделі окремі її елементи перевіряються відповідно до деяких критеріїв, які мають властивості зовнішнього доповнення. Отриманий на черговому етапі опис використовується для формування нового опису.

Суттєве скорочення кількості може бути досягнуто при використанні МГУА та методу вибору доданих реплік заданої дрібності [12, с. 57...69]. Розглянемо коротко сутність даного підходу більш детально.

Стандартна схема процедури обробки результатів перевірок передбачає такі процедури:

вибір математичної моделі процесу спостереження;

проведення оцінювання параметрів моделі.

При цьому принциповим є те, що рівень складності моделі визначається заздалегідь, але ступінь полінома обмежується зверху, оскільки кількість коефіцієнтів, що оцінюються в рівнянні регресії не повинно перевищувати кількість перевірок. При цьому збільшення степеня полінома d призводить до швидкого зростання кількості його коефіцієнтів N , які визначаються як $N = C_{m+d}^d$ (де m – число незалежних змінних у рівнянні регресії). Тому в практичних задачах з числом змінних більш п'яти, ступінь полінома, зазвичай, не перевищує двох-трьох.

В основу даного методу покладено принцип самоорганізації моделі та ітераційна процедура, на кожному етапі якої за допомогою спеціальних правил селекції обирається деяка сукупність часткового опису процесу. По мірі поступового ускладнення моделі окремі її елементи перевіряються відповідно до деяких критеріїв, які мають властивості зовнішнього доповнення. Отриманий на черговому етапі опис використовується для формування нового опису.

Основним недоліком МГУА в аспекті рішення поставленої задачі, є те, що частковий опис, який було отримано на черговій ітерації, вже не може

бути покращений у подальшому тому що він входить до наступних часткових описів у виді незмінної конструкції. Разом з цим, частковий опис, отриманий на попередніх етапах селекції, описується поліномами невисокого степеня та є функціями лише частини незалежних змінних. Тому кожен з таких описів не може достатньо добре описати процес у цілому.

Зазначений недолік можна усунути, якщо знаходити кожен частковий опис таким чином, щоб він максимально відповідав внеску у процес лише тих змінних, які його утворюють.

Наведемо методику оцінки параметрів рівнянь регресії щодо удосконалення МГУА стосовно зазначеного недоліку.

Припустимо, що $y = f(x_1, x_2, \dots, x_m)$ – деяка невідома функція, що описує закон зміни зареєстрованого параметра процесу у залежності від умов його тривалості $x_1, x_2, \dots, x_m$. Знайдемо закон у класі поліномів вигляду [1, с. 180...183]

$$y = b_0 + \sum_{i=1}^m b_i x_i + \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m b_{ij} x_i x_j + \dots + \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m \sum_{k=1}^m b_{ijk} x_i x_j x_k + \dots \quad (3)$$

не обмежуючи його степені наперед.

Статистичний матеріал, що використовується для знаходження параметрів співвідношення (3), є сукупністю n спостережень процесу $\underline{Y}$ та умов його проходження $\underline{X}$, утворює матрицю

$$\tilde{X} = (X|Y) = \begin{pmatrix} x_{11} & x_{12} & \dots & x_{1m} & Y_1 \\ x_{21} & x_{22} & \dots & x_{2m} & Y_2 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ x_{k1} & x_{k2} & \dots & x_{km} & Y_k \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ x_{n1} & x_{n2} & \dots & x_{nm} & Y_n \end{pmatrix}$$

Опрацювання цього статистичного матеріалу методом найменших квадратів (МНК) дозволить отримати коригуючий поліном другого степеня

$$Y' = \sum_{i=0}^m (a_i^{(1)} x_i^{(1)} + a_i^{(2)} x_i^{(2)}), \quad x_0 = 1. \quad (4)$$

Розглянемо ітераційну процедуру формування часткових описів, кожен з яких є поліномом другого степеня від двох змінних

$$\varphi(x_{i_1}, x_{i_2}) = a_0^{(i_1 i_2)} + a_1^{(i_1 i_2)} x_{i_1} + a_2^{(i_1 i_2)} x_{i_2} + a_3^{(i_1 i_2)} x_{i_1} x_{i_2} + a_4^{(i_1 i_2)} x_{i_1}^2 + a_5^{(i_1 i_2)} x_{i_2}^2 \quad (5)$$

На початковій ітерації для кожної пари $(i_1 i_2)$ за допомогою полінома (5) оцінимо внесок, що робиться у коригуючий поліном (4) та залежить від змінних x_{i_1} та x_{i_2} .

Результатом проведення нульової ітерації буде m пар змінних $(1, i_2^{(1)}), (2, i_2^{(2)}), \dots, (m, i_2^{(m)})$ та така ж кількість відповідних часткових описів

Сформуємо нульовий рядок матриці I_2 з елементів $i_2^{(1)}, i_2^{(2)}, \dots, i_2^{(m)}$, який дозволить запам'ятати обрані пари змінних. Результатом нульової ітерації є матрицю коефіцієнтів A_0

$$A_0 = \begin{pmatrix} a_0^{(1, i_2^{(1)})} & a_1^{(1, i_2^{(1)})} & \dots & a_5^{(1, i_2^{(1)})} \\ a_0^{(2, i_2^{(2)})} & a_1^{(2, i_2^{(2)})} & \dots & a_5^{(2, i_2^{(2)})} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_0^{(m, i_2^{(m)})} & a_1^{(m, i_2^{(m)})} & \dots & a_5^{(m, i_2^{(m)})} \end{pmatrix}$$

та перейдемо до першої ітерації, для чого введемо m нових змінних відповідно до

$$\begin{aligned} x_i^{(1)} &= a_0^{(i, i_2^{(1)})} + a_1^{(i, i_2^{(1)})} x_{i_1} + a_2^{(i, i_2^{(1)})} x_{i_2}^{(i)} + \dots \\ x_i^{(1)} &= a_0^{(i, i_2^{(1)})} + a_1^{(i, i_2^{(1)})} x_{i_1} + a_2^{(i, i_2^{(1)})} x_{i_2}^{(i)} + \dots \\ &\dots + a_5^{(i, i_2^{(1)})} (x_{i_2}^{(i)})^2, \quad i = 1, 2, \dots, m \end{aligned}$$

Для формування змінної $x_i^{(1)}$ було використано пари вихідних змінних $(x_i, x_{i_2}^{(2)})$ та частковий опис, який відповідає цій парі. Далі розраховуються значення нових змінних

$$\begin{aligned} x_{1i}^{(1)} &= a_0^{(i, i_2^{(i)})} + a_1^{(i, i_2^{(i)})} x_{1i} + a_2^{(i, i_2^{(i)})} x_{1i_2}^{(i)} + \dots + a_5^{(i, i_2^{(i)})} (x_{1i_2}^{(i)})^2; \\ x_{2i}^{(1)} &= a_0^{(i, i_2^{(i)})} + a_1^{(i, i_2^{(i)})} x_{2i} + a_2^{(i, i_2^{(i)})} x_{2i_2}^{(i)} + \dots + a_5^{(i, i_2^{(i)})} (x_{2i_2}^{(i)})^2; \\ &\dots \\ x_{ni}^{(1)} &= a_0^{(i, i_2^{(i)})} + a_1^{(i, i_2^{(i)})} x_{ni} + a_2^{(i, i_2^{(i)})} x_{ni_2}^{(i)} + \dots + a_5^{(i, i_2^{(i)})} (x_{ni_2}^{(i)})^2, \\ &i = 1, 2, \dots, m. \end{aligned}$$

Отриману сукупність значень $\{x_{1i}^{(1)}, x_{2i}^{(1)}, \dots, x_{ni}^{(1)}\}$, де $i = 1, 2, \dots, m$, зведемо до матриці $\underline{X}^{(1)}$, яка разом з вихідним вектором $\underline{Y}$ утворить матрицю

$$\begin{aligned} \hat{X}^{(1)} &= (\underline{X}_1^{(1)}, \underline{X}_2^{(1)}, \dots, \underline{X}_m^{(1)}, \underline{Y}); \\ \underline{X}_i^{(1)} &= (x_{1i}^{(1)}, x_{2i}^{(1)}, \dots, x_{ni}^{(1)})^T \end{aligned}$$

Сукупність спостережень розбивається на дві групи, які містять n_1 та $n_2 = n - n_1$ спостережень.

Сформуємо пари змінних $(x_{i_1}^{(1)}, x_{i_2}^{(1)})$ та складемо частковий опис, який має таку ж структуру, як поліном (5). Але, на відміну від нульової ітерації, на першій та всіх наступних ітераціях коефіцієнти поліному (5) знаходяться за методом найменших квадратів при використанні лише за першою групи

спостережень (n_1). Для знаходження пар $(i_1, i_2^{(i_1)})$ використовуємо співвідношення

$$i_2^{(i_1)} = \arg \min_{i_2} \left\{ \frac{1}{n_2 - 1} \sum_{k=n_1+1}^n \left[Y_k - \varphi(x_{i_1}^{(1)}, x_{i_2}^{(1)}) \right]^2 \right\};$$

$$i = 1, 2, \dots, m.$$

Таким чином, спостереження, які увійшли до першої групи, використовують для знаходження часткового опису, а за допомогою спостережень другої групи здійснюють вибір m найкращого опису. Отримані на ітерації пари змінних запам'ятовуються у черговій стрічці матриці I_2 , часткові описи – в матриці A_1 . В подальшому вони використовуються для формування нових змінних при проведенні чергової ітерації.

На кожній ітерації розраховується величина

$$D = \min_{i_1} \min_{i_2} \left\{ \frac{1}{n_2 - 1} \sum_{k=n_1+1}^n \left[Y_k - \varphi(x_{i_1}^{(1)}, x_{i_2}^{(1)}) \right]^2 \right\} \quad (6)$$

Ітераційна процедура повторюється до тих пір, коли дисперсія буде збільшуватись. Кращі з отриманих при цьому часткових описів, які відшукуються за допомогою (6), приймаються як апроксимація функції, яка знаходиться.

У задачах з великим числом змінних (десять та більше) доцільно використовувати процедуру з багатократною попередньою корекцією. Доцільна кількість ітерацій (l) з корекцією при використанні часткових описів квадратичних поліномів від двох змінних може бути оцінена за допомогою $l = E[\log_2 m]$. Зазначимо, що ефективність МГУА суттєво збільшиться, якщо експериментальний статистичний матеріал, що запропоновано для обробки, утворює ортогональний план, тобто елементи матриці $\underline{X}$ задовольняють співвідношенню

$$\sum_{i=1}^n x_{1j_1} x_{1j_2} = 0, \quad j_1 \neq j_2$$

Для отримання такого плану також можуть бути використані методи вибору доданих дрібних реплік

Висновки

1. Стандартний підхід до оцінки впливу умов експлуатації на надійність виробів РЕО ЛА ВП полягає у використанні методів планування ортогональних факторних експериментів. Разом із цим, при розв'язанні цієї задачі стосовно таких виробів необхідно враховувати виникаючі специфічні особливості [13, с. 237...239; 14, с. 50, 51]:

по-перше, періодичність контролю всіх виробів РЕО, які перебувають в експлуатації, та

виникаюча при цьому необхідність планування та проведення вибіркового контролю, який дозволяє використовувати методи активного експериментування. Тут вже не потрібно, як це було у ситуації з виробами, які проходять безперервний контроль, здійснювати ортогоналізацію результатів пасивного експерименту, оскільки в процесі планування можливо потурбуватися про те, щоб план контролю був ортогональним;

по-друге, характерна трудність розв'язання задачі аналізу надійності виробів РЕО пов'язана з обмеженістю вибірки. Ця обставина не дозволяє застосувати плани повних факторних експериментів, оскільки вони при порівняно невеликому числі факторів потребують проведення значної кількості дослідів.

2. Суттєве скорочення кількості розрахункових експериментів досягається при використанні методів вибору доданих реплік заданої дрібності при застосуванні МГУА. Основою даного методу є ітераційна процедура, на кожному етапі якої за допомогою спеціальних правил селекції обирається деяка сукупність часткового опису процесу, який аналізується. Отриманий на черговому етапі опис використовується для формування нового опису.

Принциповим недоліком МГУА є те, що частковий опис, який було отримано на черговій ітерації, не може бути покращений в подальшому, він входить до наступних часткових описів у виді конструкцій, які не змінюються.

У цьому аспекті набуває актуальності формування алгоритму раціонального вибіркового контролю для забезпечення розрахунків методичного апарату щодо обґрунтування строків придатності до використання РЕО ЛА ВП по за межами призначених показників.

Практична значимість отриманих результатів полягає в обґрунтованості вибору оцінки і прогнозування технічних показників експлуатаційних властивостей РЕО ЛА військового призначення та зменшення впливу суб'єктивних факторів в системі прийняття рішень за рахунок алгоритмізації та програмування процедури вибору.

Подальші дослідження за представленою тематикою доцільно зосередити на комплексному рішенні взаємопов'язаних, теоретичних і практичних проблем. При цьому найбільш важливою з них слід вважати проблему вибору типу моделі надійності, її розмірність по параметрам, числу та номенклатурі факторів, що враховуються.

Список літератури

1. Зубарев В.В., Ковтуненко А.П., Раскин Л.Г. Математические методы оценки и прогнозирования технических показателей эксплуатационных свойств радиоэлектронных систем: Монография. – К.: Книжкове видавництво НАУ, 2005. – 184 с.
2. В.В. Зубарев, А.П. Ковтуненко, А.В. Василенко, И.Б. Чепков, М.А. Шишанов. Основы теории комплексного обоснования требований к техническим показателям сложных систем. – К.: 2010. – 356 с.
3. V. Zavgorodnii, G. Zavgorodnya, V. Maiko, V. Malikov, D. Zhuk. Methods and models for assessment of reliability of structural-complex systems, *WORLD SCIENCE № 11(39)*. November 2018. P. 5-14. DOI: https://doi.org/10.31435/rsglobal_ws/30112018/6227.
4. В. В. Зубарев, А. П. Ковтуненко, Б. Н. Ланецкий, А. А. Зверев. Математическое моделирование в задачах исследования надежности технических систем. Монография. – К.: НАУ, 2005. – 243 с.
5. О.П. Ковтуненко, О.П. Коростельов, А.А. Любарець, О.А. Оністрат. Багатопараметрична поліноміальна модель інтенсивності відмов озброєння та військової техніки. / О. П. Ковтуненко, О. П. Коростельов, О. А. Оністрат, А. А. Любарець, // *Зб. наук. праць Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України*. Вип. 19. – К.: ЦНДІ ОБТ, 2011. – С. 124–129.
6. Храмченко В.А., Єрко В.Б. Щодо оптимізації режимів технічного обслуговування виробів бортового обладнання військової авіаційної техніки. *Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації*. Випуск 13(20). Київ: ДНДІА, -2017. С. 182-186.
7. Oleksiy Kononov, Viktor Yerko, Andrii Shatrov, Mihaylo Shishanov. Analysis of the scientific and methodological apparatus for selecting the option of onboard equipment for military aircraft. *Scientific Collection «InterConf+»*, (31(147), 637–644. Brighton, Great Britain. <http://doi:10.51582/interconf.19-20.03.2023.067>.
8. ДСТУ 2862-94. Надійність техніки. Методи розрахунку показників надійності. –К.: Держстандарт України, 1994, – 16 с.
9. Безпечна експлуатація бойового складу авіації Повітряних Сил поза ресурсними обмеженнями: методологічні аспекти / О.В. Харченко, С.В. Пашенко, І.М. Ратніков. *Науково-теоретичний та науково-практичний журнал “Наука і оборона”*, Вип. 4, 2012. – С. 56-60.
10. Кобзар І.А. Прикладна математична статистика. К.: Освіта, 206. – 816с.
11. Ивахненко А. Г. Долгосрочное прогнозирование и управление сложных систем. – К.: Техніка, 1975. – 312 с.
12. Ивахненко А.Г., Юрачковский Ю.П. Моделирование сложных систем по экспериментальным данным. –М.: Радио и связь, 1987.– 120с.
13. Храмченко В.А., Єрко В.Б. Щодо методики вибору оптимальної стратегії обслуговування виробу бортового обладнання військової авіаційної техніки. *Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації*. Випуск 12(10). Київ: ДНДІА, -2016. С. 237-241.
14. Єрко В.Б., Шатров А.М., Шишанов М.О., Веретнов А.О. Обґрунтування вибору схематичних рішень при розробці варіантів модернізації бортового обладнання літальних апаратів військового призначення. / *Озброєння та військова техніка*. К.: ЦНДІ ОБТ ЗС України. – 2023, Випуск 3(39). – С. 49-55.

Надійшла до редколегії 28.10.2024

Схвалена до друку 09.12.2024

Відомості про авторів

Мельник Вікторія Вікторівна

ад'юнкт
Національного університету оборони України
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-8240-1232>

Сторожук Сергій Миколайович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-5271-0272>

Information about the authors

Viktoriia Melnyk

Adjunct
of National Defense University of Ukraine,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-8240-1232>

Serhii Storozhuk

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-5271-0272>

Крижанівський Євген Сергійович

кандидат технічних наук
начальник сектору
Державного підприємства “ДержККБ “ЛУЧ”,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-5868-3471>

Yevhen Kryzhanivskyi

Candidate of Technical Science
Head of the Sector
of State Enterprise “SKDB “LUCH”,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-5868-3471>

Бабарига Андрій Святославович

начальник відділу
Інституту професійної військової підготовки
Національного університету оборони України,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-1692-5844>

Andrii Babaryha

Head of Department
Professional Military Education Institute
of National Defense University of Ukraine,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-1692-5844>

A METHODOICAL APPROACH TO JUSTIFYING THE TERMS OF SUITABILITY FOR USE OF RADIO-ELECTRONIC EQUIPMENT OF MILITARY AIRCRAFT BEYOND THE LIMITS OF THE SPECIFIED INDICATORS

V. Melnik, S. Storozhuk, Y. Kryzhanivskyi, A. Babaryha

The article presents a methodical approach to justifying the terms of suitability for use of radio-electronic equipment of military aircraft beyond the limits of the specified indicators.

The analysis of works in the field of evaluation and forecasting of technical indicators of operational properties of technical systems is carried out. Possible ways to improve the existing methodological apparatus for substantiating the service life of electronic equipment of military aircraft using the procedure for approximating the process of physical degradation by a set of orthogonal polynomials and the method of group consideration of arguments are considered. The standard approach to assessing the impact of operating conditions on the reliability of products is to use methods of planning orthogonal factorial experiments. At the same time, when solving this problem for such products, it is necessary to take into account the specific features that arise.

It is shown that the method of approximation by a set of polynomials orthogonal to a system of equidistant points allows obtaining numerical values of the coefficients of approximation of a system of normal equations that have solutions. At the same time, the use of the procedure for independent estimation of coefficients has an additional advantage, the essence of which is the sufficiency of estimating only one new coefficient, while the rest remain unchanged. An expression for finding the elements of the covariance matrix of parameter estimation errors is proposed.

It is shown that the main disadvantage of the method of group consideration of arguments for the problem under consideration is the inability to improve the partial description obtained at the previous iteration, which can no longer be improved in the future. This is due to the fact that it is included in subsequent partial descriptions as an unchanged design. At the same time, the partial descriptions obtained at the previous stages are described by low-degree polynomials and are functions of only a part of the independent variables. Therefore, each of these descriptions cannot describe the process as a whole well enough. This disadvantage can be overcome by finding each partial description in such a way that it maximizes the contribution to the process of only those variables that form it.

Thus, when developing a methodology for assessing and predicting the reliability of electronic equipment of military aircraft, it is necessary to solve a set of interrelated, internally contradictory theoretical and practical problems. The most important of them should be considered the problem of choosing the type of reliability model, its dimensionality in terms of parameters, number and range of factors to be taken into account.

Keywords: aircraft, method of group consideration of arguments, reliability, failure flow, radio-electronic equipment, constituent part, set of orthogonal polynomials.

Ю.В. Ващенко¹, М.М. Вознюк¹, Т.В. Бабкіна¹, Р.М. Могилевський²

¹Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

²Національний університет оборони України, Київ

ПРОБЛЕМНІ ПИТАННЯ ЩОДО МОЖЛИВОСТІ ЗАМІНИ ЛУЖНИХ АКУМУЛЯТОРНИХ БАТАРЕЙ НА ЛІТІЙ-ТІТАНАТНІ В ДЖЕРЕЛАХ ЖИВЛЕННЯ БОРТОВОГО ОБЛАДНАННЯ ДЕРЖАВНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

У статті розглянуто актуальне науково-технічне завдання заміни лужних авіаційних акумуляторних батарей на сучасні літій-тітанатні акумулятори в резервних і аварійних джерелах електроживлення повітряних суден державної авіації. Проаналізовано переваги і недоліки використання нікель-кадмієвих акумуляторних батарей у складі літальних апаратів військового призначення. Проведено порівняння характеристик лужних і літій-тітанатних акумуляторних батарей. На основі математичного апарату багатокритерійної оптимізації у комплексі з основними принципами системних досліджень визначено порядок вибору варіанта аварійного джерела електроживлення повітряних суден державної авіації.

Ключові слова: експлуатація, авіаційна техніка, повітряне судно, державна авіація, безпека польотів, рівень справності, джерело живлення, авіаційна акумуляторна батарея.

Вступ

На сьогодні в умовах ведення бойових дій застосування авіаційної складової сил оборони напряму залежить від забезпечення належного рівня справності повітряних суден (ПС) державної авіації (ДА) України. Важливу роль в цьому процесі відіграють резервні і аварійні джерела живлення (ДЖ), а саме бортові авіаційні акумуляторні батареї (АБ), що забезпечують постійним струмом приймачі 1-ої категорії при відмовах основної системи електропостачання, забезпечення технічного обслуговування ПС, запуск авіаційних двигунів за відсутності стаціонарних і пересувних агрегатів електроживлення, живлення аварійних радіостанцій та аварійних радіомаяків. Технічний стан АБ, їх характеристики повинні забезпечувати вимоги до сучасної авіаційної техніки (АТ) і відповідати таким критеріям:

- простота експлуатації;
- значний ресурс;
- мінімальний час підготовки до використання;
- робота в широкому діапазоні температур;
- здатність витримувати великі пускові струми;
- низький саморозряд батареї;
- працювати в пристроях з великими струмами розряду і заряду;
- мінімальні масо-габаритні показники;
- проста технологія утилізації;
- мінімальна вартість життєвого циклу.

Тому **актуальним науково-технічним завданням** є впровадження в експлуатацію сучасних зразків АБ, які відповідають цим критеріям.

При цьому важливо щоб нові зразки АБ мали логістичний ланцюг від виробника до експлуатанта, прості та зрозумілі форми технічного обслуговування й алгоритм експлуатації і ремонту.

Аналіз попередніх досліджень. Вирішення питання підвищення рівня справності ПС ДА України присвячено багато наукових праць.

У [1, с. 152...156] приведено проблеми застосування лужних АБ і надано пропозиції щодо експлуатації авіаційних лужних АБ за технічним станом.

У [2, с. 29...32] розглянуто задачі вибору доцільного варіанту резервного і аварійного джерела живлення для ПС ДА України, що полягає у визначенні найкращих характеристик серед існуючих типів авіаційних АБ.

Однак у даних дослідженнях не враховано стрімкий розвиток промисловості і появу зразків АБ, які розроблені на основі сучасних технологічних рішень, мають інший принцип дії, кращі технічні характеристики, збільшений ресурс, кращі масо-габаритні характеристики.

Тому **мета статті** полягає у зміні підходів до вибору нових типів АБ, які забезпечать підтримання належного рівня справності ПС ДА.

Виклад основного матеріалу

На сьогодні найпоширенішим типом АБ, які експлуатуються в авіаційних підрозділах ДА є

лужні нікель-кадмієві (НК) АБ. Розпорядчими документами відповідних посадових осіб до експлуатації допущено лужні НК АБ таких типів: 20НКБН-25; 20RSX-22; 20FP25Y1C-R; F20/27; NCSP B 25150.

Перевагами НК АБ є:

- можливість швидкого і простого заряду, навіть після тривалого зберігання акумулятора;
- велика кількість циклів заряд/розряд (при правильній експлуатації – більше 1000 циклів;
- тривалі терміни зберігання;
- під час зберігання не потребує обслуговування, може зберігатися в розрядженому стані;
- експлуатація при низьких температурах;
- низька вартість.

Основними недоліками НК АБ є притаманні для даного типу акумуляторів явища ефекту пам'яті, теплового розгону акумулятора та використання токсичних матеріалів, що вимагає від експлуатантів ретельного дотримання інструкцій з експлуатації АБ, підтримання чистоти приміщень зарядних акумуляторних станцій, обов'язкової утилізації АБ після закінчення експлуатації.

В країнах Європи використання НК АБ обмежено директивою RoHS [3] через вміст токсичних речовин і застосовуються лише там, де замінити їх не вдається, а саме в пристроях з великим розрядним і зарядним струмом. В Україні НК АБ не виготовляють.

Враховуючи це назріває нагальне питання заміни НК АБ на сучасні АБ, які мають рівні або переважають їх за технічними характеристиками і відповідають вимогам щодо безпечності використання.

Завдання вибору варіанта джерела живлення полягає у оцінюванні його характеристик та ефективності використання при виконанні заданих (априорно відомих) умов і обмежень.

Показники, від яких залежать якості ДЖ, кількісно описують деякими змінними дискретними величинами $x_1, x_2, \dots, x_n$, заданих у області визначення X , – аргументи оптимізації. У свою чергу, кожну з властивостей ДЖ кількісно можна описати за допомогою змінної y , значення якої і характеризує ДЖ відносно показників якості [2, с. 29...32; 4].

У загальному випадку показники $y_1, y_2, \dots, y_s$ – це критерії якостей, які формують вектор $y = \{y_k\}_{k=1}^s$ визначений у допустимій області M . Його компоненти кількісно відображають якості

ДЖ при заданій сукупності аргументів оптимізації $x = \{x_i\}_{i=1}^n \in X$.

Функція $y = f(x)$ зв'язує критерії якості з аргументами оптимізації (у векторних задачах за таку функцію як правило використовують скалярну згортку $Y = Y[y(x)]$ часткових критеріїв). В задачі, що розглядається, функція $f(x)$ є функція, що оцінює.

Отже, задачу дослідження формулюємо, як знаходження таких характеристик (сполучення аргументів з області визначення) джерел живлення, при яких функція оцінювання прийме екстремальне значення (найкращий результат вибору)

$$x^* = \arg \operatorname{extr}_{x \in X} Y[y(x)].$$

Тобто завдання дослідження полягає у виборі такого раціонального варіанта аварійного ДЖ ПС ДА, який забезпечить кращі характеристики (у порівнянні з існуючими ДЖ) відносно априорно відомої системи переваг Замовника.

Фахівцями Державного науково-дослідного інституту авіації (ДНДІА) розроблено методику вибору раціонального варіанта забезпечення справності резервних і аварійних ДЖ, яка базується на застосуванні математичного апарату багатокритерійної оптимізації у комплексі з основними принципами системних досліджень. Методологічні основи для цього вже існують, а саме: розроблено загальну схему формалізації та специфічні методи розв'язання задач багатокритерійного вибору [2, с. 29...32; 5, с.352].

Сутність таких підходів полягає у розгляді альтернатив відносно вектору часткових критеріїв. Завдання полягає в одночасній мінімізації (або максимізації) всіх n критеріїв

$$\Omega_X^* : \bar{J}(x^*) = \operatorname{extr} \bar{J}(x), \quad x \in \Omega_X.$$

Даний підхід дозволяє реалізувати вибір при одночасному обліку багатьох цільових установок як для випадку значної множини варіантів для вибору, так і для випадку конкурентних (альтернатив) аварійних ДЖ.

Результуюча множина рішень Ω_X^* може мати більше одного елемента у загальному випадку. Крім того, локальні екстремуми за окремими частковими критеріями можуть не бути рішенням головної багатокритерійної задачі, що значно ускладнює процедуру вибору. Вихід з ситуації, що склалась, – зведення даної багатокритерійної задачі до відомих задач вибору відносно одного критерію.

При виборі у якості критеріїв запропоновано використовувати: електричні характеристики джерела живлення (напруга U ; максимальний струм I_m ; ємність Q ; кількість запусків n); масово-габаритні характеристики (габаритні розміри: довжина l ; ширина d ; висота h ; маса m); характеристики надійності (встановлений строк служби $T_{сл}$; ресурс (циклів) N ; коефіцієнт $K_{ТВ}$ технічного використання); вартість (питома вартість закупівлі C_0 ; питома вартість технічного обслуговування $C_{ТО}$).

При відборі для розгляду можливих варіантів застосування тих чи інших АБ використано методику перевірки достатності ємності АБ для живлення приймачів електроенергії 1-ої категорії, а також враховано обмеження щодо масово-габаритних характеристик.

Перспективним варіантом заміни НК АБ можуть слугувати літєві та літій-тітанатні (ЛТ) АБ.

На сьогодні застосування літєвих ДЖ вже проводять вітчизняні підприємства промисловості. Так товариство з обмеженою відповідальністю “Промсіел” налагодило виробництво автономного аеродромного агрегату АПДЖ-45/1800-1 у складі якого використовуються шість літєвих акумуляторів ємністю 40 А/год і напругою 100 В кожний [6].

А товариство з обмеженою відповідальністю “Миколаївський авіаремонтний завод”, відповідно до рішення Міністерства оборони України “Про організацію робіт з відновлення та взяття на облік конструкторської документації для виготовлення джерела автономного живлення аварійної короткохвильової радіостанції Р-861 літаків типу Іл-76МД”, проводить заміну штатних акумуляторів КНПЗ-7, виробництво яких припинено, на сучасні ДЖ, основу яких складають літєві елементи типу SAFT LSH-20 [2, с. 29...32].

Але для заміни НК АБ як аварійного ДЖ ЛА ДА розглянемо ЛТ АБ.

Перевагою технології ЛТ АБ є те, що анод, виготовлений з тітаната літію і має розвинуту нанокристалічну структуру. Така структура забезпечує найбільш ефективну площу поверхні електрода в порівнянні з пористим вуглецевим, який використовують в НК АБ та інших типах літєвих батарей, що позитивно відображається на допустимих струмах, поліпшує довговічність і безпечність батареї. Даний тип батареї має низький саморозряд, приблизно 0,02 % за добу. Тип анода ЛТ АБ дозволяє збільшити життєвий цикл батареї до 20000 і більше циклів заряд-розряд, що в рази більше від інших типів акумуляторних батарей.

Крім великого ресурсу, ці акумулятори також мають дуже малий внутрішній опір, що дозволяє їм працювати зі струмами до 15С (де С – коефіцієнт, що використовується для масштабування струму заряду та розряду АБ), а деякі моделі працюють зі струмами до 300С. Це дозволяє за належного охолодження зарядити акумулятор до 80 % ємності за 6...8 хвилин.

Графіки швидкості заряду та втрати ємності ЛТ АБ від кількості циклів заряду-розряду приведено на рис. 1 і рис. 2 відповідно.

Також перевагою є спектр робочих температур (від -30°C до $+50^{\circ}\text{C}$), при яких, на відміну від акумуляторів інших типів, ЛТ акумулятори здатні працювати без значної втрати ємності.

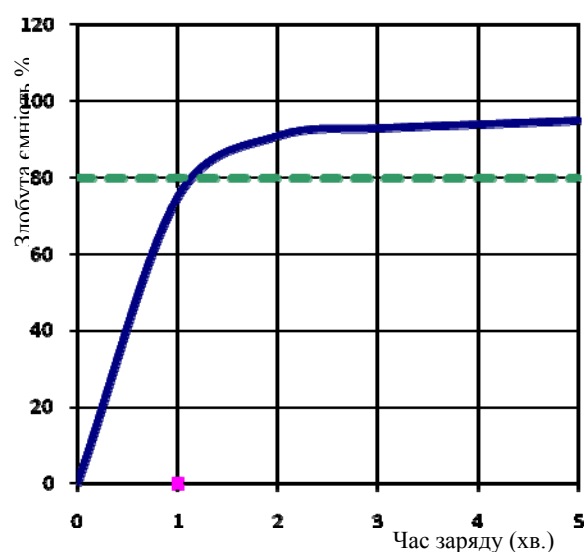


Рис. 1. Графік швидкості заряду ЛТ АБ
Джерело: [7]

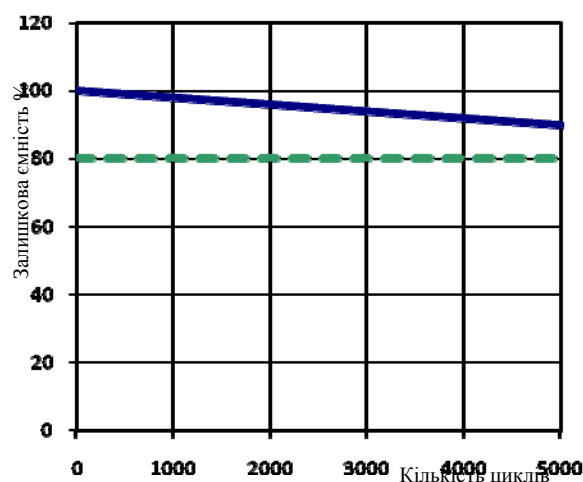


Рис. 2. Графік втрати ємності ЛТ АБ від кількості циклів заряду-розряду
Джерело: [7]

Порівняльні характеристики НК і ЛТ АБ приведено в таблиці.

Таблиця

Технічні характеристики розглянутих типів АБ

№ з/п	Найменування характеристики	Акумулятор	
		Нікель-кадмій	Літій-тітанат
1.	Номінальна напруга одного елементу	1,2 В	2,4 В
2.	Максимальна напруга одного елементу	1,35 В	2,7 В
3.	Мінімальна напруга одного елементу	1 В	1,6 В
4.	Питома густина енергії*	45...65 Втгод/кг	190...250 Втгод/кг
5.	Саморозряд	8...10 % заряду кожного місяця	10...20 % протягом року
6.	Кількість робочих циклів до втрати 20 % ємності*	100...2500	2000...7000
7.	Робочі температури	-30°C...+50°C	-30°C...+55°C
8.	Шкідливі речовини	Кадмій	Відсутні

* залежно від конструкції і якості використаних матеріалів

Джерело: [7, 8]

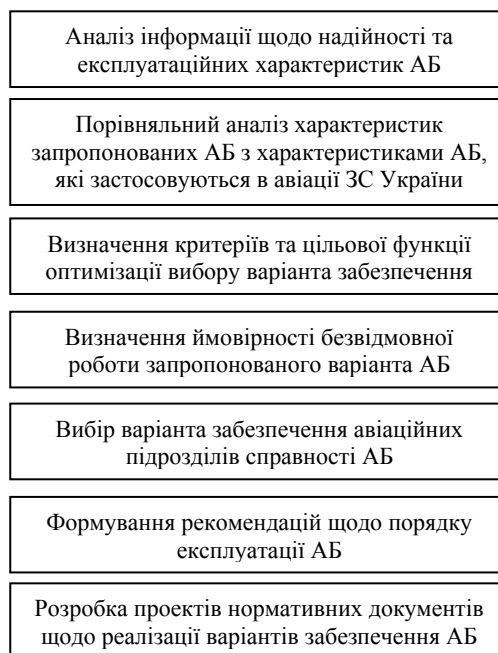
Отже, характеристики ЛТ АБ є кращі за характеристики НК АБ, що дозволяє розглядати їх використання в якості резервних і аварійних джерел живлення ЛА ДА України.

Тому задачу вибору прийнятного варіанта ДЖ на заміну лужних АБ вирішено з урахуванням методологічних основ розв'язання задач багатокритерійного вибору.

Відповідний порядок вибору варіанта ДЖ на заміну лужних АБ наведено на рис. 3.

Висновки

Запропонований підхід щодо заміни лужних АБ на ЛТ АБ, дозволить забезпечити якісну і своєчасну підготовку АТ і як наслідок належний рівень справності ПС ДА та їх готовність до виконання завдань за призначенням. Тому **напрямом подальших досліджень** має бути організація та проведення дослідної експлуатації ЛТ АБ в авіаційних підрозділах ДА, навчання особового складу зарядних акумуляторних станцій їх обслуговуванню, виявлення й усунення недоліків та внесення змін в експлуатаційну документацію типу ЛА на якому планується застосування даних АБ.

Рис. 3. Порядок вибору варіанта джерела живлення
Джерело [2, с. 29...32]

Список літератури

1. Агамов Л.Г., Вознюк М.М., Лещенко Ю.М. Пропозиції щодо експлуатації авіаційних нікель-кадмієвих акумуляторних батарей за технічним станом. Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. 2009. Вип. 5 (12). – С 152-156.
2. Агамов Л.Г., Єрко В.Б., Вознюк М.М., Бабкіна Т.В. Щодо забезпечення справності резервних і аварійних джерел живлення бортового обладнання суден Державної авіації. Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. 2020. Вип. 16 (23). – С 29-32.
3. Directive 2002/95/EC of the European Parliament and of the Council. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://www.icqc.eu/ru/certifikacija-ce/rohs/rohsiii>.
4. Kononov O. A., Yerko V.B., Shatrov A.M., Shishakov M.O. Analysis of the Scientific and Methodological Apparatus for Selecting the Option of Onboard Equipment for Military Aircraft. [Електронний ресурс] //2023 <https://10.51582/interconf.19-20.03.2023.067>.
5. Воронин А.Н., Зиятдинов Ю.К., Куклинский М.В. Многокритериальные решения: модели и методы: монография – К.: НАУ, 2011. – 352 с.
6. Promsiel. Офіційний сайт. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://www.promsiel.com>.
7. Toshiba. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://www.global.toshiba/ww/products-solutions/battery/scib/about>.

8. Experimental Investigation of the Thermal and Cycling Behavior of a Lithium Titanate-based Lithium-ion Pouch Cell. – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://www.doi.org/10.1016/j.est.2018.02.012>.

Надійшла до редколегії 05.11.2024

Схвалена до друку 20.11.2024

Відомості про авторів:

Ващенко Юрій Володимирович

науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<http://orcid.org/0009-0002-0261-0606>

Вознюк Микола Миколайович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
заступник начальника науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-9730-1376>

Бабкина Тетяна Василівна

науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-2611-3631>

Могилевський Рустам Миколайович

магістр
начальник управління персоналу – заступник начальника
штабу Національного університету оборони України,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0009-0006-8835-1535>

Information about authors:

Yurii Vashchenko

Research Associate
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<http://orcid.org/0002-0002-0261-0606>

Mykola Voznyuk

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Deputy Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-9730-1376>

Tetiana Babkina

Research Associate
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-2611-3631>

Rustam Mogylevskyi

Master
Head G-1 – Deputy Chief of Staff
of National Defence University of Ukraine,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0006-8835-1535>

**ABOUT THE POSSIBILITY OF ALKALINE BATTERIES WITH LITHIUM-TITANATE
BATTERIES IN RESERV AND EMERGENCY POWER SOURCES OF ON-BOARD EQUIPMENT OF
STATE AVIATION AIRCRAFT**

Y. Vashchenko, M. Voznyuk, T. Babkina, R. Mogylevskyi

The article considers the current scientific and technical task of replacing alkaline aviation batteries with modern lithium-titanate batteries in backup and emergency power sources of state aviation aircraft. The advantages and disadvantages of using nickel-cadmium batteries in military aircraft are analyzed. The characteristics of alkaline and lithium-titanate batteries are compared. Based on the mathematical apparatus of multi-criteria optimization in combination with the basic principles of systems research, the procedure for selecting an emergency power source for aircraft of state aviation is determined.

The purpose of the article is to change approaches to the selection of new types of batteries that will provide an advantage over existing ones and ensure the maintenance of the proper level of serviceability of state aviation aircraft.

The proposed methodical approach to replacing alkaline batteries with lithium-titanate batteries will ensure high-quality and timely training of aviation equipment and, as a result, the appropriate level of serviceability of state aviation aircraft and their readiness to perform assigned tasks.

The task of choosing an acceptable option of power sources for replacing alkaline storage batteries is solved taking into account the methodological foundations of solving multi-criteria selection problems.

Keywords: operation, aviation equipment, aircraft, state aviation, flight safety, serviceability level, power source, aviation battery.

Г.Т. Горохов, П.О. Жикол, О.І. Скляр

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДІВ НЕЧІТКОГО ДИНАМІЧНОГО ПРОГРАМУВАННЯ ДЛЯ ПІДГОТОВКИ РІШЕНЬ З ВІДНОВЛЕННЯ СПРАВНОСТІ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН В УМОВАХ АВІАЦІЙНИХ ЧАСТИН

Інженерно-авіаційне забезпечення передбачає виконання завдань стосовно проведення заходів з утримання авіаційної техніки в справності і постійній готовності до ведення бойових дій. Серед переліку заходів значна увага приділяється виконанню інженерних розрахунків щодо обґрунтування потрібних сил і засобів під час технічної експлуатації та ремонту повітряних суден. У статті розглянуто особливості використання методів теорії нечітких множин, які є складовою частиною теорії штучного інтелекту, і за допомогою яких проводяться необхідні розрахунки для обґрунтування оптимальності рішень із відновлення справності повітряних суден. Пошук шляхів отримання оптимальних рішень здійснено на основі математичного апарату динамічного програмування з урахуванням особливостей невизначеності інформації, які характеризують діяльність інженерно-технічного складу в умовах авіаційних частин.

Ключові слова: *повітряне судно, технічна експлуатація, система прийняття рішень.*

Вступ

Необхідність підтримання бойової готовності авіаційних частин на високому рівні вимагає від інженерно-авіаційної служби (ІАС) пошуку шляхів та заходів із підтримання готовності повітряних суден (ПС) до виконання завдань за призначенням. Готовність ПС визначається їх справністю і часом, який необхідний на підготовку ПС до виконання бойових завдань. Справним вважається ПС, стан якого відповідає усім вимогам нормативної та конструкторської документації [1, с. 27].

Для досягнення справного стану пошкоджених конструкцій планера ПС особовим складом ІАС здійснюється виконання цілого ряду завдань, в тому числі з організації проведення розрахунків сил і засобів, які необхідні для технічної експлуатації та військового ремонту ПС.

Постановка завдання та його актуальність.

В сучасних умовах діяльність ІАС спрямована на вирішення задач підтримання максимально можливої кількості справних ПС в ситуаціях, коли виникають пошкодження агрегатів в раніше непередбачених місцях конструкції планера ПС. Виникає нагальна потреба прийняття рішень щодо оперативного відновлення справності пошкоджених агрегатів ПС.

Результати досліджень повинні дозволити визначити методичний підхід до підготовки варіантів рішень, які необхідно надавати особам, що їх приймають (ОПР) в умовах авіаційних частин, з оцінки ефективності процесу відновлення справності ПС.

Прийняття обґрунтованих рішень безпосередньо пов'язано з проблемними питаннями, які виникають в процесі відповідних розрахунків.

Наприклад, у випадках пошкодження агрегатів системи управління ПС відсутність технологічних люків для доступу потребує розрахунків нестандартних рішень для ОПР щодо відновлення справності цих агрегатів.

Актуальність розробки математичної моделі пояснюється необхідністю приймати в авіаційних частинах рішення за наявності невизначеності в інформаційних даних щодо шляхів усунення відмов і пошкоджень агрегатів конструкції планера ПС.

Вказану особливість невизначеності можливо врахувати шляхом застосування в математичних моделях принципів побудови систем штучного інтелекту, що дозволить ОПР в структурних підрозділах ІАС приймати рішення при існуючих обмеженнях на працевтрати, час виконання робіт, кількість і кваліфікацію особового складу ІАС та наявності інших обмежень, які необхідно враховувати внаслідок непередбачених факторів процесу експлуатації.

Аналіз попередніх досліджень. Аналіз виконаних в останні роки досліджень вказує на достатньо розвинений науково-методичний апарат побудови систем обробки даних із метою підготовки проєктів рішень для їх ефективного застосування.

Так, у роботі [2, с. 176] досліджено методичні підходи до багатокритерійної оптимізації процесу розподілу обмежених ресурсів під час прийняття

рішень. У роботах [3...5] розглянуто особливості застосування методів штучного інтелекту для вирішення задач прийняття рішень стосовно розробки структур складних технічних систем.

До одного з розділів побудови математичного забезпечення систем штучного інтелекту відносяться принципи використання методів теорії нечітких множин. У рамках цієї теорії розроблено методи прийняття рішень в умовах нечіткої інформації [6, с. 18].

Методи пошуку оптимальних рішень для задач, в яких визначено чіткі значення параметрів, що характеризують об'єкти досліджень, всесторонньо розглянуто у багатьох роботах із тематики теорії динамічного програмування [7...9].

Досвід практичного застосування методів динамічного програмування може бути використано з метою коригування програм і регламентів технічної експлуатації старіючого парку ПС.

Результати зазначених науково-методичних робіт надають математичний апарат для обґрунтування та прийняття управлінських рішень щодо оптимального розподілу ресурсів ІАС, у тому числі з урахуванням існуючих обмежень у часі виконання робіт і рівнем кваліфікації особового складу в процесі технічної експлуатації ПС.

Мета статті полягає у визначенні переліку функціональних аналітико-логічних залежностей, які необхідно використовувати в математичних моделях під час пошуку оптимальних рішень із підготовки можливих варіантів відновлення справності ПС за результатами обробки баз даних щодо реальної експлуатації ПС.

Викладання основного матеріалу

На теперішній час більшість рішень щодо подальшої експлуатації ПС приймається на основі результатів оцінки технічного стану елементів

конструкції ПС з урахуванням історії їх навантаження у процесі експлуатації. Фактичний технічний стан визначається за результатами експертних оцінок на основі бази знань експертів та навичок відповідних фахівців і осіб, що приймають рішення.

Інформація про технічний стан агрегатів конструкції планера ПС, наявність та кількість їх відмов і пошкоджень є основним масивом вхідних даних. При цьому критеріальне поле не структуровано та не систематизовано для прийняття рішення. Можуть недостатньо враховуватись вхідні дані щодо параметрів технічного стану ПС і взаємозв'язків поміж ними, переліку експлуатаційних обмежень та інших факторів. Все це може привести до недостатньої обґрунтованості рішення, яке приймається.

У якості критеріїв оцінки проєктів рішень приймаються два критерії цільової функції:

кількість відновлених ПС, у яких агрегати конструкції планера мали відмови та пошкодження; строк виконання робіт особовим складом ІАС з відновлення справності агрегатів планера ПС.

Для використання на практиці фахівцями ІАС математичних моделей доцільно в моделях застосувати метод динамічного програмування в поєднанні з методами нечіткого аналізу даних.

До одного з важливих проблемних питань нечітких множин належить визначення типу функції належності лінгвістичних змінних.

На рисунках 1а, 1б показано приклад апроксимації функцій належності лінгвістичної змінної "Кваліфікація особового складу".

Функції належності отримують за результатами оцінок експертів і в подальшому передбачають їх застосування у вигляді трикутних функцій, що приводить до незначного зменшення точності розрахунків.

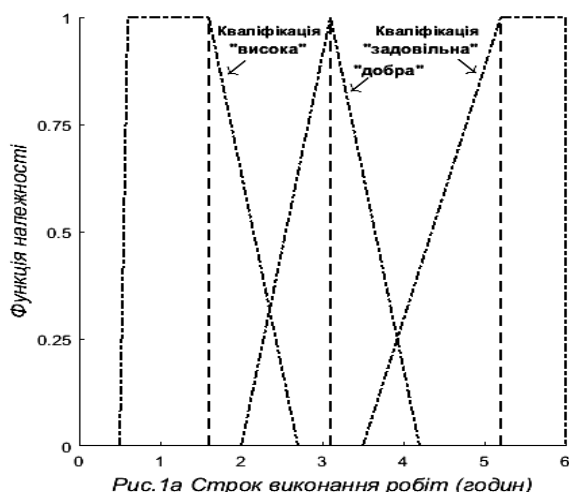


Рис. 1а Строк виконання робіт (годин)

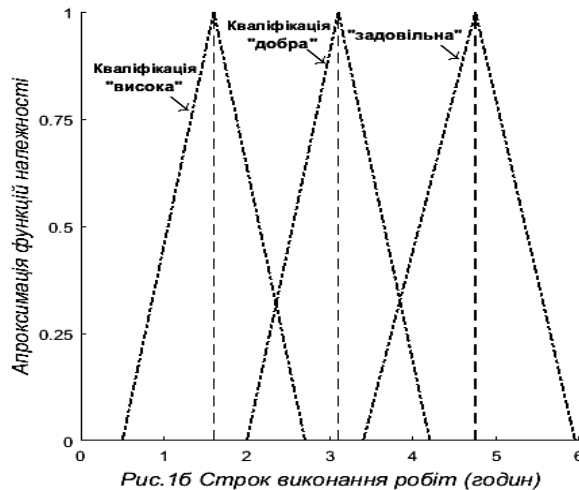


Рис. 1б Строк виконання робіт (годин)

Джерело: розроблено авторами

Лінгвістичні змінні “висока”, “добра”, “задовільна” можливо співвідносити з формалізованими оцінками “майстер”, “1 та 2 клас”, “3 клас та без класу” нормативного документу [1, додаток 44].

Суть динамічного програмування полягає в заміні складної задачі послідовністю однокрокових задач, за допомогою яких виконується направлений послідовний перебір варіантів і як результат, обов’язково отримують глобальне значення цільової функції.

Нехай X_k - вектор змінних керування, який треба визначити на k -му кроці. Тоді для задач, для яких застосовується метод динамічного програмування, використовується основне рекурентне співвідношення

$$\Lambda_k(\zeta) = \max_k \{f(X_k, \zeta) + \Lambda_{k-1}(T(\zeta, X_k))\},$$

де $T(\zeta, X_k)$ - вектор стану попереднього $(k-1)$ кроку за умов ζ та X_k [10, с. 237].

У ході обчислень на k -му кроці, коли визначається вибір напрямку продовження пошуку оптимального рішення, пропонується застосовувати методи нечіткого логічного аналізу під час порівняння значень змінних керування.

За наявності багатьох критеріїв оптимальності (нечітких відношень переваги) у подальшому розглядається алгоритм вибору альтернатив рішень за умов використання нечітких множин [10, с. 328].

Як приклад, результат застосування методів нечіткого логічного аналізу спільно з методом

динамічного програмування представлено на рисунку 2.

Досліджено задачу підготовки проєктів рішення з відновлення справності агрегатів на 8 одиницях ПС.

Вхідні дані задачі:

Необхідно використати два критерія: максимальну кількість відновлених агрегатів та мінімальний строк виконання відновних робіт особовим складом ІАС.

Загальний час ремонту 8 агрегатів $A_1, A_2, \dots, A_8$ не повинен перевищувати $T_0=12$ годин. Загальна кількість особового складу ІАС, яку можливо направити на ремонт, становить $C_0=11$ осіб, з них 3 мають кваліфікацію – “висока”, 6 осіб – “добра”, 2 особи – “задовільна”.

Для оцінки кваліфікації особового складу використано лінгвістичну змінну “Кваліфікація”. Час роботи з кваліфікацією “висока” апроксимується трикутною функцією належності в інтервалі $(0,5 \dots 5)$ години, кваліфікацією “добра” – $(2 \dots 4)$ години, кваліфікацією “задовільна” – $(4 \dots 6)$ годин.

Працевитрати ремонту кожного агрегату різні та можуть бути оцінені за допомогою лінгвістичної змінної “Працевитрати” в інтервалах: $A_1=(1-2)$ людино-годин; $A_2=(1-4)$ людино-годин; $A_3=(1-5)$ людино-годин; $A_4=(1-2)$ людино-годин; $A_5=(1-7)$ людино-годин; $A_6=(1-4)$ людино-годин; $A_7=(1-2)$ людино-годин; $A_8=(1-5)$ людино-годин. Працевитрати теж апроксимовано трикутною функцією належності.

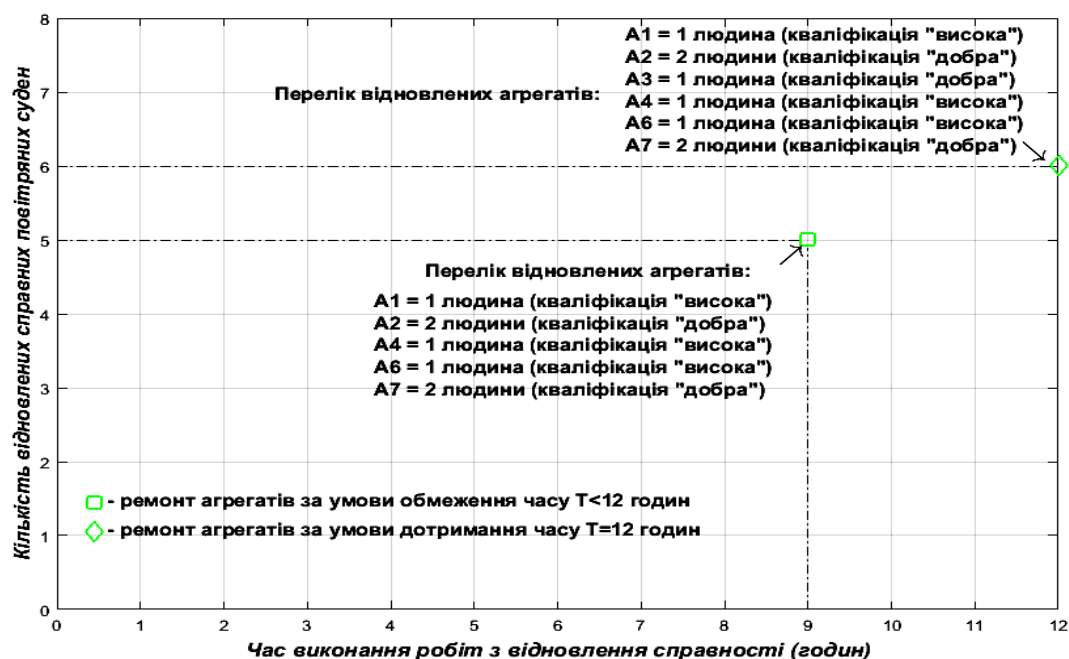


Рис. 2. Результати пошуку оптимальних рішень з відновлення справності 8 одиниць ПС
 Джерело: розроблено авторами

Результати виконання розрахунків для двох варіантів згідно з умовами задачі з відновлення справності 8 одиниць ПС показано на рисунку 2. Під час виконання розрахунків використано програмні засоби Fuzzy Logic Toolbox системи MATLAB.

Остаточний вибір одного з двох варіантів відновлення справності максимально можливої кількості пошкоджених агрегатів у залежності від поточних умов діяльності ІАС покладесться на особу, що приймає рішення.

Практичне значення застосування особою ІАС, яка приймає рішення про можливість відновлення справності пошкоджених ПС на основі використання методів нечіткого логічного аналізу та динамічного програмування, полягає у забезпеченні логічно обґрунтованих та математично підтверджених підстав для прийняття рішення з урахуванням фактичного технічного стану ПС в умовах невизначеності.

Висновок

Таким чином, впровадження математичних моделей та застосування їх для підготовки проєктів

рішень на основі функціональних залежностей методів теорії нечітких множин та методу динамічного програмування дозволить удосконалити оброблення релевантної інформації та знань щодо стану ПС у реальному режимі часу, покращити ефективність та обґрунтованість рішень щодо подальшої експлуатації та використанню за призначенням ПС, забезпечить можливість особі, що приймає рішення, розв'язувати проблеми та завдання, які пов'язані з технічною експлуатацією під час бойового застосування ПС авіації Збройних Сил України.

Напрями подальших досліджень.

Продовжувати дослідження щодо визначення бази правил системи нечіткого логічного аналізу, в якому необхідно передбачити вплив різних факторів технічної експлуатації ПС під час вибору одного з варіантів проєкту рішення, наприклад, залишку ресурсних показників пошкоджених агрегатів, кількість особового складу при одночасному перебуванні на одному робочому місці та інші фактори.

Список літератури

1. Наказ Міністерства оборони України від 05.07.2016 №343 "Про затвердження Правил інженерно-авіаційного забезпечення державної авіації України".
2. Воронин А., Зиятдинов Ю. Теория принятия многокритериальных решений. 2018. – 215 с.
3. Герасимов Б.М., Локазюк В.М., Оксюк О.Г., Поморова О.В. Интеллектуальные системы поддержки принятия решений. К.: Видавництво Європейського університету, 2007. – 334 с.
4. Нікольський Ю.В., Пасічник В.В., Щербіна Ю.М. Системи штучного інтелекту: навчальний посібник. – Львів: "Магнолія-2006". 2019 – 280 с.
5. Кирик В.В. Математичний апарат штучного інтелекту в електроенергетичних системах: підручник / В.В. Кирик. – К.: КПІ ім. Ігоря Сікорського, Вид-во "Політехніка", 2019. – 224 с.
6. Демидова Л.А., Кираковский В.В., Пылькин А.Н. Принятие решений в условиях неопределенности. Монография – М.: Горячая линия – Телеком, 2013, - 289 с.
7. Зайченко Ю.П. Дослідження операцій. Підручник. Сьоме видання. – К.: Видавничий Дім "Слово", 2006. – 816 с.
8. Ржевський С.В., Александрова В.М. Дослідження операцій. Підручник. – К.: "Академвидав, 2006. – 560 с."
9. Струченков В.И. Методы оптимизации в прикладных задачах. – М.: СОЛОН-ПРЕСС 2012. – 320 с.
10. Зайченко О.Ю., Зайченко Ю.П. Дослідження операцій. Збірник задач. – К.: Видавничий Дім "Слово", 2007. – 472 с.

Надійшла до редколегії 30.10.2024

Схвалена до друку 15.11.2024

Відомості про авторів:

Горохов Георгій Тітович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-1479-816X>

Information about the authors:

Georgii Horokhov

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-1479-816X>

Жикол Павло Олександрович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-9891-5097>

Pavel Zhykol

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-9891-5097>

Скляр Олександр Іванович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-4776-8821>

Oleksandr Sklyar

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Senior Researcher
Of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-4776-8821>

APPLICATION OF FUZZY DYNAMIC PROGRAMMING METHODS FOR THE PREPARATION OF AIRCRAFT REPAIR SOLUTIONS IN THE CONDITIONS OF AVIATION PARTS

H. Horokhov, P. Zhykol, O. Sklyar

Aviation engineering support provides for the performance of tasks related to the implementation of measures to maintain aviation equipment in good condition and constant readiness for combat operations. Among the list of measures, considerable attention is paid to the performance of engineering calculations regarding the substantiation of the necessary forces and means during the technical operation and repair of aircraft. The article examines the features of the use of methods of the theory of fuzzy sets, which are an integral part of the theory of artificial intelligence, and with the help of which the necessary calculations are carried out to justify the optimality of decisions on restoring the serviceability of aircraft. The search for ways to obtain optimal solutions was carried out on the basis of the mathematical apparatus of dynamic programming, taking into account the features of the uncertainty of information that characterize the activity of the engineering and technical staff in the conditions of aviation units.

The article provides an example of the application of methods of fuzzy logic analysis together with the method of dynamic programming. The problem of finding the optimal solution for restoring the serviceability of units on 8 aircraft units was studied using two criteria: the maximum number of repaired units and the minimum number of personnel of the aviation engineering service.

Task input data:

The total repair time of 8 units ($A_1, A_2, \dots, A_8$) should not exceed $T_0=12$ hours. The total number of personnel of the aviation engineering service who can be sent for repair is $C_0=11$ people, of which 3 have the qualification - "high", 6 people - "good", 2 people - "satisfactory".

The linguistic variable "Qualification" is used to assess qualifications. The working time with the "high" qualification is approximated by the triangular function of belonging in the interval (0.5 - 1.5) hours, the "good" qualification - (2 - 4) hours, the "satisfactory" qualification - (4 - 6) hours.

The labor costs of repairing each unit are different and can be estimated using the linguistic variable "Labor costs" in the intervals: $A_1=(1 - 2)$ man-hours; $A_2=(1 - 4)$ man-hour; $A_3=(1 - 5)$ man-hours; $A_4=(1 - 2)$ man-hour; $A_5=(1 - 7)$ man-hours; $A_6=(1 - 4)$ man-hours; $A_7=(1 - 2)$ man-hour; $A_8=(1 - 5)$ man-hours. Labor costs are also approximated by a triangular membership function.

Fuzzy Logic Toolbox software of the MATLAB system was used during calculations.

Keywords: aircraft, technical operation, decision-making system.

В.Б. Єрко, М.М. Вознюк, В.А. Храмченко, Т.В. Бабкіна

Державний науково-дослідний інституту авіації, Київ

ФОРМУВАННЯ ВЕКТОРНОГО КРИТЕРІЮ ВИБОРУ СКЛАДУ БОРТОВОГО ОБЛАДНАННЯ БОЙОВИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ДЛЯ ЇХ МОДЕРНІЗАЦІЇ

Визначено невідповідність між існуючими методиками вибору складу бортового обладнання для модернізації бойових літальних апаратів та практичними потребами в обґрунтованості вибору сучасного бортового обладнання, що обумовлює актуальність мети даної статті, а саме: використання науково-методичного апарату багатокритерійного вибору при визначенні складу бортового обладнання бойових літальних апаратів для розширення їх бойових можливостей шляхом модернізації. Запропоновано науково-методичний підхід із формування векторного критерію вибору складу бортового обладнання бойових літальних апаратів для їх модернізації.

Ключові слова: багатокритерійний вибір, модернізація, літальний апарат, Парето-множина, векторний критерій.

Вступ

Модернізація старіючого парку бойових літальних апаратів (ЛА) Збройних Сил України, шляхом оновлення складу бортового обладнання (БО) є вагомим кроком з підвищення бойових спроможностей вітчизняних Повітряних Сил в умовах зовнішньої воєнної агресії та обмеженому постачанні матеріально-технічної допомоги з боку країн-партнерів.

Набутий попередній досвід модернізації свідчить, що рівень відповідальності за результати вибору того чи іншого варіанта складу БО для проведення модернізації потребує обґрунтованості.

Прискорений розвиток і поширення мікропроцесорної елементної бази, що є реалією сьогодення, суттєво збільшує кількість розробників, і відповідно, проведення вибору складу БО з багатьох десятків варіантів, а існуючі методики не дозволяють забезпечити обґрунтованість вибору конкурентних зразків БО.

Постановка проблеми. Аналіз обмежень існуючих методичних підходів вказує на існування принципової неможливості забезпечення обґрунтованості (безсумнівної аргументованості) вибору складу БО для модернізації бойових ЛА.

Цю задачу можна описати як багатокритерійну задачу вибору із заданої множини можливих варіантів БО такої підмножини результуючих варіантів, які є найкращими відносно системи переваг особи, що здійснює вибір (ОЗВ), без залучання додаткової зовнішньої (апостеріорної) інформації

Аналіз попередніх досліджень [1...14] показує, що за великої кількості конкурентних варіантів, методики прямого перебирання-порівняння варіантів не є результативні, а

методики, що базуються на застосуванні згорток та пріоритетів часткових критеріїв вибору, “цільових (ідеальних) точок” або експертів, передбачають введення додаткової зовнішньої інформації (вагових коефіцієнтів згорток, кількісного співвідношення пріоритетів, значень цільових точок, кола обраних експертів), що фактично обумовлює результати вибору та вкрай негативно впливає на його обґрунтованість.

У цих методиках суб’єктивний характер додаткової інформації принципово обмежує можливість отримання обґрунтованого результату вибору у випадку великої кількості варіантів. Методики вибору складу БО, які застосовуються при модернізації літаків і вертольотів цивільної авіації, базуються на критеріях економічної ефективності та не здатні адекватно врахувати специфічні вимоги до бойових ЛА.

Методологія багатокритерійного вибору не заперечує можливості подолання зазначеного недоліку шляхом врахування специфічних особливостей бойових ЛА як складних комплексів озброєння та військової техніки. Але, попри наявність потужного теоретичного базису у цьому напрямі, прикладне питання його використання для модернізації бойових ЛА практично не відображено ні в закордонних, ні у вітчизняних джерелах.

Наріжним каменем для подолання цієї ситуації є, на наш погляд, **актуальне науково-технічне завдання** з формування векторного критерію вибору складу БО бойових ЛА для їх модернізації.

Мета статті є представлення результатів особистих досліджень авторів спрямованих на обґрунтування векторного критерію вибору складу БО для врахування специфічних вимог до бойових ЛА.

Методологія, що використовується у статті, є подальшим розвитком відомої наукової школи з розв'язання задач векторної оптимізації авіаційно-космічної спрямованості [3...6].

Виклад основного матеріалу

Формування векторного критерію вибору базується на аналізі системи переваг ОЗВ [1]. Визначено, що основою системи переваг ОЗВ є намагання обрати варіант БО:

з найкращими властивостями застосування за призначенням (тобто цільовими показниками):

$$\left(A_i^u \succ A_j^u \right) : \left(A_i = A_j \right) \Rightarrow \left(\bar{X}_i \succ \bar{X}_j \right); \quad (1)$$

з найменшими потрібними витратами на реалізацію (тобто витратними показниками):

$$\left(A_i^b \succ A_j^b \right) : \left(A_i = A_j \right) \Rightarrow \left(\bar{X}_i \succ \bar{X}_j \right); \quad (2)$$

з найменшим негативним впливом на льотно-технічні характеристики бойового ЛА:

$$\left(A_i^l \succ A_j^l \right) : \left(A_i = A_j \right) \Rightarrow \left(\bar{X}_i \succ \bar{X}_j \right). \quad (3)$$

Формування векторного критерію вибору $\bar{J}(\bar{X})$ відбувається з компонент векторів параметрів:

$$\bar{J}(\bar{X}) = \begin{bmatrix} J_1^u(\bar{A}), \dots, J_{qu}^u(\bar{A}), J_1^b(\bar{A}), \dots \\ \dots, J_{qp}^b(\bar{A}), J_1^l(\bar{A}), \dots, J_{ql}^l(\bar{A}) \end{bmatrix}^T, \quad (4)$$

що описують властивості кожного з варіантів БО:

$$\bar{J}(\bar{X}) = \begin{bmatrix} J_1^u(\bar{X}), \dots, J_{qu}^u(\bar{X}), J_1^b(\bar{X}), \dots \\ \dots, J_{qp}^b(\bar{X}), J_1^l(\bar{X}), \dots, J_{ql}^l(\bar{X}) \end{bmatrix}^T, \quad (5)$$

де $\bar{A}_i$ – r -компонентний вектор параметрів i -го варіанту складу БО,

$\bar{X}_i$ – n -компонентний вектор варіанта складу БО.

Отже, векторний критерій вибору варіанта складу БО бойового ЛА для його модернізації набуває вигляду:

$$\bar{J}(\bar{X}_i) = \begin{bmatrix} \bar{J}_u(\bar{A}_i(\bar{X}_i)) \\ \bar{J}_p(\bar{A}_i(\bar{X}_i)) \\ \bar{J}_l(\bar{A}_i(\bar{X}_i)) \end{bmatrix}, \quad (6)$$

де $\bar{J}_u(\bar{A}_i(\bar{X}_i))$ – вектор “цільових” компонент векторного критерію $\bar{J}(\bar{X}_i)$, які характеризують тактико-технічні властивості ЛА як засобу виконання бойових завдань (наприклад, дальність розпізнавання цілей, кількість цілей для одночасного супроводження й прицілювання, діапазон умов застосування авіаційних засобів ураження тощо);

$\bar{J}_p(\bar{A}_i(\bar{X}_i))$ – вектор “ресурсних” компонент векторного критерію $\bar{J}(\bar{X}_i)$, які визначають

ресурсні витрати на реалізацію даного варіанта складу БО (вартість обладнання, вартість періодичних робіт, середні експлуатаційні витрати, витрати часу на проведення робіт з технічного обслуговування виробів БО тощо) [15];

$\bar{J}_l(\bar{A}_i(\bar{X}_i))$ – вектор “льотних” компонент векторного критерію $\bar{J}(\bar{X}_i)$, які характеризують пілотажні та льотно-технічні властивості бойового ЛА, рівень безпеки польотів за умови обрання визначеного варіанту складу БО (наприклад, відхилення польотної маси ЛА від номінальної, відхилення центрування ЛА від номінального, можливості спряження виробів БО у одному цифровому форматі, відхилення електричної потужності споживачів від номінальної тощо).

“Цільові” компоненти $\bar{J}_u(\bar{A}_i(\bar{X}_i))$ векторного критерію $\bar{J}(\bar{X}_i)$ є функціонально залежними від тактико-технічних характеристик (ТТХ) виробів БО бойового ЛА. Отже, природним є бажання ОЗВ обрати такий варіант складу БО, що має найкращі показники $\bar{a}_j$ конкретних зразків обладнання.

Внесок “ресурсної” компоненти $\bar{J}_p(\bar{A}_i(\bar{X}_i))$ векторного критерію $\bar{J}(\bar{X}_i)$ може бути відображено у вигляді лінійної функції вартості $S(\bar{A}_i(\bar{X}_i))$ для варіантів складу БО, що розглядаються.

Використання вартісних показників для оцінювання “ресурсних” компонент $\bar{J}_p(\bar{A}_i(\bar{X}_i))$ векторного критерію $\bar{J}(\bar{X}_i)$ варіантів складу БО має ряд визначальних переваг. По-перше, вартісні показники мають властивості адитивності, а саме: загальна вартість будь-кого варіанту БО завжди може бути представлена через суму вартостей виробів, що входять до даного варіанту. По-друге, надання $\bar{J}_p(\bar{A}_i(\bar{X}_i))$ через вартісні показники забезпечує “тотожність ефекту”: можна завжди порівняти внески окремих характеристик виробів в

показник якості реалізації варіантів складу БО у цілому. При цьому залежність $S(\bar{A}_i(\bar{X}_i))$ від значень характеристик $\bar{a}_j$ є абстрагованою, вираженою в грошових (або умовних) одиницях інформацією про стан рівня розробки, виробництва та експлуатаційної технологічності виробів БО, що входять до варіантів [16].

“Льотні” компоненти $\bar{J}_L(\bar{A}_i(\bar{X}_i))$ векторного критерію $\bar{J}(\bar{X}_i)$ відображають можливості бойового ЛА зберігати сталість своїх пілотажних та льотно-технічних властивостей, рівня безпеки польотів тощо. Сталість пілотажних та льотно-технічних властивостей бойового ЛА після встановлення модернізованого БО відбувається шляхом скоординованих реакцій, що є відгуком на відновлення втрачених льотно-тактичних характеристик (наприклад, відхилення польотної маси ЛА від номінальної, відхилення центрівки ЛА від номінальної, спряження виробів БО, відхилення електричної потужності споживачів на борту від номінальної тощо) через встановлення модернізованого БО.

Слід зазначити, що детального розгляду потребує ситуація з об'єднання різних за форматами систем БО, які входять до складу комплексу модернізованого бойового ЛА. Комплекси БО є такими, що реалізують у реальному масштабі часу сукупність різних за призначенням функціональних завдань, які ієрархічно пов'язані на рівні відповідних алгоритмів та протоколів обміну даними. Аналіз свідчить, що під час модернізації ЛА неминуче виникає завдання сполучення сучасного цифрового БО з існуючим та задача узгодження форматів обміну даними між різними системами БО модернізованого ЛА. Отже, через розподілення на борту ЛА та неоднорідності самих цифрових засобів, які використовуються для модернізації ЛА військового призначення, виникає задача їх об'єднання та функціонування у єдиному комплексі БО. Це завдання вирішується шляхом створення системи бортового обміну даними, яка є сукупністю апаратних, програмних та алгоритмічних засобів, необхідних для об'єднання та організації обміну інформацією між різними функціональними елементами БО.

Відомо, що переважну більшість сучасних систем БО проектують та виготовляють незалежно одну від іншої різні виробники, які входять до конкуруючих підприємницьких структур. Через це виникає несумісність під час об'єднання БО різних виробників (хоча обладнання і виконано за єдиними стандартами), яка здебільшого і обмежує

функціональність окремих виробів. Подолання наведеної ситуації відбувається шляхом використання додаткового сполучного обладнання (інтерфейсу), що забезпечує функціонування комплексу БО у єдиному форматі обміну даних. Вибір типу бортового інтерфейсу для каналу обміну визначається вимогами до системи обміну з забезпечення потрібної функціональної зв'язності складових БО, високої надійності передачі даних, довговічності та безвідмовності обладнання, його ремонтпридатності, можливості подальшого розширення комплексу, простоти схемних та конструктивних рішень, мінімізації вартості, масо-габаритних показників апаратури, об'єму даних, що передаються, тощо. Отже, вплив нового БО, яке встановлюють для модернізації бойового ЛА, потребує окремого дослідження та не входить до науково-прикладних завдань даної роботи.

Розміщення БО здійснюється, як правило, в монтажному просторі бойового ЛА, що звільняється від штатного БО в процесі модернізації. Природним також є монтаж деяких складових виробів нового БО в місцях розміщення штатного БО через конструктивні особливості первинних перетворювачів інформації (антенних систем, об'єктивів, магістралей живлення тощо). Крім того, у процесі модернізації на бойовий ЛА встановлюють певну кількість додаткових систем, які розширюють бойові можливості. Як правило, вироби БО, що встановлюють для модернізації бойового ЛА, мають відмінні масо-габаритні характеристики у порівнянні зі штатним. Звідси виходить, що у звільнений у процесі модернізації монтажний простір розміщують БО, яке є вдосконалим функціональним аналогом штатному БО, а також і додаткові системи БО.

Розміщенням БО у монтажному просторі бойового ЛА прийнято вважати такі дії, реалізація яких дозволяє встановити складові БО в простори, що дозволено до монтажу, та здійснити прокладання усіх зв'язків між складовими БО за умови дотримання заданих просторових обмежень. Отже, необхідно визначити систему координат ЛА, яку буде прийнято до розгляду. Для опису розміщення БО в дослідженні використано зв'язану систему координат, яка є типовою для ЛА військового призначення.

Під час використання зв'язаної системи координат $OXYZ$ осі OX та OY розташовано у площині симетрії літака та за напрямками: повздовжня вісь OX по осі фюзеляжу вперед, нормальна вісь OY перпендикулярно до OX вверх, поперечна вісь OZ перпендикулярно площині симетрії у бік правої площини крила ЛА. Початок координат розташовано у центрі мас літака.

Відомо, що розміщення складових БО

залежить від аналітичного опису простору, визначеного до монтажу, відповідно до якого оцінюється відстань між центрами мас сукупності складових БО в монтажному просторі та центром мас бойового ЛА.

Найбільш широке застосування отримав аналітичний опис монтажного простору у вигляді:

$$l_{0j} = (|x_0 - x_j|^p + |y_0 - y_j|^p + |z_0 - z_j|^p)^{\frac{1}{p}}, \quad (7)$$

де коефіцієнт розмірності $p = 1, 2, 3, \dots, P$.

Вираз (7) при коефіцієнті $p=1$ є ортогональним описом монтажного простору, що також має назву “метрика міських кварталів”, і має вигляд:

$$l_{0j} = |x_0 - x_j| + |y_0 - y_j| + |z_0 - z_j|, \quad (8)$$

де l_{0j} – відстань між центром мас ЛА і j -м комплектувальним виробом БО, x_j, y_j, z_j – відповідні координати j -го комплектувального виробу БО у тривимірному монтажному просторі бойового ЛА.

Вираз (7) при коефіцієнті $p=2$ є описом монтажного простору за Евклідом (“евклідовий” план). У цьому випадку визначається найкоротша відстань між центром мас бойового ЛА та j -м комплектувальним виробом БО

$$l_{0j} = \sqrt{|x_0 - x_j|^2 + |y_0 - y_j|^2 + |z_0 - z_j|^2}. \quad (9)$$

У практичній діяльності при розміщенні БО у монтажному просторі бойового ЛА є неминучі відхилення від ідеалізованої моделі, якою є один або інший опис. Відхилення зумовлено як міркуваннями економічного характеру, так і технологічними обмеженнями під час розміщення БО в процесі модернізації (наприклад, коли необхідно “зрізати” кут або обійти перешкоду). Однак використання “комбінованих” описів монтажного простору бойового ЛА призводить до значних ускладнень обчислювального характеру процесу розміщення БО.

“Ортогональний” план за евклідовим способом оцінки відстаней між складовими БО має, у загальному випадку, більшу загальну довжину мережі (на 3,5 %...5 %) у порівнянні з “евклідовим” планом. Однак із практичної точки зору “ортогональний” план з евклідовими відстанями має перевагу над суто “евклідовим”. Зумовлено це тим, що: по-перше, зв’язки між складовими БО не прокладаються в “натяг”, тобто завжди має місце деяке технологічне “послаблення”, що присутнє в “ортогональному” плані та повністю відсутнє у “евклідовому”; по-друге, “ортогональний” план геометрично доцільніший ніж “евклідовий”, що

також є аргументом на його користь.

Застосування обліку відстаней між центрами мас складових БО та центром мас бойового ЛА дозволяє оцінити можливість їх розміщення за мінімальною сумарною довжиною зв’язків. Отже, така оцінка враховує відхилення центрування ЛА від номінального.

Для монтажного простору бойового ЛА зміну центрувальних характеристик під час встановлення модернізованого БО, з урахуванням (9) можна записати:

$$\Delta m_j l_{0j} = l_{0j} \sqrt{m_j - m_j^M}^2 \leq K_j l_{0j}, \quad (10)$$

де Δm_j – різниця між масами j -го модуля штатного m_j та модуля m_j^M , який встановлюють для модернізації бойового ЛА; K_j – коефіцієнт функції штрафу.

Споживана потужність характеризує варіант складу БО для модернізації бойового ЛА з точки зору енергетичних витрат, спрямованих на досягнення його нормативних ТТХ та можливості забезпечення даних характеристик системою енергопостачання бойового ЛА.

У разі, коли за результатами розрахунків та аналізу можливих варіантів енергосистем приймається рішення про живлення деякого варіанта БО змінним струмом, то в додавання до типового розрахунку (визначення потужності джерел живлення, складання графіків навантаження, вибір перетину дротів мережі живлення тощо) необхідно:

розподілити споживачів кожного варіанта БО за видами живлення на трифазні та однофазні, а за напругою – 208 В, 115 В та 36 В;

визначити сумарну потребу в постійному струмі;

розподілити навантаження поміж фазами, беручи до уваги, що для більшості типів генераторів розбалансування навантажень між фазами обмежено 20 %;

симетрично розподілити між фазами активні та індуктивні навантаження для того, щоб звести до мінімуму викривлення синусоїдальної кривої змінного струму, які залежать від співвідношення активного та реактивного навантаження генераторів;

визначити шляхи та засоби протидії перешкодам та наводкам від фону частоти змінного струму 400 Гц, особливо у місцях встановлення вразливих систем навігаційного та радіобладнання.

Резервування БО для забезпечення високих показників надійності та покращення ТТХ з метою розширення бойових можливостей, призводить до

збільшення споживаної потужності та, як наслідок, до збільшення маси, вартості та об'єму [16]. Крім того, збільшення споживаної потужності призводить до погіршення надійності через можливість електричного пробую в апаратній частині складових БО. Отже, вимоги до зміни показника споживаної потужності можна задати як:

$$\Delta P_j = \sqrt{|P_j - P_j^M|^2} \leq K_j^M, \quad (11)$$

де P_j та P_j^M – потужності системи енергоживлення штатного та модернізованого БО відповідно; K_j^M – коефіцієнт функції штрафу.

Узагальнюючи наведене вище, можливо стверджувати, що запропонована структура (6) векторного критерію вибору варіанта складу БО бойового ЛА для його модернізації відповідає суперечливим цільовим установкам ОЗВ до варіанту БО та набуває вигляду:

$$\begin{aligned} \bar{X}_i \succ \bar{X}_j : & \left\{ \begin{array}{l} J_k^u(\bar{A}_i) \prec J_k^u(\bar{A}_j) \\ J_k^g(\bar{A}_i) = J_k^g(\bar{A}_j) \\ J_k^l(\bar{A}_i) = J_k^l(\bar{A}_j) \end{array} \right\} \vee \dots \\ & \dots \left\{ \begin{array}{l} J_k^u(\bar{A}_i) = J_k^u(\bar{A}_j) \\ J_k^g(\bar{A}_i) \prec J_k^g(\bar{A}_j) \\ J_k^l(\bar{A}_i) = J_k^l(\bar{A}_j) \end{array} \right\} \vee \dots \\ & \dots \left\{ \begin{array}{l} J_k^u(\bar{A}_i) = J_k^u(\bar{A}_j) \\ J_k^g(\bar{A}_i) = J_k^g(\bar{A}_j) \\ J_k^l(\bar{A}_i) \prec J_k^l(\bar{A}_j) \end{array} \right\} \end{aligned} \quad (12)$$

Отже, відповідно до (12) варіант складу БО для модернізації бойового ЛА повинен:

забезпечувати найкращі тактико-технічні властивості бойового ЛА як засобу виконання бойових завдань;

мати найменші ресурсні витрати під час його реалізації та в процесі експлуатації;

якомога менше впливати на льотно-технічні властивості бойового ЛА та рівень безпеки польотів [7, с. 7...22, с. 67...79].

Проведений аналіз компонент векторного критерію вибору $\bar{J}(\bar{X}_i)$ складу БО бойового ЛА під час його модернізації, який сформовано відповідно до цієї методики, свідчить, що:

компоненти “цільової” $\bar{J}_u(\bar{A}_i(\bar{X}_i))$ і “ресурсної” $\bar{J}_p(\bar{A}_s(\bar{X}_i))$ частин є лінійно залежними від значень компонент векторів $\bar{A}_i$

$$\bar{J}(\bar{X}) = \sum_{j=1}^R K_j a_j; \quad (13)$$

для компонент “льотної” $\bar{J}_l(\bar{A}_i(\bar{X}_i))$ частини залежність від значень компонент векторів $\bar{A}_i$ доцільно надавати у вигляді нелінійної функції штрафу:

$$J_i^l(\bar{X}) = \sum_{j=1}^R \left(K_j \left(a_j - a_j^{np} \right) \right)^{2q} i; \quad (14)$$

де R – кількість компонент векторного критерію вибору $\bar{J}(\bar{X}_i)$ варіанта складу БО бойового ЛА при його модернізації

Отже, наведені результати проведеного дослідження підтверджують можливість обґрунтування векторного критерію вибору складу БО під час здійснення модернізації бойових ЛА, що враховує специфічні вимоги.

Висновки

1. Для пошуку області результуючих варіантів складу БО бойових ЛА для їх модернізації використано методологію багатокритерійної оптимізації, яка дозволяє одночасно враховувати взаємозалежні та суперечливі тактико-техніко-економічні вимоги, що відповідають системі переваг ОЗВ до складу БО бойового ЛА.

2. Розроблено методику формування векторного критерію $\bar{J}(\bar{X})$, який адекватно відображає систему переваг ОЗВ під час вибору варіанта БО для модернізації бойового ЛА. Отже, обраний варіант складу БО:

забезпечує найкращі тактико-технічні властивості ЛА як засобу виконання бойових завдань;

має найменші ресурсні витрати при реалізації; якомога менше впливає на льотно-технічні характеристики бойового ЛА та рівень безпеки польотів.

3. Формування векторного критерію вибору здійснено з вектору “цільових” компонент, які характеризують тактико-технічні властивості ЛА як засобу виконання бойових завдань (наприклад, дальність розпізнавання цілей, кількість цілей для одночасного супроводження та прицілювання, діапазон умов застосування авіаційних засобів ураження, що забезпечується, тощо), вектору “витратних” компонент, які визначають витрати ресурсів на реалізацію даного варіанта заміни БО (це вартість самого обладнання, вартість періодичних робіт, середні річні витрати на експлуатацію за даним варіантом тощо), вектору “льотних” компонент, які характеризують пілотажні та льотно-технічні властивості ЛА, рівень безпеки польотів за умови обрання даного варіанту БО (наприклад, відхилення польотної маси ЛА від номінальної, відхилення центрування ЛА від номінального, відхилення електричної потужності бортових споживачів від номінальної тощо).

4. Застосування запропонованого методичного підходу до багатокритерійного вибору складу БО бойових ЛА для їх модернізації дозволяє подолати негативний вплив зовнішньої інформації на результати вибору та підвищити обґрунтованість результатів такого вибору, але слід враховувати, що ця властивість поширюється лише на випадок вибору варіантів модернізації БО бойових ЛА,

тобто зменшення діапазону умов результативного застосування є платою за функціональність.

Напрями подальших досліджень. Подальші дослідження за представленою у статті тематикою плануються здійснити у напрямі аналізу ТТХ та маркетингових показників сучасних зразків БО ЛА військового призначення та визначення пріоритетності типу ЛА для здійснення модернізації.

Список літератури

1. Артющин Л.М. Визначення результуючої множини варіантів при багатокритеріальному виборі складу бортового обладнання бойових літальних апаратів для їх модернізації / Л.М. Артющин, О.А.Кононов, В.Б.Єрко // Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. – Київ: ДНДІА, 2021. – № 17 (24). – С. 20-26.
2. Кононов О.А. Методичний підхід до вибору складу і розміщення бортового обладнання літальних апаратів військового призначення при їх модернізації / О.А.Кононов, В.Б.Єрко // Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. – Київ: ДНДІА, 2016. – № 12 (19). – С. 85-90.
3. Єрко В.Б. Особливості застосування методик багатокритеріального вибору варіантів модернізації бортового обладнання літальних апаратів військового призначення / О.А.Кононов, В.Б.Єрко // Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. – Київ: ДНДІА, 2017. – № 13(20). – С. 55-59.
4. Большие технические системы: проектирование и управление / [Л.М.Артющин, Ю.К.Зиатдинов, И.А.Попов, А.В.Харченко / под ред. И.А.Попова.] – Харьков: Факт, 1997. – 400 с.
5. Сложные технические и эргатические системы: методы исследования / [А.Н.Воронин, Ю.К.Зиатдинов, А.В.Харченко, В.В.Осташевский.] – Харьков: Факт, 1997. – 240 с.
6. Векторная оптимизация динамических систем / [А.Н. Воронин, Ю.К. Зиатдинов, А.И. Козлов, В.С. Чабанюк / под ред. А.Н. Воронина.] – К.: Техніка, 1999. – 284с.
7. Многокритериальная оптимизация. Математические аспекты. / [Б.А. Березовский, Ю.М. Барышников, В.И. Борзенко, Л.М. Кампнер] – М.: Наука, 1989. – 128 с.
8. Машунин Ю.К. Методы и модели векторной оптимизации / Ю.К.Машунин. – М.: Наука, 1986. – 145 с.
9. Ногин В.Д. Использование набора количественной информации об относительной важности критериев в процессе принятия решений / В.Д. Ногин, И.В. Толстых // Журнал вычислительной математики и математической физики. – 2000, т.40, – № 11. – С. 1593 – 1601
10. Гуткин Л.С. Оптимизация радиоэлектронных устройств по совокупности показателей качества / Лев Соломонович Гуткин. – М.:Советское Радио, 1975 – 366 с.
11. Соболь И.М. Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями. – Дрофа, 2006. – 175 с.
12. Nakayama, Hirotaka; Yun, Yeboon; Yoon, Min. Sequential Approximate Multiobjective Optimization Using Computational Intelligence (Vector Optimization) (англ.). –Springer. – [ISBN 978-3-540-88909-0](#), P. 2-12
13. Steuer, R.E. Multiple Criteria Optimization: Theory, Computations, and Application (англ.). – New York: John Wiley & Sons, Inc, 1986. – [ISBN 047188846X](#).
14. M. Ehrgott, X. Gandibleux. [Approximative Solution Methods for Multiobjective Combinatorial Optimization](#) (англ.) // TOP : journal. – Sociedad de Estadística e Investigación Operativa, 2004. – Vol. 12, no. 1.
15. Єрко В.Б. Науково-методичний підхід щодо побудови бортових вимірювальних систем для оцінювання технічного стану бортового обладнання літальних апаратів / В.Б.Єрко // Тези доповідей на 13 науково-практичній конференції “Створення та модернізація озброєння і військової техніки в сучасних умовах”, 5-6 вересня 2013 р. – Феодосія: ДНВЦ ЗС України, 2013. – С. 229.
16. Алпатов В.Е. Оценка степени технико-экономического совершенства силовой установки и ее конкурентоспособности ОАО “Мотор Сич” / В.Е.Алпатов, О.Б.Анипко, В.В.Логинов // Харьков: НТУ “ХПИ”, Интегрированные технологии та энергосбережения. – 2007. – Вип. 3 – С. 66 – 70.

Надійшла до редколегії 31.10.2024

Схвалена до друку 09.12.2024

Відомості про авторів:

Єрко Віктор Борисович

кандидат технічних наук
старший дослідник
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-5150-5303>

Information about the authors:

Viktor Yerko

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-5150-5303>

Вознюк Микола Миколайович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
заступник начальника науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-9730-1376>

Mykola Voznyuk

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Deputy Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-9730-1376>

Храмченко Вячеслав Анатолійович

кандидат технічних наук
доцент
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-8462-4184>

Viacheslav Khramchenko

Candidate of Technical Sciences
Associate Professor
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-8462-4184>

Бабкина Татьяна Василівна

науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-2611-3631>

Tetiana Babkina

Research Associate
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-2611-3631>

FORMATION OF VECTOR CRITERIA FOR SELECTION OF THE COMPOSITION OF THE ONBOARD EQUIPMENT OF COMBAT AIRCRAFT FOR THEIR MODERNIZATIONS

V. Yerko, M. Voznyuk, V. Khramchenko, T. Babkina

The article reviews the authors' modern scientific and technical developments in the formation of vector criteria for selecting onboard equipment for combat aircraft for their modernization.

The purpose of this article is to present the results of the authors' research directly on the vector criteria for selecting the composition of onboard equipment, which will be the basis for selecting specific equipment for combat aircraft.

The scientific and methodological apparatus provided in the article is a further development of the well-known scientific school for solving vector optimization problems in the aerospace field.

The article shows the discrepancy between the existing methods for selecting the composition of onboard equipment for the modernization of combat aircraft and modern practical needs for the categorical justification of the results of selecting onboard equipment for the modernization of combat aircraft. In existing selection methods, the use of a significant amount of subjective information fundamentally limits the receipt of a justified selection result with a significant number of options for selection. The selection problem in this case is a multi-criteria problem of choosing from a given large set of possible variants of the onboard equipment composition of a significantly smaller subset of the resulting variants, which is the best relative to the system of advantages of the person who makes the choice, without receiving additional external (a posteriori) information, i.e. the selection criterion. This article proposes a scientific and methodological approach to formulating a vector criterion for selecting the composition of onboard combat aircraft for their modernization.

Further continuation of research on the subject presented in the article is planned to be carried out directly by analyzing the performance characteristics and marketing indicators of the current characteristics of the onboard equipment of combat aircraft and determining the priority of the aircraft type for current modernization.

Keywords: multi-criteria choice, modernization, combat aircraft, Pareto multiplier, vector criterion.

С.В. Жданов, Р.А. Ісакжанов, Ю.Л. Діденко

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

ЕКСПЕРТНИЙ МЕТОД ОЦІНКИ ВІДПОВІДНОСТІ ТАКТИКО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕЗПІЛОТНИХ АВІАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСІВ ТЕХНІЧНИМ ВИМОГАМ ДО НИХ

Запропоновано експертний метод оцінки відповідності тактико-технічних характеристик безпілотного авіаційного комплексу (БпАК) технічним вимогам до даного типу БпАК, які діють у Міністерстві оборони України та формування на підставі отриманої оцінки пропозицій стосовно допуску до експлуатації БпАК. Описана програма на мові програмування Visual Basic for Applications (VBA), що реалізує алгоритм розрахунку експертним методом, наведені приклади розрахунків та формування пропозицій, визначені подальші напрями модернізації програми.

Ключові слова: БпАК, тактико-технічні характеристики, технічні вимоги, оцінка відповідності, експертний метод, програмне забезпечення, база даних.

Вступ

На сьогодні актуальним завданням для визначених структурних підрозділів МО України та ГШ ЗС України, а також науково-дослідних установ замовника є науково-технічне супроводження реалізації спрощених процедур постачання до ЗС України розроблених промисловістю зразків безпілотних систем різних типів та функціонального призначення, які включають у тому числі авіаційну компоненту, зокрема БпАК. Це пов'язано з тим, що вітчизняні виробники все частіше звертаються до Міністерства оборони України з пропозиціями щодо постачання БпАК до Збройних Сил України відповідно до постанови Кабінету Міністрів України від 24 березня 2023 року № 256 “Про реалізацію експериментального проекту щодо здійснення оборонних закупівель безпілотних систем та засобів радіоелектронної боротьби вітчизняного виробництва”.

Для реалізації положень вищезазначеної постанови, як правило, залучаються фахівці структурних підрозділів МО України та ГШ ЗС України, а також науково-дослідних установ замовника для вивчення заявлених розробником тактико-технічних характеристик БпАК, ознайомлення з результатами попередніх випробувань зразка, які були проведені виробником. Крім того допуск до експлуатації безпілотних систем здійснюється МО України у разі відповідності технічним вимогам до типу безпіотної системи [1, с. 17].

Для БпАК, це відбувається відповідно до технічних вимог до типів БпАК, які затверджені Міністром оборони України 03.05.2024 [7...9]. При цьому слід ураховувати декілька можливих

варіантів вирішення задачі допуску до експлуатації БпАК.

Одним з варіантів, є допуск до експлуатації усіх без виключення БпАК, які розробляються та пропонуються виробниками, але це може призвести до постачання у підрозділи Збройних Сил України зразків, які за своїми тактико-технічними характеристиками не зможуть якісно в умовах бойових дій виконувати завдання за призначенням.

Другим варіантом допуску БпАК до дослідної експлуатації може бути проведення визначальних відомчих випробувань усіх зразків, що пропонуються. Цей варіант дає об'єктивну та повну оцінку заявлених тактико-технічних характеристик БпАК, але не може бути реалізованим через обмеження для Міністерства оборони України, які пов'язані з вартістю випробувань, часом їх проведення, пропусковими спроможностями полігонної бази, кількістю фахівців випробувальних бригад, залученням спеціалізованих засобів, які забезпечують випробування (наприклад, засобів РЕБ), а також з урахуванням дотримання заходів безпеки, в умовах можливих обстрілів противником місць підготовки та проведення випробувань.

Також, одним з можливих варіантів вирішення задачі допуску БпАК до експлуатації може розглядатися використання спеціалізованого програмного забезпечення, що вирішує розрахункову задачу оцінювання та формування пропозиції щодо допуску до експлуатації на підставі порівняння заявлених у документах виробником тактико-технічних характеристик з технічними вимогами до типів БпАК, які затверджені у МО України.

Аналіз попередніх досліджень. Аналіз публікацій та наявного у структурних підрозділах МО України та ГШ ЗС України програмного забезпечення свідчить про відсутність діючих методик та відповідних програм, які у прямій постановці вирішують задачу допуску до дослідної експлуатації та забезпечують науково-технічне супроводження експериментального проекту щодо здійснення оборонних закупівель безпілотних авіаційних систем вітчизняного виробництва. Задача може вирішуватися виконавцем у “ручний спосіб” шляхом створення у документах Word або Excel порівняльної таблиці відповідності заявлених виробником тактико-технічних характеристик безпілотної авіаційної системи відповідним технічним вимогам до цього класу системи, які затверджені та діють у Міністерстві оборони України. При цьому недоліком цього підходу є великі трудовитрати щодо формування порівняльної таблиці, можливість проведення лише якісної оцінки характеристики (показника) “відповідає” або “не відповідає” технічним вимогам. Крім того, не може бути отримана загальна кількісна оцінка безпілотної авіаційної системи для прийняття обґрунтованого рішення щодо допуску до експлуатації. Аналіз публікацій [2...4] свідчить, що запропоновані авторами методики дають можливість проводити якісну технічну оцінку за комплексними показниками, наприклад “коефіцієнтом економічності” і вирішувати задачу порівняльного аналізу БпАК та визначення “кращого” та “гіршого” зразка з наприклад 2 (двох) або більше зразків. Однак, ці методики вимагають відповідної підготовки користувачів, наявності специфічних показників, які можуть бути відсутні у документації виробника, наприклад, у технічних вимогах на БпАК, крім того вони можуть застосовуватися лише до БпАК літакового типу.

Метою статті є ознайомлення з експертним методом оцінки відповідності тактико-технічних характеристик БпАК технічним вимогам до даного типу БпАК та його реалізацією у вигляді розробленого авторами програмного забезпечення для використання при науково-технічному супроводженні оборонних закупівель БпАК.

Виклад основного матеріалу

На сьогодні актуальним завданням перед науково-дослідними установами МО України та ЗС України стає науково-технічне супроводження процесу реалізації положень постанови Кабінету Міністрів України від 24 березня 2023 року № 256 щодо спрощених процедур постачання до ЗС України зразків безпілотних систем, які розроблені промисловістю.

У рамках реалізації завдання щодо науково-технічного супроводження експериментального проекту здійснення оборонних закупівель безпілотних систем (в частині БпАК) вітчизняного виробництва у Державному науково-дослідному інституті авіації розроблено програмне забезпечення, що представляє собою сукупність програми Excel з пакету Microsoft Office та розробленого авторами статті програмного модуля з використанням мови програмування Visual Basic for Applications (VBA) [5, с.104] з робочою назвою - програма “Електронна база даних БпАК” (далі у статті використовується скорочена назва – програма). При цьому, значимість даного напрямку роботи підтверджуються також тим, що розробка програм відноситься до основних форм наукових та науково-технічних (прикладних) результатів наукової і науково-технічної діяльності в системі МО України [6, с. 9].

Призначення, режими роботи, характеристики програми. Програма призначена для:

спрощення процедури внесення, систематизації, збереження інформації про тактико-технічні характеристики БпАК та інформації щодо виробників;

отримання узагальненого показника у відсотках щодо оцінки відповідності заявлених виробником тактико-технічних характеристик (ТТХ) зразка технічним вимогам (ТВ) до типу БпАК, які періодично оновлюються і затверджуються Міністром оборони України (поточна версія вимог затверджена 03.05.2024);

формування за розрахованим узагальненим показником пропозиції щодо допуску БпАК до експлуатації та виведення її у вікно текстового повідомлення користувача;

проведення порівняльного аналізу декількох БпАК між собою за обраними показниками ТТХ;

отримання звітних форм (скріншотів робочого вікна) за результатами роботи з програмою для друку або збереження в електронному вигляді для використання виконавцем при підготовці документів у програмі MS Office Word: звітів, висновків, експертиз, відповідей виробникам.

У програмі реалізовані 3 (три) основні режими роботи (Рис. 1).

Режим №1 “Занести ТТХ БпАК у базу даних” за допомогою спеціалізованої форми користувача.

Режим №2 “Оцінка відповідності ТТХ БпАК ТВ”.

Режим №3 “Порівняльна оцінка ТТХ БпАК”.

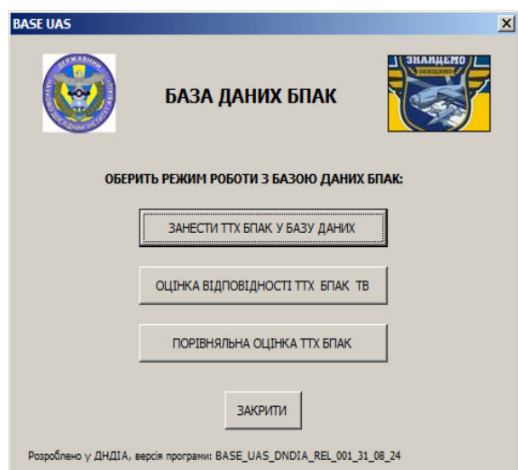


Рис. 1. Інтерфейс головного меню програми
Джерело: розроблено авторами

Режим №1 “Занести ТТХ БпАК у базу даних” за допомогою спеціалізованої форми користувача. У цьому режимі користувачу необхідно послідовно переходити за номерами розділів та підрозділів форми користувача (Рис. 2).

Користувач заповнює поля форми шляхом набору на клавіатурі (вставки тексту з буферу обміну) або вибором зі списку, де це передбачено програмою.

При виборі показника зі списку необхідно виділити обраний показник, натиснувши праву кнопку манипулятора типу “миша” (якщо це перший показник зі списку, то перейти до будь-якого іншого, а потім повернутися на перший). Програма видає користувачу вікно підтвердження правильності обрання показника.

Рис. 2. Форма користувача режиму “Занести ТТХ БпАК у базу даних”
Джерело: розроблено авторами

Користувач натискає кнопку “ОК” у разі, якщо вибір зроблено вірно, або позначку “Закрити вікно” у правому верхньому куті вікна у разі помилки (у цьому випадку необхідно зробити вибір заново).

Приклад вибору показника зі списку показано на рис. 3.

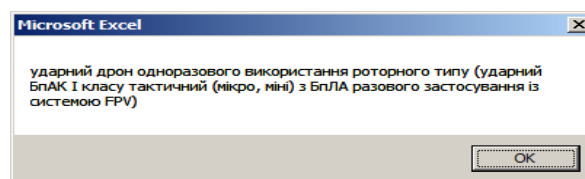


Рис. 3. Приклад вибору показника зі списку типу БпАК
Джерело: розроблено авторами

У цілому, інтерфейс користувача програми був розроблений для полегшення процесу внесення інформації до бази даних за рахунок зменшення операцій щодо набору на клавіатурі та заміни цього набору вибором зі стандартних списків показників, які передбачають всі можливі варіанти вибору з урахуванням фізичного змісту показника. При цьому текстова інформація зі списку вибору або набрана на клавіатурі буде вноситися та зберігатися у базі даних програми у текстовому (числовому) вигляді у відповідній клітинці листа Excel, як це показано на рис. 4.

1. Назва	2. Тип	3. Нз	4.1 мс	4.2 та	4.3 т	4.4	4.5
БпАК_100_test_plane	розвідчі ТОВ "АІ	25	480	200			
БпАК_50_test_plane	розвідчі ТОВ "АІ	12,5	240	100			
БпАК_75_test_plane	розвідчі ТОВ "АІ	18,75	360	150			
БпАК_150_test_plane	розвідчі ТОВ "АІ	37,5	720	300			
БпАК_200_test_plane	розвідчі ТОВ "АІ	50	960	400			
LUNA NG	розвідчі RHEINN	100	720	300			
test_05_04_2024	ударний ТОВ "АІ	1000	500	600	5000	350	
test_100_fpv	ударний AVIADF	10	15	50			
test_50_fpv	ударний AVIADF	2,5	7,5	25			
test_25_fpv	ударний AVIADF	2,5	3,75	12			
test_150_fpv	ударний AVIADF	15	22,5	75			
test_blue_rotor		25					

Рис. 4. Збереження інформації про БпАК у базі даних програми

Джерело: розроблено авторами

У деяких випадках користувачу програми необхідно проведення попередніх робіт щодо підготовки інформації для її внесення до бази даних. Наприклад, для вітчизняних компаній - виробників "розділ 10.5 посилання на розміщення інформації у базі даних YouControl" заповнюється після копіювання адреси інтернет посилання на розміщення інформації про виробника у базі даних YouControl. Це дає можливість пов'язати дві бази даних, що забезпечує користувачу програми отримання додаткової інформації про стан компанії-виробника БпАК та мати вихідну інформацію для подальшої оцінки ризиків, наприклад, щодо виконання замовлень в інтересах МО України.

Режим №2 "Оцінка відповідності ТТХ БпАК ТВ". Після натискання користувачем кнопки "ОЦІНКА ВІДПОВІДНОСТІ ТТХ БпАК ТВ" програма перейде у форму користувача, що показано на рис. 5. У цій формі користувач обирає тип БпАК для оцінки відповідності технічним вимогам (ТВ), які затверджені МО України 03.05.2024. Після набору на клавіатурі (або вставлення з буферу обміну) до розділу "1. Назва БпАК" точну назву БпАК, як вона записана у базі даних при виконанні режиму №1. Таким чином, формуються дві колонки з ТТХ БпАК та ТВ до даного типу БпАК. У разі натиснення кнопки "ОЦІНКА" буде програмою прорахована оцінка у відсотках відповідності по окремим показникам, загальна оцінка та пропозиція у текстовій формі щодо допуску до експлуатації, приклад розрахунку та виведення текстового повідомлення з пропозицією наведено на рис. 5.

ОЦІНКА ВІДПОВІДНОСТІ ТТХ БпАК ТВ			
1. Назва БпАК		test_100_fpv	
2. Тип БпАК		ударний дрон одноразового використання роторного типу (уд...	
3. Оцінка льотно-технічних характеристик			
3.1. Нахилна дальність польоту, км	ТТХ БпАК	ТВ до типу БпАК	Оцінка, %
3.2. Тривалість польоту, хв	10	10	100
3.3. Висота польоту робоча, м	15	15	100
3.4. Швидкість, крейсерська, км/год	500	500	100
3.5. Маса цільового навантаження, кг	55	55	100
3.6. Нахилна злітна маса, кг	0,9	0,9	100
4. Оцінка функцій			
4.1. Ударної			
4.1.1. Роздільна здатність на місцевості денної камери на висоті від 450 до 1500 м на крейсерській швидкості польоту, м	0,05	0,05	100
4.1.2. Роздільна здатність на місцевості інфрачервоної камери на висоті від 450 до 800 м на крейсерській швидкості польоту, м	0,15	0,15	100
4.1.3. Середньоквадратичне відхилення від цілі, м	0,25	0,25	100
4.2. Можливість роботи в умовах дб засобів РЕБ			
4.2.1. Стійкість каналів управління і телеметрії	1	1	100
4.2.2. Стійкість каналів відео	0	0	100
4.2.3. Стійкість супутникової навігаційної системи	0	0	100
4.3. Експлуатаційні			
4.3.1. Температура, С°	від -20	-20	100
	до 55	55	100
4.3.2. Швидкість бокового вітру, м/с	10	10	100
5. ЗАГАЛЬНА ОЦІНКА ВІДПОВІДНОСТІ ТТХ БпАК ТВ		100 %	
6. ПРОПОЗИЦІЯ ЩОДО ДОПУСКУ ДО ЕКСПЛУАТАЦІЇ (за оцінкою відповідності технічним вимогам до типу безпілотної системи)			
доцільно надати допуск до експлуатації			

Рис. 5. Приклад результату роботи програми у режимі №2 "Оцінка відповідності ТТХ БпАК ТВ"

Джерело: розроблено авторами

У подальшому користувач натиснувши комбінацію клавіш Alt+PrintScreen може скопіювати активне вікно в буфер обміну та потім вставити його у документ Word для обґрунтування прийнятого рішення щодо допуску (або відмови) від допуску БпАК до експлуатації.

Режим №3 “Порівняльна оцінка ТТХ БпАК” (рис.6). У цьому режимі можливе проведення порівняльної оцінки за 12 (дванадцятьма) показниками: 4.1 – максимальна дальність польоту, км; 4.3 – тривалість польоту, хв;

4.5 – висота польоту робоча, м; 4.7 – швидкість крейсерська, км/год; 4.17 – максимальна злітна маса, кг; 4.18 – маса цільового навантаження, кг; 4.10.1 – маса засобів ураження, кг; 5.5 – експлуатаційний діапазон температур, С° від; 5.5 – експлуатаційний діапазон температур, С° до; 5.6 – швидкість бокового вітру, м/с; 4.14.1 – стійкість каналів управління і телеметрії; 4.14.2 – стійкість каналів відео; 4.14.3 – стійкість супутникової навігаційної системи.

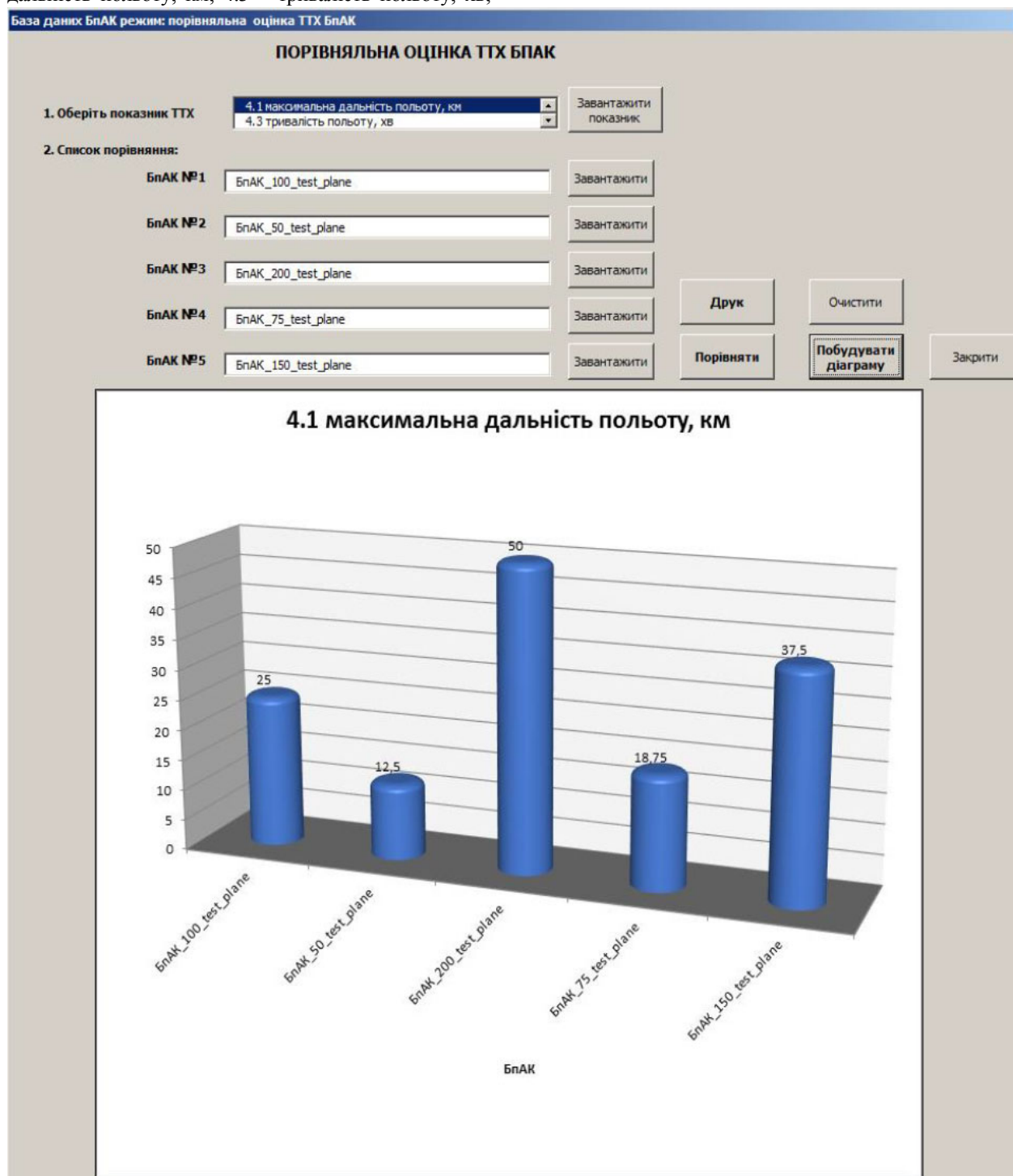


Рис. 6. Форма користувача режим: “Порівняльна оцінка ТТХ БпАК”

Джерело: розроблено авторами

Характеристики програми (REL_001_31_08_24):

кількість показників БпАК у базі даних – 80 (вісімдесят);

максимальна кількість БпАК, що може бути внесена до бази даних – 65 536 (шістдесят п'ять тисяч п'ятсот тридцять шість);

кількість типів БпАК до яких технічні вимоги внесені до бази даних (для поточної версії програми) – 3 (три);

типи БпАК до яких внесені технічні вимоги [7...9] для оцінки відповідності:

ударний дрон одноразового використання роторного типу (ударний БпАК I класу тактичний (мікро, міні) з БпЛА разового застосування із системою FPV);

ударний дрон багаторазового використання мультироторного типу малого радіусу дії (ударний БпАК (міні, тактичний поля бою) типу “мультикоптер”);

розвідувальний дрон літакового типу малої дальності (розвідувальний БпАК I класу);

максимальна кількість БпАК для порівняльного аналізу ТТХ – 5 (п'ять);

мова програмування – Visual Basic for Applications (VBA);

програма MS Office, з якої відбувається запуск файлу програми – Excel 2021, Excel 2019, Excel 2016, Excel 2013.

Склад програми:

1.BASE_UAS_DNDIA_REL_001_31_08_24.xlsm – файл програми.

2.PROGRAM_USER_MANUAL_BASE_UAS_DNDIA.pdf – файл керівництво користувача.

Форма реалізації програми: на CD-R диску (або два окремих файла для відправки зацікавленому структурному підрозділу МО України або ГШ ЗС України, наприклад, по СЕДО).

Особливості реалізованого у програмі експертного методу. У програмі використовується експертний метод. Перевагою даного методу є залучення експертів з предметної області, які мають високу кваліфікацію та мають практичний досвід з бойового застосування даного типу БпАК і можуть відповісти на питання, які тактико-технічні характеристики є більш пріоритетним, а які менш та сформулювати відповідний рейтинг. Для цього були розроблені картки експертного опитування та надані для заповнення операторам БпАК, було отримано близько 25 (двадцяти п'яти) заповнених карток від операторів БпАК. Для отримання репрезентативної вибірки щодо оцінок експертів

було залишено лише оцінки операторів, які мають загальний наліт на даному типі БпАК не менше 400 (чотириста) годин. Оцінка якості експертів наведена у табл. 1.

Таблиця 1

Оцінка якості експертів, які залучались для оцінки ударного дрону роторного типу із системою FPV

№ з/п	Експерт	Наліт, годин
1.	Експерт 1	1300
2.	Експерт 2	600
3.	Експерт 3	600
4.	Експерт 4	550
5.	Експерт 5	400
6.	Експерт 6	400

Джерело: розроблено авторами

У якості критерію оцінки з міркувань простоти, поширеності у застужанні у структурних підрозділах МО України та ГШ ЗС України обрано відсоток відповідності ТТХ типовим вимогам ТВ.

Новизна запропонованого авторами науково-методичного підходу полягає у отриманні загальної оцінки БпАК щодо відповідності технічним вимогам МО України у відсотках з урахуванням вагових коефіцієнтів окремих показників, які отримані експертним методом і таким чином ураховують пріоритетність показника та його вплив на подальшу загальну оцінку, що дає більш об'єктивну оцінку у порівнянні з середньоарифметичною оцінкою відсоткової відповідності без врахування пріоритетності показника. Крім того, новизною підходу є отримання текстового повідомлення, що автоматично формується програмою на підставі загальної оцінки з чітким повідомленням користувачу програми, які пропонується прийняти управлінські рішення щодо надання або ненадання допуску до експлуатації з відображенням виробнику, які саме показники та на скільки не відповідають технічним вимогам.

Картка експертного опитування була побудована таким чином, щоб отримати оцінки експертів за двома рівнями декомпозиції, на першому рівні оцінка пріоритетності функцій БпАК, на другому рівні оцінка кожного окремого показника в середині функції. Узагальнені результати експертної оцінки функцій та показників наведені на рис.7 та у табл. 2 відповідно.

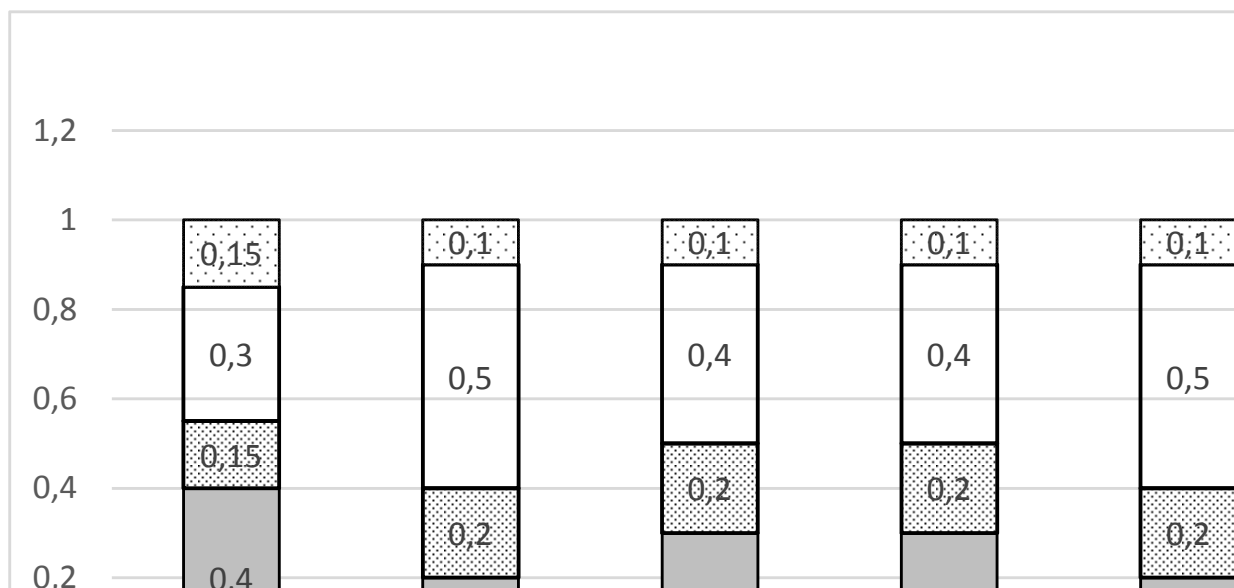


Рис. 7. Експертна оцінка функцій ударного дрону роторного типу із системою FPV

Джерело: розроблено авторами

Таблиця 2

Визначення вагових коефіцієнтів показників на підставі експертного опитування операторів ударних дронів роторного типу із системою FPV

Показник	Е 1	Е 2	Е 3	Е 4	Е 5	Е 6	Вагов. коеф.	Пріоритет
3.1 Максимальна дальність польоту, км	0,15	0,07	0,08	0,08	0,06	0,06	0,08	4
3.2 Тривалість польоту, хв	0,1	0,04	0,08	0,07	0,06	0,06	0,07	6
3.3 Висота польоту робоча, м	0,02	0,01	0,02	0,02	0,01	0,01	0,02	13
3.4 Швидкість крейсерська, км/год	0,03	0,01	0,04	0,05	0,02	0,02	0,03	11
3.5 Маса цільового навантаження, кг	0,05	0,04	0,04	0,04	0,025	0,025	0,04	9
3.6 Максимальна злітна маса, кг	0,05	0,03	0,04	0,04	0,025	0,025	0,04	10
4.1.1 Роздільна здатність на місцевості FPV камери на висоті від 200 м до 300 м на крейсерській швидкості польоту, м	0,08	0,05	0,05	0,05	0,04	0,05	0,05	7
4.1.2 Роздільна здатність на місцевості інфрачервоної камери на висоті від 200 м до 300 м на крейсерській швидкості польоту, м	0,04	0,05	0,05	0,05	0,06	0,05	0,05	8
4.1.3 Середньо-квадратичне відхилення від цілі, м	0,03	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,09	3
4.2.1 Стійкість каналів управління і телеметрії	0,15	0,25	0,2	0,2	0,3	0,25	0,23	1
4.2.2 Стійкість каналів відео	0,15	0,25	0,2	0,2	0,2	0,25	0,21	2
4.2.3 Стійкість супутникової навігаційної системи	0,0	0	0	0	0	0	0,00	14
4.3.1 Експлуатаційна температура, С°	0,05	0,03	0,02	0,03	0,01	0,01	0,03	12
4.3.2 Швидкість бокового вітру, м/с	0,1	0,07	0,08	0,07	0,09	0,09	0,08	5

Джерело: розроблено авторами

Приклад програмного коду реалізації розрахунку та алгоритму видачі текстового повідомлення щодо формування пропозиції про допуск до експлуатації БпАК наведено на рис. 8.

Рекомендації щодо практичного використання програми. Використання програми скоротить час підготовки виконавцями пропозицій керівному складу для формування висновків про доцільність або недоцільність допуску до експлуатації конкретного типу БпАК, що пропонується для ЗС України.

Програма розроблялася, як інструмент підтримки прийняття рішень керівного складу Міністерства оборони України та Генерального штабу Збройних Сил України щодо допуску нових БпАК до експлуатації.

У програмі використовуватимуться дані про вимоги до типів БпАК, затверджені Міністром оборони України, які попередньо були внесені та зберігаються у програмі на окремих листах Excel.

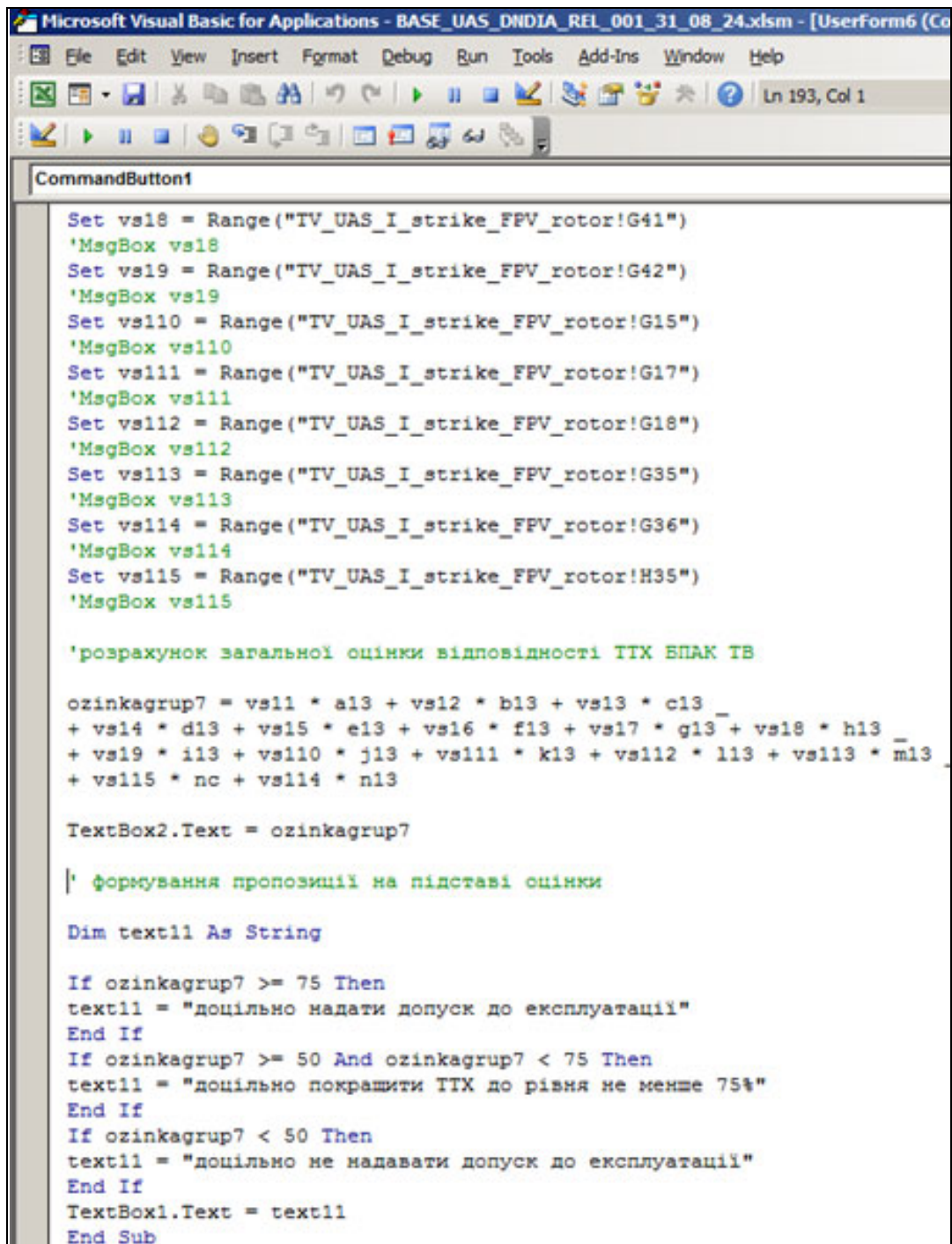


Рис. 8. Фрагмент коду програми на мові програмування Visual Basic for Application (VBA) щодо розрахунку оцінки відповідності ТТХ БПАК ТВ до типу БПАК та формування пропозиції про допуск до експлуатації
Джерело: розроблено авторами

Логіку роботи програми при формуванні пропозиції щодо допуску до експлуатації БПАК на підставі отриманої загальної оцінки наведено у табл. 3.

Виконавцю, який безпосередньо готує пропозиції для керівника щодо прийняття остаточного рішення про допуск до експлуатації БПАК, крім оцінки, що отримана за результатами розрахунку програми, обов'язково треба

ураховувати інші показники, зокрема оцінку результатів випробувань, які наведені виробником в актах та протоколах випробувань, методику випробувань, якість та повноту технічної документації, оцінку досвіду бойового застосування з боку підрозділів, які мали можливість перевірити БПАК у бойових умовах а також інші надані виробником показники БПАК.

Таблиця 3

Логіка роботи програми при формуванні пропозиції щодо допуску БпАК до експлуатації

Загальна оцінка відповідності ТТХ БпАК ТВ	Пропозиція щодо допуску до експлуатації (за оцінкою відповідності)	Обґрунтування пропозиції
(0...49) %	“Доцільно не надавати допуск до експлуатації”	Формується з урахуванням впливу вагових коефіцієнтів на загальну оцінку, не відповідність більше ніж вдвічі технічним вимогам свідчить про невідповідність саме пріоритетних показників, які визначають ефективність бойового застосування БпАК та можливість виконання завдань за функціональним призначенням
(50...74) %	“Доцільно покращити ТТХ до рівня не менше 75 %”	У разі отримання такої оцінки вважається, що БпАК має перспективу для покращення показників, про що інформується виробник з відображенням, які та наскільки у % показники не відповідають технічним вимогам до типу БпАК
(75...100) % та вище	“Доцільно надати допуск до експлуатації”	Не відповідність лише четвертої частини (25 %) від загальної оцінки (100%) не вважається підставою для ненадання можливості виробнику перевірити показники БпАК під час проведення дослідної експлуатації

Джерело: розроблено авторами

Одним з головних завдань програми є отримання кількісного узагальненого показника оцінки відповідності заявлених виробником ТТХ відповідності ТВ до типу БпАК, які діють у МО України для надання обґрунтованої відповіді виробнику щодо допуску до експлуатації БпАК у ЗС України або відмови у наданні такого допуску, а також для зменшення суб'єктивного впливу виконавця на прийняття остаточного рішення.

При цьому слід також урахувати, що програма працює з даними ТТХ, які зазначені виробником у документах (наприклад, у технічних умовах), але не є перевіреними та підтвердженими у випробуваннях. Експлуатація у військах у такому випадку є вирішальною оцінкою БпАК.

У програмі також реалізовані режими внесення інформації про БпАК для збереження та подальшого аналізу, а також проведення порівняльного аналізу декількох БпАК між собою за обраними показниками ТТХ. При цьому користувач може виводити показник ТТХ “ідеального зразка” як базу порівняння, що відповідає ТВ до типу БпАК. У такому випадку, за результатом аналізу графіка можна зробити висновок про те, де знаходиться показник ТТХ для кожного БпАК – вище або нижче від показника ТТХ “ідеального зразка”.

Програма направлена для дослідної експлуатації в зацікавлені структурні підрозділи МО України та ГШ ЗС України у вигляді CD-R диску з файлами програми та керівництва користувача програми у форматі pdf.

Висновки

Експертний метод оцінки відповідності тактико-технічних характеристик БпАК технічним вимогам до даного типу БпАК реалізований у

програмі “Електронна база даних БпАК”. Рекомендовано використовувати цю програму, як інструмент для прискорення процесу підготовки обґрунтованих пропозицій про доцільність або недоцільність допуску БпАК до експлуатації у ЗС України. Програма може бути корисною для структурних підрозділів МО України та ГШ ЗС України, а також науково-дослідних установ замовника, які оцінюють матеріали, що надають виробники БпАК.

Подальші дослідження будуть спрямовані на розвиток науково-методичного апарату оцінки відповідності заявлених виробником ТТХ технічним вимогам МО України та подальшу модернізацію програми. Модернізація програми буде спрямована на внесення технічних вимог до інших типів БпАК (у перспективі для всіх, які діють у МО України), удосконалення інтерфейсу форми роботи користувача з програмою, документування сеансу роботи користувача, а саме створення електронного документу – звіту, з можливістю його подальшого друку або збереження у форматі pdf. Буде проведено подальше заповнення бази даних ТТХ зразками БпАК, які прийняті на озброєння, допущені до експлуатації, як вітчизняного так і закордонного виробництва. Планується створення системи, яка буде передбачати при отриманні МО України документу “технічні умови” щодо БпАК, оперативне внесення з цього документу ТТХ та відповідної інформації про виробника, що забезпечить підтримання бази даних програми у актуальному стані. Передбачається проведення науково-технічного супроводження програми “Електронна база даних БпАК” у зацікавлених структурних підрозділах МО України та ГШ ЗС України.

Список літератури

1. Про реалізацію експериментального проекту щодо здійснення оборонних закупівель безпілотних систем, засобів радіоелектронної боротьби та активних засобів протидії технічним розвідкам вітчизняного виробництва: Постанова Кабінету Міністрів України від 24 березня 2023 р. № 256. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/256-2023-%D0%BF#Text>.
2. Система підтримки прийняття рішень при оперативному оцінюванні безпілотних авіаційних комплексів. Вип. 1. БпАК “оперативно-тактичні” / В.І. Сілков, С.В. Жданов, А.Л. Зірка, М.В. Зірка, Л.Ю. Новосад, Д.Д. Гришак, В.Г. Козлов, В.Я. Марченко; за ред. В.І. Сілкова. – К.: ЦНДІ ОБТ ЗС України, 2017. – 46 с.
3. Система підтримки прийняття рішень при оперативній оцінці безпілотних авіаційних комплексів. Вип. 2. БпАК “Міні (тактичні поля бою)” / за ред. В.І. Сілкова. – К.: ЦНДІ ОБТ ЗС України, 2018. – 55 с.
4. Система підтримки прийняття рішень при оперативному оцінюванні безпілотних авіаційних комплексів. Вип. 3. Методика визначення аеродинамічних та льотних характеристик безпілотних авіаційних комплексів в льотному експерименті. В.І. Сілков, М.М. Мітрахович, Р.М. Животовський, А.Л. Зірка, О.О. Білобородов, М.В. Зірка, Л.Ю. Новосад, А.С. Варсегов, В.Я. Марченко, В.Я. Поплавський; за ред. В.І. Сілкова. – К.: ЦНДІ ОБТ ЗС України, 2024. - 48 с.
5. Michael Alexander, Dick Kusleika. Excel® 2016 Power Programming with VBA. Published by John Wiley & Sons, Inc. 10475 Crosspoint Boulevard Indianapolis, IN 46256. 977 p.
6. Наказ Міністерства оборони України від 16 липня 2024 року № 480 “Про затвердження Положення про організацію наукової і науково-технічної діяльності в системі Міністерства оборони України”. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/z1164-24#n7>.
7. Технічні вимоги до ударного дрону одноразового використання роторного типу (ударний БпАК І класу тактичний (мікро, міні) з БпЛА разового застосування із системою FPV) затверджені МО України 03.05.2024. – 2 с.
8. Технічні вимоги до ударного дрону багаторазового використання мультироторного типу малого радіусу дії (ударного безпілотного авіаційного комплексу (міні, тактичний поля бою) типу “мультикоптер”) затверджені МО України 03.05.2024. – 2 с.
9. Технічні вимоги до розвідувального безпілотного авіаційного комплексу з безпілотними літальними апаратами літакового типу малого радіусу дії затверджені МО України 03.05.2024. – 2 с.

Надійшла до редколегії 25.10.2024

Схвалена до друку 10.11.2024

Відомості про авторів:

Жданов Сергій Васильович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-4446-212X>

Ісакжанов Рустам Аділжанович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3287-8446>

Діденко Юрій Леонідович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-0008-3892>

Information about the authors:

Serhii Shdanov

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-4446-212X>

Rustam Isakzhanov

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3287-8446>

Yuriy Didenko

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-0008-3892>

**EXPERT METHOD
ASSESSMENTS OF COMPLIANCE OF THE TACTICAL AND TECHNICAL CHARACTERISTICS
OF UNMANNED AVIATION COMPLEXES WITH THEIR TECHNICAL REQUIREMENTS**

S. Shdanov, R. Isakzhanov, Y. Didenko

An expert method for evaluating the compliance of the tactical and technical characteristics of an unmanned aerial vehicle (UAV) with the technical requirements for this type of UAV, which are in force in the Ministry of Defense of Ukraine, and the formation of proposals for the admission to operation of an UAV on the basis of the received assessment is proposed.

The advantage of the expert method is the involvement of experts in the subject area who are highly qualified and have practical experience in the combat use of this type of UAV and can answer the question of which tactical and technical characteristics are more priority and which are less and form the appropriate rating.

In order to obtain a representative sample of expert evaluations, only the evaluations of operators with a total flight time of at least 400 (four hundred) hours on this type of UAV were left.

The experts' evaluations were obtained according to two levels of decomposition, at the first level, the assessment of the priority of UAV functions, at the second level, the assessment of each individual indicator in the middle of the function.

Determination of weighting coefficients of indicators based on an expert survey of operators impact drones of the rotor type with the FPV system.

The program is described in the Visual Basic for Applications (VBA) programming language, which implements the calculation algorithm using the expert method, examples of calculations and the formation of proposals are given, and further directions for program modernization are determined.

The proposed logic of the program during formation proposals regarding the admission of UAV to operation depending on the overall assessment in percentages for three variants of issuing a message to the user: "it is advisable not to grant admission to operation", "it is advisable to improve the performance characteristics to a level of at least 75%", "it is advisable to grant admission to operation". An example of the software code for the implementation of the calculation and the algorithm for issuing a text message regarding the formation of a proposal for admission to the operation of UAV is given.

It is recommended to use this program as a tool to speed up the process of preparing substantiated proposals on the expediency or impracticality of admitting UAV to operation in Armed Forces of Ukraine.

Keywords: UAV, tactical and technical characteristics, technical requirements, conformity assessment, expert method, software, database

Б.С. Карпінос, П.П. Ковель, Л.В. Нагорний, І.В. Щербак

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

ОСОБЛИВОСТІ НАПРУЖЕНОГО СТАНУ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ НЕСУЧОЇ СИСТЕМИ ВЕРТОЛЬОТА З УРАХУВАННЯМ РЕАЛЬНИХ УМОВ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

У статті наведено результати розрахункових та експериментальних досліджень напруженого стану важеля повороту лопаті несучого гвинта і тяги автомата перекосу транспортного вертольота з урахуванням показників навантаження під час польоту. Визначено значення напружень в небезпечних зонах, їх розміри і місця розташування. Аналіз напруженого стану дозволив підвищити коректність та достовірність прийняття рішень стосовно продовження ресурсу силових елементів несучої системи вертольота та конкретизувати вимоги допуску до подальшої їх експлуатації.

Ключові слова: *напружений стан, силовий елемент вертольота, автомат перекосу, втулка несучого гвинта, комп'ютерне моделювання, міцність, ресурс, продовження показників, допуск до експлуатації.*

Вступ

Постановка проблеми. Забезпечення статичної та циклічної міцності силових елементів вертольота в штатних і позаштатних умовах експлуатації була і залишається нагальною проблемою його функціонування. Розв'язання проблеми починається ще на стадії вибору матеріалу, на етапах проектування, розробки і створення конструкції, нормування напружень та коефіцієнтів запасу міцності і довговічності, впровадженні перспективних конструктивно-технологічних рішень виготовлення елементів [1, с. 6...27; 2, с. 199...205]. Її зміст і мета корегуються на основі регламентних оглядів і спостережень і особливо загострюються під час, коли напруження наближається до закінчення призначеного ресурсу, або у випадках експлуатації зі збільшеним призначеним ресурсом [3, с. 301...305].

На теперішній час у державній авіації України для підтримання та відновлення справності вертольотів Ми-8 існує певна система підтримання льотної придатності вертолітного парку [4, с. 2...33].

З метою можливості збільшення призначеного ресурсу втулкам несучого гвинта (ВНГ) та автоматам перекосу (АП) зазначених вертольотів проведено відповідні чисельні та експериментальні дослідження їх напруженого стану. Подальше обґрунтування рекомендації щодо надійної експлуатації цих агрегатів з продовженими ресурсними показниками пов'язано з переліком робіт для попередження виникнення тріщин втоми у найбільш навантажених елементах ВНГ і АП [5, с. 2...8; 10, с. 6...145]. Це потребує коректної відповіді на питання в яких саме місцях силових елементах ВНГ і АП за час польоту виникають максимальні напруження?

Аналіз останніх досліджень і публікацій. На сьогодні в області проектування і конструювання

широкого застосування знайшло чисельне розв'язання технічних задач механіки. Використовуючи сучасні комп'ютерні технології з'явилась можливість суттєво підвищити коректність і достовірність результатів визначення і контролю поточного технічного стану різноманітних об'єктів машинобудування. У свою чергу, це дозволило кваліфіковано готувати пропозиції з корегування рішень щодо подальшого збільшення або зменшення призначеного ресурсу силових елементів несучої системи вертольота та можливості конкретизувати вимоги допуску до подальшої їх експлуатації [2, с. 199...205].

Будь-яка силова конструкція повинна відповідати вимогам міцності, жорсткості та стійкості, бути надійною і безпечною в експлуатації. Це забезпечується за рахунок вибору найбільш раціональної її форми, якісних матеріалів, з яких вона виготовляється, що врешті-решт забезпечує відповідні запаси міцності і довговічності. [3, с. 301...305].

Ідея диференціації твердого тіла і середовища на скінчені елементи для розв'язання задач механіки була з успіхом реалізована в аерокосмічній галузі га початку 1950 років. Поштовхом для реалізації стали досягнення обчислювальної техніки. Метод скінчених елементів (МСЕ) сформувався як напрям будівельної механіки та теорії пружності. Його математичне обґрунтування було визначено у подальших дослідженнях визначних математиків і програмістів. Новий етап розвитку МСЕ почався у 1963 році після того, як було доведено, що його можна розглядати як один із варіантів поширеного в будівельній механіці методу Релея – Ритца. Це дозволило шляхом мінімізації потенційної енергії звести завдання до системи лінійних рівнянь рівноваги.

Після встановлення зв'язку МСЕ з процедурою мінімізації він став застосовуватися до завдань, що

описуються рівняннями Лапласа або Пуассона. Область застосування МСЕ значно розширилася, коли було встановлено (у 1968 році), що рівняння, які визначають елементи у завданнях, можуть бути легко отримані за допомогою варіантів методу зважених нев'язок, таких як метод Галеркіна або метод найменших квадратів. Це відіграло важливу роль у теоретичному обґрунтуванні МСЕ, оскільки дозволило застосовувати його під час вирішення багатьох типів диференціальних рівнянь. Таким чином, метод скінчених елементів перетворився на загальний метод чисельного розв'язання диференціальних рівнянь чи систем диференціальних рівнянь.

До сімдесятих років XX століття належить поява математичної теорії скінчених елементів. Тут можна виділити праці Л. Сетерлінга [6, с. 105...182], О. Зінкевича, Р. Галлагера [7, с. 8...32], Дж. Одена, Г. Стренга, Дж. Фікса.

З розвитком обчислювальних засобів можливості методу постійно розширювалися, також розширювалися і класи розв'язуваних завдань. Сучасні розрахунки на міцність проводять, використовуючи метод скінчених елементів. [4, с. 6...30]

Останній час МСЕ характеризується активним розвитком та застосуванням для розрахунку статки та динаміки конструкцій, оптимізації проектування та обліку нелінійної поведінки [8, с. 3...180], [9, с. 3...50].

Мета статті полягає у визначенні найбільше навантажених ділянок важеля повороту лопаті ВНГ та тяги АП, яким передбачалася можливість збільшення призначеного ресурсу з умовою забезпечення на належному рівні надійності цих елементів під час експлуатації.

Виклад основного матеріалу

Забезпечення статичної та циклічної міцності силових елементів вертольота за штатних і позаштатних умов експлуатації була і залишається нагальною проблемою його функціонування. Розв'язання проблеми починається ще на стадії вибору матеріалу, на етапах проектування, розробки і створення конструкції, нормування напружень та коефіцієнтів запасу міцності і довговічності, впровадженні перспективних конструктивно-технологічних рішень виготовлення елементів. Її зміст і мета корегуються на основі регламентних оглядів і спостережень і особливо загострюються під час, коли напруження наближається до закінчення призначеного ресурсу, або у випадках експлуатації зі збільшеним призначеним ресурсом.

Виконано чисельне дослідження напруженого стану тяги АП та ВНГ – найбільше напружених ланок цих агрегатів (Рис. 1).

Потреба такого дослідження виникла у зв'язку з збільшенням призначеного ресурсу втулок несучого гвинта та автоматів перекоосу, а також виявленням тріщини на важелі повороту лопаті в експлуатації. Наявність тріщини і її розвиток може мати швидкоплинне виникнення катастрофічних наслідків.

Комп'ютерне моделювання напруженого стану передбачало виконання традиційних кроків кінцеве-елементного розв'язання задач механіки твердого тіла - створення моделей об'єктів дослідження, імпорту характеристик матеріалу, вибору типу задачі деформування, форми та розмірів кінцевих елементів, формулювання граничних умов. Зазначені деталі виготовлено зі сталі 40Х2НМА. Для вирішення цієї задачі використовувався сучасний CAD пакет SolidWorks.

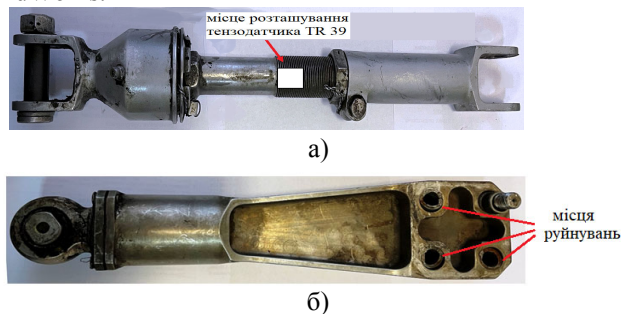


Рис. 1. Загальний вигляд: а) – тяги автомата перекоосу; б) – важеля повороту лопаті

Джерело: розроблено авторами

Формулювання граничних умов і оцінка їх коректності здійснювалися на основі попереднього експериментального дослідження локального деформування тяги. Тензометричні дослідження виконано в умовах штатного польоту. Результати їх у вигляді кінетики напружень наведено на Рис. 2.

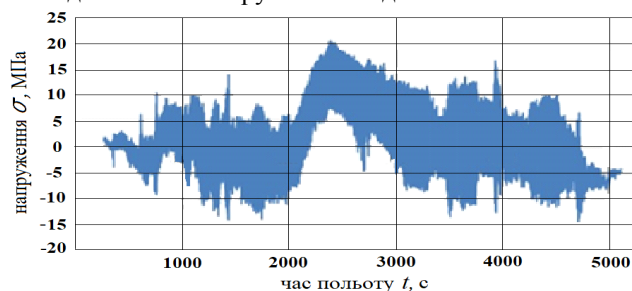


Рис. 2. Зміна напружень у тязі автомата перекоосу вертольота під час польоту

Джерело: розроблено авторами

Напруження з частотою обертання несучого гвинта асиметрично змінюються у часі. Їх значення залежать від умов польоту – швидкості, висоти, фігур пілотування. Максимальне за час польоту значення напружень $\sigma = -12$ МПа прийнято контрольним при визначенні граничних умов навантаження тяги.

Напружений стан тяги характеризується суттєвою неоднорідністю, особливо в зонах концентрації напружень (Рис. 3). Такими зонами є перехід верхньої виделки тяги до стержня.

Під час розрахунків визначено, що максимальні напруження виникають в місці переходу тяги АП в вилку, а також в отворах для встановлення болтів, де зафіксовано максимальні значення інтенсивності напружень, $\sigma_i = 69$ МПа.

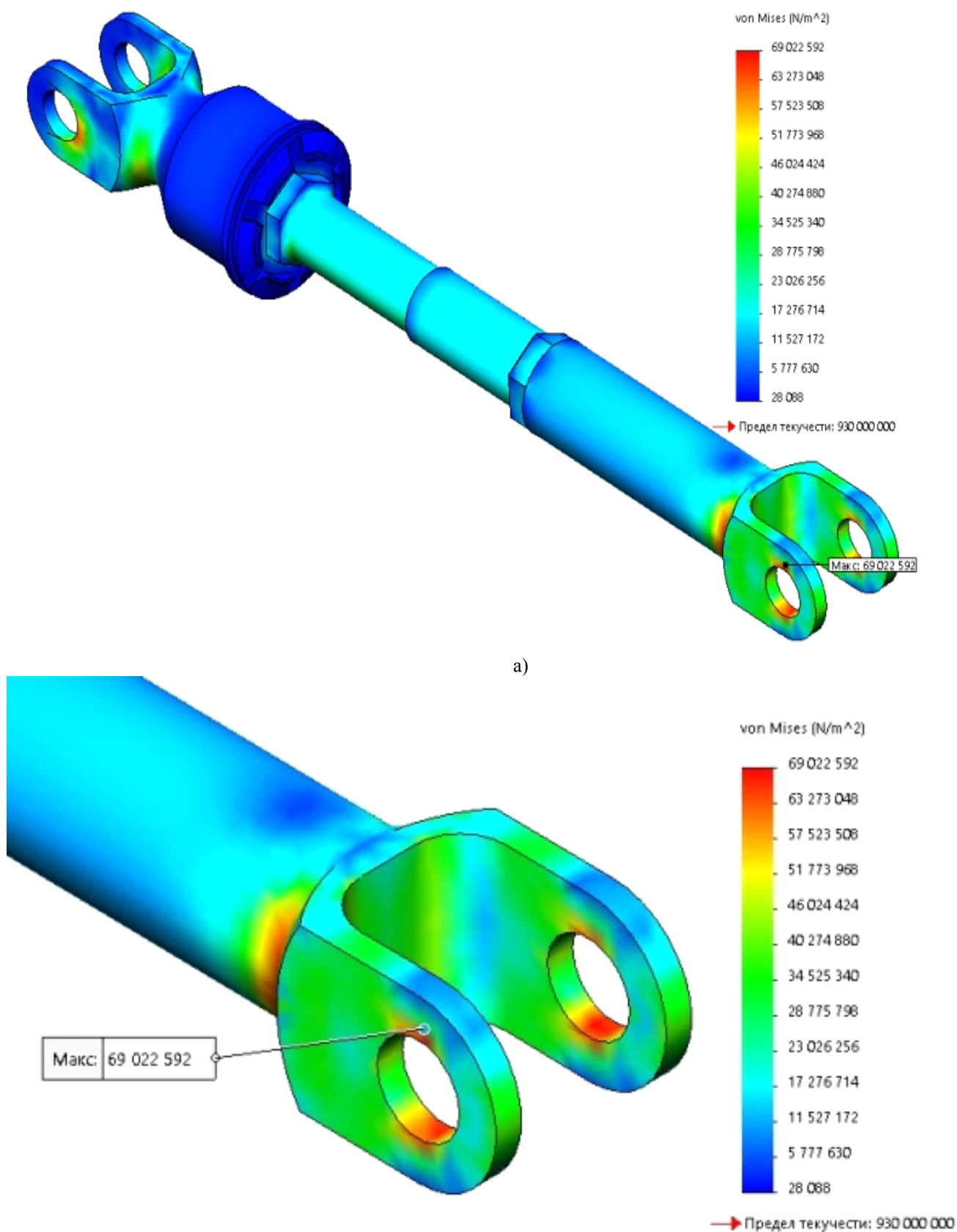
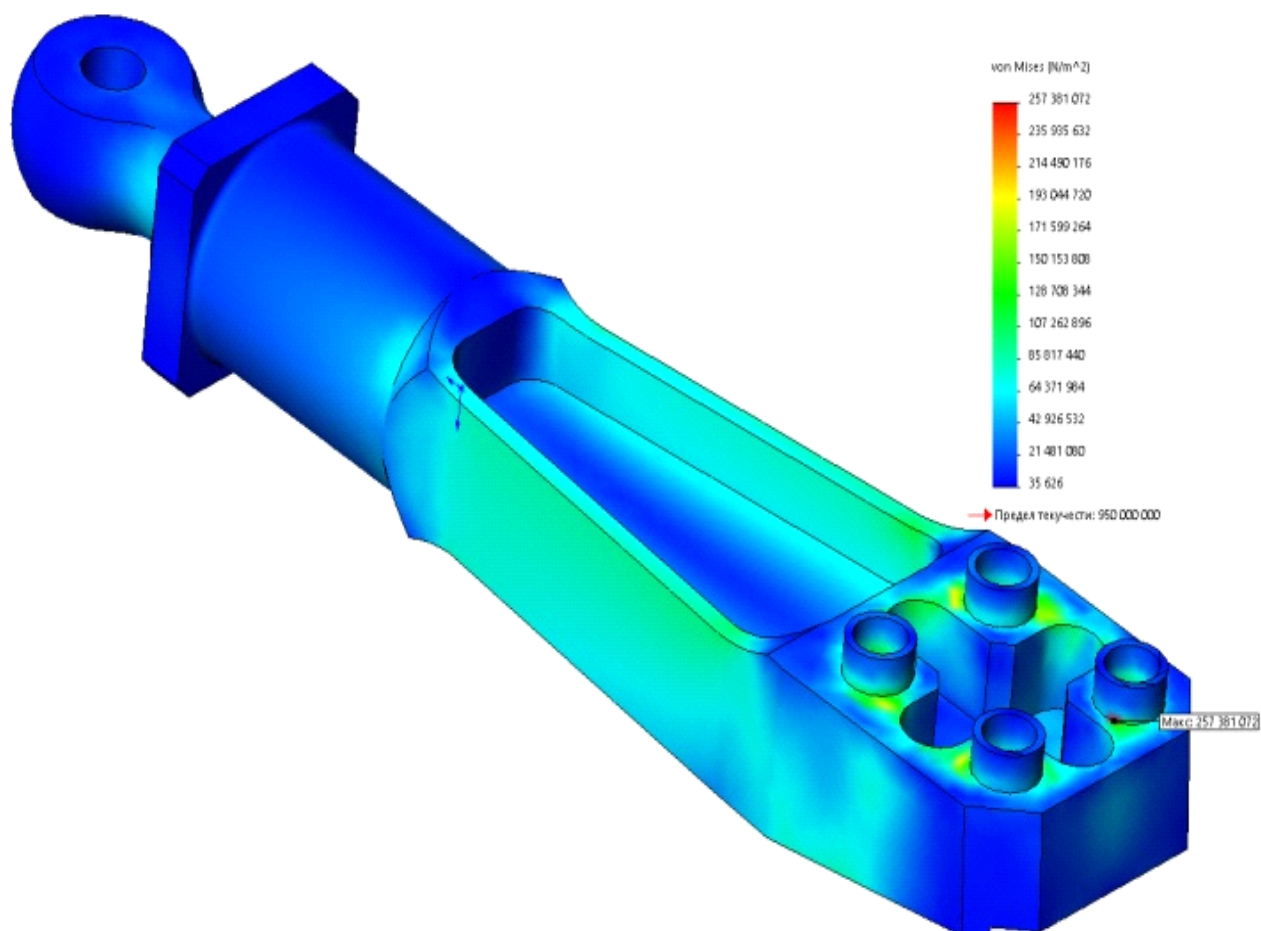
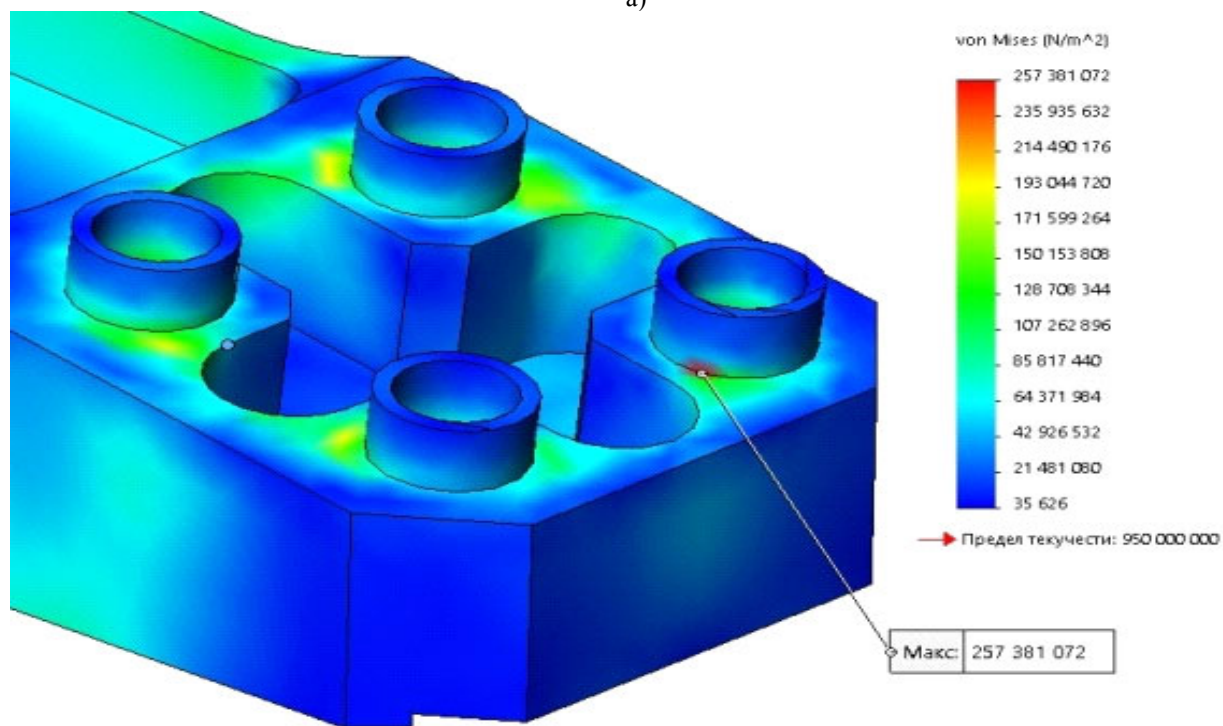


Рис. 3. Загальний розподіл інтенсивності напружень σ_i : а) – в тязі автомата перекосу; б) – локалізація напружень в місці кріплення тяги до важеля повороту лопаті несучого гвинта
Джерело: розроблено авторами



а)



б)

Рис. 4. Загальний розподіл інтенсивності напружень σ_1 : а) – у важелі повороту лопаті; б) – локалізація напружень в місці кріплення важеля до осевого шарніру

Джерело: розроблено авторами

Встановлено, що для тяги автомата перекосу коефіцієнти запасу статичної міцності дорівнюють – 13 од., багатocyклової втоми – 3,8 од. Вірогідність виникнення тріщин втоми в тязі АП дуже незначна і може виникати тільки за наявності підвищеного виробітку отвору для стикування тяги АП з важелем розвороту лопаті ВНГ.

Результати чисельного експерименту напруженого стану важеля повороту лопаті несучого гвинта, приведено на Рис. 4.

Напружений стан важеля, як і стан тяги характеризується неоднорідністю, наявністю місць концентрації напружень. Небезпечні зони важеля, в яких напруження максимальні, знаходяться біля його кріплення до корпусу осьового шарніру та полицях важеля в середній частині. В цих зонах під час польоту значення інтенсивності напружень $\sigma_i=257$ МПа, на ребрах жорсткості важеля $\sigma_i=88$ МПа. Відповідно коефіцієнти запасу статичної міцності – 1,8, 3,8 од.; багатocyклової втоми – 1,2 од.

Таким чином, результати комп'ютерного моделювання засвідчили суттєву напруженість силових елементів втулки несучого гвинта та автомата перекосу і обґрунтували жорсткі умови до контролю їх технічного стану, прийняття рішень стосовно продовження ресурсу та місць проведення періодичного огляду.

Висновки

За результатами досліджень встановлено таке.

1. Найбільші навантаження на важелі повороту лопаті несучого гвинта виникають на полицях важеля і спостерігаються в середній його частині та на футорках кріплення до осьового шарніру.

2. Максимальні навантаження на тязі автомата перекосу виникають в місці переходу тяги АП в вилку, а також в отворах для встановлення болтів, де зафіксовано максимальні значення інтенсивності напружень.

3. Результати проведених досліджень дозволили відпрацювати перелік робіт для підтримання надійності важелів повороту лопаті та тяг автоматів перекосу зі збільшеними ресурсами та внести доповнення до експлуатаційної документації щодо порядку та періодичності огляду зазначених елементів несучої системи вертольота.

Напрями подальших досліджень. Подальші дослідження доцільно спрямувати на моделювання напруженого стану інших деталей втулки несучого гвинта та автомата перекосу з метою виявлення найбільш навантажених ділянок цих агрегатів та підтримання їх надійної експлуатації зі збільшеними ресурсними показниками.

Список літератури

1. "Альбом основных сочленений и ремонтных допусков вертолета Ми-8", 1991. – 27 с.
2. П.П. Ковель, Л.В. Нагорний, П.О. Жикол. Аналіз напружено-деформованого стану кронштейна кріплення підвісного паливного бака вертольота Ми-8 за наявності корозійного ураження. Зб. наук. праць ДНДІА. К.: ДНДІА, 2023. Вип. 19(26). – С. 199-205
3. Гудков А.И., Лешаков П.С. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1968. – 470 с.
4. ДСТУ 2860-94. Надійність техніки. Терміни та визначення. – 33 с.
5. ДСТУ 2864-94. Надійність техніки. Експериментальне оцінювання та контроль надійності. Основні положення. 1994. – 8с.
6. Л.Сетерлинг. Применение метода конечных элементов. М.: Изд. Мир.1979. – 392с.
7. Галлагер. Р. Метод конечных элементов. Основы. / перевод с англ. В.М. Картвелишвили, под ред. Н.В. Баничука – М.: Мир. 1984. – 428 с.
8. ГОСТ Р.57700-2018. Численное моделирование физических процессов. – Верификация получаемых сеточными методами численных решений задач механики сплошной среды. 2018. – 12 с.
9. ГОСТ 25.507-85. Методы испытания на усталость при эксплуатационных режимах нагружения. 1985. – 19 с.
10. Про результати виконання робіт щодо продовження призначеного строку служби вертольота Ми-8МТ під час виконання капітального ремонту, звіт ДНДІА, 2022. - 145 с.

Надійшла до редколегії 08.10.2024

Схвалена до друку 08.11.2024

Відомості про авторів:

Карпінос Борис Сергійович

доктор технічних наук
професор
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-3115-6852>

Ковель Петро Петрович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-3099-4467>

Нагорний Леонід Вікторович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-7489-5172>

Щербак Ігор Васильович

науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-0886-5140>

Information about the authors:

Borys Karpinos

Doctor of Technical Sciences
Professor
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-3115-6852>

Petro Kovel

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-3099-4467>

Leonid Nagorniy

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-7489-5172>

Ihor Shcherbak

Research Associate
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-0886-5140>

CHARACTERISTICS OF THE STRESSED STATE OF THE POWER ELEMENTS OF THE HELICOPTER CARRYING SYSTEM TAKING INTO ACCOUNT REAL OPERATING CONDITIONS

B. Karpinos, P. Kovel, L. Nagorniy, I. Shcherbak

In order to increase the designated service life of the main rotor bushings and the Mi-8 helicopter tilt-rotor assemblies, the corresponding numerical and experimental studies of their stress state were carried out. Further substantiation of the recommendation for reliable operation of these units with extended service life is associated with the list of works to prevent the occurrence of fatigue cracks in the most heavily loaded elements of the main rotor hub and the rolling machine. This requires a correct answer to the question of where exactly the maximum stresses occur in the power elements of the hub and the flapper in flight.

The article presents the results of the analysis of the stress-strain state of the rotor blade turning lever and the thrust of the transport helicopter's yaw machine, taking into account the load indicators during the flight. The values of stresses in dangerous zones, their sizes and location are determined. The analysis of the stressed state made it possible to increase the correctness and reliability of decision-making regarding the extension of the resource of the power elements of the helicopter's carrier system and to specify the requirements for admission to their further operation.

Keywords: stressed state, power element of the helicopter, automatic yaw, sleeve of the main rotor, computer modeling, strength, resource, continuation of indicators, admission to operation.

С.В. Кубарь¹, О.В. Самойленко¹, В.І. Улізько¹, А.О. Мавренкова²

¹Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

²Національний авіаційний університет, Київ

МЕТОДИКА БАГАТОКРИТЕРІЙНОГО ВИБОРУ ПРОЄКТІВ ПОСТАЧАННЯ АВІАЦІЙНИХ ЗАСОБІВ УРАЖЕННЯ

Представлено обґрунтування актуальності задачі оптимізації типажу авіаційних засобів ураження для авіації Збройних Сил України у післявоєнний період і результати розроблення методики вибору їх раціональних зразків для вирішення цієї задачі. В основу такої методики покладається вирішення багатокритерійної оптимізаційної задачі з використанням принципу Парето за показниками ступеня відповідності зразка авіаційного засобу ураження прийнятим оперативно-тактичним / тактико-технічним вимогам, його технічного рівня, успішності реалізації проєкту постачання зразків авіаційних засобів ураження в умовах можливих ризиків, вартості та часу реалізації зазначеного проєкту.

Ключові слова: авіаційні засоби ураження, проєкт постачання, якість, технічний рівень, ризик, вартість, час, вибір, багатокритерійна оптимізація, раціональний варіант.

Вступ

Постановка проблеми. З початком російсько-української повномасштабної війни вирішення проблеми забезпечення авіації Збройних Сил (ЗС) України авіаційними засобами ураження (АЗУ) і, в першу чергу, керованими високоточними, набуло вкрай критичного значення. Часткове розв'язання цієї проблеми стало можливим завдяки країнам-партнерам, що забезпечують постачання сучасних високоточних крилатих ракет повітряного базування, протирадіолокаційних ракет, планеруючих керованих авіаційних бомб і некерованих авіаційних ракет виробництва різних західних компаній.

Однак, при цьому означилася інша проблема, що полягає у необхідності звуження номенклатури однотипних АЗУ, вибору з них кращих (раціональних) зразків.

Зрозуміло, що у період ведення активних бойових дій така проблема відсувається на другий план: потреба у прискореному темпі постачання великої кількості різних типів АЗУ нівелює актуальність завдання вибору з них кращих зразків, що також пояснюється обмеженими можливостями країн-постачальників АЗУ. Але після активної фази війни та стабілізації воєнно-політичної обстановки ця проблема бачиться на одному рівні важливості з проблемою створення необхідних складських запасів (арсеналів) АЗУ для забезпечення бойового потенціалу авіації ЗС України.

Визначення (вибір) оптимальних (раціональних) шляхів (проєктів) постачання АЗУ з числа альтернативних є невід'ємною складовою

процесу прийняття управлінських рішень по формуванню оборонних програм розвитку ЗС України. Прийняття помилкових рішень веде до нерационального витрачання фінансових, часових і трудових ресурсів, зниженню обороноздатності держави в цілому. Уникнення ризиків прийняття помилкових рішень можливо при введенні у практику систем підтримки прийняття рішень, заснованих на наукових методах теорії оптимальності.

Аналіз останніх досліджень і публікацій.

Аналіз наукових джерел інформації за означеною тематикою показав, що теоретичні аспекти проблеми вибору зразків ОВТ і обґрунтування програм розвитку ОВТ у цілому досить широко представлено в наукових працях українських вчених, зокрема в [1...15].

При цьому, на думку авторів, можна виділити два основні напрями, за якими відбувається розвиток відповідного науково-методичного апарату: перший – удосконалення методичних підходів, заснованих на процедурах експертного оцінювання; другий – впровадження аналітичних оптимізаційних процедур, заснованих на формалізації процесу вибору раціональних рішень.

Практика показує, що спроби удосконалення експертних методів не дозволяють уникнути їх відомих недоліків, серед яких основним є суб'єктивізм оцінок, обумовлений індивідуальною психологічною особливістю кожного окремого експерта, що найшло своє відображення у відомих науково-методичних працях, зокрема [16, с. 36...40; 17, с. 49; 18, с. 11...14; 19, с. 253].

Що стосується напряму формалізації процесу вибору раціональних рішень, то аналіз відомих наукових напрацювань, зокрема [3, 5, 6, 9, 10, 13, 15], показує, що недосконалість існуючого математико-алгоритмічного апарату обумовлює обмежені можливості програмної реалізації та зручності представлення вихідних даних у інтерфейсі “програма – особа, що приймає рішення” та є основним недоліком відомих на цей час інструментів підтримки прийняття рішень. Саме через цей аспект відомі методи оптимізації (вибору) не знайшли широкого застосування в ході розробки (обґрунтування) програм розвитку ОВТ.

На практиці проблема вибору раціональних проєктів постачання ОВТ продовжує вирішуватися, переважно, вербальними методами на основі експертних процедур, що супроводжується значним ризиком прийняття помилкових рішень і тягне за собою систематичне проблемне виконання програм і планів розвитку ОВТ ЗС України [20].

Мета статті – представлення результатів розроблення методики багатокритерійного вибору проєктів постачання керованих АЗУ як елемента формалізованої системи підтримки рішень при виборі раціональних зразків ОВТ і обґрунтуванні програмних заходів оборонного планування.

Виклад основного матеріалу

Визначення раціональних шляхів оснащення авіації ЗС України потрібними типами АЗУ є комплексним багатогранним процесом, що становить складну науково-прикладну проблему у сфері багатокритерійного вибору оптимальних (компромісних) рішень серед альтернатив. Це включає пошук раціональних проєктів для оснащення авіації ЗС України новими перспективними зразками АЗУ. Надалі під раціональними проєктами маються на увазі “умовно-крайні” (компромісні) рішення серед ефективних (паретооптимальних) варіантів.

Очевидно, що будь-який вибір передбачає наявність альтернатив. Так, альтернативними проєктами постачання АЗУ можуть розглядатися: закупівля за імпортом, ліцензійне виробництво, спільне виробництво з залученням іноземних партнерів, виробництво силами національних підприємств.

Кожен з цих проєктів описується певною множиною критеріїв (визначальних показників), на основі яких здійснюється вибір і які в загальному випадку можуть характеризувати відповідність АЗУ вимогам замовника (експлуатанта), технічний рівень (якість) зразків АЗУ, можливість реалізації зазначених проєктів в умовах ризиків, витрати ресурсів, пов’язані з придбанням і експлуатацією

(використанням) АЗУ, час, потрібний на виконання проєктів тощо.

За результатами виконання в Державному науково-дослідному інституті авіації (ДНДІА) комплексу науково-дослідних робіт, у яких автори приймали безпосередню участь, можна стверджувати, що необхідними та достатніми показниками (критеріями) вибору раціональних проєктів постачання перспективних зразків авіаційної техніки (АТ), в тому числі АЗУ, є:

- ступінь відповідності зразка АТ прийнятим оперативнотактичним / тактико-технічним вимогам (ОТВ / ТТВ), як показник рівня задоволення вимог замовника (експлуатанта) (V);

- коефіцієнт технічного рівня (КТР) зразка АТ, як показник якості складної технічної системи військового призначення (K);

- реалізованість проєкту, як показник очікуваної успішності його реалізації в системі можливих ризиків (Ω);

- вартість реалізації проєкту, як показник витрат ресурсів, пов’язаних з життєвим циклом проєкту (C);

- час, потрібний на реалізацію проєкту (T).

Структурну блок-схему методики вибору раціональних проєктів постачання АЗУ представлено на рис. 1.

Вхідні дані для аналізу альтернативних проєктів включають:

- перелік альтернативних проєктів постачання;
- значення показників технічної досконалості / тактико-технічних характеристик (ПТД / ТТХ) АЗУ, що плануються до постачання;

- визначення базових (еталонних) зразків за кожним типом АЗУ, що планується до постачання;

- переліки основних ризиків реалізації кожного з проєктів та значення параметрів цих ризиків (ймовірності настання та збитку від настання) для виконання розрахунків рівнів реалізованості таких проєктів;

- вартісні показники реалізації проєктів (вартість кожного зразка АЗУ, зв’язані витрати на його придбання та експлуатацію (утримання);

- статистичні дані по строкам виконання аналогічних проєктів.

Розрахунок показників (критеріїв) вибору раціональних проєктів постачання АЗУ здійснюється на основі методологічного апарату, який включає окремі методики щодо оцінювання:

- відповідності зразка АЗУ прийнятим ОТВ / ТТВ;

- КТР зразка АЗУ;

- реалізованості проєкту постачання АЗУ;

- вартості реалізації проєкту постачання АЗУ;

- часових параметрів реалізації проєкту постачання АЗУ.

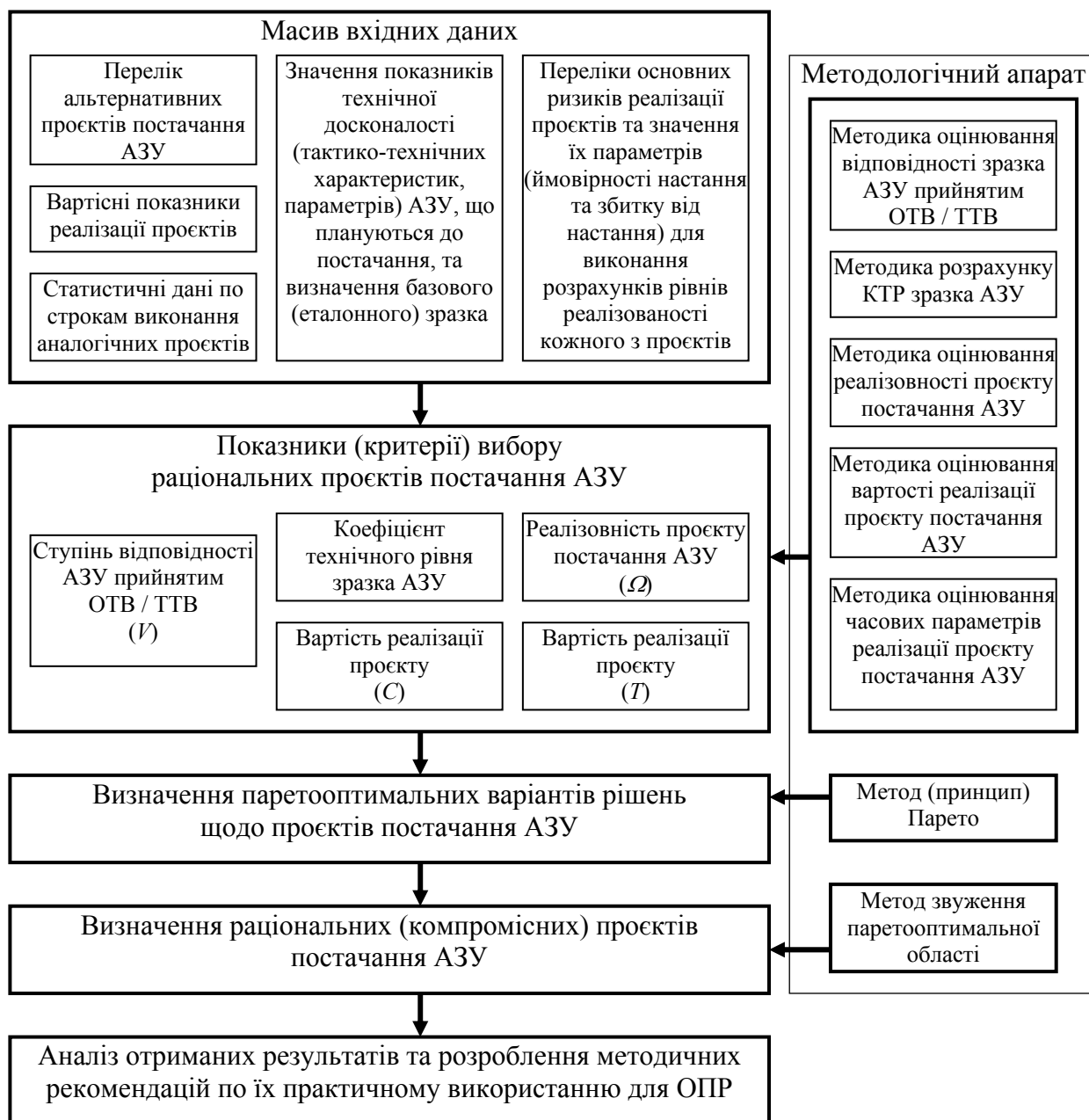


Рис. 1. Структурна блок-схема методики вибору раціональних проектів постачання АЗУ

Джерело: розроблено авторами

В основу методики оцінювання відповідності зразка АЗУ прийнятим ОТВ / ТТВ покладається один з методичних підходів, представлених у статті [21, с. 80, 81], який засновується на розрахунку процентного співвідношення кількості вимог, яким відповідає зразок АЗУ, до загальної кількості вимог з повного переліку прийнятих ОТВ / ТТВ з урахуванням відносної важливості кожної групи вимог:

$$V = \left(\sum_{q=1}^Q \alpha^{(q)} \frac{n^{(q)}}{N^{(q)}} \right) \times 100\%, \quad (1)$$

де Q – кількість груп вимог, представлених в ОТВ / ТТВ ($q = \overline{1, Q}$);

$\alpha^{(q)}$ – коефіцієнт важливості q -ої групи вимог такий, що $\sum_{q=1}^Q \alpha^{(q)} = 1,0$; $n^{(q)}$ – кількість вимог q -ої

групи, яким відповідає зразок АЗУ; $N^{(q)}$ – загальна кількість вимог, які містяться у q -ій групі.

Основні групи вимог визначено наказом Головнокомандувача ЗС України від 28.08.2020 № 127.

В основу методики розрахунку КТР зразка АЗУ (K) покладається формальний апарат удосконаленої методики розрахунку коефіцієнта військово-технічного рівня літального апарату [22, с. 49]:

$$K = 1 + \sum_{k=1}^M \sum_{i=1}^{N_k} \delta_k \gamma_{ki} \chi_{ki} \quad (2)$$

де δ_k – коефіцієнт вагомості k -ої функціональної підсистеми оцінюваного зразка, такий, що $\sum_{k=1}^M \delta_k = 1$; γ_{ki} – коефіцієнт вагомості i -го ПТД (ТТХ) k -ої функціональної підсистеми оцінюваного зразка, такий, що $\sum_{ki=1}^{N_k} \gamma_{ki} = 1$; M –

кількість функціональних підсистем оцінюваного зразка; N_k – кількість визначальних ПТД (ТТХ) k -ої функціональної підсистеми оцінюваного зразка;

$$\chi_{ki} = \begin{cases} \frac{X_{ki} - X_{ki}^{\delta a3}}{X_{ki}^{\delta a3}}, & \text{для позитивних ПТД (ТТХ);} \\ \frac{X_{ki}^{\delta a3} - X_{ki}}{X_{ki}}, & \text{для негативних ПТД (ТТХ)} \\ & \text{за умови якщо } X_{ki} < X_{ki}^{\delta a3}; \\ \frac{X_{ki}^{\delta a3} - X_{ki}}{X_{ki}^{\delta a3}}, & \text{для негативних ПТД (ТТХ)} \\ & \text{за умови якщо } X_{ki} > X_{ki}^{\delta a3}; \end{cases}$$

X_{ki} , $X_{ki}^{\delta a3}$ – значення i -го ПТД (ТТХ) k -ої функціональної підсистеми оцінюваного та базового зразків, відповідно.

Визначальні ПТД (ТТХ) різних типів, наприклад, керованих АЗУ наведено в статті [23, с. 45...48].

В основу методики оцінювання реалізованості проекту постачання АЗУ покладається методико-алгоритмічний апарат управління ризиками при реалізації програмних заходів з оснащення авіації ЗС літальними апаратами [24, с. 31...35]. При цьому реалізованість проекту (Ω) визначається як величина зворотна інтегральному ризику реалізації проекту (R) за формулою [25, с. 38]:

$$\Omega = 1 - R = 1 - \frac{\sum_{q=1}^Q I_q}{\sum_{r=1}^R I_r}, \quad (3)$$

де R , Q – кількості ідентифікованих ризиків та неприпустимих ризиків з числа ідентифікованих, відповідно; I_r , I_q – індекси r -го ідентифікованого та q -го неприпустимого ризиків, відповідно.

Основні ризики реалізації проектів постачання ОВТ, зокрема, в умовах воєнного стану, наведено у статті [26, с. 30...32].

Показник вартості реалізації проекту (C) може бути розраховано за формулою:

$$C = N_{КАЗУ} \cdot C_{КАЗУ} \cdot K_{ЗВ} + [C_{ДКР} + C_{ПВ} + C_{ЛЦ}], \quad (4)$$

де $N_{КАЗУ}$ – кількість зразків АЗУ, що закупляється / постачається; $C_{КАЗУ}$ – вартість одного зразка АЗУ; $K_{ЗВ}$ – коефіцієнт зв'язаних витрат; $C_{ДКР}$ – вартість дослідно-конструкторської роботи (ДКР) з розроблення дослідного зразка АЗУ; $C_{ПВ}$ – витрати на підготовку виробництва зразків АЗУ; $C_{ЛЦ}$ – вартість ліцензії на виробництво зразків АЗУ;

При використанні формули (4) для оцінювання вартості реалізації проектів закупівлі ЛА за імпортом такі її складові, як $C_{ДКР}$, $C_{ПВ}$, $C_{ЛЦ}$ дорівнюють нулю. При використанні формули (4) для оцінювання вартості реалізації проектів ліцензійного виробництва ЛА така її складова, як $C_{ДКР}$ дорівнює нулю. При використанні формули (4) для оцінювання вартості реалізації проектів розроблення та виробництва ЛА така її складова, як $C_{ЛЦ}$ дорівнює нулю.

Визначення (прогнозування) часу, потрібного на реалізацію проекту в області оснащення ЗС зразками АТ, є складною багатокомпонентною задачею, яка не може бути вирішена виключно формалізованими методами. На практиці найбільш широкі застосування знайшли метод аналогії та метод нормування трудовитрат [27].

Визначення ефективних (паретооптимальних) проектів оснащення ЗС України перспективними зразками АЗУ здійснюється на основі побудови області альтернативних проектів у вигляді точок нормованого п'ятивимірного критерійного простору “ступінь відповідності ОТВ / ТТВ – реалізованість – КТР – вартість – час”. Паретооптимальні (або однаково ефективні, непорівнянні між собою за обраними критеріями) проекти з оснащення авіації ЗС України зразками АЗУ визначаються за відомим принципом Парето [28, с. 32].

Визначення раціональних (компромісних) варіантів оснащення ЗС України зразками АЗУ виконується на основі застосування ОПР додаткових умов (обмежень) або використання спеціальних методів “звуження” паретооптимальної області, наприклад, методу ідеальної точки [29].

Проблемним питанням практичного застосування даної методики бачиться підготовка масиву вхідних даних у потрібному обсязі. Як правило, такі дані стосовно вартісних і часових характеристик носять орієнтовний характер, що може знизити достовірність отримуваних результатів.

Висновки

Таким чином, представлена методика дозволяє на основі багатокритерійного оцінювання альтернативних проєктів постачання АЗУ вибрати з їх числа раціональні (умовно-кращі, компромісні) за показниками відповідності прийнятим ОТВ / ТТВ, технічного рівня АЗУ, успішності реалізації проєкту в системі можливих ризиків, вартості та часу реалізації проєкту.

Дану методику доцільно використовувати в системі підтримки прийняття рішення при оцінюванні тендерних пропозицій на конкурсі

проєктів з оснащення авіації ЗС України новими перспективними зразками АЗУ.

Подальші дослідження за означеною тематикою планується спрямувати на апробацію запропонованої методики для вибору проєктів постачання керованих АЗУ для потреб авіації ЗС України та на обґрунтування шляхів впровадження її у практику прийняття управлінських рішень, у тому числі, шляхом створення відповідних комп'ютерних програм у системі підтримки таких рішень.

Список літератури

1. Борохвостов І.В., Сальнікова О.Ф. Вибір шляхів забезпечення Збройних Сил озброєнням та військовою технікою з урахуванням можливостей оборонно-промислового комплексу України // Стратегічні пріоритети. – 2015. – № 1. – С. 19-25.
2. Борохвостов І.В. Сальнікова О.Ф. Експертне оцінювання варіантів оснащення збройних сил озброєнням та військовою технікою // Стратегічні пріоритети. – 2015. – № 4. – С. 45-49.
3. Водчиць О.Г., Семененко О.М., Бойко Р.В., Добровольський Ю.Б. Методичний підхід до вирішення воєнно-економічних завдань вибору перспективних зразків озброєння // Системи озброєння і військова техніка. – 2015. – № 3. – С. 159-162.
4. Нор П.І., Борохвостов І.В. Методика комплексної порівняльної оцінки зразків озброєння та військової техніки // Озброєння та військова техніка. – К.: ЦНДІ ОБТ ЗС України. – 2016. – № 3. – С. 14-18.
5. Іленко Є.Ю., Стешенко П.М. Методика багатокритеріального вибору розвідувальних безпілотних авіаційних комплексів для Збройних Сил України // Системи озброєння і військова техніка. – Х.: ХНУПС ім. Івана Кожедуба, 2017. – № 2(50). – С. 67-70.
6. Головін О.О. Стрижак О.Є. Побудова мережецентричної системи підтримки процесів оснащення і розвитку ОБТ на основі використання трансдисциплінарних процедур інтеграції інформаційних ресурсів // Системи озброєння і військова техніка. – Х.: ХНУПС ім. Івана Кожедуба, 2018. – № 4(56). – С. 81-91. DOI: 10.30748/soivt.2018.56.12.
7. Турінський О.В., Демідов Б.О., Гриб Д.А., Хмелевська О.О. Системно-концептуальні положення й організаційно-методичні основи обґрунтування, вибору і реалізації обрису перспективної системи озброєння протиповітряної оборони держави та її збройних сил // Системи озброєння і військова техніка. – Х.: ХНУПС ім. Івана Кожедуба, 2019. – № 2(58). – С. 55-69. DOI: 10.30748/soivt.2019.58.08.
8. Леонтьєв О.Б., Науменко М.В. Напрями удосконалення науково-методичного апарату обґрунтування основних напрямів розвитку системи озброєння авіації Повітряних Сил Збройних Сил України // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – Х.: ХНУПС ім. Івана Кожедуба, 2020. – № 3(40). – С. 69-78. DOI: 10.30748/nitps.2020.40.08.
9. Білокур М.О. Функціональне відображення значень ваг в штучній нейронній мережі визначених властивостей при оцінюванні альтернативних зразків озброєння // Озброєння та військова техніка. – К.: ЦНДІ ОБТ ЗС України. 2020. – № 2 (26). – С. 20-31. DOI: 10.34169/2414-0651.2020.2(26).20-31.
10. Дроздов С.С., Леонтьєв О.Б., Науменко М.В. Формалізовані критерії раціональності програми розвитку системи озброєння тактичної авіації Повітряних Сил Збройних Сил України на довгостроковій перспективі (прогнозований) загрози // 36. наук. праць ХНУПС ім. Івана Кожедуба, 2020. – № 3 (65). – С. 13-24.
11. Головін О.О., Попова М.А., Яценко К.Г. Онтологічні засади взаємодії експертів з інформаційно-аналітичною системою підтримки прийняття рішень з розвитку озброєння та військової техніки // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – Х.: ХНУПС ім. Івана Кожедуба, 2020. – № 2 (39). – С. 15-23. DOI: 10.30748/nitps.2020.39.02.
12. Семененко О., Ремез А., Мусієнко В., Мотрунич І., Булгаков А., Тарасов О. Рекомендації щодо порядку застосування методичного підходу до воєнно-економічного обґрунтування вибору раціонального варіанту розвідувально-ударної системи або комплексу в програмах (планах) // Social Development and Security, 2021. – Т. 11. – № 2. – С. 209-221. DOI: 10.33445/sds.2021.11.2.18.
13. Мавренков О.Є., Стешенко П.М., Мавренкова А.О. До питання багатокритеріального порівняльного оцінювання безпілотних авіаційних комплексів // 36. наук. праць ДНДІА, 2021. – Вип.17(24). – С.35-39. DOI: 10.54858/dndia.2021-17-5.
14. Момот М.М., Кудрявцева А.П., Бекіров О.Ш. Сучасний стан науково-методичного апарату щодо тактико-техніко-економічного обґрунтування перспективних бойових безпілотних авіаційних комплексів // 36. наук. праць ХНУПС ім. Івана Кожедуба, 2023. – № 4 (78). – С. 49-55. DOI: 10.30748/zhups.2023.78.07.

15. Бзот С.В. Розробка компонентів системи підтримки прийняття рішень у сфері закупівлі озброєнь та алгоритмів її функціонування. – 2024. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://openarchive.nure.ua/server/api/core/bitstreams/8a56ec97-b223-41e4-ae1e-4a37212ca782/content> (дата звернення: 07.07.2024).
16. Азарова А.О., Рузакова О.В. Математичні моделі оцінювання фінансового стану підприємства. – Вінниця: ВНТУ, 2010. – 172 с.
17. Гнатієнко Г.М., Снитюк В.Є. Експертні технології прийняття рішень: монографія, – К.: Маклаут, 2008. – 444 с.
18. Самохвалов Ю.Я. Науменко Е.М. Экспертное оценивание. Методический аспект. – К.: ДУИКТ, 2007. – 262 с.
19. Турчина В. А., Гринченко В. О. Порівняльна характеристика основних методів експертних оцінок // Міжнародний науковий комітет. – 2020. – С. 252-253.
20. Стеблівський Р. Чи буде виконане оборонне замовлення. Економічна правда. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://www.epravda.com.ua/columns/2020/12/31/669676> (дата звернення: 18.10.2024).
21. Мавренков О.Є., Улізько В.І. Методичні підходи до оцінювання ступеня відповідності літального апарата прийнятим оперативно-тактичним вимогам // 36. наук. праць ДНДІА.– К., 2019. – Вип.15(22). – С.80-81. https://dndia.org.ua/doc/znp/ZNP_DNDIA_2019.pdf#page=77.
22. Мавренков О.Є., Матвійчук С.В., Улізько В.І. Удосконалена методика розрахунку коефіцієнта військово-технічного рівня літального апарату // 36. наук. праць ДНДІА.– К., 2022. – Вип.18(25). – С.47-52. DOI: 10.54858/dndia.2022-18-7.
23. Харченко О.В., Зіатдінов Ю.К., Мавренков О.Є. Методика оперативного розрахунку технічного рівня керованих авіаційних засобів ураження // 36. наук. праць ВІКНУ ім. Тараса Шевченка. – К., 2022. – Вип.74. – С.42-51. DOI: 10.17721/2519-481X/2022/74-05.
24. Мавренков О.Є., Улізько В.І. Методика управління ризиками при реалізації програмних заходів з оснащення авіації збройних сил літальними апаратами // 36. наук. праць ДНДІА.– К., 2013. – Вип.16. – С.30-37.
25. Мавренков О.Є., Стещенко П.М., Мавренкова А.О. До питання багатокритеріального порівняльного оцінювання безпілотних авіаційних комплексів // 36. наук. праць ДНДІА.– К., 2021. – Вип.17(24). – С.35-39. DOI: 10.54858/dndia.2021-17-5.
26. Мавренков О.Є., Кубарь С.В., Улізько В.І. Аналіз ризиків, що супроводжують реалізацію проєктів постачання зразків озброєння та військової техніки в умовах воєнного стану // 36. наук. праць ДНДІА. – К., 2023. Вип. 19(26). – С.26-34. DOI: 10.54858/dndia.2023-19-3.
27. Корж К. Владение разными методами – залог успешной оценки проекта. – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://skillsup.ua/ru/blog/2021/06/agile-estimation-techniques/> (дата звернення: 15.03.2024).
28. Теория принятия многокритериальных решений / А.Н. Воронин, Ю.К. Зиятдинов; Lambert Academic Publication, 2018. – 215 с.
29. Метод “ідеальної точки” (LINMAP – LINear programming technique for Multidimensional Analysis of Preference). – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://studfile.net/preview/2266953/> (дата звернення: 21.10.2024).

Надійшла до редколегії 23.10.2024

Схвалена до друку 25.11.2024

Відомості про авторів:

Кубарь Сергій Володимирович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
начальник науково-дослідного управління
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-8165-7140>

Самойленко Олексій Валерійович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3088-3268>

Information about the authors:

Serhii Kubar

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head of Research Management
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-8165-7140>

Oleksiy Samoylenko

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3088-3268>

Улізько Вячеслав Іванович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації, Київ,
Україна
<https://orcid.org/0000-0003-4553-7752>

Viacheslav Ulizko

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-4553-7752>

Мавренкова Анастасія Олексіївна

студентка
Національного авіаційного університету,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3437-8234>

Anastasiia Mavrenkova

Student
of National Aviation University,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3437-8234>

**METHODOLOGY OF MULTI-CRITERION SELECTION OF PROJECTS FOR THE SUPPLY
OF AVIATION EQUIPMENT**

S. Kubar, O. Samoylenko, V. Ulizko, A. Mavrenkova

The substantiation of the relevance of the problem of optimizing the type of aviation means of attack for the aviation of the Armed Forces of Ukraine in the post-war period is presented. It is proven that this problem has a complex multifaceted nature and is a set of scientific and applied problems in the field of multi-criteria selection of optimal (compromise) solutions from among alternatives. As part of the solution to the specified problem, a methodology for choosing rational samples of aviation means of destruction has been developed. The basis of such a methodology is the solution of a multi-criteria optimization problem using the Pareto principle according to the indicators of the degree of compliance of the sample of the aviation means of destruction with the accepted operational-tactical / tactical-technical requirements, its technical level, the success of the project of supplying samples of aviation means of destruction in conditions of possible risks, cost and during the implementation of the specified project. The search for truly rational projects from among the pareto-optimal projects is proposed to be carried out using the ideal point method. The practical importance of the proposed methodology lies in the expediency of its use in the decision support system when evaluating tender (competition) proposals for equipping the aviation of the Armed Forces of Ukraine with new promising models of aviation weapons.

Keywords: aviation weapons, supply project, quality, technical level, risk, cost, time, choice, multi-criteria optimization, rational option.

А.Л. Любарець¹, А.М. Шатров², О.В. Ільїна²

¹ Державне підприємство “Державне київське конструкторське бюро “ЛУЧ”, м. Київ

² Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

МЕТОДИЧНИЙ ПІДХІД ЩОДО ОЦІНКИ ПРАЦЕЗДАТНОСТІ ЗАСОБІВ УРАЖЕННЯ ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ ЛОГІКО-ЙМОВІРНІСНИХ МЕТОДІВ

У статті наведено методичний підхід щодо оцінки працездатності засобів ураження шляхом описання їх структури і функціонування на основі логіко-ймовірнісних методів та формування на їх основі можливих сценаріїв розвитку аварійних ситуацій.

Перелік можливих варіантів відмов та пов'язаних з ними аварійних ситуацій формується за результатах схемотехнічного аналізу конструкції досліджуваного зразка та функціонально-морфологічної декомпозиції. Розглянуто два підходи щодо аналізу розвитку аварійної ситуації. Перший аналізує розвиток подій, починаючи з моменту виникнення аварійної ситуації до її першопричини, другий навпаки – з моменту виникнення відмови до початку розвитку аварійної ситуації. В обох випадках використовуються імовірності виникнення відмов окремих складових частин.

Структура досліджуваного об'єкту описується функцією алгебри логіки, а кількісна оцінка працездатного стану – ймовірнісною функцією. Вибір алгоритму перетворення пропонується здійснювати з урахуванням складності проведення обчислень та вимог до точності результатів.

У якості прикладу наведено сценарії розвитку аварійної ситуації, яка призводить до переходу керованого засобу ураження в некерований політ.

Ключові слова: аварійна ситуація, імовірнісна функція, керовані засоби ураження, працездатний стан, складова частина, складна технічна система, функція алгебри логіки.

Вступ

Постановка проблеми. Більшість сучасних зразків озброєння та військової техніки, у тому числі засоби ураження (ЗУ), особливо керовані, складаються з великої кількості складових (елементів, блоків, агрегатів, систем тощо), кожна із яких виконує свої функції, побудована на використанні певних фізичних принципів та має зв'язки з іншими. Кожен зразок має певну структуру, яка визначається бойовим призначенням. При цьому вони мають спільні риси щодо побудови, що дає підстави вважати їх представниками складних технічних систем (СТС) та розглядати з позицій теорії складних систем як в організаційному, так і функціональному аспектах [1, с. 98, 99]. Враховуючи, що некеровані ЗУ можна розглядати як частковий випадок керованих, у подальшому будемо розглядати саме керовані ЗУ (КЗУ).

Працездатний стан будь-яких СТС характеризується здатністю виконувати свої функції за призначенням та визначається технічним станом їх агрегатів, блоків, систем, підсистем тощо (далі – складових частин), а також зв'язками між ними [2, с. 47, 48; 3, с. 17...27]. Втрата працездатності однієї чи декількох складових

частин (СЧ) або порушення зв'язків між ними призводить до відмови виробу у цілому. Очевидно, чим складнішою є система, тим більше вона містить в собі складових, тим складнішими є зв'язки між ними, тим більше потенційних небезпек вона в собі несе. Наслідком втрати працездатності може бути виникнення та розвиток аварійних ситуацій (АС) та неможливість функціонування за призначенням. До АС також відносять ситуації, які характеризуються відхиленням від нормальних (штатних) умов функціонування. Сценарії розвитку АС та їх наслідки обов'язково аналізуються при оцінюванні ризиків застосування, побудові сценаріїв виникнення і розвитку несправностей, аварій, катастроф тощо.

Основними особливостями ЗУ як представників СТС, є їх відносна самостійність (зв'язок із пусковою платформою втрачається після старту) та можливість лише одноразового застосування за призначенням.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Дослідженню питань надійності та живучості присвячено багато робіт вітчизняних і закордонних вчених, які досить повно розробили відповідний математичний апарат щодо функціонування СТС. Водночас, поряд із теорією надійності, все частіше

розглядаються питання формування і можливих сценаріїв розвитку АС під час випробувань, де вони розглядаються з позиції теорії СТС, а для їх аналізу застосовуються основні положення алгебри логіки. При цьому засоби математичної логіки використовуються для аналізу структури СТС, а шляхи підвищення їх надійності розробляються на основі кількісних оцінок надійності з використанням теорії ймовірностей. Підходи, що розглядаються у роботах [1, 2, 4...10] та деяких інших, у цілому дозволяють вирішити загальні завдання щодо створення систем, цільовою функцією яких є забезпечення працездатного стану в різних умовах експлуатації. При цьому майже у всіх доступних джерелах, питання дослідження надійності та живучості СТС одноразового застосування, виникнення та розвитку можливих АС з використанням логіко-ймовірнісної теорії, практично не розглядалися.

Питання щодо оцінки ризиків виникнення та розвитку АС може представляти особливий інтерес у разі організації льотних випробувань зразків ЗУ, які передбачають проведення бойових стрільб [11, с. 115...117].

Метою статті є розробка методичного підходу щодо формування можливих сценаріїв розвитку аварійних ситуацій у процесі функціонування ЗУ з використанням логіко-ймовірнісних методів.

Виклад основного матеріалу

На першому етапі здійснюється схемотехнічний аналіз досліджуваного зразка КЗУ, в результаті якого виділяються такі СЧ, які найменшою мірою впливають на безпеку експлуатації та ефективність бойового застосування, а відхилення їх параметрів, що визначають технічний стан, від номінального значення, є незначним протягом всього терміну експлуатації. Далі, за наростаючою, до таких, що мають високу значимість у функціонуванні та тяжкі наслідки відмов [12, с. 98...103].

З цієї метою, для кожного типу КЗУ необхідно скласти перелік функцій його СЧ, варіантів їх відмов та можливих наслідків. У результаті отримаємо критичні СЧ, відмова яких впливає на безпеку та ефективність застосування і може привести до АС. Під час проведення схемотехнічного аналізу також необхідно враховувати, що втрата працездатності може бути обумовлена як відмовою однієї, так і декількох СЧ, а також порушенням зв'язків між ними.

Після завершення схемотехнічного аналізу проводиться процедура функціонально-морфологічної декомпозиції з наданням переваги функціональній ознаці [1, с. 99, 100]. Її результатом

є розподіл за групами причин несправностей, що призводять до АС.

Очевидно, що несправний стан певної СЧ ЗУ супроводжується відповідними наслідками. Тоді, використовуючи принципи системного аналізу, можна розгорнути стан ЗУ (або досліджуваної СЧ) у ієрархічний граф несправностей та їх наслідків [1, с. 105...108]. Послідовно аналізуючи наслідки відмов СЧ, можна отримати перелік АС, які можуть виникнути.

У загальному вигляді алгоритм формування можливих наслідків АС КЗУ показано на рис. 1.



Рис. 1. Алгоритм формування можливих наслідків аварійних ситуацій КЗУ

Джерело: розроблено авторами за даними [1, с. 107]

Таким чином, для оцінки працездатного стану КЗУ щодо одного з можливих наслідків АС (відмова старту, некерований політ, політ по балістичній траєкторії тощо), можна представити його структуру у вигляді деякого однокорінного ієрархічного графу.

Для оцінки працездатного стану КЗУ пропонується застосовувати логіко-ймовірнісний метод, суть якого полягає в тому, що структура досліджуваного об'єкту описується функцією алгебри логіки (ФАЛ) [6, с. 363...387; 7, с. 603...613], а кількісна оцінка працездатного стану – методами теорії надійності [1, с. 118...132; 5, с. 126...132]. ФАЛ формується із множини

висловлювань (випадкових подій), що зв'язані між собою логічними операціями (кон'юнкція, диз'юнкція, еквівалентність тощо), при цьому висловлювання можуть приймати тільки два значення: 0 (фальш) або 1 (істина).

Отже, за допомогою ФАЛ можна описати умови працездатності КЗУ таким чином, що з'явиться можливість визначити такі СЧ та їх зв'язки, через які може відбутися відмова (втрата працездатного стану), що, у свою чергу, може привести до виникнення АС.

Враховуючи зазначене, опишемо ФАЛ працездатного стану КЗУ у вигляді структури, яка може знаходитися у двох станах – працездатному ($y = 1$) або непрацездатному ($y = 0$). При цьому стан системи (y) залежить від стану її СЧ (x_i), які також можуть знаходитися у працездатному ($x = 1$) або непрацездатному ($x = 0$) станах. Значення двійкових змінних $x_1, x_2, \dots, x_i, \dots, x_m$ і визначають вектор стану КЗУ у цілому. Отже у загальному випадку ФАЛ працездатного стану КЗУ можна записати у вигляді

$$y(x_1, x_2, \dots, x_i, \dots, x_m) = y(X). \quad (1)$$

Після виявлення всіх можливих сценаріїв можливих АС необхідно оцінити імовірність їх появи. Але, у більшості випадків СТС описуються ФАЛ з повторними аргументами або аргументами заперечення, що не дає можливості напряду скористуватися відомими методами теорії надійності. Тому, для переходу від ФАЛ до імовірнісної функції (ІФ) проведемо наступні заміни: логічні змінні функції замінюються ймовірностями, а логічні операції – арифметичними. У результаті такого перетворення ІФ вже буде виступати як ймовірність істинності ФАЛ.

Принципово існує два підходи до аналізу можливих сценаріїв розвитку АС в СТС [7, с. 603...613; 13, с. 90...96].

Перший підхід аналізує розвиток відповідних подій, починаючи з моменту виникнення АС, і до виявлення відмов тих СЧ, що приведуть систему у непрацездатний стан, тобто аналіз аварії проводиться з кінця в початок. При цьому аналізуються причини (події або поєднання декількох подій), що призводять її у такий стан. У процесі аналізу будується логічна схема, яка містить усі можливі поєднання цих подій. За логічною схемою будується логічна функція, аргументами якої є події, що можуть призвести до АС. Таким чином, вирішується завдання пошуку наслідків впливу на систему шляхів відмови СЧ, що призвели до виникнення АС, тобто має місце аналіз аварії “з кінця в початок”.

Другий підхід передбачає аналіз розвитку подій у зворотному напрямку – з моменту виникнення відмови СЧ до початку розвитку АС. Після визначення ініціюючої (початкової) відмови, формується сценарій її розвитку всередині системи за існуючими зв'язками між СЧ системи. Таким чином, визначається її реакція на відмову. Отже, за допомогою другого підходу вирішується завдання пошуку шляхів переходу системи у неробочий стан за умови виникнення будь-якої ініціюючої події, тобто відбувається аналіз АС “з початку в кінець”.

Важливо зазначити, що формування сценаріїв розвитку АС системи завжди відбувається у хронологічному порядку, навіть тоді, коли події відбуваються з малою різницею у часі.

Після завершення аналізу за одним із двох підходів, будується логічна схема, що містить усі можливі сценарії розвитку АС, яка дозволяє графічно відобразити логіку виникнення відмов у СТС. За цією схемою будується логічна функція, аргументами якої є події, що присутні у сценарії. У деяких випадках необхідно враховувати можливість спрацювання окремих підсистем у тій обстановці, що складається до моменту їх штатного підключення.

У більшості випадків, ФАЛ зручно представити в диз'юнктивно-нормальній формі (ДНФ), при цьому кожна кон'юнкція буде представляти шлях розвитку втрати працездатності, тобто сценарій розвитку АС. У якості прикладу на рис. 2 наведено сценарії розвитку АС, що призводить до переходу у некерований політ авіаційної керованої ракети. У побудові використовувався підхід “з початку в кінець”. У цьому випадку вираз (1) буде мати вигляд

$$y = z_{13} \vee z_{14} \vee z_{15}. \quad (2)$$

Після побудови всіх сценаріїв розвитку АС (побудови ФАЛ), виконується оцінка імовірності їх реалізації. З цією метою проводиться оцінка впливу факторів безпеки для кожного з можливих сценаріїв та всіх їх сукупностей шляхом перетворення ФАЛ в імовірнісну функцію (ІФ), аргументами якої є імовірності подій. Підставляючи в ІФ значення ймовірностей, що входять в неї, обчислюємо імовірність виникнення кінцевої події. Для аналізу послідовних, паралельних і деревовидних структур можна використовувати формулу повної імовірності

$$P(y(x_1, x_2, \dots, x_i, \dots, x_m)) = 1 \quad (3)$$

Вибір алгоритму перетворення проводиться з урахуванням складності проведення обчислень та вимог до точності результатів. Для практичного застосування щодо СТС, у тому числі для КЗУ, найбільш придатними є алгоритми: ортогоналізації, рекурентний та нарощування шляхів [7, с. 603...613; 8, с. 333...350].

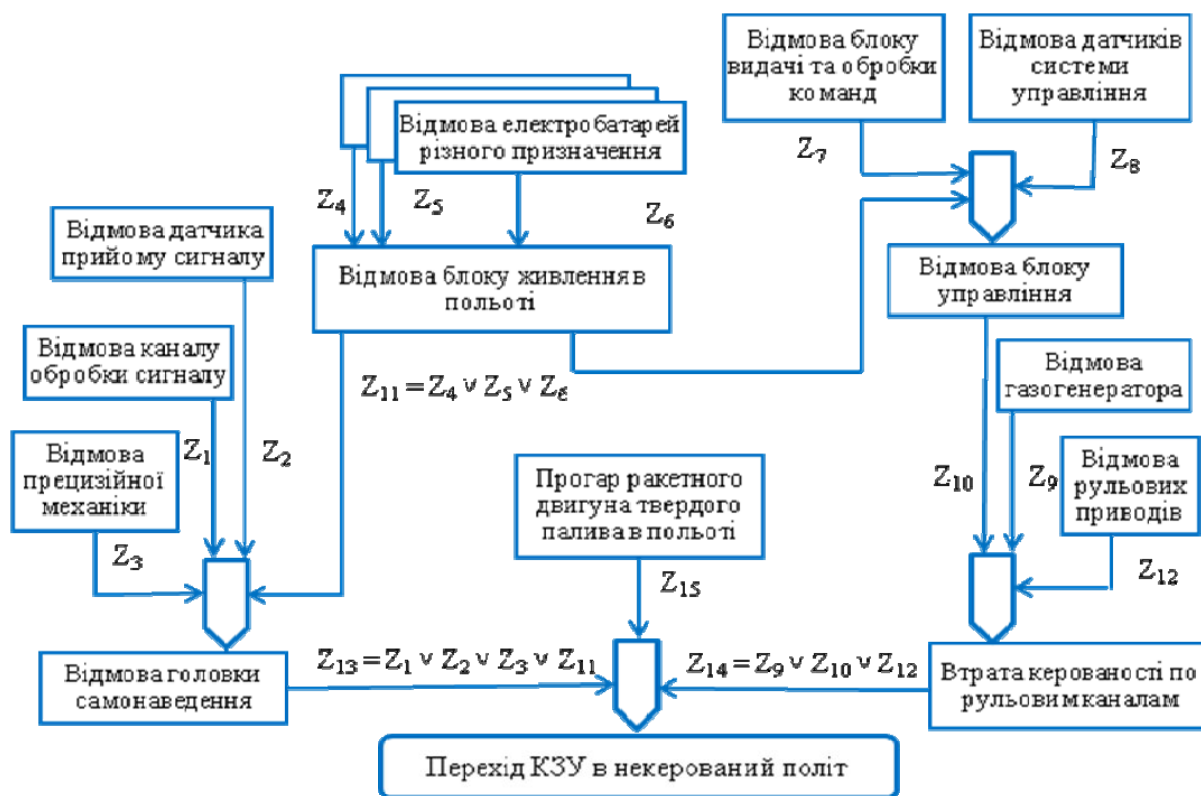


Рис. 2. Можливі сценарії розвитку АС – переходу керованого засобу ураження у некерований політ
Джерело: розроблено авторами за даними [1, с. 107; 13, с. 91...95]

Алгоритм ортогоналізації, який базується на перетворенні ФАЛ в ортогональну ДНФ, є найскладнішим із зазначених з точки зору обчислення.

Імовірність виникнення АС обчислюється з урахуванням властивості, що всі елементарні кон'юнкції є ортогональними, тобто події несумісні. Цей метод рекомендується застосовувати у випадку, якщо імовірності подій мають приблизні значення, оскільки сумарна похибка обчислення буде меншою за рахунок того, що при виконанні перетворення імовірності додаються.

Рекурентний алгоритм базується на використанні теорем складання ймовірностей сумісних подій, у якості яких виступають елементарні кон'юнкції ДНФ, що характеризують шляхи розвитку АС. Розрахунки щодо цього алгоритму проводяться з використанням табличного методу (стовбці яких складають число можливих поєднань кон'юнкцій, а рядки число елементів у системі), застосовуючи теорему множення ймовірностей подій. Цей алгоритм менш громіздкий ніж попередній за рахунок відсутності необхідності додаткових перетворень функцій, але його ефективність зменшується при числі членів ДНФ більше 10.

В алгоритмі нарощування шляхів під час обчислення ймовірності використовується відносна

ймовірність неможливості всіх попередніх шляхів, тобто деякі змінні замінюються на 1, що суттєво спрощує подальші обчислення.

Оцінимо розглянуті алгоритми щодо точності результату та складності реалізації.

В алгоритмі ортогоналізації функція представляється диз'юнкцією в базисі "кон'юнкція-заперечення" елементарних кон'юнкцій K_i . Для цього необхідно пронумерувати кон'юнкції, що входять в неї, у порядку підвищення їх рангу, а після цього виконати $n-1$ обчислень кон'юнкцій K_i та їх заперечень. Для цього необхідно обчислити $n-1$ заперечень K_i та представити їх у вигляді диз'юнкції в базисі "кон'юнкція-заперечення". Таким чином, кількість попередніх операцій дорівнює $2n-2$. В результаті цих обчислювань функція перетворюється ортогональну ДНФ, кількість кон'юнкцій якої, а значить і кількість ймовірностей, залежить від конкретної задачі та не перевищує

$$1 + r_1 + r_1 r_2 + r_1 r_2 r_3 + \dots + r_1 r_2 \dots r_n, \quad (4)$$

де r_i – ранги елементарних кон'юнкцій.

Рекурентний алгоритм не потребує додаткових перетворень функції та реалізується за n кроків. На першому кроці обчислюються ймовірності кожної кон'юнкції в ДНФ. На наступних кроках відбувається рекурентне обчислення ймовірності

появи події. На останньому етапі обчислюються імовірності появи АС. Таким чином виконується $2n - 1$ обчислення.

На початку роботи алгоритму нарощування шляхів відбувається нумерація кон'юнкції, що входять до нього, у порядку підвищення їх рангу, після чого обчислюються імовірності кожної. На наступних кроках відбувається рекурентне обчислення імовірності появи АС. На останньому етапі отримуємо шукану імовірність. При цьому кожен крок складається з двох етапів: підготовчого та безпосереднього обчислення імовірності, тобто потребує двох обчислень. Таким чином, для реалізації цього алгоритму необхідно провести $3n - 2$ обчислень.

Перевагою цього алгоритму щодо рекурентного, є те, що при обчисленні імовірності на i -му кроці використовується умовна імовірність неможливості всіх попередніх $(i - 1)$ шляхів за умови, що елементи i -го шляху на це не вплинули. Таким чином, в кон'юнкціях замість змінних, що входять в i -й шлях, стоять 1, що суттєво полегшує обчислення.

Отже, рекурентний алгоритм доцільно використовувати, якщо значення ймовірностей виникнення початкових подій мають точне значення, тоді, під час їх множення, похибки мають мінімальні значення.

У протилежному випадку більш зручним є алгоритм нарощування шляхів. Це обумовлено тим, що за рахунок використання умовних імовірностей, деякі змінні замінюються одиницею, тобто під час множення не впливають на результат.

Якщо ймовірності знайдено наближено, все ж краще використовувати алгоритм ортогоналізації, що пояснюється двома причинами. По-перше – ймовірність події обчислюється один раз наприкінці розрахунків; по-друге – ймовірності складаються. Таким чином, сумарна похибка буде меншою.

Для програмної реалізації найбільш зручним є рекурентний алгоритм, який є прийнятним компромісом між простотою та похибкою результату.

Після отримання ІФ працездатного стану проводиться оцінка їх елементів x_i за наступними характеристиками: вагомість, значимість, вклад [9, с. 43...48]. Вагомість ФАЛ складається із m елементів, за яких функція дорівнює 1 (тобто всі СЧ та система у цілому знаходиться в працездатному стані) серед всіх 2^m наборів можливих значень елементів. У результаті, порівнюючи вагомість події можна виділити перелік подій, імовірність виникнення яких є найвищою, та визначити з якими елементами системи вони пов'язані, тобто виділити їх положення у сценарії розвитку АС. Якщо

ймовірності подій відомі, то визначається, яка саме подія у ході розвитку АС є найбільш значимою. Значимість ξ_i показує умовну ймовірність безвідмовної роботи за умови працездатності даного елементу x_i та визначається як часткова похідна

$$\xi_i = \frac{\partial P_c}{\partial P_i}, \quad (5)$$

де $P_c = P(y(x_m) = 1)$ – ймовірність безвідмовної роботи КЗУ; $P_i = P(x_i = 1)$ – ймовірність події (аргументу) x_i ФАЛ.

Значимість показує залежність від імовірності безвідмовної роботи всіх інших елементів системи, окрім вибраного. Так наприклад, для системи із послідовно з'єднаних елементів x_i найбільш значимим є відмова елементу з найменшим значенням імовірності безвідмовної роботи або з максимальним значенням імовірності відмови, а для паралельно з'єднаних найбільш значимим є відмова з найбільшим значенням імовірності безвідмовної роботи або з мінімальним значенням імовірності відмови.

Вклад елемента x_i в працездатний стан визначається як

$$B_i = R_i \cdot \xi_i, \quad (6)$$

де R_i – ймовірність безвідмовної роботи елемента x_i ; ξ_i – значимість елемента x_i .

Вклад елемента x_i характеризує зв'язок із ймовірністю безвідмовної роботи усіх елементів системи. У процесі аналізу працездатності використовуються статистичні дані ймовірності виникнення тих або інших випадкових подій.

В умовах особливого періоду може виникнути потреба щодо підтвердження окремих тактико-технічних характеристик ЗУ вітчизняного та іноземного виробництва. У цьому випадку може виникнути необхідність проведення відповідних контрольних льотних випробувань на полігонах Збройних Сил України, що, у свою чергу, потребує визначення зон небезпеки (ЗН), геометричні розміри яких визначаються сукупністю можливих варіантів їх нештатної роботи. За результатами випробувань також можуть уточнюватися алгоритми бойового застосування [1, с. 230...235].

Запропонований методичний підхід можливих сценаріїв розвитку АС та імовірності їх виникнення використовувався фахівцями Державного підприємства “Державне київське конструкторське бюро “ЛУЧ” та Державного науково-дослідного інституту авіації під час розробки програм льотних випробувань зразків ЗУ вітчизняного та іноземного виробництва у частині розрахунку зон небезпеки. Випробування проводились на полігонах Збройних Сил України для підтвердження їх окремих тактико-

технічних характеристик із метою прийняття обґрунтованого рішення щодо їх допуску до подальшої експлуатації або прийняття на озброєння. За результатами таких випробувань також може бути уточнено алгоритм бойового застосування КЗУ.

Геометричні розміри ЗН під час проведення випробувань зразків ЗУ визначаються сукупністю можливих варіантів їх нештатної роботи (НР), під якою будемо мати на увазі виникнення АС.

Типова форма ЗН ЗУ має форму, наближену до зміщеного еліпсу залежно від тактико-технічних характеристик та особливостей його конструкції (Рис. 3). Дальня межа ЗН визначається енергобалістичними характеристиками ЗУ, ближня – відповідає дальності польоту за максимального відхилення аеродинамічних рулів під час пікірування, а також може визначатися прогаром двигуна, який викликає значний момент поперечної тяги. Бокові зони небезпеки визначаються балістичною дальністю польоту ракети певних відхиленнях аеродинамічних рулів, а також можуть визначатися моментом поперечної тяги, викликаного прогаром двигуна [1, с. 232...235].

Загальна ЗН зразка ЗУ формується шляхом суміщення всіх часткових зон з прив'язкою до точки старту та напрямку на ціль.

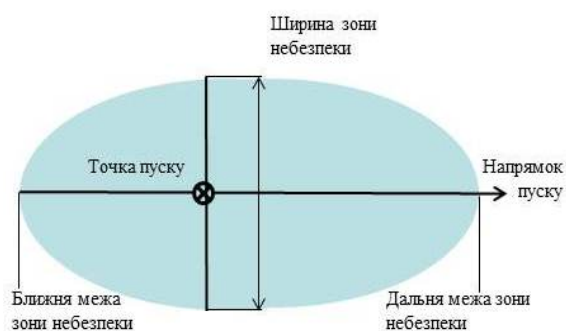


Рис. 3. Типова форма зона небезпеки при випробуваннях засобів ураження
Джерело: [1, с. 233]

Аналіз можливої поведінки засобів ураження як у штатному польоті, так і у разі появи однієї або декілька відмов проводиться по результатах дослідження відповідної математичної моделі, в основу якої покладено відомі рівняння руху центру мас та руху навколо центру мас. Адекватність цієї моделі та її точність підтверджується відповідними льотними випробуваннями.

Імовірності безвідмовної роботи СЧ ЗУ визначаються експертним шляхом, у тому числі за характеристиками відповідних виробів-аналогів.

Імовірність появи кожної АС залежить від надійності СЧ та пов'язаних з ними причинно-

наслідковими зв'язками. Так, аналіз можливих сценаріїв розвитку АС, які можуть виникати під час стрільби зенітними керованими ракетами, виявив можливість появи більше десятка варіантів їх НР.

Висновки

Формування переліку можливих АС ЗУ пропонується проводити послідовно за результатами схемотехнічного аналізу та функціонально-морфологічної декомпозиції з наданням переваги функціональній ознаці, наслідком якої є представлення його структури у вигляді деякого однокорінного ієрархічного графу.

Для оцінки працездатного стану зразка ЗУ застосовується логіко-ймовірнісний метод, при цьому його структура описується ФАЛ, а працездатний стан – методами теорії надійності. Після завершення аналізу будується логічна схема, яка містить усі можливі сценарії розвитку АС та дозволяє графічно відобразити логіку виникнення відмов. За цією схемою також формується логічна функція, аргументами якої є події, які присутні в сценарії.

Вибір алгоритму для практичного перетворення ФАЛ в ІФ здійснюється з урахуванням складності проведення обчислень та вимог до точності результатів. Найбільш придатними у цьому аспекті є алгоритм ортогоналізації, рекурентний алгоритм та алгоритм нарощування шляхів. Для програмної реалізації найбільш зручним є рекурентний алгоритм, який є прийнятним компромісом між простотою розрахунків та похибкою результату.

Наведений методичний підхід формування можливих сценаріїв розвитку НС під час проведення випробувань зразків КЗУ дозволяє оцінити імовірність їх виникнення, а отримана ІФ працездатності та відповідна оцінка їх елементів, дозволяє виділити перелік подій та СЧ, вплив яких на працездатність є найбільшим. Їх значимість та роль у можливих сценаріях розвитку НС доцільно використовувати під час розробки та розрахунків зон небезпеки у процесі проведення льотних випробувань ЗУ різного призначення. По результатах таких випробувань також можна уточнювати алгоритм бойового застосування.

Запропонований методичний підхід дозволяє оцінити ймовірність працездатного стану ЗУ та їх СЧ шляхом аналітичного опису сценаріїв розвитку можливих АС. Отримана ІФ працездатності та відповідна оцінка їх елементів, дозволяє виділити перелік подій та відповідних СЧ, вплив яких на надійність є найбільшим. Їх положення та роль в сценарії розвитку АС може використовуватися під час:

розробки і реалізації алгоритмів діагностики та пошуку несправностей у процесі організації і проведення ремонту;

модернізації та розробки нових ЗУ;
розрахунків ЗН у процесі проведення полігонних льотних випробувань.

Наведений методичний підхід використовувався Державним підприємством “Державне ківське конструкторське бюро “ЛУЧ” для розрахунку ЗН під час проведенні контроль-

льотних випробувань ряду ЗУ іноземного і власного виробництва.

Подальші дослідження за представленою тематикою доцільно зосередити на комплексному рішенні проблем підвищення надійності у напрямі мінімізації наслідків аварійних ситуацій на основі можливих сценаріїв їх розвитку.

Список літератури

1. Основы военно-технических исследований. Теория и приложения, т.11. Монография. Синтез системы поддержания исправности средств поражения / Б. П. Креденцер, Б. Н. Ланецкий, С. В. Лапицкий, А. А. Любарев, И. В. Одноралов, А. Н. Шатров, М. А. Шишанов / под ред. О. П. Коростелева. – К.: Видавничий дім Дмитра Бураго, 2019. – 332 с.
2. В.В. Зубарев, А.П. Ковтуненко, А.В. Василенко, И.Б. Чепков, М.А. Шишанов. Основы теории комплексного обоснования требований к техническим показателям сложных систем. – К.: 2010. – 356 с.
3. Л.М. Артюшин, Ю.К. Зиатдинов, И.А. Попов, А.В. Харченко. Большие технические системы: Проектирование и управление. – Харьков: Факт, 1997. – 400 с.
4. Ковтуненко А.П., Зубарев В.В. Основы анализа сложных технических систем. Теория и приложения: Монография. – К: СПД Богданов В. О., 2009. – 496 с.
5. Зубарев В.В., Ковтуненко А.П., Раскин Л.Г. Математические методы оценки и прогнозирования технических показателей эксплуатационных свойств радиоэлектронных систем: Монография. – К.: Книжкове видавництво НАУ, 2005. – 184 с.
6. Paul R. Halmos. The Basic Concepts of Algebraic Logic. The American Mathematical Monthly. Vol. 63, No. 6, 1956, pp. 363-387. DOI: <https://doi.org/10.2307/2309396>.
7. Ryabinin I.A. A suggestion of a new measure of system components importance by means of boolean difference. // Microelectronics and reliability, vol.34, №4. Printed in Great Britain, 1994, pp. 603-613.
8. C.W. Johnson. A probabilistic logic for the development of safety-critical, interactive systems. *International Journal of Man-Machine Studies*. Volume 39, Issue 2, August 1993, Pages 333-351.
9. V.V. Zavgorodnii, G.A. Zavgorodnya. Method of representation of knowledge about the assessment of risk of appearance of technogenic accidents, *Bulletin of Kremenichuk Mikhaylo Ostrohradskyi National University* 4 (111) (2018): pp. 43-48, DOI:10.30929/1995-0519.2018.4.43-48.
10. Ernest J. Henley, Hiromitsu Kumamoto. Reliability engineering and risk assessment. – Prentice Hall, Inc., Englewood Cliffs, N.J. 07632. 1981. – 528 p.
11. В.Луцькянчук, И.Николаев, Б.Ланецкий, И.Теребуха, В.Васильев, Д.Фоменко. Особенности государственных испытаний зенитного ракетного комплекса средней дальности с использованием технологии виртуального полигона. Матеріали конференції *Débats scientifiques et orientations prospectives du développement scientifique* 5 février 2021. Paris, République Française, p. 115-120. *Зб. наук. праць ЛОГОС*. DOI: <https://doi.org/10.36074/logos-05.02.2021.v2.35>.
12. Печура Д.С., Шатров А.М., Ільїна О.В. Методичний підхід щодо формування та прогнозування визначальних параметрів технічного стану керованих засобів ураження. *Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації*. Випуск 18(25). Київ: ДНДІА, - 2022. С. 98-103. <http://doi: 10.54858/dndia.2022-18-15>.
13. Н.С. Севрюгина, Е.В. Прохорова, А.В. Дикевич. Моделирование нештатных ситуаций при оценке надежности спецтехники. *Вісник Харківського національного автомобільного університету*, вип. 57, 2012, С. 90-96.

Надійшла до редколегії 28.10.2024

Схвалена до друку 15.11.2024

Відомості про авторів

Любарець Андрій Анатолійович

кандидат технічних наук
начальник відділу
Державного підприємства “ДержККБ “ЛУЧ”,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-5647-3745>

Шатров Андрій Миколайович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3070-7483>

Ільїна Олена Вікторівна

науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-1172-0057>

Information about the authors

Andrii Liubarets

Candidate of Technical Science
Head of the Department
of State enterprise “SKDB “LUCH”,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-5647-3745>

Andrii Shatrov

Candidate of Technical Science
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3070-7483>

Olena Ilina

Research Associate
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-1172-0057>

A METHODOLOGICAL APPROACH TO DETERMINING THE SURVIVABILITY OF COMPLEX TECHNICAL SYSTEMS FOR MILITARY PURPOSE IN COMBAT CONDITIONS

A. Liubarets, A. Shatrov, O. Ilina

The article provides a methodical approach to the formation and development of possible scenarios for the development of abnormal situations during tests of controlled means of destruction by describing their structure and functioning based on the logic-probability theory.

To form a list of possible abnormal situations, a functional-morphological decomposition is carried out with preference given to the functional feature, the consequence of which is the distribution by groups of the causes of malfunctions and damages that lead to emergency situations. A logical-probabilistic method is used to assess the working state, the essence of which is that the structure of the object under study is described by the algebra of logic (FAL) function, and the quantitative assessment of the working state – by methods of reliability theory. As a result of such a transformation, the probability function will already act as the probability of the truth of FAL. At the same time, the structure of the researched object is described by the function of algebra of logic, and the quantitative assessment of the working condition is described by the probability function. At the same time, it is convenient to represent the function of logic algebra in disjunctive normal form (DNF). Each DNF conjunction represents a path leading to a dangerous condition.

The selection of the conversion algorithm is proposed taking into account the complexity of the calculations and the requirements for the accuracy of the results. It is shown that the orthogonalization algorithms, the recurrent algorithm, and the path extension algorithm are the most suitable for practical purposes. For software implementation, the most convenient is the recurrent algorithm, which is an acceptable compromise between simplicity and error of the result.

Possible scenarios of the development of emergency situations were considered under the condition that their occurrence is due to the failure of one or more component parts of the means of destruction or a violation of the connections between them. This approach makes it possible to single out the components that have the greatest impact on performance.

Analysis of the behavior of the controlled means of damage in normal flight and in the event of one or more failures makes it possible to determine the danger zones during flight tests.

Keywords: probability of failure-free operation, probability function, controllable means of destruction, abnormal situation, operable state, logic algebra function.

К.В. Обносів¹, В.Л. Грешта², О.А. Глотка², О.Ю. Дроль³

¹ Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

² Національний університет "Запорізька політехніка", Запоріжжя

³ Харківський національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

ОПТИМІЗАЦІЯ ФАЗОВОГО СКЛАДУ ЖАРОМІЦНОГО НІКЕЛЕВОГО СПЛАВУ, ЩО ВИКОРИСТОВУЄТЬСЯ ДЛЯ ВИГОТОВЛЕННЯ НАПРАВЛЯЮЧИХ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ ТА УСТАНОВОК

У статті наведено методичний підхід щодо встановлення залежностей між хімічним та фазовим складом монокристалічного жароміцного сплаву на нікелевій основі, який використовується в газотурбобудуванні. Як основною ознакою стійкості деталей, було встановлено залежності між кількістю легуючих елементів та жароміцністю (довготривалою міцністю) сплаву. При цьому для вказаних легуючих елементів були встановлені межі легування та показані зміни у складі зміцнюючої фази. Також запропоновано математичні моделі які описують вище згадані процеси.

За результатами теоретично отриманих моделей було проведено розрахунок промислового сплаву системи Ni-Al-Re-Ru-Cr-Co-W-Ta. Розрахункові дані порівнювали з результатами отриманими при енергодисперсійному аналізі на растровому електронному мікроскопі РЕМ-106І. Аналіз отриманих результатів показав гарну збіжність розрахункових і практично отриманих даних. Рекомендовано дану методику використовувати в промисловості для зниження кількості дослідів.

Ключові слова: жароміцний нікелевий сплав, монокристал, легуючі елементи, фазовий склад, структура.

Вступ

Постановка проблеми. У газотурбінних двигунах та установках направляючі лопатки необхідні для створення спрямованих потоків робочих газів. Застосування монокристалічних жароміцних нікелевих сплавів для виготовлення лопаток турбін високого тиску дозволило підвищити їхню міцність і ресурс. Удосконалення існуючих композицій призводить до підвищення температури експлуатації загалом на 25 градусів щороку. Для стабілізації фазового складу та зниження виділень топологічно щільно пакованих (ТЦП) фаз, монокристалічні сплави легують ренієм та рутенієм. Однак нераціональне введення цих елементів призведе не тільки до подорожчання виробу, але і виділення несприятливих фаз.

Аналіз останніх досліджень і публікацій свідчить, що використання матеріалів для розвитку авіабудування є високовартісним. Тому винахідники, інженери та технологи почали впроваджувати енергоефективні й заощадливі технології та матеріали [1...3]. Найдорожчими матеріалами в авіадвигунобудуванні є жароміцні сплави на основі нікелю. На жаль, в Україні не існує місць видобутку даного елемента, тому використання вказаних сплавів дуже обмежено.

Чимало робіт присвячено жароміцним сплавам, розроблених для виготовлення лопаток, з гетерофазною структурою ($\gamma'+\gamma$), де γ' -фаза – на основі інтерметаліду Ni₃Al, γ -фаза – твердий багатокомпонентний розчин [4...6]. Сплави такого класу, леговані алюмінієм, титаном, ренієм, рутенієм, танталом масова частка яких складає від 1 % до 10 %, та загальним вмістом більше 50 %. Об'ємна частка γ' -фази в яких може досягає 80 %...90 %. Вони відрізняються від інших сплавів стабільністю структурно-фазових характеристик, що забезпечує опір високотемпературної повзучості та окислення, а також працездатність матеріалу до 1250°C. Важливим напрямом удосконалення цих сплавів із метою підвищення їх експлуатаційних властивостей є метод комп'ютерного конструювання, який замінив існуючий раніше малоефективний метод підбору легуючих компонентів [6...12].

Отже, вирішення проблеми вдосконалення хімічного та фазового складу монокристалічних жароміцних нікелевих сплавів є **актуальним науково-технічним завданням**.

Мета статті – визначити залежності між хімічним та фазовим складом у монокристалічній системі Ni-Al-Re-Ru-Cr-Co-W-Ta та визначити

залежності жароміцності від вмісту легуючих елементів у сплаві.

Виклад основного матеріалу

Моделювання термодинамічних процесів утворення фаз здійснювали для системи Ni-Al-Re-Ru-Cr-Co-W-Ta, в якій змінювали покровоно γ' -утворюючі елементи в межах, наведених у таблиці 1. У системі багатокомпонентного легування, діапазон варіювання елементами був обраний з міркувань максимальної та мінімальної кількості елемента, що вводиться в жароміцні нікелеві сплави (ЖНС). Зміни фазового складу у процесі кристалізації (охлажденні) у структурі сплавів здійснювалося методом термодинамічного моделювання за допомогою CALPHAD методу в програмі JMatPro. Сутність методу полягає у встановленні енергії Гібса для кожної ймовірної фази у системі в залежності від температури.

Діапазон варіювання вмісту γ' -утворюючих елементів у системі Ni-Al-Re-Ru-Cr-Co-W-Ta наведений в таблиці 1.

Таблиця 1

Діапазон варіювання вмісту хімічних елементів

Вміст елементу, % за масою			
Re	Ta	Ru	Al
1...9	1...9	1...6	1...5

Джерело: розроблено авторами

Моделювання процесів дозволяє провести розрахункове прогнозування та порівняльну оцінку впливу легуючих елементів на склад γ - і γ' -фаз, на їх розподіл та фазовий склад у досліджуваних композиціях.

Моделювання процесу кристалізації сплаву здійснювалося від температури рідкого стану (1600°C) до кімнатної температури (20°C) з температурним кроком 10°C на усьому діапазоні, що дозволило визначити температурну послідовність виділення фаз у процесі кристалізації.

Прогнозуючі розрахунки проводилися за вихідним хімічним складом сплаву з визначенням найбільш імовірного утворення фаз, а також їх хімічного складу після моделювання процесу кристалізації. Отримані залежності мають досить високі коефіцієнти детермінації $R^2 \geq 0,9$ і можуть використовуватись для прогнозування розрахунків.

Експериментально склад фаз визначали на растровому електронному мікроскопі РЕМ-106І з системою енергодисперсійного рентгеноспектрального мікроаналізу. Даним методом вивчали морфологію і хімічний склад фаз, що виділилися в структурі сплаву. Для перевірки теоретичних залежностей було обрано сплав

(таб.2), який належить до системи, що досліджується.

Хімічний склад сплаву наведений в таблиці 2.

Таблиця 2

Хімічний склад сплаву

Вміст елементу, % за масою						
Re	Cr	Co	Al	Ru	Ta	W
5...6	2,5...3	6...7	6...7	4...5	4,5...5,5	4...5

Джерело: розроблено авторами.

Сплав термічно обробляють за таким режимом: гомогенізація 1285°C ... 1320°C, витримка 26 годин, двоступінчасте старіння 1130°C та 870°C по 32 години витримка. Така обробка суттєво зменшує кількість ($\gamma+\gamma'$) евтектики та збільшує кількість зміцнюючої фази.

Значення якісного аналізу в кількісний перераховувалися автоматично за програмою приладу. Відносна похибка методу становить $\pm 0,1$ % (за масою).

У системі Ni-Al-Re-Ru-Cr-Co-W-Ta залежно від вмісту легуючих елементів можливе утворення велика кількість фаз, проте основними фазами для цієї системи залишаються такі: γ - твердий розчин; евтектика $\gamma+\gamma'$; інтерметалід типу γ' на основі (Ni_3Al). Основними елементами, які утворюють зміцнюючу γ' - фазу, є алюміній і тантал, іноді можлива їх заміна ренієм і рутенієм, але в основному реній і рутеній знаходяться в γ -твердому розчині. Надалі розглянемо вплив хімічного складу системи на хімічний склад γ - і γ' -фаз, кількість γ' - фази та вплив фазового складу на властивості.

Введення алюмінію до 3 % у досліджувану систему призводить до розчинення його в γ - твердому розчині і не призводить до утворення γ' - фази. Тільки за перевищення 3 % алюмінію у сплаві утворюється зміцнювальна фаза у кількості 21 % і поступово зростає до 60 % за вмісту алюмінію 6 %. Температура розчинення γ' - фази так само прямолінійно зростає від 863°C до 1235°C відповідно. Порівнюючи зміни легуючих елементів у фазах, можна стверджувати, що збільшення алюмінію в системі призводить до збільшення його в обох фазах (рис. 1). Інші елементи практично не змінюють вміст: кобальт – 91 %; рутеній - 6 ± 1 %; вольфрам – 3 ± 1 %; реній – 5 ± 1 %; хром – 4 ± 1 %, крім танталу. Кількість Та одночасно зменшується і у твердому розчині, і у зміцнюючій фазі, що може бути пов'язане зі зростанням кількості γ' - фази.

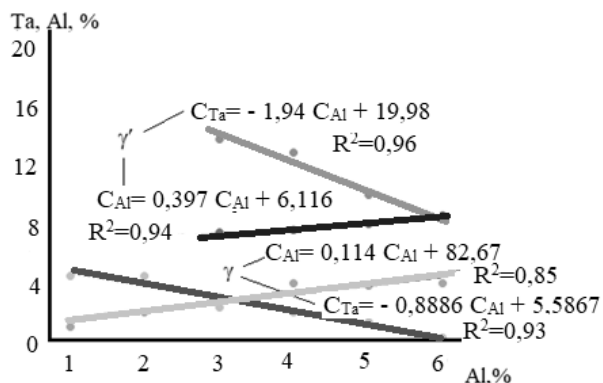


Рис. 1. Розподіл танталу та алюмінію між γ - та γ' - фазами при введенні алюмінію в систему
Джерело: розроблено авторами

Збільшення кількості танталу в системі призводить до зростання температури розчинення зміцнюючої фази (Рис. 2 а), що зв'язується збільшенням сили міжатомних зв'язків. Також зростає кількість γ' - фази зі збільшенням цього елемента (Рис. 2 б) і збільшується його переважання в зміцнюючій фазі при перевищенні 5 %. Таким чином, γ' - фаза збільшує у своїй основі кількість танталу. Інші легуючі елементи практично не змінюють свою присутність як у γ' - фазі так і в γ - твердому розчині.

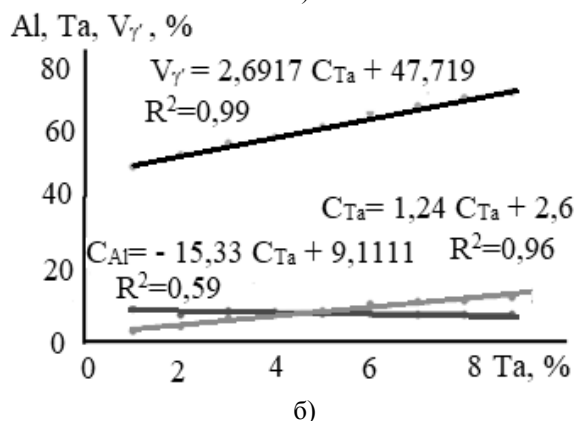
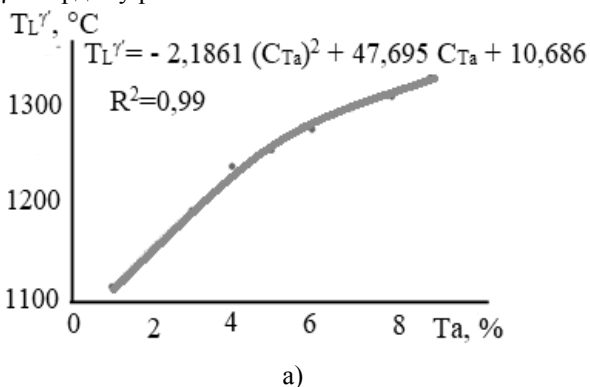


Рис. 2. Вплив кількості танталу:
а) - на температуру розчинення; б) - на кількість, хімічний склад γ' - фази
Джерело: розроблено авторами

Реній та рутеній практично не впливають на склад інших елементів у γ' - фазі або γ - твердому розчині, але сприяють виділенню ТЦП - фаз. Так, зі збільшенням у складі системи ренію, його кількість у γ' -фазі зростає з 0,14 % до 0,91 %, а обсяг γ' -фази з 57 % до 62 % (Рис. 3).

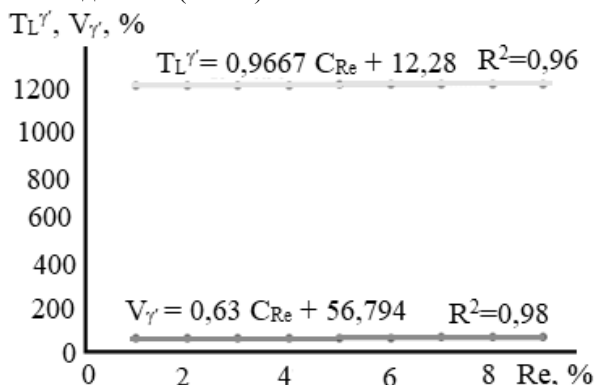


Рис. 3. Вплив ренію на кількість та температуру розчинення зміцнюючої фази
Джерело: розроблено авторами

Незважаючи на збільшення температури розчинення γ' - фази в системі утворюються ТЦП фази при 3 % ренію (HCP_A3: 47,7 Ru, 40,9 Re, 5,0 Co, 2,58 Mo) і при 6 % ренію (P фаза: 55 Re, 4 Ru, 30 W, 5,8 Ni, 2,4 Co, 1,99 Cr) які значно знижують міцність сплаву. При цьому збільшення кількості рутенію в системі призводить до збільшення кількості γ' - фази всього на 3 % і практично не впливає на температуру її розчинення, проте його кількість зростає з 0,59 % до 3,5 % у γ' - фазі та з 1.25 % до 8,2 % у твердому розчині. Додавання рутенію в сплав не призводить до утворення ТЦП-фаз.

Вплив кількості ренію та кількості танталу на співвідношення параметрів кристалічних решіток γ' та γ - фаз за температури 20 °C пояснюється тим, що тантал присутній у γ' -фазі, що збільшує mismatch (невідповідність), а реній близько 9 % знаходиться в твердому розчині, що знижує mismatch. Між 5 % і 6 % ренію та танталу у сплаві спостерігається рівновага mismatch.

Отримані вище залежності проходили апробацію на промисловому жароміцному монокристалічному сплаві. За допомогою енергодисперсійного аналізу на растровому електронному мікроскопі РЕМ-1061 проведено дослідження мікроструктури (Рис. 4) та визначено хімічні склади фаз. Встановлено, що результат отриманий розрахунковим методом має добру збіжність з експериментальними даними (Табл. 3).

Хімічний склад γ' - та γ - фаз розрахований за отриманими залежностями та визначений експериментально методом енергодисперсійного аналізу за 20°C наведений в таблиці 3.

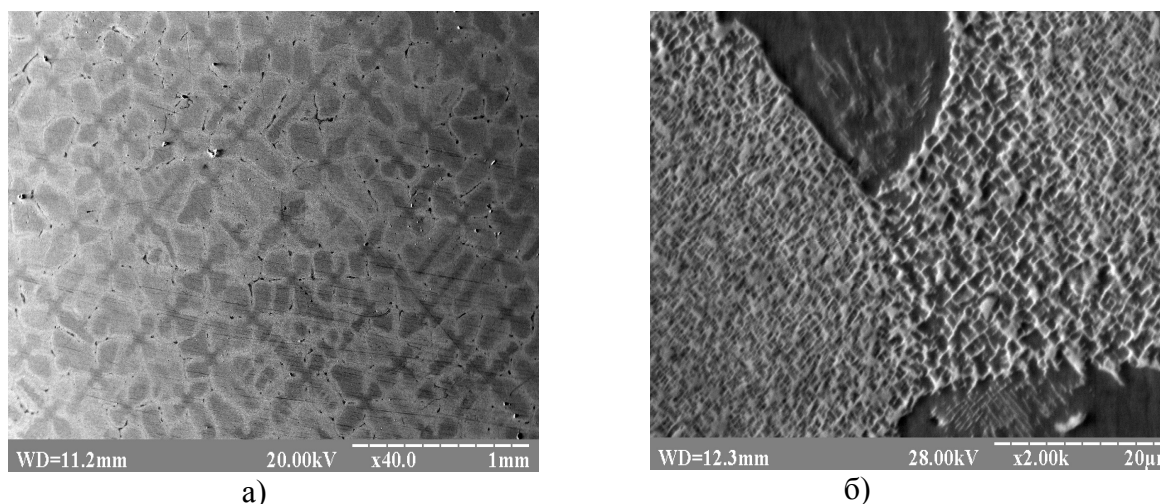


Рис. 4. Мікроструктура сплаву: а) – при збільшенні $\times 40$; б) – при збільшенні $\times 2000$
Джерело: розроблено авторами

Таблиця 3

Хімічний склад γ' - та γ -фаз

Метод отримання результатів	Вміст елементу, % мас.							
	Ni	Al	Ta	W	Co	Ru	Re	Cr
Розрахунковий склад γ' - фази	71,90	8,49	7,96	4,45	2,38	2,4	0,5	0,9
Розрахунковий склад γ - фази	64,12	3,15	0,8	3,42	10,36	7,35	7,56	4,26
Експериментальний склад γ' - фази	72,78	9,57	8,01	3,78	2,81	1,84	0,31	0,42
Експериментальний склад γ - фази	62,25	2,77	0,63	3,73	12,46	8,14	8,29	4,5

Джерело: розроблено авторами

Проведений аналіз таблиці 3 свідчить, що розрахункові та експериментальні дані добре узгоджуються між собою практично за всіма елементами. Спостерігається підвищений вміст вольфраму, кобальту, ренію та рутенію у твердому розчині та нікелю, алюмінію, танталу у γ' - фазі. Таким чином, розрахункові дані щодо визначення типу та хімічного складу фаз свідчать хорошу збіжність та узгодженість з експериментальними даними, отриманими методом електронної мікроскопії.

Висновки

На основі комплексного підходу до системи Ni-Al-Re-Ru-Cr-Co-W-Ta отримані нові регресійні моделі, що дозволяють адекватно прогнозувати хімічний склад фаз по хімічному складу сплаву. Показано, що отримані залежності змінюються від вмісту елемента і тісно корелюють із термодинамічними процесами, що відбуваються в системі, та супроводжуються зміною складу фаз.

Встановлено, що при збільшенні концентрації танталу збільшується кількість γ' -фази та температура її повного розчинення. Збільшення вмісту ренію до 3 % призводить до утворення ТЩП фази (HCP_A3), а за 6 % ренію (P-фаза) значно

знижують міцність сплаву. За вмісту ренію і танталу у сплаві від 5 % до 6 % спостерігається рівновага mismatch. А збільшення кількості ренію та танталу в сплаві призводить до збільшення жароміцності.

Проведено порівняльну оцінку розрахункових результатів, отриманих за регресійними моделями та експериментальними даними, отриманими методом рентгенівської спектроскопії. Аналіз результатів дав хорошу збіжність, що дає можливість рекомендувати їх для використання під час прогнозування структурних складових як у промислових сплавах, так і при розробки нових матеріалів.

Під час подальших досліджень щодо оптимізації хімічного складу жароміцних нікелевих сплавів, які використовуються в газотурбінних двигунах і установках пропонується визначити взаємозв'язок між хімічним складом сплаву, хімічним складом фаз, властивостями. Це дасть змогу збільшити термін експлуатації та міжремонтний ресурс, що знизить вартість кінцевого виробу.

Список літератури

1. Kvasnytska, Y.H. High-Temperature Salt Corrosion of a Heat-Resistant Nickel Alloy/ Y.H. Kvasnytska, L.M. Ivaskevych, O.I. Balytskyi // Material Sciences/ - 2020 - №56. – P. 432–440. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11003-020-00447-5>
2. Min, P.G. Development of Corrosion and Heat-Resistant Nickel Alloys and their Production Technology with the Aim of Import Substitution / P.G. Min, V.V. Sidorov, V.E. Vadeev // Power Technol Eng. – 2020. - №54. – P. 225–231. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10749-020-01195-x>
3. [Yonghua, R.](#) Characterization of M23C6 carbide precipitated at grain boundaries in a superalloy / [R. Yonghua, Hu Geng, G. Yongxiang](#) // [Metallography](#). – 1989. - №22(1). – P. 47-55. DOI: [10.1016/0026-0800\(89\)90021-9](https://doi.org/10.1016/0026-0800(89)90021-9).
4. Jadav, J. Effects of Strain Rate and Temperature on Tensile Properties, Deformation and Dynamic Strain Ageing Behavior of Ni-Base Superalloy / J. Jadav, K.V. Rajulapati, Rao. Bhanu Sankara // INAE Letter. – 2019. - №4. – P. 241–250. DOI: <https://doi.org/10.1007/s41403-019-00083-9>
5. Chen, K. Microstructure and homogenization process of as-cast GH4169D alloy for novel turbine disk / K. Chen, Sy. Rui, F. Wang // Int J Miner Metall Mater. – 2019. - №26. – P. 889–900. DOI: <https://doi.org/10.1007/s12613-019-1802-0>
6. Biroasca, S. Crystallographic Orientation Relationship with Geometrically Necessary Dislocation Accumulation During High-Temperature Deformation in RR1000 Nickel-Based Superalloy/ S. Biroasca // Metall Mater Trans A. – 2019. - №50. – P.534–539. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11661-018-5036-y>
7. Seidel, A. Additive Manufacturing of Powdery Ni-Based Superalloys Mar-M-247 and CM 247 LC in Hybrid Laser Metal Deposition / A. Seidel, T. Finaske, A. Straubel // Metall Mater Trans A. – 2018. - №49. – P.3812–3830. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11661-018-4777-y>
8. Ritt, P. Application of Plasma Spraying as a Precursor in the Synthesis of Oxidation-Resistant Coatings/ P. Ritt, O. Lu-Steffes, R. Sakidja // J Therm Spray Tech. – 2013. - №22. – P. 992–1001. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11666-013-9947-2>
9. Glotka O.A. Modelling the composition of carbides in nickel-based superalloys of directional crystallization / O.A. Glotka O.A. // Journal of Achievements in Materials and Manufacturing Engineering. – 2020. - № 102/1. – P. 5-15. DOI: <https://doi.org/10.5604/01.3001.0014.6324>
10. Glotka, A.A. Distribution of Alloying Elements in the Structure of Heat-Resistant Nickel Alloys in Secondary Carbides / A.A. Glotka, S.V. Gaiduk // J Appl Spectrosc. – 2020. - №87. – P.812–819. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10812-020-01075-2>
11. Avila-Davila, E.O. Evaluation of Microstructural Deterioration for a Directionally Solidified Ni-Based Superalloy by X-ray Computed Tomography / E.O. Avila-Davila, L.M. Palacios-Pineda, F.O. Canto-Escajadillo // J. of Materi Eng and Perform. - 2021. - №56. – P. 235-267. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11665-020-05377-6>
12. Liang, T. Role of script MC carbides on the tensile behavior of laser-welded fusion zone in DZ125L/IN718 joints at 650 °C / T. Liang, L. Wang, Y. Liu // J Mater Sci. – 2020. - №55. – P.13389–13397. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10853-020-04931-w>

Надійшла до редколегії 31.10.2024

Схвалена до друку 13.11.2024

Відомості про авторів

Обносов Кирило Вікторович

гловідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0009-0002-3955-9752>

Грешта Віктор Леонідович

кандидат технічних наук
ректор Національного університету
“Запорізька політехніка”,
Запоріжжя, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-4589-6811>

Information about the authors

Kirill Obnosov

Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0002-3955-9752>

Viktor Greshta

Candidate of Technical Science
Rector National University
“Zaporizhzhia Polytechnic”
Zaporizhzhia, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-4589-6811>

Глотка Олександр Анатолійович

кандидат технічних наук

доцент

доцент кафедри “Фізичне матеріалознавство”

Національного університету “Запорізька політехніка”,

Запоріжжя, Україна

<https://orcid.org/0000-0002-3117-2687>

Olexander Glotka

Candidate of Technical Science

Associate Professor

Associate Professor “Physical Materials Science” Department

National University “Zaporizhzhia Polytechnic”,

Zaporizhzhia, Ukraine

<https://orcid.org/0000-0002-3117-2687>

Дроль Олександр Юрійович

магістр

старший викладач

Харківського національного університету Повітряних Сил

імені Івана Кожедуба,

Харків, Україна

<https://orcid.org/0000-0002-5472-208X>

Oleksandr Drol

Master

Senior Instructor

of Ivan Kozhedub

Kharkiv National Air Force University,

Kharkiv, Ukraine

<https://orcid.org/0000-0002-5472-208X>

OPTIMIZATION OF THE PHASE COMPOSITION OF A FLUID NICKEL ALLOY FOR GAS TURBINE ENGINES AND INSTALLATIONS

K. Obnosov, V. Greshta, O. Glotka, O. Drol

The article presents a methodical approach to establishing the relationships between the chemical and phase composition of a single-crystal heat-resistant nickel-based alloy used in gas turbine construction. As the main feature of the stability of the parts, the relationship between the number of alloying elements and the heat resistance (long-term strength) of the alloy was established. At the same time, alloying limits were established for the indicated alloying elements and changes in the composition of the strengthening phase were shown. Mathematical models describing the above-mentioned processes are also proposed.

Establishing dependencies will allow with high accuracy: to predict the phase composition and properties of alloys of a given class, to carry out the modernization of existing compositions, and will make it possible to develop new compositions of alloys with the lowest costs.

During the study, it was established that with an increase in the concentration of tantalum, the amount of the γ' -phase and the temperature of its complete dissolution increase. An increase in the content of rhenium to 3% leads to the formation of the TCP-phase (HCP_A3), and at 6% rhenium (P-phase), which significantly reduces the strength of the alloy. An equilibrium mismatch is observed between 5 and 6% of rhenium and tantalum in the alloy. An increase in the amount of rhenium and tantalum in the alloy leads to an increase in heat resistance

Based on the results of the research, new regression models were established that allow adequately predicting the chemical composition of the phases based on the chemical composition of the alloy. It is shown that the obtained dependences change depending on the content of the element and are closely correlated with the thermodynamic processes occurring in the system, which are accompanied by a change in the composition of the phases. The reliability of the obtained models is determined by the coefficient of determination, which was greater than 0.9 for all dependencies.

As an example, the industrial composition of the alloy was chosen and a comparison of calculated and practical data was carried out. Based on the results, a recommendation was put forward to implement the obtained dependencies in industry.

Keywords: nickel-based super alloy, single crystal, alloying elements, phase composition, structure.

С.В. Пащенко, А.А. Шульгін, В.О. Харченко

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

МЕТОДИЧНИЙ ПІДХІД ЩОДО МОНІТОРИНГУ ТА ПРОГНОЗУВАННЯ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ З УРАХУВАННЯМ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ТА БОЙОВИХ ПОШКОДЖЕНЬ

Стаття присвячена розробці методичного підходу щодо вдосконалення методів підтримання справності авіаційної техніки в умовах ведення бойових дій з урахуванням експлуатаційних та бойових пошкоджень. Запропоновано комплексний підхід, що базується на застосуванні методу критичних елементів (КЕ) та інноваційних технологій, таких як 3D-сканування, фізико-математичне моделювання в CAD/CAE-системах та алгоритми машинного навчання. Методичний підхід охоплює етапи визначення критичних елементів, побудову їх статистичних, фізико-математичних та нейронних моделей, а також інтеграцію отриманих результатів для забезпечення ефективного моніторингу та прогнозування технічного стану. Впровадження даного підходу дозволить оптимізувати обслуговування авіатехніки, знизити витрати на її відновлення та максимально використовувати її ресурсний потенціал.

Ключові слова: авіаційна техніка, технічний стан, ресурс, моніторинг, прогнозування, критичний елемент, метод, модель, база даних, база знань.

Вступ

Постановка проблеми. В умовах ведення повномасштабних бойових дій відбулося суттєве зростання інтенсивності та складності завдань, що виконуються авіацією Збройних Сил України. Це призвело до актуалізації існуючих та появи нових викликів, а саме (рис. 1) [1, с. 28...35; 2, с. 6...13]:

зростання кількості різних типів авіаційної техніки без авторського нагляду;

вичерпання залишку встановленого ресурсу деталей та ускладнення процесу їх імпортозаміщення;

збільшення експлуатаційного навантаження та кількості бойових пошкоджень;

трудомісткість, низька оперативність та недостатня деталізація процесів обміну даними.

Це суттєво впливає на процеси підтримання справності парку авіаційної техніки (АТ), її готовність до виконання завдань за призначенням та актуалізує потребу у вирішенні низки наукових задач щодо оперативного визначення фактичного технічного стану АТ, його подальшого моніторингу та прогнозування.



Рис. 1. Актуальні виклики та перспективи існуючої системи підтримання справності авіаційної техніки

Джерело: розроблено авторами

Аналіз останніх досліджень і публікацій свідчить, що традиційні методи та засоби моніторингу та прогнозування технічного стану авіаційної техніки на сьогодні не дозволяють у повній мірі реалізувати зазначені вимоги [3, с. 25...31; 4, с. 156...161; 5, с. 57...60], а це, у свою чергу, обумовлює необхідність розробки нових наукових засад та інноваційних підходів до вирішення зазначених питань.

З одного боку, з появою таких інноваційних технологічних рішень [6, с. 75...95], як 3D-сканування зовнішніх та внутрішніх властивостей фізичних об'єктів [7, с. 25...38; 8, с. 150...155], міждисциплінарне мультифізичне математичне моделювання в програмних середовищах інформаційних CAD/CAE-систем [9, с. 145...153], різноманітні прикладні моделі штучного інтелекту на основі алгоритмів машинного самонавчання [10, с. 79...91], які можуть бути інтегровані при розробці інформаційних систем підтримки прийняття рішень, відкриваються нові можливості для вдосконалення процесів визначення та прогнозування технічного стану АТ.

Але, з іншого боку, аналіз існуючих робіт [6, с. 75...95; 8, с. 150...155; 11, с. 11...33], які присвячені розробці нових методик щодо підтримання справності складних авіаційних технічних об'єктів, свідчить про відсутність комплексного підходу щодо впровадження вищезазначених технологій у складі єдиної системи та оптимізації їх застосування. Тому, **метою статті** є оприлюднення розробленого авторами методичного підходу щодо вдосконалення існуючих методів підтримання справності АТ, який засновано на об'єктивному аналізі вихідних даних щодо поточного стану визначених об'єктів АТ і ґрунтується на застосуванні сучасних технологій із використанням методу критичних елементів.

Виклад основного матеріалу

Критичні елементи — це основні (у тому числі особливо відповідальні) деталі, руйнування яких внаслідок їхньої недостатньої довговічності або наслідки руйнування яких можуть привести до аварійної або катастрофічної ситуації для літального апарату [12, с. 97...100]. Тому, на сьогодні, основною умовою подальшої безпечної експлуатації АТ Збройних Сил України, строки служби якої практично вдвічі перевищують попередньо встановлені значення, є виявлення, постійний моніторинг і актуалізація технічного стану таких елементів [1, с. 28...35; 2, с. 6...13].

Запропонований авторами в [12, с. 97...100] *метод критичних елементів* дозволяє виконати ранжування деталей авіаційних конструкцій за ступенем критичності відмов, навантаженості та

складності об'єктивного контролю. Впровадження цього методу дозволить оптимізувати моніторинг та прогнозування технічного стану об'єктів авіаційної техніки, оперативно приймати рішення щодо їхнього ремонту та визначати пріоритетність технічного обслуговування.

В якості основного отриманого результату запропонованого методичного підходу представлено синтез структурно-логічної схеми узагальненого алгоритму (рис. 2), результатом реалізації якого є можливість розробки автоматизованої інформаційної системи моніторингу та прогнозування технічного стану критичних елементів, а також підтримки прийняття управлінських рішень щодо подальшої експлуатації авіаційної техніки та можливості продовження її встановленого ресурсу.

Визначення фактичного технічного стану авіаційної техніки може бути здійснено на основі даних щодо встановлених строків служби, ресурсних показників, характеру напруження, отриманих експлуатаційних та бойових пошкоджень.

Під час формування вимог (*критеріїв*) для ідентифікації критичного елемента ключовими вихідними даними можуть стати результати обробки формулярів конкретного критичного елемента (наприклад, дані про накопичену циклічну пошкодженість), аналіз звітів надійності, досвіду експлуатації та класифікації експлуатаційних та бойових пошкоджень на основі експертної оцінки та теорії розпізнавання образів.

Декомпозиція авіаційної техніки на критичні елементи та їх ранжування за пріоритетністю виконується відповідно до наступних параметрів: ступінь впливу на рівень безпеки польоту (Failure Modes and Effects Analysis [13, с. 1...21]), ризик аварійного виходу елемента з ладу (Risk Assessment [14]), вплив на функціональність авіаційної техніки (Fault Tree Analysis [15]), експлуатаційні витрати та час відновлення працездатності (Life Cycle Analysis [16]).

Після формування переліку критичних елементів відбувається їх дослідження за трьома напрямками:

побудова статистичної моделі критичного елемента на основі даних щодо його напруження, отриманих експлуатаційних та бойових пошкоджень, кількості та складності виконаних ремонтів, а також аналіз із застосуванням методів теорії ймовірності [17];

побудова фізико-математичної 3D-моделі критичного елемента у вигляді “цифрового двійника” та її дослідження (випробування) шляхом проведення віртуального експерименту методом кінцевих елементів у програмному середовищі CAE-системи [18];

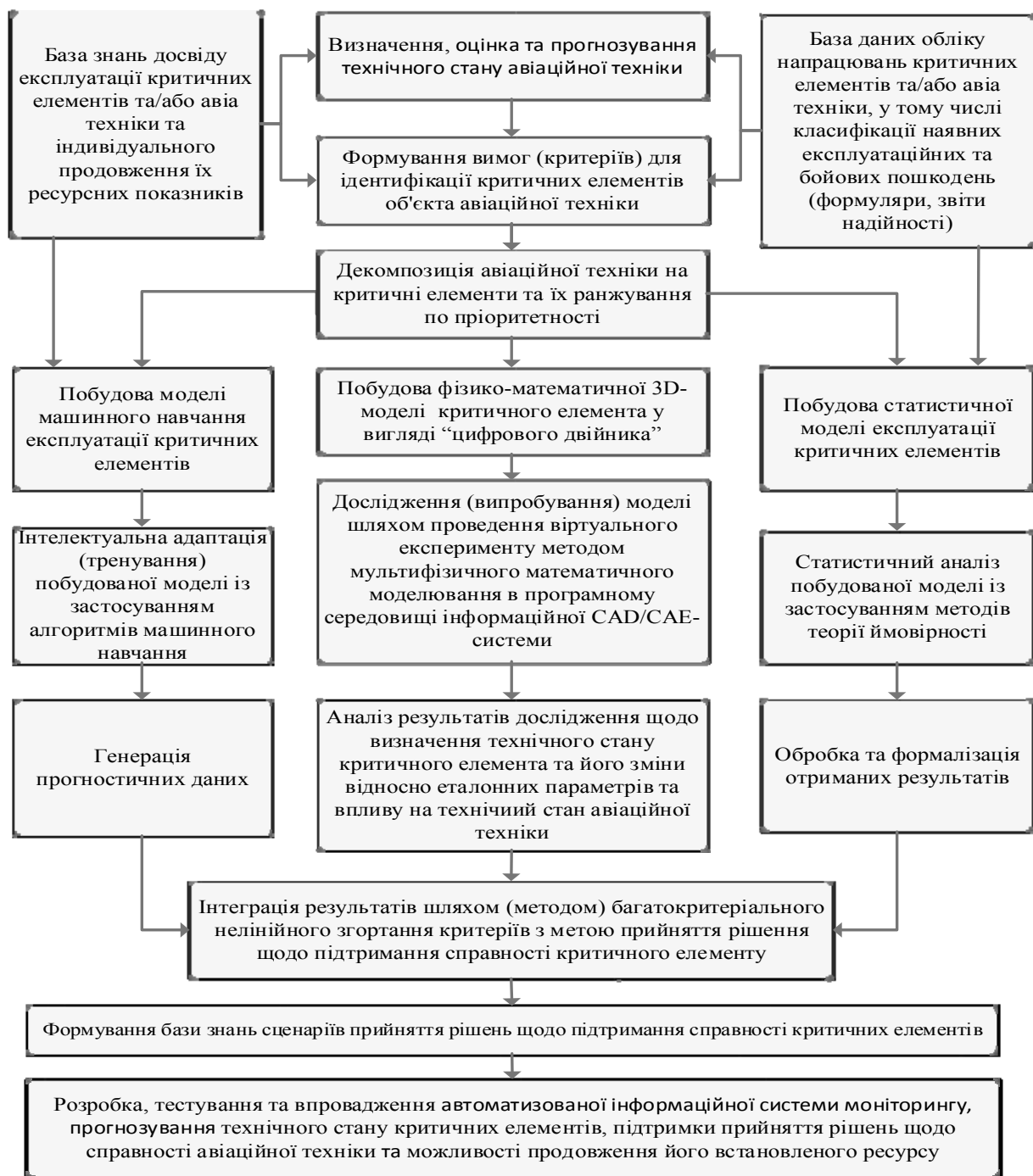


Рис. 2. Структурно-логічна схема алгоритму реалізації розробленої методики проектування інформаційної системи
Джерело: розроблено авторами

побудова моделі нейронної мережі та її “тренування” на історії прийнятих рішень щодо експлуатації критичних елементів із застосуванням алгоритмів машинного навчання з метою подальшої генерації прогностичних даних про технічний стан критичного елемента [19].

На завершальному етапі виконуються обробка, формалізація та інтеграція отриманих результатів із застосуванням методу багатокритеріальної нелінійної згортки даних із метою прийняття управлінських рішень щодо подальшої експлуатації критичних

елементів. На основі реалізованих сценаріїв прийнятих рішень формується база знань, яка буде використана під час розробки автоматизованої інформаційної системи моніторингу, прогнозування технічного стану визначених об'єктів та підтримки прийняття рішень щодо можливості продовження їх встановленого ресурсу з урахуванням отриманих експлуатаційних та бойових пошкоджень.

Слід зазначити, що виконання представленого алгоритму неможливе без відповідних структур даних наступного характеру (рис. 3):



Рис. 3. Складові інформаційного поля системи підтримання справності авіаційної техніки
Джерело: розроблено авторами

база знань досвіду експлуатації критичних елементів – містить дані про попередню історію експлуатації визначених об'єктів, включаючи регламентні технічні обслуговування, виконані ремонти, допуски до експлуатації, показники надійності та тривалості їх служби;

база даних обліку напрацювань критичних елементів – фіксує дані про їх актуальний технічний стан, ресурсні показники, отримані експлуатаційні та бойові пошкодження та їх класифікацію;

банк даних із наборами параметрів хімічних та фізико-механічних властивостей конструкційних матеріалів – зберігає інформацію про матеріали, з яких виготовлено критичні елементи, зокрема хімічні та фізико-механічні характеристики, які необхідні для побудови та аналізу фізико-математичної 3D-моделі;

база даних фізико-математичних 3D-моделей реальних критичних елементів – містить «цифрові двійники» реальних критичних елементів, які необхідні для проведення віртуальних експериментів;

база даних фізико-математичних 3D-моделей еталонних критичних елементів – містить “цифрові двійники” еталонних зразків критичних елементів, що служать для порівняння з реальними елементами та оцінки відхилень у технічному стані.

база знань сценаріїв прийняття рішень щодо підтримання справності об'єктів авіаційної техніки – зберігає впроваджені управлінські рішення щодо оцінки та прогнозування їх технічного стану, що

допомагає в управлінні життєвим циклом та прогнозуванні можливих відмов.

Висновки

Розробка та впровадження автоматизованої інформаційної системи згідно із запропонованим методичним підходом із використанням інноваційних технологічних рішень та методу критичних елементів дозволить:

об'єктивно та швидко визначати фактичний технічний стан авіаційної техніки, з урахуванням отриманих експлуатаційних та бойових пошкоджень;

контролювати динаміку зміни технічного стану авіаційної техніки у порівнянні з його попередніми або еталонними значеннями;

суттєво зменшити вартість відновлення справності авіаційної техніки та максимально використати встановлені ресурсні показники шляхом їх безперервного моніторингу та прогнозування залишку;

своєчасно приймати науково-обґрунтовані рішення щодо продовження встановленого ресурсу авіаційної техніки.

Зазначені вище переваги дозволять на практиці реалізувати стратегію експлуатації парку авіаційної техніки Збройних Сил України до граничних значень з метою забезпечення повного використання її ресурсного потенціалу, закладеного на стадіях розробки та виробництва.

Напрями подальших досліджень. Подальші наукові дослідження доцільно проводити за такими напрямками.

1. Розробка підсистеми автоматизованого збору й обробки даних із датчиків та інших джерел у режимі реального часу. Це дозволить швидше отримувати оновлену інформацію про технічний стан критичних елементів та зменшить ризик людських помилок. Зокрема це можна зробити шляхом інтегрування системи інтернету речей (IoT) для моніторингу технічного стану в реальному часі, що дасть змогу оперативно отримувати дані про стан кожного компонента.

2. Розробка алгоритму оцінки економічної доцільності продовження ресурсу критичних елементів на довгострокову перспективу. Це дозволить приймати більш обґрунтовані рішення щодо можливих ремонтів або заміन.

3. Оптимізація запропонованої структури даних інформаційної системи, а саме – інтеграція окремих баз даних в єдину централізовану систему збереження. Це спростить доступ до даних, пришвидшить їх пошук та зменшить вірогідність дублювання інформації.

4. Інтеграція з іншими інформаційними системами, наприклад логістичними.

Список літератури

1. Олещук М. М., Шамко В. Є., Жарик О. М. (2021). Аналіз сучасного стану та завдань Повітряних Сил Збройних Сил України. Наука і оборона. Науково-теоретичний та науково-практичний журнал. – К.: НУОУ, 2021. – Вип. № 16(3). – С. 28-35.
2. Олещук, М. М., Коршець, О. А., Горбенко, В. М. Погляди щодо напрямків розвитку Повітряних Сил Збройних Сил України з урахуванням досвіду російсько-української війни. Повітряна міць України. Науково-практичний журнал. – К.: НУОУ, 2022. – Вип. №1(2). – С. 6–13.
3. Воронов А. О. Сучасні методи моніторингу технічного стану авіаційної техніки. Вісник Національного авіаційного університету. – К.: НАУ, 2020. – Вип. № 3. – С. 25–31.
4. V. Kotsyuruba, I. Datsenko, A. Bolohin. Modern methods for forecasting the technical condition of aviation equipment. Social Development and Security. Vol. 11(3). 2021. – P. 156–161.
5. Хижняк В.В., Литовченко А.О., Дмитрієв А.Г. Аналіз методів прогнозування технічного стану складних систем та особливості їх застосування при формуванні програм експлуатації державних еталонів. Системи озброєння і військова техніка. – Х.: ХНУПС, 2016. – Вип. №4(48). – С. 57–60.
6. J. Yao, Y. Yang. Systematic Review of Digital Twin Technology and Applications. Visual Computing for Industry, Biomedicine, and Art. Vol. 6, no. 10. 2023. – P. 75–95.
7. S. Koeberle, M. Thiele. Application of 3D-scanning for structural and geometric assessment of aerospace structures. CEAS Aeronautical Journal, Vol. 14(2). 2023. – P. 25–38.
8. Пашенко С. В., Шульгін А. А., Харченко В. О. Концептуальні основи застосування інноваційних технологій 3D-сканування в контексті підтримання льотної придатності авіаційної техніки державної авіації. Зб. наук. праць. – К.: ДНДІА, 2023. – Вип. № 19(26). – С. 150-155. DOI: <https://doi.org/10.54858/dndia.2023-19-21>.
9. Карасьов О.Г., Шульгін А.А., Чемерис Є.І., Башинський К.В., Холодний Р.В. Особливості застосування CAD/CAE систем у контексті продовження ресурсу жарових труб основних камер згоряння ТРДД літаків тактичної авіації. Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки. 2022. Вип. 3(13). С. 145-153.
10. Голубовський, М. П., & Ясній, В. П. (2024). Огляд застосування штучного інтелекту та машинного навчання у прикладній механіці. Scientific Bulletin of Ivano-Frankivsk National Technical University of Oil and Gas. – І.: ІФНТУНГ, 2024. Вип. №1(56). – С. 79–91. [https://doi.org/10.31471/1993-9965-2024-1\(56\)-79-91](https://doi.org/10.31471/1993-9965-2024-1(56)-79-91)
11. Подвойський, О. І. Засіб моніторингу технічного стану авіаційного обладнання. Кваліфікаційна робота. – К.: НАУ, 2023. – 112 с.
12. Шульгін, А.А. Буліч, І.О. Харченко, В.О. Удосконалення процесу експлуатації авіаційних двигунів шляхом застосування методу критичних елементів. Проблеми оборонного менеджменту: теорія і практика. Збірник тез доповідей. – К.: НУОУ, 2024. – Вип. №1(2). – С. 97-100.
13. R. Bakhat, C. Bentahar, S. Aharouay. Failure Mode Effects and Criticality Risk Analysis: Review & Application within the Scope of the Wind Turbine. Journal of Integrated Studies in economics, law, technical sciences & communication. Vol. 1 No. 1. 2021. – P. 1-21 DOI: 10.13140/RG.2.2.11577.02404.
14. Y. Haimes. Risk Modeling, Assessment, and Management. John Wiley & Sons. 2015. – 720 p.
15. A Brief Guide to Fault Tree Analysis (FTA) – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://safetyculture.com/topics/fault-tree-analysis/>
16. ISO/IEC/IEEE 15288:2023 Systems and Software Engineering - System Life Cycle Processes. International Organization for Standardization. 2015. 116 p.
17. Найко Д.А., Шевчук О. Ф. Теорія ймовірностей та математична статистика: навч. посіб. – В.: ВНАУ, 2020. – 382 с.
18. Шостак В. Г., Пашенко С. В., Шульгін А. А., Харченко В. О. Методичний підхід щодо визначення фактичного технічного стану об'єктів авіаційної техніки із використанням інноваційних технологічних рішень. Прикладна механіка. Праці І Міжнародної науково-технічної конференції. – Т.: ТНТУ, 2024. – С. 267-270.

19. K. Coleman. Use Case: Machine Learning for Predictive Maintenance in Aviation. – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://www.odysight.ai/articles/aviation/machine-learning-use-cases-for-condition-based-monitoring-and-predictive-maintenance-in-aviation/>

Надійшла до редколегії 30.10.2024

Схвалена до друку 22.11.2024

Відомості про авторів:

Пашенко Сергій Валерійович

кандидат технічних наук
доцент
заступник начальника Державного науково-дослідного інституту авіації з наукової роботи,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-8513-2488>

Шульгін Артем Анатолійович

кандидат технічних наук
старший дослідник
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-2403-7348>

Харченко Володимир Олександрович

науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-8153-7306>

Information about the authors:

Serhii Pashchenko

Candidate of Technical Sciences
Associate Professor
Deputy Chief
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-8513-2488>

Artem Shulhin

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-2403-7348>

Volodymyr Kharchenko

Research Associate
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-8153-7306>

METHODOLOGICAL APPROACH TO MONITORING AND FORECASTING THE TECHNICAL CONDITION OF AIRCRAFT WITH REGARD TO OPERATIONAL AND COMBAT DAMAGE

S. Pashchenko, A. Shulhin, V. Kharchenko

The article presents a comprehensive approach to monitoring and predicting the technical condition of military aircraft, with a focus on maintaining operational reliability in the face of increased combat and operational stress. The proposed methodology is based on the critical elements method (CEM) and integrates advanced technologies, including 3D scanning, CAD/CAE physical and mathematical modeling, and machine learning algorithms.

The article outlines the importance of addressing technical challenges that have emerged due to the heightened intensity and complexity of military aviation tasks. Traditional monitoring methods are deemed insufficient for the current demands, prompting the need for new data-driven approaches. CEM enables the identification and prioritization of essential components whose failure could critically impact aircraft performance and safety. The methodology involves constructing statistical and digital models for these components, which helps in generating predictive insights into their degradation and failure risks.

Key stages include data collection on wear and damage, virtual testing using digital twins, and predictive analysis through neural networks trained on historical data. This methodical approach ensures that real-time data on critical elements is processed to assess their actual condition, allowing for effective and timely maintenance decisions. The authors propose the development of an automated information system to streamline the monitoring and forecasting processes, ultimately optimizing resource allocation and maintenance operations while extending the life of key components.

Future research areas highlighted in the article include creating real-time data acquisition subsystems, incorporating IoT sensors, and evaluating the cost-benefit of extending service life for critical components. These innovations are expected to contribute significantly to the sustainable use of military aviation resources under conditions of limited availability and high operational demand.

Keywords: information system, aviation equipment, technical condition monitoring, digital twin, predictive maintenance, critical element, machine learning, life cycle, statistical modeling, failure risk.

О.І. Проценко, С.В. Журавльов, В.А. Мартинюк

Харківський національний університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба, Харків

НАПРЯМИ УДОСКОНАЛЕННЯ ІСНУЮЧОЇ СИСТЕМИ ВІДНОВЛЕННЯ ВІЙСЬКОВИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН, ЩО ОТРИМАЛИ БОЙОВІ ПОШКОДЖЕННЯ

У статті викладено проблематику підтримки авіаційної техніки Збройних Сил України у справному стані, з урахуванням бойових пошкоджень, що отримані під час ведення бойових дій високої інтенсивності. Розглянуто існуючу систему військового ремонту авіації Збройних Сил України. Наведено докази неефективності наявної системи військового ремонту авіаційної техніки, висвітлені проблеми підтримки військової авіації України у справному стані за умови бойового застосування під час ведення довготривалого збройного протистояння. Проаналізовано досвід проведення відновлення авіаційної техніки у провідних країнах світу, які брали участь у військових конфліктах різної інтенсивності, та запропоновано організаційно-структурну схему перспективної системи військового ремонту авіаційної техніки. Запропоновано шляхи удосконалення системи військового ремонту авіаційної техніки.

Ключові слова: авіаційна техніка, бойові пошкодження, відновлення, система військового ремонту, технічна документація.

Вступ

Постановка проблеми. Військова авіація – одна з головних складових бойового потенціалу Збройних Сил України (ЗСУ). Вона спроможна виконувати завдання, відповідно до вимог бойового застосування, що зазначені в [1].

Але українська військова авіація також має свої проблеми. Головна з них – це застаріла радянська техніка, що потребує заміни, або модернізації для сучасного ведення бойових дій (БД).

З початком повномасштабної збройної агресії російської федерації проти України з'явилася проблема захисту військових повітряних суден (ПС) від сучасних систем ураження.

Значна кількість обстрілів місць базування авіаційної техніки (АТ) та поспішна передислокація військових авіаційних частин (АЧ) у перші дні російського вторгнення загострили проблему виконання технічного обслуговування (ТО) та ремонту. Частково був втрачений ремонтний фонд, лабораторне та спеціальне обладнання, матеріали, технічна документація тощо.

Гостро постала також проблема функціонування авіаремонтних підприємств (АРП). Постійні ворожі удари, перебої з електропостачанням, руйнування інфраструктури підприємств, суттєве ускладнення логістики та міграція персоналу АРП створила проблему неможливості виконання усіх видів заводського ремонту. Також суттєво погіршилися взаємодія між органами керівництва АЧ та АРП.

Утримання АТ в постійній справності та готовності до ведення БД і оперативне відновлення пошкодженої АТ – основні завдання інженерно-авіаційної служби (ІАС), що здійснюються силами інженерно-технічного складу.

Але тут також існують проблеми. Головна з них це забезпечення кваліфікованим персоналом інженерно-технічного складу для виконання ТО та ремонту. Це зумовлено відсутністю школи підготовки та перенавчання особового складу груп засобів наземного обслуговування і планеру (ЗНО і П) технічно-експлуатаційних частин (ТЕЧ). Більшість фахівців ІАС не мають досвіду виконання ремонту та не володіють необхідними знаннями ремонтної документації.

Велика інтенсивність польотів у районі ведення БД, а особливо, ворожий обстріл місць розміщення військової АТ Збройних Сил України призводить до появи бойових пошкоджень (БП) ПС. БП у результаті впливу зброї противника – це пошкодження планеру ПС, його систем, бойових та технічних засобів, що полягає в порушенні справного стану об'єкта, коли зберігається його працездатність.

Відновлення наслідків від впливу БП веде до значного зростання обсягу робіт та їх складності, що не завжди передбачене керівними документами. Зростає кількість технічної інформації, що отримана при виконанні ремонтних робіт, з'являється потреба пошуку нових стратегій ремонту, методів оперативного діагностування, аналізу та класифікації впливу різноманітних наслідків БП.

Протягом періоду ведення війни, змінився характер льотних завдань, що ставляться перед військовою авіацією ЗСУ, а саме:

- використання нового сучасного іноземного озброєння та авіаційних засобів ураження, що не передбачене для встановлення вимогами технічної документації (ракети Storm Shadow/SCALP-EG);
- виконання тривалих польотів на гранично малих висотах;

– застосування авіації не за призначенням (використання транспортних вертольотів для нанесення ураження по наземних цілях з кабування тощо).

Виконання саме таких нехарактерних для ПС польотів у районі ведення БД загострило проблему підтримки справності АТ. Адже нерозрахункові та тривалі навантаження на силові елементи конструкції планера, сумісно зі старінням матеріалу ускладнюють оцінку цілісності, діагностику та можливості з відновлення ПС з БП в АЧ, відповідно керівної документації.

ТО та ремонт АТ державної авіації охоплює широкий спектр організацій, що здійснюють ремонт, модифікацію, модернізацію, ТО та беруть участь у збільшенні ресурсних показників державних ПС, їх компонентів та обладнання. У статті ми обмежимо розгляд проблеми збереження працездатності військової авіації ЗСУ тільки в межах АЧ та розглянемо її як систему військового ремонту (СВР).

СВР визначається як сукупність взаємозалежних засобів, документації та виконавців ТО та ремонту, що необхідні для підтримки та відновлення якості чи експлуатаційних характеристик об'єктів, що входять до цієї системи.

СВР тісно пов'язана з процесом розвитку АТ. Тому для підтримання справності ПС, проведення ТО та ремонту потрібно паралельно з розвитком АТ проводити вдосконалення СВР.

Однак, аналіз показує, що лише до 70-х років минулого століття розвиток СВР відповідав потребам АТ, забезпечуючи підтримку справності ПС, ТО та їх ремонт (зміна організаційної структури, поява та модернізація засобів ТО та ремонту, розробка необхідної експлуатаційної та ремонтної документації), йшов паралельно з розвитком покоління АТ. Наявні пересувні авіаційні ремонтні майстерні (ПАРМ) та пересувні засоби військового ремонту (ПЗВР) були ефективними для відновлення АТ.

Надалі різниця між розвитком технічних характеристик АТ та можливостями СВР призвела до того, що вдосконалення ІАС за рахунок підвищення якості робіт за існуючої організаційної структури практично вичерпані.

Необхідність виконання інтенсивних польотів під час ведення БД з урахуванням вище перелічених труднощів відновлення АТ ще більше загострює проблему збереження працездатності військової авіації України, вирішенням якої може бути або обмеження кількості бойових вильотів, або розвиток та вдосконалення існуючої СВР.

Зрозуміло, що питання обмеження кількості бойових вильотів не може розглядатися в умовах збройної агресії російської федерації проти України. Тому удосконалення існуючої системи відновлення ПС, що отримали БП є актуальною

науковою проблемою збереження працездатності військової авіації ЗСУ.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Нормативно-правову базу України у сфері виконання експлуатації та ремонту АТ складає низка законодавчих актів та методичних посібників [2...7].

Перегляд організаційної структури СВР військової авіації ЗСУ та удосконалення наявної документації з відновлення АТ за отримання БП під час ведення БД в Україні до цього часу широко не розглядався.

Аналізуючи значний досвід системи відновлення пошкоджених літаків Військово-повітряних сил (ВПС) США, що має назву Aircraft Battle Damage Repair (ABDR), розуміємо чому командування країн Північноатлантичного договору (анг. North Atlantic Treaty Organization – NATO) розглядає ремонт БП літаків і вертольотів як найважливіший фактор підтримки високого рівня боєздатності авіації під час ведення БД. Спираючись на дані [8], під час війни у В'єтнамі було вперше проведено повний аналіз БП та системи проведення ремонту ВПС США. З усіх літаків, задіяних у конфлікті, 23 % були втрачені, 21 % вийшли з війни неушкодженими, а решта 56 % повернулися на базу з БП. Спочатку ВПС США виявилися неготовими до таких значних БП, ABDR проводилося польовими групами підрядників цивільної оборони. Потім для підтримки ефективності ремонту ВПС США сформували висококваліфіковані урядові групи швидкого ТО, із залученням техніків та інженерів з ремонтних складів США. Але труднощі з логістикою і громадською думкою (більшість фахівців були цивільними) призвели до створення спеціальних бригад загальновійськового обслуговування, що склалися з техніків, логістів та інженерів та входили до складу ескадрилей матеріально-технічного забезпечення.

Британські Королівські ВПС на початку Другої світової війни під гострою загрозою нападу Німеччини розробили процедури швидкого тимчасового ремонту літаків і мобілізували цивільні механічні майстерні та ремонтні гаражі для допомоги в ремонті та виготовленні частин літаків [8].

Німецьке Люфтваффе, з більш послабленими умовами загрози в перші роки війни, створило стандарт, за яким проводилась упаковка та транспортування літаків, що мали пошкодження понад 40 %, назад їхньому виробнику для виконання повного ремонту до початкового стану.

Ізраїльські повітряні сили також мають свою історію відновлення літаків з БП та власні унікальні підходи до побудови ABDR. Згідно з [9] відмінна ефективність ремонту визначається як повернення 50 % пошкоджених літаків до строю за 24 години та 80 % за 48 годин. Ізраїльські повітряні сили розробили ефективну систему проведення тимчасового ремонту для ABDR та продемонстрували ефективність своєї системи

швидкого ремонту на бойову готовність під час війни 1973 року. Оцінку пошкоджень АТ та проектування функціонування ABDR проводили призначені інженерні підрозділи ТО за підтримки висококваліфікованих техніків, розташованих на робочих базах, дозволяючи проводити всі види ремонту на місці в межах укриття. Використання швидкої технології тимчасового ремонту дозволили ВПС Ізраїлю повертати 72 % пошкоджених літаків до ведення БД протягом 24 годин [8].

Джерело [10] наводить результати аналізу співвідношень витрат, пошкоджень, відремонтованої техніки деяких країн та вплив різних методів ремонту до рівня відновлення ПС. Так, наприклад, досвід БД Королівських ВПС у війні на Фолклендських островах 1982 року свідчить, що кожен літак, який мав БП, був відремонтований принаймні один раз.

Існує технічний посібник Aircraft Battle Damage Assessment and Repair (ABDAR) з оцінки та ремонту БП літаків [11], де постійно удосконалюються вимоги, що викладені у військовій специфікації США MIL-PRF-87158B, детально обґрунтовується підхід до відновлення БП, таких як ремонт конструкцій літаків, структурних компонентів, електричних і механічних систем тощо.

Як видно з аналізу публікацій, СВР та її організаційна структура під час ведення БД постійно удосконалюються.

Одна з найважливіших характеристик під час ведення БД, що відрізняється від повсякденного проведення ТО, це обмеження витрат часу на оцінку шкоди та ремонт пошкоджень АТ. Швидка і точна оцінка БП є важливою частиною проведення ремонту наслідків БП ПС [12].

Стандартизований опис інформації про БП літаків не тільки допомагає зменшити витрати часу на оцінку бойових збитків, а й сприяє просуванню застосування дистанційного оцінювання, експертну та інтелектуальну оцінки [13]. З огляду на відмінність зовнішніх джерел впливу, матеріалів конструкції ПС та різноманітність БП, дослідження зі стандартизації БП і їх класифікація ще не завершені.

Організація ремонту БП є предметом постійного пошуку шляхів взаємодії між фірмами-виробниками АТ, органами матеріально-технічного забезпечення та авіаційними частинами. Методика усунення БП відрізняється від ремонту АТ у мирний час скороченням термінів проведення відновлювальних робіт, відповідною технологією операцій, а також умовами виконання ремонту, які, як правило, незручні, а іноді й небезпечні, оскільки місце ремонту найчастіше знаходиться у зоні бойових дій. Якісне виконання усіх робіт із ремонту БП вимагає від фахівців глибоких знань конструкції АТ, винахідливості, практичних навичок та належної професійної кваліфікації. Сучасні технологічні можливості виконання ремонту наслідків БП значно відрізняються від можливостей подібного ремонту, що проводився

раніше. Це пояснюється, головним чином, різницею у складності конструкцій зразків АТ.

Під час аналізу досвіду усунення наслідків впливу БП АТ в інших країнах, суттєвим фактором є значна фінансова допомога від держави. Іншим важливим фактором є наявність заводів-виробників ПС на теренах цих країн. Тому, зважаючи на неможливість забезпечення даних факторів на території України, СВР в нашій державі вимагає пошуку інших варіантів вирішення проблеми відновлення військових ПС, що отримали БП.

Мета статті – пошук шляхів удосконалення існуючої системи відновлення військових ПС, що отримали БП.

Виклад основного матеріалу

Одним із найважливіших напрямів у забезпеченні готовності та підтримки необхідного рівня справності ПС є удосконалення процесу технічної експлуатації та відновлення АТ.

Ремонт АТ – комплекс операцій для відновлення справного чи працездатного стану АТ та її ресурсних показників. Усунення наслідків впливу БП здійснюється саме завдяки проведенню ремонту ПС.

За місцем виконання ремонт АТ поділяється на військовий і заводський [2, с. 161...166]. За обсягом ремонт поділяється на поточний, середній, капітальний та ремонт АТ за технічним станом. Середній, капітальний та ремонт АТ за технічним станом виконуються підприємствами авіаційної галузі (розробниками, виробниками та АРП).

Небезпека ракетно-бомбових ударів, перебоїв з електропостачанням, руйнування інфраструктури, суттєве ускладнення логістики через пошкодження матеріальної бази та міграція персоналу АРП створюють проблеми у процесі виконання заводського ремонту і спонукають до пошуку шляхів удосконалення виконання військового ремонту під час ведення БД.

Військовий ремонт (ВР) АТ виконується в місцях розміщення чи базування АЧ або в тимчасових місцях розташування несправної техніки. ВР проводиться силами та засобами військових АЧ, а також бригадами ремонтних підприємств та підприємств-виробників, і включає:

- операції виявлення несправного агрегату, блоку, системи;
- локалізацію несправного агрегату, блоку, системи;
- діагностування несправного агрегату, блоку, системи з використанням діагностичного обладнання;
- усунення несправності шляхом налагодження або заміни елемента, що відмовив, виконання регулювальних робіт;
- контроль технічного стану відновленого агрегату, блоку чи системи;
- контроль працездатності ПС загалом.

Під час ведення БД виконання більшості з перелічених пунктів суттєво ускладнене. При цьому ВР під час ведення БД є основним видом відновлення справності АТ. Адже відновленням досягається постійне, безперервне та оперативне усунення відмов та пошкоджень АТ, а, отже, підтримується встановлений рівень справності та готовності АТ до бойового застосування. Від організації виконання ВР залежать такі складові фактори, як справність та довговічність експлуатованої бойової АТ, міцність конструкції планера та, відповідно, здатність АЧ виконувати необхідну кількість польотних завдань. Отже, далі у статті ми будемо розглядати ВР не як окрему складову, а як систему, що впливає на перераховані фактори.

До початку російсько-української війни ВР не розглядався важливим фактором підтримки високого рівня боєздатності військової авіації в Україні. СВР ґрунтувалася на залишках радянської спадщини літакобудування, критерії відновлення та ремонту не змінювалися, не враховувався фактичний вік АТ, практично була відсутня підготовка фахівців ІАС за цим напрямом. На даний час ПАРМ в Україні не існує, а ПЗВР, які є на озброєнні [3], і були ефективними для відновлення АТ півстоліття тому, з розвитком нових технологій є застарілими.

У мирний час наявність СВР обумовлювалася необхідністю оперативного відновлення пошкодженої АТ у процесі її експлуатації. В основному, пошкодження АТ виникали внаслідок наступних чинників:

- помилки льотного та інженерно-технічного складу під час експлуатації АТ;
- старіння та зниження рівня надійності окремих вузлів, агрегатів та систем ПС у процесі їх експлуатації;
- вплив природних та метеорологічних факторів (зіткнення з птахами, град, зледеніння тощо).

Під час ведення БД до всього вищеперерахованого додалися нові чинники, а саме:

- вплив непрогнозованих БП під час виконання польотів в зоні БД;
- отримання пошкоджень на місці розташування АТ.

Оскільки БП є майже невід’ємним результатом збройного конфлікту, то відновлення АТ, після впливу БП, дозволяє військовій авіації України залишатися у працездатному стані

Наслідки БП найчастіше впливають на експлуатаційну міцність та цілісність конструкції планера ПС, і умовно їх можна розділити на дві групи:

1) конструктивно-технологічні пошкодження агрегатів чи вузлів силових елементів, що впливають на запас міцності конструкції планера;

2) пошкодження цілісності обшивки чи інших елементів планера ПС від дії різних засобів ураження (осколки, кулі, фугасні заряди, ударна хвиля тощо).

Безліч варіантів, що виникають внаслідок взаємного впливу цих двох груп БП, призводять до того, що на практиці виникає проблема прийняття рішення щодо обрання технологічних операцій для усунення усіх наслідків БП при збереженні міцності елементів конструкції.

З початком повномасштабної збройної агресії російської федерації проти України, кількість уражень ПС значно зросла [14]. До звичайних засобів ураження додалося застосування новітньої техніки протиповітряної оборони, зокрема самохідного зенітного ракетно-гарматного комплексу наземного базування Панцир С1, та нових ракет класу “повітря-повітря” К-37М [15]. Застосування ворогом керованих авіаційних ракет, зокрема Х-47М2, та безпілотних систем ураження призводить до появи БП АТ в місцях її розташування. Отримані БП, в результаті сучасних особливостей ведення БД, змушують до суттєвого перегляду можливостей виконання відновлення АТ. Адже технологічна документація з відновлення АТ базується на застарілих оцінках впливу БП на конструкцію планера ПС. У процесі прийняття рішень щодо проведення ремонту потрібно враховувати бойову живучість ПС.

Бойова живучість – здатність ПС виконувати поставлене завдання в умовах вогневої протидії противника.

Проектування техніки, що знаходиться на озброєнні військової авіації України, проводилося багато десятиліть тому, і не враховувало розвиток засобів ураження ворожих систем. Зміна характеру льотних завдань та старіння матеріалів ускладнюють оцінку бойової живучості ПС.

Недостатня оцінка вимог забезпечення бойової живучості може призвести до неузгодженості заданих льотно-тактичних властивостей та наявних експлуатаційних характеристик ПС в умовах сучасного бойового застосування. Особливо, якщо відбувалося доопрацювання ПС та були внесені нові конструкційні матеріали як в силових елементах планера, так і в певних його системах. Це в кінцевому підсумку є причиною розбіжності між заданими та наявними характеристиками ПС, що призводить до необґрунтованих витрат під час проведення ремонту.

Виконання операцій з відновлення конструкції планера ПС сучасними засобами ВР, за дотримання вимог ремонтної документації, спричиняє на практиці виникнення багатьох неоднозначних питань: оформлення технічної документації, вплив наслідків ремонту елементів планера на міцність конструкції, застосування несертифікованих інструментів та матеріалів тощо.

Ремонтна документація розробляється конструкторським бюро (розробником АТ) та заводом-виробником. На АРП вона надходить у готовому вигляді під час освоєння ремонту. Оскільки у процесі розроблення документації неможливо врахувати всі особливості майбутньої експлуатації виробу, поява нових дефектів, особливо за великих термінів напрацювання, спонукає потребу у коригуванні основних комплектів документів. Крім того, від моменту розробки документації до її впровадження на АРП проходить значний час, що обчислюється роками. Технологічна наука розробляє нові перспективні технологічні процеси відновлення деталей, покращення експлуатаційних параметрів під час проведення ремонту, знаходить способи розширення номенклатури деталей, що відновлюються. Технологи АРП хоч і відчують необхідність коригування документації, та не мають права самостійно її змінювати. Для зміни документації існує спеціальна процедура випуску бюлетенів промисловості. Ці бюлетені розробляються підприємствами, що є розробниками та виробниками АТ, проходять необхідні погодження та надходять на АРП як невід'ємна частина керівництва з капітального ремонту. Вони можуть містити операції конструктивного доопрацювання АТ, зміни порядку її експлуатації чи безпосередньо зміни технології ремонту.

Беручи до уваги походження наявної АТ, що знаходиться на озброєнні ЗС України, певні аспекти двостороннього співробітництва між заводами-розробниками ПС російської федерації та АРП України не можливо використовувати в партнерських відносинах.

Це в свою чергу, як зазначалося раніше, впливає на можливості своєчасної зміни і модернізації технологій відновлення АТ, при дотриманні спеціальної процедури випуску бюлетенів промисловості.

Тому на практиці, паралельно до ремонтної документації, де наведено основні методи та типові технології проведення ВР агрегатів і вузлів конструкції планера ПС, особовий склад ІАС АЧ використовує набутий досвід оцінки поточного технічного стану та вибору відповідного виду ремонту за пошкодження конкретного елемента конструкції. Це, в свою чергу, потребує консультацій з представниками АРП, адже зміна обсягів робіт під час виконання ВР та потреба пошуку вдосконалення методів відновлення призводить до відхилення від вимог технічної документації. Після проведення ремонту фахівці ІАС обґрунтовують, чи спроможне ПС виконувати бойове застосування в повному обсязі, чи допускається його експлуатація з індивідуальними обмеженнями режимів польоту.

Попередня оцінка технічного стану пошкоджених ПС проводиться спеціалістами АЧ. Результати оцінки і пропозиції до порядку виконання ремонту доповідаються за командою.

Заступник командира частини з ІАС, виходячи з технічного стану пошкодженого ПС, аналізу необхідних і наявних сил та засобів, приймає рішення і організовує його ремонт.

У випадку, якщо ремонт силами АЧ неможливий, розслідування, оцінка технічного стану пошкодженого ПС, обґрунтування доцільності і можливості його відновлення до працездатного стану, відпрацювання пропозицій до подальшого використання проводиться комісіями із включенням до їх складу представників АРП і (за наявності договору на технічне супроводження) конструкторського бюро та підприємства-виробника пошкодженого ПС.

Створення комісій, включення до їх складу представників АРП, ведення супутньої документації займає певний обсяг часу. Інтенсивність отримання БП під час ведення БД, а особливо оцінка технічного стану пошкодженого ПС, сприяє збільшенню обсягу часу, що витрачається на пошук наслідків пошкоджень планера та обрання методів його відновлення.

Унаслідок величини впливу БП, з урахуванням бойової живучості, ПС може опинитися в різних технічних станах, як це показано на рис. 1.

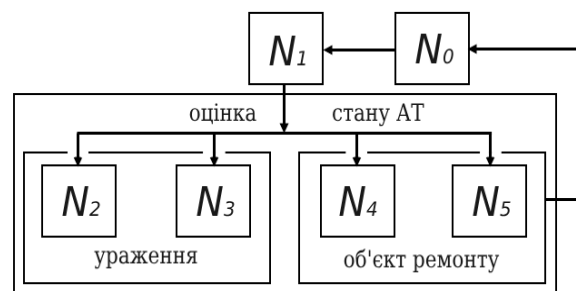


Рис. 1. Варіанти зміни технічного стану АТ

Джерело: розроблено авторами

Воно може бути ураженим або по мірі глибини пошкоджень може розглядатися як об'єкт ремонту.

На Рис. 1 зазначені зміни технічного стану, а саме: N_0 – справний стан ПС; N_1 – ПС отримало пошкодження; N_2 – ПС не підлягає відновленню; N_3 – ПС потребує капітального ремонту; N_4 – ПС потребує середнього ремонту; N_5 – ПС потребує поточного ремонту.

ПС з БП (N_3), що потрапляють в капітальний ремонт є об'єктами глибокого вивчення, діагностики наслідків впливу пошкоджень, вразливості матеріалів із точки зору забезпечення вимог бойової живучості.

ПС з БП (N_4 та N_5), що потрапляють в середній і поточний види ремонту, є об'єктами дослідження пошкодження та ремонтпридатності його елементів, без глибокого аналізу наслідків впливу БП на силові елементи планера. Основна мета цих видів ремонту – доведення ПС до працездатного стану.

Як правило, відновлення АТ, що отримала пошкодження, проводять двома основними методами:

- безпосереднє відновлення пошкоджених елементів, вузлів і ділянок конструкції (індивідуальний метод ремонту);
- заміна окремих агрегатів планера та систем, що отримали значне пошкодження (агрегатний метод ремонту).

Індивідуальний метод ремонту застосовується переважно для відновлення планера, його вузлів і корпусних деталей двигунів.

Агрегатний метод ремонту застосовується під час відновлення працездатності систем літака та двигуна (ЛД), авіаційного обладнання (АО), авіаційного озброєння (АОЗ), радіоелектронного обладнання (РЕО) і полягає у заміні пошкоджених (несправних) вузлів, блоків і приладів новими чи відремонтованими. Під час ведення БД ці два методи взаємопов'язані, тому це суттєво ускладнює процес відновлення.

Особлива увага командуванням ІАС має приділятися організації підготовки з відновлення АТ. Також потрібно враховувати постійний розвиток ракетно-космічної галузі та, особливо, безпілотних систем корегування вогню в реальному часі. Це створює суттєву проблему із забезпечення безпеки місць розташування АТ та оснащення АЧ мобільними засобами ВР, а також спонукає до перегляду вимог маскування ПС. Ремонт потрібно проводити з можливістю динамічної зміни розташування не тільки АТ, особового складу ІАС, а і стаціонарних засобів забезпечення виконання ремонту, що суттєво ускладнює можливість повного обсягу виконання необхідних робіт.

Для підтримки здатності бойового застосування військової авіації зростають вимоги до зменшення термінів виконання ремонтних робіт та, як зазначалося раніше, небезпека для особового складу під час їх виконання через можливість ворожих ракетно-бомбових ударів.

З основних напрямів організації підготовки з відновлення АТ, на які є можливість вплинути можна відзначити наступні:

- зміна організаційної структури ІАС;
- навчання особового складу ІАС виконанню ремонту АТ з бойовими і експлуатаційними пошкодженнями;
- комплектування сучасними засобами ремонту і готовність до виконання робіт;
- розподіл сил і засобів для забезпечення бойових дій частини на кількох аеродромах;
- комплектація рухомих (мобільних) ремонтних груп;
- своєчасне доопрацювання технічної документації обліку наслідків впливу БП та проведення ремонту АТ;

– забезпечення маскування місць виконання ремонту АТ.

В існуючій організаційній структурі ІАС ЗСУ ВР пошкодженої та несправної АТ в авіаційній ескадрильї (АЕ) виконується позаштатною групою військового ремонту (ГВР), засобами ремонту та контролю АЕ [6]. Схему формування ГВР показано на Рис. 2. пунктирною лінією.

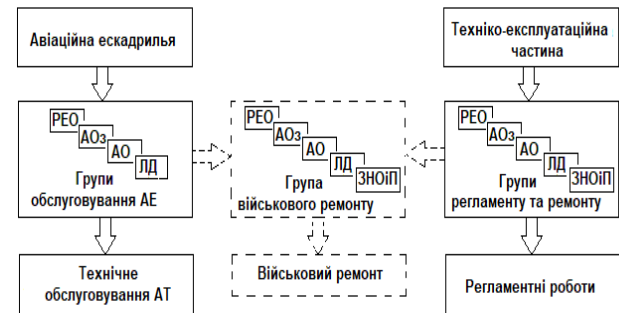


Рисунок 2. Структурна схема існуючого формування ГВР

Джерело: розроблено авторами за даними [2, с. 161, 162]

Ця група формується зі спеціалістів груп обслуговування ЛД, АО, АОЗ, РЕО АЕ та наявними засобами ВР. За необхідності (за великого обсягу ремонтних робіт, складних регульовальних робіт тощо) ГВР посилюється за рахунок особового складу відповідних груп регламенту та ремонту ТЕЧ та групи ЗНО і П.

За умов такої організації проблема полягає в тому, що на особовий склад ІАС, виконуючий роботи з ТО АТ, покладено нехарактерні завдання з відновлення справності та працездатності АТ. Тобто, виконання робіт з ремонту БП за інтенсивних БД фахівцями ІАС, що не мають достатнього рівня кваліфікації та необхідних засобів ВР, займають значну частину часу. У разі інтенсивного виконання польотів це може призвести до скорочення обсягу підготовки ПС до польотів або помилок.

Крім того, більшість АЧ, а особливо ті, що розташовуються не на своїх штатних місцях базування, мають недостатнє оснащення необхідними засобами виконання ВР та слабку матеріальну базу (частина майна залишилася на окупованій території чи втрачена при перебазуванні, обстрілах тощо), а логістичні зв'язки порушені чи ускладнені. Відновлення логістичних зв'язків, що порушені чи ускладнені, потребує суттєвих витрат часу на пошук необхідних матеріальних засобів на відновлення АТ, моніторинг наявності запасних частин, узгодження та оформлення великої кількості технічної документації.

Тому удосконалена СВР як основна складова технічної експлуатації з оперативного відновлення справності та працездатності АТ повинна:

- відповідати технічним запитам АТ, що експлуатується АЧ;
- забезпечувати перехід на режим роботи в умовах особливого періоду у встановлені терміни та вирішувати поставлені завдання щодо відновлення справності та працездатності АТ;
- забезпечувати виконання ВР АТ на базовому аеродромі, а також у разі автономної роботи на оперативному аеродромі та у місцях вимушеної посадки ПС;
- відповідати сучасним вимогам щодо встановлення обсягу ремонтних робіт на АТ;
- мати певний ступінь універсальності та уніфікації, для забезпечення можливості проведення ремонту різних типів ПС;
- забезпечувати терміновість виконання ВР АТ у разі потреби;
- мати встановлений рівень військово-економічної доцільності;
- мати необхідну матеріальну базу для виконання ремонту та кваліфікованих фахівців;
- забезпечувати мобільність переміщення та маскуванню місць виконання ВР АТ.
- забезпечувати стійке та оперативне управління у різних умовах функціонування та розміщення.

Ефективність функціонування СВР АТ залежить від великої кількості чинників, які умовно можна розбити на дві групи – керовані та некеровані, що показано на Рис.3.

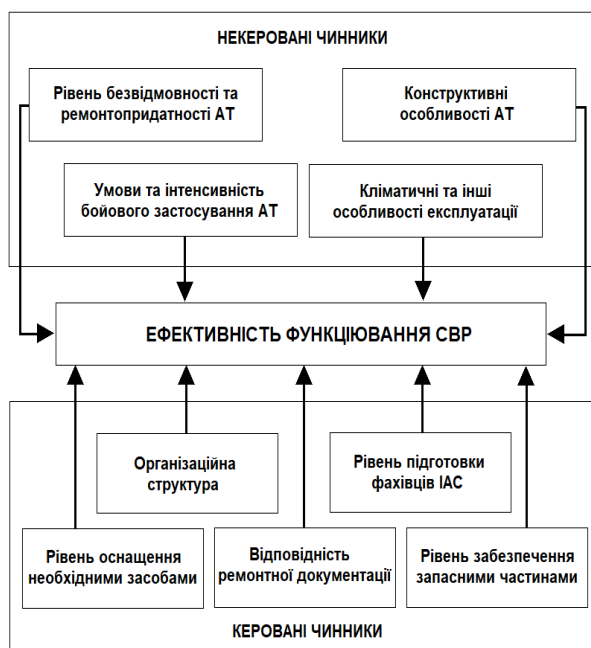


Рис. 3. Чинники, що впливають на ефективність функціонування СВР

Джерело: розроблено авторами

Чинники, на які в процесі технічної експлуатації не можна вплинути, є некерованими тому їх необхідно враховувати у процесі організації відновлення справності та працездатності АТ

До некерованих чинників належать:

- рівень ремонтпридатності та безвідмовності АТ, як об'єкта ВР;
- конструкційні особливості АТ, що закладаються під час розроблення з урахуванням призначення, рівня розвитку авіаційного матеріалознавства та технології виробництва;
- умови та інтенсивність бойового застосування АТ;
- кліматичні особливості, а під час БД і ракетно-бомбові загрози при виконанні ремонту.

Керованими є чинники, на які можливо і необхідно впливати в процесі технічної експлуатації шляхом зосередження та раціонального розподілу сил та засобів, вибором способу чи черговості дій.

До керованих чинників належать:

- організаційна структура СВР;
- рівень підготовки фахівців ІАС;
- рівень оснащення необхідними засобами військового ремонту;
- рівень оснащення необхідною ремонтною та технологічною документацією;
- рівень забезпеченості запасними частинами та матеріалами.

Розглянемо детальніше перераховані керовані чинники.

У цілому, організаційна структура СВР може бути охарактеризована кількістю рівнів виконання ремонту, складом сил та засобів для його проведення. Збільшення кількості фахівців відповідного напрямку, залучення у ГВР кваліфікованого персоналу з інших суб'єктів авіаційної галузі призведе до можливості виконання складніших видів ремонтних робіт з відновлення працездатності АТ. На організаційні зміни СВР ми детально зупинимося пізніше.

Рівень підготовки фахівців ІАС є важливим чинником. Підготовка спеціалістів необхідної номенклатури ВР має проводитися у навчальних закладах вищої професійної освіти (можливо, на базі кафедр, центрів, коледжів з обов'язковим практичним стажуванням фахівців ГВР на базах АРП). В умовах сучасного ведення інтенсивних бойових дій потрібно негайно, можливо навіть дистанційно, створювати школи підготовки фахівців ІАС для виконання ремонту. Додаткова підготовка (перепідготовка) спеціалістів повинна організовуватися за умови необхідності в умовах АЧ, залежно від запланованої спеціалізації інженерно-технічного складу або на курсах підготовки з ВР. Співпраця з країнами-партнерами

НАТО також дасть можливість отримати досвід при навчанні фахівців з ВР, та підвищити якість відновлення АТ. Як приклад, каталог навчання та освіти збройних сил Туреччини має ряд курсів підготовки фахівців з ВР [16].

Рівень оснащення необхідними засобами ВР потрібно переглянути, адже для проведення операцій з ремонту планера доцільно використання більш сучасного обладнання (індукційні нагрівачі, лазерні різачки тощо). Для оперативного та якісного виконання поставлених завдань щодо відновлення справності та працездатності АТ ремонтні підрозділи повинні бути укомплектовані не лише ПЗВР, а й обладнанням та інструментами (пересувними причепами ABDR [17]), що відповідають сучасним вимогам і забезпечують продуктивність, мобільність, автономність, володіють необхідним рівнем надійності. Потрібна тісна взаємодія з виробничими підприємствами щодо забезпечення необхідними засобами ВР а також з науковими організаціями щодо впровадження перспективних методів відновлення справності АТ.

При цьому впровадження прогресивних методів діагностування та відновлення зменшить час виконання ремонту ПС. Прикладом впровадження сучасних методів діагностування є, наприклад, застосування тепловізора для пошуку місць пошкоджень шляхом визначення імовірних місць виділення надлишкового інфрачервоного випромінювання від елементів, блоків та агрегатів, діагностування стану силових установок тощо. Прикладом впровадження сучасних методів відновлення є, наприклад, використання новітніх композитних матеріалів та спеціальних клеїв, що забезпечує більшу міцність і, як наслідок, довговічність ремонту.

Паралельно із залученням сучасного обладнання для виконання ВР потрібний перегляд необхідної ремонтної та технологічної документації. Ремонтна документація має враховувати сучасні методи ремонту, технічно можливе та економічно доцільне відновлення параметрів та характеристик виробів АТ, що змінюються в процесі експлуатації та визначають можливість використання ПС за призначенням. Як приклад, в зарубіжних технологіях допустиме застосування склеювання трубопроводів до величини тиску в них 72 кг/см². Потребують детального перегляду типові технологічні карти виконання ремонту, адже застосування сучасного обладнання та нових матеріалів під час проведення відновлення суттєво сприятиме скороченню обсягу часу та технологічності виконання робіт. Доопрацювання технології виконання

регламентних робіт (можливість їх сумісності з ремонтом ПС, поетапне проведення, скорочення обсягів та зміна календарних термінів) дасть змогу частково задіяти інженерно-технічний склад для проведення ВР.

Потрібно ініціювати створення тематичних збірників узагальненої інформації характерних і специфічних БП АТ з урахуванням досвіду проведення ВР та стандартизованого опису [13]. Наявність такої інформації допоможе зменшити витрати часу на оцінювання впливу наслідків БП та порядок відновлення ПС. Також важливо впроваджувати збірники з виконання військового ремонту, з урахуванням досвіду ведення БД. У таких збірниках важливо наводити як типові методи ремонту елементів планеру, так і альтернативні (використання нових матеріалів та обладнання), що суттєво зменшить час відновлення пошкодженого ПС до працездатного стану.

Рівень забезпеченості запасними частинами та матеріалами є одним із найважливіших чинників ефективного функціонування СВР. Відновлення справності та працездатності АТ, особливо агрегатним методом, вимагає постійної наявності як запасних частин (деталі, вузли, агрегати, блоки тощо), так і витратних матеріалів. Для повноцінного функціонування системи забезпечення запасними частинами та матеріалами необхідно запровадження певного оборотного фонду агрегатів відповідно до прогнозованих БП, введення ремонтних відомостей при проведенні ВР агрегатів планера, двигуна та обладнання ПС. Для підтримки належного рівня забезпечення запасними частинами та матеріалами потрібна тісна співпраця з іншими АЧ та АРП, створення загальної бази даних комплектуючих, налагодження взаємозв'язків з іншими країнами.

Для підтримки справності ПС потрібне своєчасне прийняття рішень щодо можливості та методів відновлення АТ, а це потребує зміни організаційної структури СВР. Тому доцільно розглядати зміну структурної схеми формування ГВР, з метою покращення взаємодії між експлуатаційними АЧ та АРП, що володіють більш сучасними методами відновлення АТ.

Як зазначалося вище, повноцінне функціонування АРП в теперішній час суттєво ускладнене через пошкодження інфраструктури та можливості ворожого ураження як матеріальної бази так і персоналу. Тому у військових АЧ, під час ведення БД, пропонується залучати до оцінки шляхів та методів відновлення саме представників АРП (далі – Представник), а до виконання складних видів ремонту фахівців АРП як показано на рис.4.

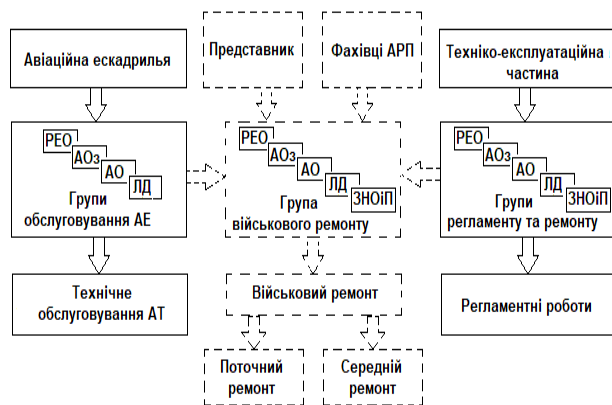


Рис. 4. Удосконалена структурна схема формування ГВР

Джерело: розроблено авторами

Основна роль Представника полягає в наступному:

- спрощення процедури обміну інформацією між військовою АЧ та АРП;
- ведення діловодства за умови визначення сил та засобів в процесі прийняття рішень щодо відновлення;
- розгляд можливостей обґрунтування використання потрібних засобів та матеріалів, а за потреби залучення необхідних фахівців;
- оцінка фахових можливостей інженерно-технічного складу АЧ під час виконання ВР.
- налагодження гнучкого логістичного забезпечення за рахунок співпраці з іншими суб'єктами авіації.
- узагальнення наслідків впливу БП на конструкцію планера ПС та методів їх відновлення в єдиний реєстр (як приклад, технічний посібник ABDAR).

Наявність Представника покращить взаємозв'язок між АЧ і АРП, адже час прибуття представника ремонтного підприємства для оцінки наслідків впливу БП на ПС мінімізується.

Виявлення відмови в системах ПС є складним завданням, а успішне його вирішення найчастіше під силу тільки досвідченому фахівцю, який добре знає особливості функціонування технічного пристрою, що перевіряється, та можливості контрольно-перевірочної апаратури, що використовується. Підраховано, що кваліфіковані інженери і техніки на пошук відмови витрачають від 70 % до 90 % загального часу, що використовується на відновлення працездатності системи, яка відмовила, і лише 10 %... 30 % – на її усунення. Наявність Представника, що отримав попередню підготовку із загально-технічних дисциплін та конструкції ПС, у складі ГВР значною мірою буде спрощувати пошук та оцінку впливу наслідків БП, доцільність та методи ремонту.

Представник, на відміну від особового складу АЕ чи ТЕЧ, володіє знаннями сучасних методів проведення ремонту, досвідом відновлення АТ на АРП, що дозволяє урізноманітнити методику проведення ремонту, обмежену технологічною документацією виконання робіт в АЧ [2...7]. А це, в свою чергу, скорочує час та розширює можливість виконання відновлення АТ.

Представник, перебуваючи в АЧ, буде знати можливості фахівців інженерно-технічного складу під час виконання певних типів ремонту та безпосередньо оцінювати складність робіт. Залучення Представника зменшить обсяг технічної документації у процесі виконання ремонту, що, в свою чергу, призведе до значного скорочення витрат часу на відновлення працездатності АТ, узагальнить обсяг технічної інформації при виконанні ремонту наслідків впливу БП в окремих АЧ у загальний реєстр АРП.

Можливість залучення персоналу АРП призведе до створення розширених ГВР в АЧ та виконання складніших видів ремонтних робіт з відновлення працездатності АТ, умовно підсистему ВР 1-го рівня (в обсязі поточного ремонту) та підсистему ВР 2-го рівня (в обсязі середнього ремонту).

Формування удосконаленої СВР на основі розглянутих вимог, з урахуванням впливу керованих та некерованих чинників, інтеграція в структурну схему формування ГВР Представника а, за необхідності, підготовлених фахівців з АРП, передбачає удосконалене функціонування СВР і, як наслідок, зменшення часу на відновлення працездатності АТ, та має нагальну потребу саме під час ведення інтенсивних БД.

Висновки

Доведено, що існуюча організаційна структура СВР об'єктивно не відповідає потребам інженерно-авіаційного забезпечення з відновлення справності наявної АТ. Це особливо гостро відчувається під час відбиття повномасштабної збройної агресії російської федерації проти України.

Одним із шляхів вирішення проблеми збереження та підтримки у справному стані АТ ЗС України за умов протидії сучасним засобам ведення війни російською федерацією є удосконалення існуючої системи СВР.

Сформовано вимоги щодо удосконалення системи СВР, які полягають у наступному:

- скорочення часу відновлення АТ авіації ЗС України, яка зазнала пошкодження під час експлуатації в умовах БД;
- застосування новітніх методів ремонту (технологій) у поєднанні з отриманими знаннями та навичками ІТС;

– обмеження чисельності ІТС, задіяних в СВР.
Шляхами удосконалення СВР є інтеграція в структурну схему формування ГВР Представника та фахівців АРП, застосування прогресивних методів і технологій ремонту, спрощення процедури обміну інформацією між військовою АЧ та АРП.

Реалізація запропонованих вимог щодо формування удосконаленої СВР вимагає:

– створення школи підготовки фахівців відповідної номенклатури ВР та постійного (обов'язкового) практичного стажування фахівців ГРВ на базах АРП та цивільних підприємствах, наближених до місць постійного базування військових АЧ;

– надання самостійних можливостей у комплектуванні ГРВ необхідним обладнанням та спорядженням для їх мобільності;

– підключення наукових організацій до

надання консультативного супроводження із впровадження перспективних методів відновлення працездатності АТ та створення стандартизації наслідків впливу БП на ПС;

– можливості співпраці із зарубіжними країнами з метою отримання досвіду виконання ремонту сучасними методами.

Запропоновані заходи з удосконалення існуючої системи відновлення військових ПС, що отримали БП, дозволять швидко та якісно проводити складні відновлювальні роботи в АЧ без залучення основної потужності АРП та забезпечать своєчасне виконання необхідної кількості вильотів під час БД.

Подальші наукові дослідження доцільно проводити безпосередньо у авіаційних частинах для оцінки термінів виконання робіт з залученням керівництва військової авіації України для аналізу змін процесів відновленню ПС, що отримали БП.

Список літератури

1. Про затвердження правил виконання польотів державної авіації України : наказ Міністерства оборони України від 05.01.2015 р. № 2. Офіційний вісник України. 2015. № 13. – 78 с..
2. Правила інженерно-авіаційного забезпечення державної авіації України : наказ Міністерства оборони України від 05.07.2016 р. № 343. Офіційний вісник України. 2015. № 66. – 193 с.
3. Регламент технічного обслуговування пересувних засобів військового ремонту. Випуск № 1106. Розпорядження заступника Головнокомандувача ВПС ЗСУ № 670(0003) від 20.10.2003.
4. ДСТУ 2389-94. Технічне діагностування та контроль технічного стану. Терміни та визначення. [Чинний від 1994-03-17]. Вид. офіц. Київ: Держстандарт України, 1994. 24 с. URL: <https://surl.li/oidia> (дата звернення 12.04.2024).
5. Організація виконання регламентних і ремонтних робіт в ТЕЧ ап і ВАРМ. Випуск № 3540. Методичний посібник. Розпорядження ГІ ВПС № 612(8099) 1975.
6. Удосконалювання підготовки особового складу авіаційних частин до військового ремонту авіаційної техніки. Випуск №1116. Методичний посібник. НО ВПС ЗСУ № 694(0003) 2003.
7. Правила схвалення організацій з технічного обслуговування та ремонту авіаційної техніки державної авіації: наказ Міністерства оборони України від 23.12.2016 р. № 714. Офіційний вісник України. 2017. № 18. С.95.
8. Lt Col William H. Foster II, USAF, Aircraft Battle Damage Repair [sic] (ABDR) 2000: Will ABDR Become the Logistics Center of Gravity by the Year 2000, Air War College Report, May 1989 (assessing 28.03.2024).
9. Holcomb D. H, Aircraft Battle Damage Repair for 90s and Beyond, Research Report No. AU-ARI -93-4, CADRE/PT, Maxwell Air Force Base, Alabama 36112, March 1994 (assessing 28.03.2024).
10. Major Trent A. Greenwell. Epidemiology of Battle-Damaged Fixed-Wing Aircraft. Department of Engineering Mechanics USAF Academy, Colorado, 2010. – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: [https:// apps/dtic/mil](https://apps/dtic/mil) (assessing 29.03.2024)
11. Performance Specification- Technical Manuals: Aircraft Battle Damage Assessment and Repair, MIL-PRF-87158B, November 1996 (assessing 20.03.2024).
12. J. Zhang, et al. Battle damage repair of aircraft structure (National Defense Industry Press, 2007) (assessing 28.04.2024).
13. Yang Jia, Zhao Hanwu, Guo Kai. Research on Standardization of Aircraft Battle Damage Description. E3S Web of Conferences 233, 04011 (2021). <https://doi.org/10.1051/e3sconf/202123304011> (assessing 28.04.2024).
14. Jakub Janovsky. List Of Aircraft Losses During The Russian Invasion Of Ukraine. web site. – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://www.oryxspioenkop.com/2022/03/list-of-aircraft-losses-during-2022.html>.
15. Корнійчук С.П. Сучасне озброєння і військова техніка російської федерації. Довідник учасника ООС. Харків 2020 р. 1221с.
16. Turkish military academy course catalogue. www.msu.edu.tr (assessing 10.05.2024).
17. Scott M. Murray, Prepositioned Trailers for Aircraft Battle Damage Support, 2004. Theses and Dissertations. 4010. – URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://scholar.afit.edu/etd/4010> (assessing 28.04.2024)

Надійшла до редколегії 20.10.2024

Схвалена до друку 05.11.2024

Відомості про авторів:

Проценко Олег Іванович

викладач кафедри
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-3830-4475>

Журавльов Сергій Владиславович

заступник начальника кафедри
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-1356-5310>

Мартинюк Василь Антонович

старший викладач кафедри
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-4625-9275>

Information about the authors:

Oleh Protsenko

Lecturer of the Department
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-3830-4475>

Sergiy Zhuravlov

Deputy Head of Department
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-1356-5310>

Vasyl Martyniuk

Senior Lecturer of the Department
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-4625-9275>

**DIRECTIONS FOR IMPROVING THE EXISTING SYSTEM OF RESTORATION OF MILITARY
AIRCRAFT THAT RECEIVED COMBAT DAMAGE**

O. Protsenko, S. Zhuravlov, V. Martyniuk

The article outlines the problems of maintaining the aviation equipment of the Armed Forces of Ukraine in good condition, taking into account combat damage received during the conduct of high-intensity combat operations. The nature of the flight tasks facing military aviation at the beginning of a full-scale invasion is analyzed. The existing system of military repair of the aviation of Ukraine and the impact on its functioning of the aggression of the Russian Federation on the territory of Ukraine are considered. Evidence of the ineffectiveness of the existing system of military repair of aviation equipment to maintain the military aviation of Ukraine in good condition under the condition of combat use during a long-term armed conflict is presented. The experience of restoring aviation equipment in the world's leading countries, which participated in military conflicts of varying intensity, was analyzed. The impossibility of applying the considered methods of carrying out repairs of other countries in Ukraine is substantiated, and an organizational and structural scheme of a prospective military repair system is proposed. Factors that need to be influenced to improve the military repair system are considered. Ways to improve the military repair system are proposed, which are as follows: involvement of a representative of an aviation repair enterprise in the process of restoring aircraft equipment in aviation units during hostilities; creation of military repair groups with integration of personnel of repair enterprises; establishment of a training school for military repair specialists; establishment of cooperation with scientific institutions; equipping military repair groups with the necessary equipment and materials. Implementation of the proposed changes will make it possible to quickly and efficiently restore (maintain) the serviceability of aviation equipment during intensive combat operations without involving the main capacity of aircraft repair enterprises.

Keywords: aviation equipment, combat damage, restoration, military repair system, technical documentation.

М.Б. Сушак, О.І. Євмешкін, М.М. Деревянко, С.О. Фокін

Державний науково-дослідний інститут авіації, м. Київ

МЕТОДИЧНИЙ ПІДХІД ЩОДО КІЛЬКІСНОЇ ОЦІНКИ РЕМОНТОПРИДАТНОСТІ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ НА ЕТАПІ ЇЇ РЕМОНТУ В УМОВАХ АВІАРЕМОНТНОГО ПІДПРИЄМСТВА

Представлено методичний підхід щодо кількісної оцінки ремонтпридатності авіаційної техніки на етапі її ремонту в умовах авіаремонтного підприємства. Використання запропонованого методичного підходу дозволить виявляти основні недоліки конструкції, які знижують рівень ремонтпридатності та отримувати вихідні дані для збільшення рівня ремонтпридатності літальних апаратів. Методичний підхід щодо оцінки ремонтпридатності авіаційної техніки на етапі її заводського ремонту акцентовано на оцінці ремонтпридатності літального апарату в цілому, а також ремонтпридатності планеру та його систем.

Ключові слова: *авіаційна техніка, заводський ремонт, ресурс, ремонтпридатність, технологія ремонту, трудомісткість, доступність, контролепридатність, легкознімність, взаємозамінність.*

Вступ

Постановка проблеми. Ремонт авіаційної техніки (далі – АТ) є важливою складовою її життєвого циклу, забезпечує відновлення технічних характеристик літальних апаратів (далі – ЛА) і продовження їх експлуатаційного ресурсу. Однак на етапі заводського ремонту часто виявляються недоліки конструкції, що ускладнюють процес ремонту та збільшують його вартість і тривалість. Відсутність чіткої методології оцінки ремонтпридатності АТ на етапі ремонту може призвести до неефективного відновлення ЛА та зниження їх надійності в процесі експлуатації.

Актуальним проблемним питанням при ремонті АТ є необхідність розробки такого підходу, який дозволяє систематично оцінювати її ремонтпридатність в умовах авіаремонтного підприємства, з урахуванням конструктивних особливостей, виявляти недоліки конструкції, що впливають на це, давати рекомендації щодо їх усунення. Це також важливо для формування вимог до проєктування нових ЛА із оптимальним рівнем їх ремонтпридатності.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Під ремонтпридатністю ЛА розуміється їх конструктивна пристосованість для виконання всього циклу ремонтних робіт із мінімальними затратами праці, матеріальних засобів та часу.

Під час розробки ЛА показники ремонтпридатності суворо регламентуються нормативними документами [1...3]. Однією із необхідних умов формування високого рівня ремонтпридатності на етапі проєктування є

наявність оптимальних вимог до них, що формується з урахуванням наступного:

оцінка ремонтпридатності ЛА попередніх серій (з урахуванням досвіду іноземних авіабудівних компаній);

аналіз тенденцій та перспектив конструктивного удосконалення АТ;

урахування можливих змін організаційно-штатної структури інженерно-авіаційної служби;

урахування можливостей впровадження перспективних форм технічного обслуговування та ремонту АТ.

На цей час у науково-технічній літературі описано низку методів забезпечення ремонтпридатності АТ із зазначенням важливості цього процесу на етапі проєктування ЛА [4...6].

Ремонтпридатність ЛА формується під час його проєктування. Уже на цьому етапі конструкція ЛА повинна бути спеціально пристосованою до усіх видів можливих ремонтно-відновлювальних робіт. На більш пізніх етапах життєвого циклу ЛА (дослідне та серійне виробництво, експлуатація) ефективно впливати на властивість ремонтпридатності практично не є можливим.

Досвід експлуатації повітряних суден, які виготовлені підприємством “Антонов” за останні 30 років показує, що значну частину у загальних затратах на їх утримання у справному стані протягом призначених ресурсних показників складають затрати на виконання контрольно-відновлювальних робіт, як в умовах експлуатації, так і на базі авіаремонтних підприємств (далі – АРП). Однією з причин, що впливає на збільшення

потрібних затрат, окрім конструктивного ускладнення ЛА, збільшення їх габаритів, кількості систем і агрегатів, є недостатньо високий рівень їх ремонтпридатності.

Оцінка ремонтпридатності відпрацьовується в кількісній та якісній формі для ЛА в цілому, а також для планера та його систем, авіаційного обладнання, радіоелектронного обладнання, авіаційного озброєння, десантно-транспортного та спеціального обладнання [7...9]. Окремо виконуються оцінки ремонтпридатності двигунів ЛА [10].

Основним джерелом вихідної інформації для оцінки ремонтпридатності ЛА на етапі їх ремонту мають бути дані про фактичні витрати праці, матеріальних засобів та часу, а також дані щодо складових структури ціни цих затрат.

Ремонтпридатність конструкції ЛА – комплексна та багатопланова властивість. Задача забезпечення необхідного рівня ремонтпридатності перспективного військово-транспортного літака, що створюється, повинна бути інтегрована з передбачуваними умовами подальшої експлуатації та ремонту цього ЛА. Принаймні ремонтпридатність за видом ремонту розподіляється на:

ремонтпридатність щодо стаціонарних профілактично-відновлювальних ремонтів (капітальний, середній) в умовах АРП;

ремонтпридатність щодо ремонту бойових пошкоджень як в умовах авіаційних бригад, так і на базі АРП;

ремонтпридатність щодо поточного ремонту в умовах авіаційних бригад.

У відповідності до цього одна і та сама конструкція ЛА може мати різні характеристики ремонтпридатності в залежності від умов експлуатації та ремонту.

Представлений в статті методичний підхід призначений для оцінки ремонтпридатності ЛА, що характеризує профілактично-відновлювальний ремонт в умовах АРП.

Звісно, що оцінка ремонтпридатності ЛА під час ремонту їх на базі АРП має наступні цілі:

виявлення фактичного стану ремонтпридатності, його відповідності наявним вимогам до показників ремонтпридатності ЛА;

визначення шляхів та можливостей удосконалення технологічних процесів ремонту, організації ремонтного виробництва;

виявлення найбільш реальних можливостей удосконалення конструкції (в тому числі проведення конструктивних доробок) ЛА для покращення його ремонтпридатності;

отримання вихідної інформації для формування вимог до ремонтпридатності ЛА на етапі їх проектування;

отримання вихідної інформації для розробки та провадження перспективних форм експлуатації та ремонту (у тому числі за технічним станом).

Комплексна властивість ремонтпридатності складається із цілого ряду складових частин, таких як:

доступність – можливість виконувати технологічні операції під час ремонту без попередніх затрат на забезпечення необхідного робочого простору в зоні робіт. Виконавці робіт при цьому працюють з максимальною виробничою потужністю;

контролепридатність – пристосованість до виконання всіх необхідних контрольних-діагностичних операцій при мінімальному об'ємі підготовчо-допоміжних робіт;

агрегатування – можливість розстикування ЛА з мінімальними затратами на ряд складових частин, для яких можливий автономний ремонт;

легкознімність – властивість конструкції, що характеризується кількістю та типом елементів кріплення, які використовуються для з'єднання (фіксації) складових частин;

взаємозамінність – можливість заміни складових частин виробу зі збереженими характеристиками функціонування без виконання підгоночно-регулювальних та інших допоміжних робіт;

блочність – об'єднання ряду агрегатів, що виконують близькі або суміжні функції, в об'єднані блоки, панелі, що характеризуються загальними корпусними деталями, вузлами кріплення та стилями комунікацій;

однозначність варіантів збору – конструктивна неможливість неправильного встановлення деталей, монтажу агрегатів, під'єднання комунікацій;

зонність – упорядкованість розміщених агрегатів систем за зонами, що передбачає розташування у кожній із зон агрегатів мінімального числа систем;

відновлюваність деталей та вузлів.

Наявність у конструкції ЛА перерахованих вище властивостей має забезпечувати виконання ремонту ЛА з мінімальними затратами труда, матеріальних засобів та часу за умов забезпечення необхідної післяремонтної надійності в межах встановленого ресурсу до наступного ремонту або до списання.

Перелік обов'язкових робіт під час ремонту, що визначає основну частину ремонтних затрат, залежить не тільки від довговічності складових частин ЛА, а і значною мірою від стану ремонтпридатності ЛА.

До найбільш найпоширеніших недоліків ремонтпридатності, у першу чергу, прийнято відносити наявність у переліку виконуваних робіт таких робіт або технологічних операцій, яких могло

б не бути за умови спеціальної пристосованості конструкції ЛА до ремонту [11...16].

Мета статті – оприлюднення основних положень методичного підходу щодо кількісної оцінки ремонтпридатності АТ на етапі її ремонту в умовах авіаремонтного підприємства, що дасть можливість сформувати вхідні дані для розробки рекомендацій та вимог до проектування ЛА із підвищеним рівнем ремонтпридатності.

Виклад основного матеріалу

Кількісна оцінка ремонтпридатності ЛА у цілому може бути виконана за наявності даних про ремонт даного типу ЛА на базі АРП, а саме:

вид ремонту що виконується;

дата освоєння ремонту кожної із модифікацій ЛА (дата схвалення);

на підставі якого переліку робіт (назва переліку, дата введення в дію) та після яких ресурсних показників (строків служби) виконується ремонт кожної із модифікацій ЛА;

дата введення в дію на АРП керівництва з ремонту ЛА (за модифікаціями);

забезпеченість АРП керівництвами з ремонту;

забезпеченість покупними виробами (в процентах до кількості номенклатурних одиниць виробів для систем планера, авіаційного обладнання, радіоелектронного обладнання, авіаційного озброєння, десантно-транспортного та спеціального обладнання);

дані щодо конструктивних доробок ЛА:

загальна кількість доробок, що виконується на базі АРП;

доробки, що виконуються бригадами промисловості на базі АРП;

доробки, що виконуються за ремонтними бюлетенями. Для зручності, дані щодо конструктивних доробок мають надаватися від АРП у табличному вигляді із зазначенням кількості доробок та трудомісткості їх в людино-годинах. У загальну кількість доробок входять доробки, що виконують АРП за бюлетенями, які не виконані у авіаційних бригадах. У випадках, якщо на базі АРП на кожному з ЛА, що ремонтуються, виконується різна кількість доробок, в таблицю необхідно заносити їх середню кількість за період, який розглядається;

річний рівень завантаженості АРП (виробнича потужність);

загальна (штатна) чисельність персоналу АРП;

фактична чисельність персоналу АРП (на момент формування даних для подальшої оцінки ремонтпридатності ЛА у цілому).

Кількісна оцінка ремонтпридатності ЛА у цілому здійснюється за наступними показниками:

середня фактична трудомісткість ремонту $T_{\square}$ розраховується на підставі даних, що попередньо отримані від АРП, за формулою:

$$T_p = \frac{\sum^n T_i}{n}, \quad (1)$$

де T_i – фактична трудомісткість ремонту i -го ЛА; n – кількість ЛА, що відремонтовані за період, який розглядається.

Величина $T_{\square}$ може розраховуватись для першого року ремонту або для будь-якого j -го ремонту (зазвичай приймається $j = 5$) після закінчення процесу освоєння ремонту ЛА даного типу. Величина $T_{\square}$ повинна окремо розраховуватись для середнього та капітального ремонту. Але у зв'язку з тим, що етап освоєння ремонту зазвичай затягується на тривалий період, величина $T_{\square}$ може бути визначена лише умовно з урахуванням T_i . Слід враховувати, що під час освоєння ремонту ЛА частіше всього здійснюється поступове (поетапне) освоєння ремонту складових частин ЛА (агрегатів, блоків), нових (прогресивних) технологічних процесів. Тому часто трудомісткість ремонту в міру освоєння не знижується, а в окремих випадках навіть зростає. Через цю ж причину ділення ремонтів на середні та капітальні носить, в основному, формальний характер. У зв'язку з тим, що трудомісткість ремонту перших трьох одиниць ЛА залежить від ряду суб'єктивних факторів, для оцінки ремонтпридатності слід використовувати статистичні дані, отримані за результатами ремонту п'яти одиниць ЛА, які пройшли ремонт на АРП.

Середня фактична вартість ремонту $C_{\square}$ розраховується аналогічно трудомісткості на ремонт $T_{\square}$ на підставі даних, що надаються попередньо від АРП за формулою:

$$C_p = \frac{\sum^n C_i}{n}. \quad (2)$$

Для величини $C_{\square}$ справедливі всі зауваження, що відносяться до $T_{\square}$.

Питома трудомісткість на ремонт $\overline{T}_{\square}$ розраховується на підставі даних, що надаються попередньо від АРП за формулою:

$$\overline{T}_p = \frac{T_p}{t_{\text{сер.}}} = \frac{\sum^n T_i}{\sum^n t_i}, \quad (3)$$

де n – кількість ЛА, за даними про ремонт яких розраховується величина $T_{\square}$; t_i – напрацювання i -го ЛА при надходженні в ремонт.

При розрахунку $\overline{T}_{\square}$, також як і при розрахунку $T_{\square}$, необхідно використовувати статистичні дані, починаючи з п'ятого ЛА із числа тих, що пройшли ремонт на АРП.

Питома приведена трудомісткість ремонту $\bar{T}_{\square}'$ розраховується на підставі даних, що надаються попередньо від АРП за формулою:

$$\bar{T}_{\square}' = \frac{\bar{T}_p}{G}, \quad (4)$$

де $\bar{T}_{\square}$ – питома трудомісткість ремонту; G – вага конструкції ЛА.

Питома вартість ремонту $\bar{C}_{\square}$ розраховується аналогічно показнику $T_{\square}$ за формулою:

$$\bar{C}_{\square}' = \frac{C_p}{t_{\text{сер.}}} = \frac{\sum_{i=1}^n C_i}{\sum_{i=1}^n t_i}. \quad (5)$$

Питома приведена вартість ремонту $\bar{C}_{\square}'$ розраховується аналогічно показнику $\bar{T}_{\square}'$ за формулою:

$$\bar{C}_{\square}' = \frac{\bar{C}_p}{G}. \quad (6)$$

Середня оперативна тривалість ремонту ЛА розраховується на підставі даних, що попередньо надходять з АРП, аналогічно показнику $T_{\square}$ за формулою:

$$\tau = \frac{\sum_{i=1}^n \tau_i}{n}, \quad (7)$$

де τ_i – оперативна тривалість ремонту i -го ЛА, що не включає в себе всі види організаційних простоїв, перерв технологічного процесу через відсутність матеріалів, запасних частин (комплектувальних виробів); n – кількість ЛА, як і для показника $T_{\square}$ вхідну інформацію для розрахунку показника τ слід використовувати, починаючи з p -'ятого ЛА, що пройшов ремонт.

Коефіцієнт конструкторської доробки $K_{\text{дор}}$ розраховується за формулою:

$$K_{\text{дор}} = \frac{T_p - T_{\text{дор}}}{T_p}, \quad (8)$$

де $T_{\square}$ – середня трудомісткість ремонту ЛА; $T_{\text{дор}}$ – середня трудомісткість доробок, що виконуються на АРП.

$T_{\text{дор}}$ розраховується аналогічно показнику $T_{\square}$ за формулою:

$$T_{\text{дор}} = \frac{\sum_{i=1}^n T_{\text{дор } i}}{n}. \quad (9)$$

У тих випадках, коли відсутні дані про доробки кожного із відремонтованих ЛА, величина $T_{\text{дор}}$ не розраховується за формулою (9), а береться із даних від АРП або із відповідного переліку обов'язкових робіт, що виконуються підприємством під час ремонту.

Коефіцієнт контролепридатності $K_{\text{кп}}$ розраховується тільки для робіт за результатами дефектації (визначеного технічного стану) ЛА до

його розбирання, за дефектацією незнімного обладнання після розбирання ЛА, за дефектацією демонтованих агрегатів, блоків, вузлів в агрегатних цехах АРП.

Коефіцієнт $K_{\text{кп}}$ для ЛА в цілому розраховується на підставі коефіцієнтів контролепридатності систем (комплексів) ЛА за формулою:

$$K_{\text{кп}} = \frac{\sum_{i=1}^m K_{\text{кп } i} \cdot t_{\text{к } i}}{\sum_{i=1}^m t_{\text{к } i}}, \quad (10)$$

де $K_{\text{кп } i}$ – коефіцієнт контролепридатності (за трудомісткістю) i -тої системи (комплексу) ЛА; $t_{\text{к } i}$ – трудомісткість контрольних операцій (дефектації) i -тої системи (комплексу) ЛА; m – кількість систем (комплексів), для яких за формулою (10) були розраховані коефіцієнти контролепридатності.

Величина $t_{\text{к } i}$ береться на АРП попередньо. Значення $K_{\text{кп } i}$ розраховується за формулою:

$$K_{\text{кп } i} = 1 - \frac{\sum_{j=1}^m t_{\text{дон } j}}{\sum_{j=1}^m t_j}, \quad (11)$$

де t_j – трудомісткість дефектації (контролю) j -го елементу системи (комплексу); $t_{\text{дон } j}$ – трудомісткість допоміжних робіт, необхідних для виконання контрольно-діагностичних операцій, що регламентовані для j -го елементу; m – кількість елементів, що підлягають дефектації.

Вихідна інформація для розрахунку значень $K_{\text{кп } i}$ береться на АРП попередньо.

Коефіцієнт контролепридатності ЛА у цілому може регулюватися у двох випадках:

для установленної на АРП технологічної послідовності попередньої дефектації, розробки (демонтажу), дефектації незнімного обладнання, дефектації агрегатів, блоків після їх розбирання в спеціалізованих цехах АРП;

для випадку забезпечення контролю технічного стану за вхідної умови повністю зібраного ЛА.

У першому та другому варіантах коефіцієнт контролепридатності буде істотно відрізнятися за рахунок збільшення об'єму робіт, що враховуються як допоміжні роботи, ніж у другому варіанті.

Через цю причину під час розрахунку $K_{\text{кп}}$ ЛА на підставі $K_{\text{кп } i}$ систем (комплексів) необхідно звернути увагу на те, за яким варіантом розраховувались $K_{\text{кп } i}$, що використовуються.

Коефіцієнт взаємозамінності $K_{\text{вз}}$ розраховується аналогічно коефіцієнту контролепридатності за формулою:

$$K_{\text{вз}} = \frac{\sum_{i=1}^m K_{\text{вз } i} \cdot t_{\text{з } i}}{\sum_{i=1}^m t_{\text{з } i}}, \quad (12)$$

де $K_{\text{вз}i}$ – коефіцієнт взаємозамінності i -тої системи (комплексу) ЛА; $t_{\text{з}i}$ – загальна трудомісткість замін, яка враховувалась у розрахунку $K_{\text{вз}i}$; m – кількість систем (комплексів) ЛА, для яких за формулою (12) були розраховані значення $K_{\text{вз}i}$.

Значення ($K_{\text{вз}i}$) розраховується за формулою:

$$K_{\text{вз}i} = 1 - \frac{\sum_{j=1}^m t_{\text{нр}j}}{\sum_{j=1}^m t_j}, \quad (13)$$

де t_j – загальна трудомісткість заміни j -го елементу системи (комплексу); $t_{\text{нр}j}$ – трудомісткість підгоночно-регулювальних робіт при заміні j -го елементу; m – кількість елементів системи (комплексу), щодо яких існує інформація про здійснення замін.

Вихідна інформація для розрахунку значень $K_{\text{вз}i}$ береться на АРП попередньо.

Для планеру ЛА величини $K_{\text{вз}i}$ розраховуються двічі:

для заміни на запасні частини *I* категорії;

для заміни на запасні частини *II* категорії (перестановка з літака на літак). Визначальним фактором при цьому є геометрична взаємозамінність складових частин (комплектувальних виробів).

Для систем планеру практично повністю забезпечена геометрична взаємозамінність складових частин, а тому визначальну роль буде відігравати функціональна взаємозамінність, та $K_{\text{вз}i}$ для випадків замін на *I* або *II* категорії будуть практично однаковими.

Коефіцієнти взаємозамінності можуть розраховуватись у двох варіантах:

для заміни на запасні частини *I* категорії;

для заміни на запасні частини *II* категорії (перестановка з літака на літак).

При розрахунку $K_{\text{вз}}$ ЛА у цілому необхідно звернути увагу на те, за яким варіантом були розраховані величини вхідних показників $K_{\text{вз}i}$ систем (комплектів) ЛА [17...23].

Якісні оцінки ремонтпридатності є важливим доповненням до кількісного, а в низці випадків є

єдиним для оцінки тих чи інших сторін комплексної властивості ремонтпридатності.

Якісні оцінки можливо умовно розділити на дві групи:

оцінка виконання конкретно заданих вимог до ремонтпридатності ЛА або встановлених нормативними документами загальних вимог до ремонтпридатності;

оцінка фактичної реалізації в конструкції ЛА новітніх технічних можливостей для дослідження високого рівня ремонтпридатності.

Оцінки першої групи є контрольними і мають реалізовуватися до прийняття ЛА на озброєння, а їх результати враховуються в актах державних випробувань. Однак, в Україні до сьогоднішнього дня такі оцінки практично не проводились через відсутність вимог до ремонтпридатності в технічних завданнях на розробку нових зразків ЛА.

Оцінки другої групи є дослідницькими і призначені для виявлення фактичного рівня ремонтпридатності ЛА, які проходять ремонт на базі АРП. Результати таких оцінок повинні давати вихідну інформацію для порівняння ремонтпридатності різних типів ЛА, для визначення можливостей удосконалення організації ремонтного виробництва, для формування перспективних вимог до ремонтпридатності ЛА.

Під час відпрацювання загальної якісної оцінки ремонтпридатності ЛА необхідно характеризувати:

загальну пристосованість конструкції ЛА до виконання встановленого переліку обов'язкових робіт під час ремонту на АРП;

пристосованість конструкції ЛА до впровадження під час ремонту прогресивних форм організації ремонтного виробництва, прогресивних технологічних процесів;

можливість виконання ремонту з використанням мінімальної кількості спеціального технологічного обладнання та інструменту;

відповідність рівня ремонтпридатності складових частин ЛА їх відносній надійності;

стан конструктивної досконалості ЛА.

Вихідна (початкова) інформація про ремонтпридатність ЛА формується на АРП, яка виконує ремонт цього типу ЛА силами інженерно-технічного складу АРП під методичним керівництвом фахівців Державного науково-дослідного інституту авіації. Збір та оформлення вихідної інформації має здійснюватися систематизовано у відповідності з попередньо визначеними формами за спеціальностями: планер та його системи, авіаційне обладнання, радіоелектронне обладнання, авіаційне озброєння, десантно-транспортне та спеціальне обладнання.

Основний вид збираної інформації на АРП – відомості про фактичну трудомісткість на ремонт у цілому, а також про складові цієї трудомісткості. У форми збору інформації відомості представляються:

із звітної документації АРП про затрати на ремонт усіх ЛА, які відремонтовані за період, що розглядається;

із діючих нормативів ремонтних затрат; за результатами обробки даних хронометражів, які проводяться службами АРП;

за результатами спеціальних хронометражів, які проводяться для забезпечення оцінки ремонтпридатності;

за результатами спеціально проведених експертних оцінок.

Експертні оцінки рекомендуються застосовувати переважно в тих випадках, коли будь-яку загальну величину затрат необхідно розбити на її окремі складові. Експертна група повинна складатись не менше ніж із трьох осіб. До складу групи доцільно вводити інженера-технолога технічного відділу або технолога цеху, нормувальника, майстра цеху або найбільш кваліфікованого виконавця оцінюваної роботи, представника керівного складу цеху. До складу групи призначається керівник, який має чітке розуміння про цілі, завдання експертної оцінки та порядок збору інформації для оцінки ремонтпридатності ЛА.

У разі, коли розбіжність

$$\bar{\tau} = \frac{\tau_{\max} - \tau_{\min}}{\tau_{\min}} \cdot 100 \%$$

між оцінками експертів менше 100 % результуюча оцінка формується шляхом осередкування значень, що надані експертами. Якщо величина розбіжності $\tau > 100 \%$, то керівник групи повинен організувати обговорення усіх аспектів оцінки в групі та провести її повторно [24].

Решта відомостей повинні формуватися за фактичними або нормативними затратами виробничих робочих цехів основного виробництва АРП.

Висновки

Наведений у статті методичний підхід, щодо кількісної оцінки ремонтпридатності АТ під час її заводського ремонту призначений для оцінки ремонтпридатності ЛА, виявлення основних недоліків конструкції, які знижують рівень ремонтпридатності, що дозволяє отримувати вихідні дані для розроблення відповідних вимог до розробника щодо корегування властивостей ремонтпридатності ЛА під час його проектування.

Даний методичний підхід на відміну від вже існуючих побудований з урахуванням вихідної інформації, яка попередньо формується на АРП під час виконання ремонту АТ заданого типу, що дозволяє під час проектування (розробки) конструкції ЛА закласти підвищення його ремонтпридатності у майбутньому.

Основним джерелом вихідної інформації оцінки ремонтпридатності ЛА на етапі ремонту повинні бути відомості про фактичні затрати праці, матеріальних засобів та часу, а також відомості про складові цих затрат.

Подальші дослідження авторів будуть зосереджені на питаннях можливого впровадження та застосування запропонованого методичного підходу щодо оцінки ремонтпридатності АТ у процесі проектування літального апарату.

Список літератури

1. ГОСТ 22952-78. Система технического обслуживания и ремонта техники. Методы расчета показателей ремонтпригодности по статистическим данным.
2. ГОСТ 21623-76. Система технического обслуживания и ремонта техники. Показатели для оценки ремонтпригодности. Термины и определения.
3. ГОСТ 23146-78. Выбор и задание ремонтпригодности. Общие положения.
4. Сушак М.Б., Деревянко М.М., Фокін С.О. Аналіз технологічних способів покращення якості ремонту виробів авіаційної техніки Збройних Сил України // 36. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. 2022. – Випуск № 18 (25). – С. 187 – 196.
5. Есин Б.И. Теоретические основы ремонтпригодности машин. – М.: “Знание”, 1978. – 94 с.
6. Шапиро А.Ш., Лысов В.В. Зарубежный опыт оценки и обеспечения эксплуатационной технологичности и ремонтпригодности авиационной техники. Выход № 3703.
7. U Dinesh Kumar, John Crocker, J Knezevic, M El-Haram. (2000) Reliability, Maintenance and Logistic Support – A Life Cycle Approach, Kluwer Academic Publishers, USA.
8. Каннингхем К., Кокс В. Методы обеспечения ремонтпригодности. – М.: “Сов. радио”, 1978. – 312 с.
9. Nevell D., (2000) Using Aggregated Cumulative Hazard Plots to Visualise Failure Data, Quality and Reliability Engineering International, 16.2 pp. 209-219.
10. Бакулев В.И. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок, под ред. В.А. Сосунова, В.М. Чепкина. / В.И. Бакулев. – М.: “МАИ”, 2003. – 436 с.
11. Silverman, M. and Kleyner, A. (Eds.) (2012) What is Design for Reliability and What is Not? Annual Reliability and Maintainability Symposium (RAMS), Reno, 23-26 January 2012, 1-5.
12. Метелкин И.С., Леяков В.А. Оценка ремонтпригодности ЛА на этапе их ремонта в авиаремонтных предприятиях Военно-Воздушных Сил. Выход № 4957. Введено в действие Указанием № КВР-842 (8099) Главного инженера BBC от 08.02.1982.

13. Susova, G.M. and Petrov, A.N. (Eds.) (1997) Markov Model-Based Reliability and Safety Evaluation for Aircraft Maintenance-System Optimization, Annual Reliability and Maintainability Symposium, Philadelphia, 13-16 January 1997, 29-36. <http://dx.doi.org/10.1109/RAMS.1997.571660>.
14. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): учебник / В.П. Мишин, В.К. Безвербный, Б.М. Панкратов, В.И. Зернов. – М.: “Машиностроение”, 2005. – 688 с.
15. Knotts R., (1996), “Analysis of the impact of Reliability, Maintainability and supportability on the Business and Economics of Civil Air Transport Aircraft Maintenance and Support”, M. Phil. Thesis, University of Exeter, UK.
16. Knezevic, J. (2006) “Systems Maintainability – Analysis, Engineering and Management”, Chapman & Hall.
17. Сушак М.Б., Борохвостов В.К. Оцінка ефективності та проблемні фінансові, економічні та виробничо-технологічні питання впровадження на підприємствах України імпортозаміщення під час заводського ремонту авіаційної техніки // 36. наук. праць Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України. 2019. – Випуск № 2 (73). – С. 71 – 79.
18. Сушак М.Б., Іленко Є.Ю., Стешенко П.М. Вирішення задач мінімізації ризиків імпортозаміщення в процесі заводського ремонту військової авіаційної техніки в умовах особливого періоду // 36. наук. праць Харківського національного університету Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба. 2020. – Випуск № 4 (56). – С. 19-26.
19. Сушак М.Б., Масягін В.І., Бездельний В.В. Визначення ймовірних властивостей процесу гарантійного обслуговування зразків авіаційної техніки, які експлуатуються за межами попередньо встановлених ресурсних показників // 36. наук. праць Національного університету “Полтавська політехніка імені Юрія Кондратюка”. 2021. – Випуск № 2 (64). – С. 21-26.
20. Сушак М.Б., Васянович М.М. Методика визначення ймовірних властивостей процесу гарантійного обслуговування зразків авіаційної техніки, які експлуатуються за межами попередньо встановлених ресурсних показників // 36. наук. праць Центрального науково-дослідного інституту ЗС України. 2021. – Випуск № 2 (97). – С. 249 – 262.
21. Сушак М.Б., Грень В.М., Клобукова Н.В., Чернозубкін І.О. Методичний підхід щодо визначення основних показників надійності зразків авіаційної техніки в міжремонтний період експлуатації // 36. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. 2021. – Випуск № 17 (24). – С. 79 – 88.
22. Сушак М.Б., Грицюк Ю.Д. Аналіз технічних аспектів проблем якості ремонту військової авіаційної техніки // 36. наук. праць Національного університету оборони України імені Івана Черняховського, збірник матеріалів IV Всеукраїнської науково-промислової конференції “Проблеми якості оборонної продукції: організаційні, технічні та фінансово-економічні аспекти”. 2022. – С. 150-163.
23. Сушак М.Б., Братусь Ю.М., Васянович М.М. Вирішення задачі забезпечення справності парку авіаційної техніки Збройних Сил України в умовах особливого періоду // журнал “Військова наука”, Центрального науково-дослідного інституту ЗС України. 2024. – Том 2 № 1. – С. 207 – 219.
24. Уотермен Д. Руководство по экспертным системам / Пер. с англ. – М.: Мир 1989. – 388 с.

Надійшла до редколегії 09.11.2024

Схвалена до друку 18.11.2024

Відомості про авторів:

Сушак Михайло Борисович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-7747-2303>

Євмешкін Олександр Іванович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0009-0000-7660-2209>

Дерев'янко Михайло Миколайович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-5470-4164>

Information about the authors:

Mykhaylo Sushak

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-7747-2303>

Oleksandr Yevmeshkin

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0000-7660-2209>

Mykhailo Derevianko

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-5470-4164>

Фокін Сергій Олексійович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-4198-1074>

Sergiy Fokin

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-4198-1074>

A METHODOLOGICAL APPROACH TO QUANTITATIVE ASSESSMENT OF THE REPAIRABILITY OF AVIATION EQUIPMENT AT THE REPAIR STAGE IN THE CONDITIONS OF AN AIRCRAFT REPAIR ENTERPRISE

M. Sushak, O. Yevmeshkin, M. Derevianko, S. Fokin

A methodological approach for the quantitative assessment of the maintainability of aviation equipment during its repair at an aircraft repair enterprise is presented. The use of the proposed methodological approach will allow identifying the main design flaws that reduce the level of maintainability and obtaining initial data to increase the level of maintainability of aircraft. The methodological approach to assessing the maintainability of aviation equipment during its factory repair focuses on assessing the maintainability of the aircraft as a whole, as well as the maintainability of the airframe and its systems.

The maintainability assessment is carried out in quantitative and qualitative forms for the aircraft as a whole, as well as for the airframe and its systems, aviation equipment, radio-electronic equipment, aviation weapons, airborne transport equipment and special equipment. Separate assessments of the maintainability of aircraft engines are performed.

The main source of initial information for assessing the maintainability of aircraft during their repair should be data on actual labor, material resources, and time costs, as well as data on the structure of these costs.

The maintainability of the aircraft design is a complex and multifaceted property. The task of ensuring the necessary level of maintainability of the created military transport aircraft should be integrated with the anticipated conditions of subsequent operation and repair of this aircraft. At least, maintainability is distributed as follows:

- stationary preventive and restorative repairs (capital, medium) at the aircraft repair enterprise (hereinafter - ARE);*
- repair of combat damage both in aviation brigades and at the ARE base;*
- current repair in aviation brigades.*

Accordingly, the same aircraft design may have different maintainability characteristics depending on the conditions.

The methodological approach presented in the article is intended for assessing the maintainability of aircraft, characterizing preventive and restorative repair in ARE conditions.

Of course, the assessment of aircraft maintainability during their repair in ARE has the following goals:

- identifying the actual state of maintainability, its compliance with the existing requirements for aircraft maintainability indicators;*
- determining ways and possibilities for improving repair technological processes, organizing repair production;*
- identifying the most realistic possibilities for improving the design (including making design modifications) of the aircraft to improve its maintainability;*
- obtaining initial information for forming requirements for aircraft maintainability at the design stage;*
- obtaining initial information for developing and implementing advanced forms of operation and repair (including condition-based maintenance).*

Conclusion: The presented methodological approach for assessing the maintainability of aviation equipment during its factory repair is intended for assessing the maintainability of aircraft, identifying the main design flaws that reduce the level of maintainability, which allows obtaining initial data for developing appropriate requirements for the developer to adjust the maintainability properties of the aircraft during its design.

The methodical approach, in contrast to the already existing ones, is built taking into account the initial information, which is previously formed at the aircraft repair enterprise during the repair AT of a given type, which allows during the design (development) of the structure LA lay the improvement of its maintainability in the future.

The main source of initial information for assessing the maintainability of aircraft during the repair stage should be data on actual labor, material resources, and time costs, as well as data on the structure of these costs.

Keywords: aviation equipment, factory repair, repair technology, labor intensity, accessibility, controllability, removability, interchangeability, recoverability.

В.А. Храмченко, В.Б. Єрко, М.М. Вознюк

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

ЩОДО ПРИЙНЯТТЯ РІШЕННЯ ПРО ДОПУСК ДО ПОДАЛЬШОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ В УМОВАХ ВОЄННОГО СТАНУ ВИРОБІВ БОРТОВОГО ОБЛАДНАННЯ ВІЙСЬКОВОЇ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

У статті розглянуто актуальне науково-технічне завдання з визначення правил допуску до експлуатації на черговий етап виробів бортового обладнання військової авіаційної техніки в умовах дії правового режиму воєнного стану. Запропоновано використовувати параметри, за якими під час експлуатації визначають технічний стан виробів, та показники їхньої безвідмовності як визначальні параметри. Висвітлено методичний підхід з визначення можливості допуску виробів бортового обладнання до експлуатації на черговий етап за їх визначальними параметрами. Обґрунтовано порядок прийняття відповідного рішення.

Ключові слова: виріб бортового обладнання, визначальний параметр, військова авіаційна техніка, технічний стан, воєнний стан.

Вступ

Під час експлуатації в умовах дії правового режиму воєнного стану авіаційна техніка (АТ), окрім бойових пошкоджень, піддається впливу чинників, що погіршують її технічний стан (ТС). Для літальних апаратів, строк служби яких 30 років і більше, це відбувається через фізичне старіння.

Щоб запобігти погіршенню ТС до рівня, неприйняттого з точки зору надійності і безпеки польотів, виробам бортового обладнання (БО) встановлюють призначений ресурс (строк служби).

В умовах воєнного стану для виконання бойових завдань залучають і військову авіаційну техніку (ВАТ) з так званого “залізного ряду”.

Тому виникає **актуальне науково-технічне завдання** прийняття обґрунтованого рішення щодо можливості подальшої експлуатації такої техніки понад встановлені нормативно-правовою базою мирного часу значення показників.

Аналіз попередніх досліджень. Методологічні основи теорії прийняття рішень наведено, наприклад, в [1...5]. У зазначеній літературі розглянуто класифікацію задач прийняття рішень, основні концепції прийняття рішень в умовах невизначеності та ризику, а також багатокритерійні задачі прийняття рішень.

Прийняття рішення являє собою вибір одного з деякої множини варіантів. Найбільш часто на практиці зустрічається випадок, коли є кінцева множина варіантів і для кожного варіанта однозначно встановлено деякий результат.

Пошук оптимального рішення виконують за допомогою критерію, вибір та обґрунтування якого є одним з найважливіших етапів досягнення поставлених цілей. Критерій прийняття рішення –

функція, що виражає переваги того чи іншого варіанта та визначає правило, відповідно до якого обирається прийнятний або оптимальний варіант рішення.

Тому **мета статті** полягає у розробці методичного підходу щодо прийняття рішення про допуск до подальшої експлуатації виробів БО ВАТ на черговий етап в умовах дії правового режиму воєнного стану.

Виклад основного матеріалу

Приймати обґрунтовані рішення щодо можливості подальшої експлуатації виробів БО кожного типу на понад встановлені нормативно-правовою базою мирного часу значення показників, можна за умови чіткого розуміння таких питань:

- вплив виробу БО визначеного типу на бойову ефективність ВАТ і безпеку польотів;
- вимоги до надійності (безвідмовності й довговічності) виробу БО визначеного типу;
- властивості виробу БО визначеного типу як об’єкта діагностування.

Вплив виробу БО визначеного типу на бойову ефективність ВАТ і безпеку польотів визначено у [6] шляхом розподілу комплектувальних виробів (КВ) БО ВАТ на відповідні групи.

КВ групи № 1 після вичерпання встановлених показників підлягають заводському ремонту або на них виконують роботи з продовження життєвого циклу згідно з вимогами [7] і [8].

Можливість продовження експлуатації КВ груп № 2 та № 3 або їх придатність до експлуатації за межами встановлених показників визначають за результатами оцінки технічного стану КВ шляхом виконання на них відповідних робіт.

Вимоги до надійності ВАТ, виробу БО зокрема, задає Командування Повітряних Сил Збройних Сил України з таких міркувань.

По-перше, строк експлуатації виробів БО, особливо на етапі наближення виробів до граничного стану (що на сьогодні фактично має місце), суттєво впливає на показники безвідмовності виробів через значне зростання кількості відмов виробів.

По-друге, необхідно забезпечувати потрібну ефективність виконання бойового завдання та відповідний рівень безпеки польотів. Зазначене залежить, за інших рівних умов, від показників надійності (безвідмовності) виробів БО ВАТ, що їх маємо на сьогодні, оскільки ймовірність безвідмовної роботи БО за час польоту є частковий критерій бойової ефективності та/чи безпеки польотів.

В авіаційних частинах (підрозділах) для оцінювання надійності ВАТ, виробів БО зокрема, за результатами експлуатації за певний період, використовують, відповідно до [9...11], такі показники

наліт на відмову $T_{нб}$, яка призводить до невиконання бойового польотного завдання - відношення нальоту повітряного(-них) судна(-ен) на $T_{нбз}$ бойове застосування за розглядуваний період часу $T_{нбз}$ до кількості відмов у польоті $M_{нбз}$, які призвели до невиконання бойового польотного завдання, за цей самий період часу:

$$T_{нб} = \frac{T_{нбз}}{M_{нбз}}; \quad (1)$$

наліт на відмову та пошкодження T_n , виявлені в польоті - відношення нальоту повітряного(-них) судна(-ен) за розглядуваний період часу T_{nc} до кількості відмов та пошкоджень M_{en} , що їх виявлено в польоті, за цей самий період часу:

$$T_n = \frac{T_{nc}}{M_{en}}; \quad (2)$$

наліт на відмову та пошкодження T_c , виявлені в польоті та на землі - відношення нальоту повітряного(-них) судна(-ен) за розглядуваний період часу T_{nc} до кількості відмов та пошкоджень M_{nc} , що їх виявлено в польоті та на землі, за цей самий період часу:

$$T_c = \frac{T_{nc}}{M_{nc}}. \quad (3)$$

Вимоги до зазначених показників встановлює Командування Повітряних Сил Збройних Сил

України як гранично допустиме значення відповідних показників: $T_{нб}^*$; T_n^* ; T_c^* .

За результатами порівняння досягнутого рівня надійності ВАТ з вимогами приймається відповідне рішення.

Властивості виробу БО визначеного типу як об'єкта діагностування проявляються під час контролю його технічного стану

Контроль технічного стану – це перевірка відповідності значень параметрів виробу ВАТ вимогам технічної документації та визначення на цій основі одного з заданих видів технічного стану виробу ВАТ в даний момент [9], [13].

Загальна кількість параметрів, що їх контролюють на різних виробках БО ВАТ, змінюється в широких межах залежно від типу виробу БО, мети контролю та вимог до вірогідності результатів, що їх отримують.

Контрольовні параметри описують такими характеристиками, як [14, с. 32]:

номінальне значення та поле допусків;

залежність номінального й граничного допустимих значень від зовнішнього середовища (температури, вологості, атмосферного тиску тощо);

потрібна точність вимірювання;

функціональні залежності (формули) для розрахунку параметрів за результатами вимірювань непрямих величин з урахуванням зовнішніх умов;

закономірність змінення під час експлуатації.

Остання характеристика стосується тільки параметрів, за якими можна прогнозувати технічний стан виробу БО.

Значну частину параметрів, наприклад, виробів БО контролюють через безпосередні вимірювання. Однак є й такі, що потребують вимірювання непрямих величин з наступним перерахунком або перетворенням їх. Також наявні і узагальнені параметри, які характеризуються деякими ознаками станів, що пов'язані з параметрами встановленими залежностями. Ознаки станів, за суттю, можна також вважати за параметри. Усе залежить від постановки завдання, а саме [14]:

оцінка працездатності виробу БО;

пошук місця відмови;

вимірювання значень параметрів для прогнозування.

Залежно від того, для чого контролюють (вимірюють) параметри, розрізняють:

визначальні параметри;

допоміжні параметри;

аварійні параметри;

прогнозні параметри.

Визначальний параметр (ВП) виробу БО – це параметр виробу, який самостійно або в сукупності

з іншими параметрами характеризує працездатність виробу відповідно до вимог нормативної та (чи) конструкторської документації [15].

Допоміжні параметри використовують разом з ВП для пошуку місця відмови. Кількість допоміжних параметрів залежить від точності визначання місця відмови, й може в декілька разів перевищувати кількість ВП.

До аварійних параметрів належить незначна частина ВП, за якими можна визначити наближення аварійних режимів або ситуацій. Аварійні параметри потребують безперервного спостереження за ними під час контролю стану й функціонування виробів БО ВАТ.

Прогнозні параметри повинні містити інформацію, за якою можна прогнозувати технічний стан виробу БО. Ці параметри повинні відображати завчасне зношення чи старіння елементів апаратури, показуючи напрям і швидкість змінення деяких властивостей цих елементів або виробу в цілому. Прогнозні параметри можуть входити до складу ВП або допоміжних параметрів, але можуть складати й спеціально виділену групу.

Контрольовані параметри виробів БО можна поділити на [16, с. 10]:

- механічні (лінійні та кутові розміри, маса, тиск, швидкість, прискорення, сила тощо);
- електричні (струм, напруга, опір, частота, енергетичний потенціал, напруженість тощо);
- оптичні (густина потоку, освітленість, чутливість, спектральна густина, довжина хвилі тощо);
- радіотехнічні (частота імпульсів, потужність випромінювання, коефіцієнт підсилення, модуляція, часова затримка, фазовий зсув тощо).

Розрізняють контроль працездатності (КП) демонтованих з борту ПС агрегатів і механізмів (виробів БО) та контроль їхньої працездатності на борту.

У першому випадку контролюють вироби БО, як правило, поза бортової системи як окремі агрегати або в системі з лабораторним комплектом, який призначено для перевіряння та налаштування окремих блоків бортової системи.

В іншому разі контролюють бортову систему в цілому. При цьому не завжди є можливість або доцільність оцінити працездатність кожного агрегату системи окремо. Глибина КП кожного агрегату на борту ПС зазвичай менше, ніж у лабораторних умовах техніко-експлуатаційної частини авіаційної техніки.

Наприклад, для груп виробів авіаційного обладнання (АО) є характерно таке:

у лабораторних умовах працездатність електромашинних джерел електроенергії

контролюють шляхом визначення зовнішніх (вольт-амперних) і регульовних характеристик при мінімальній і максимальній частотах обертання для генераторів постійного струму, при номінальній частоті обертання і розрахунковому (мінімальному) значенні $\cos\phi$ навантаження – для генераторів змінного струму. Контролюють також опір ізоляції обмоток машини. За наявності засобів акустичного контролю контролюють стан підшипників без розбирання машини;

стан підшипників працюючих електричних машин можна перевірити шляхом аналізування коливань вихідної напруги (для генератора) і споживаного струму (для електродвигуна);

працездатність бортових акумуляторних батарей у лабораторних умовах визначають шляхом контролю їхньої ємності та зняття зовнішніх характеристик у зарядженому стані. На борту ПС працездатність батарей визначають за напругою при короткочасному вмиканні певного навантаження;

пристрої регулювання (стабілізування) напруги, частоти, розподілення потужностей між генераторами, засоби захисту систем електропостачання контролюють у лабораторії на спеціальних електроенергетичних стендах або за допомогою установок, які імітують умови роботи енергосистеми;

на борту ПС генератор, його системи регулювання, захисту й керування перевіряють як одне ціле. Однак при цьому одночасно перевіряють працездатність і деяких окремих блоків системи;

електромашинні перетворювачі й трансформаторно-випрямні блоки контролюють за їхніми вихідними параметрами без навантаження та під час їх вмикання;

працездатність електромеханізмів у лабораторних умовах перевіряють за їхніми вихідними характеристиками: осьовому зусиллю на вихідному штоці, механічній характеристиці, споживаному струму (потужності). На борту ПС це контролюють, як правило, за шумовою дією й наявністю перекладання виконавчих пристроїв. В окремих випадках контролюють також (приблизно) споживані струми та швидкість руху вихідних валів;

з обладнання систем запуску в лабораторних умовах перевіряють працездатність автоматичних панелей запуску – виконання програми видачі сигналів керування. Працездатність системи на борту ПС контролюють під час безпосередніх запусків авіаційних двигунів. При цьому, як правило, засоби вимірювальної техніки військового призначення не застосовують;

пілотажно-навігаційні прилади й системи є важливі для забезпечення безпеки польотів. Тому

оцінюванню їхньої працездатності приділяють особливу увагу. У лабораторних умовах періодично контролюють точність вимірювань на всіх режимах роботи з використанням спеціальної апаратури. Під час підготовок до польотів працездатність пілотажно-навігаційних приладів і систем перевіряють вбудованими системами контролю, спрощеними переносними установками; для навігаційних автоматів задають для розв'язання контрольні задачі.

Для груп виробів авіаційного радіоелектронного обладнання (РЕО), авіаційних прицільно-навігаційних комплексів (АПРНК) та комплексних систем можна також відзначити, що контроль їхньої працездатності виконують під час передпольотної підготовки, контрольного огляду, періодичних і регламентних роботах, як правило, на борту ПС.

Наприклад, важлива експлуатаційна особливість літаків типу МиГ-29 є наявність бортової системи "Екран" і наземної системи контролю МК-9.12М.

Система "Екран" добре зарекомендувала себе і фактично стала основним засобом контролю БО літака під час його підготовки до польоту. Наземний засіб експлуатаційного контролю БО літаків типу МиГ-29 є комплекс засобів автоматизованого контролю МК-9.12М. Використовують комплекс МК-9.12М під час періодичних і регламентних робіт, виявлення несправностей і перевірок після встановлення нового двигуна на літак.

Для літаків типу Су-27 склалась аналогічна ситуація, що полягає у використанні системи "Екран" як основного інструмента з оцінки працездатності виробів БО при виконанні оперативних видів підготовок ЛА. Використання комплексу типу МК-Т10 є вжитим для більш поглибленої оцінки технічного стану виробів БО при виконанні періодичних та регламентних робіт, контрольно-технічних оглядів тощо.

Отже, можна стверджувати, що параметри виробу БО ВАР, наведені в експлуатаційній документації, характеризують його працездатність і можуть бути визнані як визначальні параметри виробу БО.

Досвід експлуатації виробів БО ВАР в особливий період свідчить, що виріб БО можна допустити до подальшої експлуатації, якщо він має працездатний стан і значення показника безвідмовності визначеного типу виробів не менше заданого. Якщо виріб має непрацездатний стан і (або) значення показника безвідмовності визначеного типу виробів менше заданого, то виріб не допускають до подальшої експлуатації та спрямовують в ремонт.

Вид технічного стану виробу БО визначають за результатом: виконання робіт в обсязі

регламентних робіт – для виробу групи № 1; виконання робіт в обсязі періодичних робіт – для виробу групи № 2; виконання робіт в обсязі контрольного огляду – для виробу групи № 3.

Отже, порядок дій під час прийняття рішення щодо допуску виробу БО ВАР до подальшої експлуатації має бути такий, як зазначено на рис.

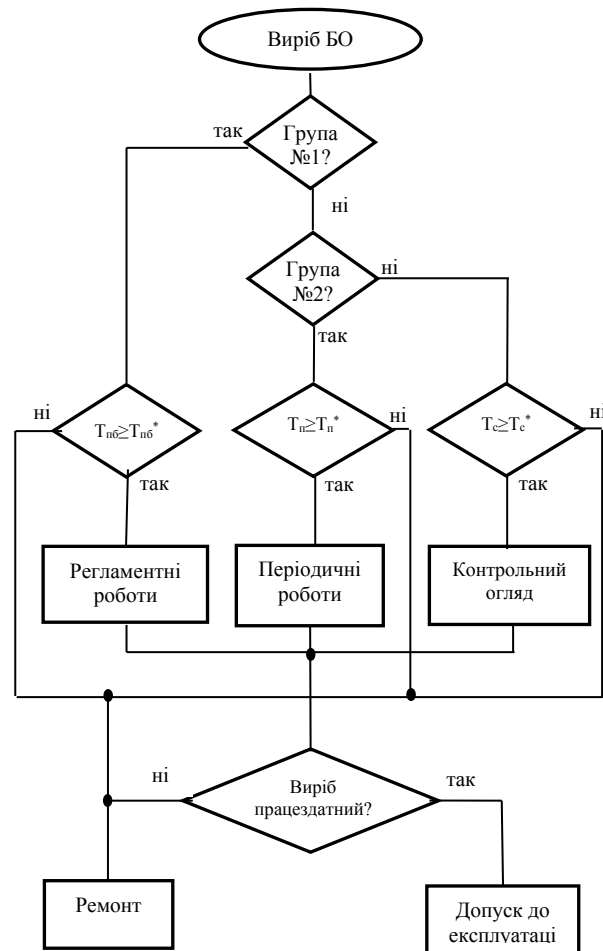


Рис. Алгоритм прийняття рішення щодо подальшої експлуатації виробу бортового обладнання

Джерело: розроблено авторами

Висновки

Параметри виробу БО ВАР, наведені в експлуатаційній документації, характеризують працездатність виробу і є його ВП.

Запропонований методичний підхід дає можливість відповідальним посадовим особам Командування Повітряних Сил ЗС України приймати в умовах правового режиму воєнного стану обґрунтоване рішення про допуск до експлуатації на черговий етап виробів БО з урахуванням розподілу на групи та рівнів безвідмовності виробів БО кожного типу.

Напрямок подальших досліджень має бути створення методики прогнозування технічного стану виробу БО за його визначальними параметрами.

Список літератури

1. Сложные технические и эргатические системы: методы исследования / А.Н. Воронин, Ю.К. Зиятдинов, А.В. Харченко, В.В. Осташевский – Харьков: Факт, 1997. – 240 с.
2. Мушик Э., Мюллер П. Методы принятия технических решений: Пер. с нем. – М.: Мир, 1990. – 208 с.
3. Кини Р.Л., Райфа Х. Принятие решений при многих критериях: предпочтения и замещения. – М.: Радио и связь, 1981. – 560 с.
4. Саати Т. Принятие решений: Метод анализа иерархий – М.: Радио и связь, 1989. – 316 с.
5. Нейман Дж., Моргенштерн О. Теория игр и экономичное поведение. – М.: Наука, 1970. – 704с.
6. Тимчасова методика розподілу комплектувальних виробів літальних апаратів на групи. (Уведено в дію вказівкою головного інженера авіації Повітряних Сил Збройних Сил України від 12.02.2009 № 420(0009).)
7. Порядок експлуатації за технічним станом виробів авіаційної техніки державної авіації, за якими розробник (виробник) не виконує своїх обов'язків із супроводження експлуатації та підтримання льотної придатності. (Затверджено наказом Міністерства оборони України від 19.12.2014 № 904. Зареєстровано в Міністерстві юстиції України 12 січня 2015 року за № 10/26455.)
8. Порядок продовження (збільшення) встановлених показників виробів авіаційної техніки державної авіації, за якими не здійснюється авторський нагляд. (Затверджено наказом Міністерства оборони України від 16.02.2015 № 68. Зареєстровано в Міністерстві юстиції України 03 березня 2015 року за № 244/26689.)
9. Правила інженерно-авіаційного забезпечення державної авіації України. (Затверджено наказом Міністерства оборони України 05 липня 2016 року № 343. Зареєстровано в Міністерстві юстиції України 08 серпня 2016 року за № 1101/29231.)
10. ВСТ 01.204.005–2018(01) Інженерно-авіаційне забезпечення. Аналіз надійності військової авіаційної техніки. Терміни та визначення.
11. ВСТ 01.204.008–2021(01) Інженерно-авіаційне забезпечення. Аналіз надійності військової авіаційної техніки. Основні положення.
12. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. - М.: Наука, 1969. – 576 с.
13. ДСТУ В 3576-97 Експлуатація та ремонт військової техніки. Терміни та визначення.
14. Кудрицкий В.Д., Синица М.А., Чинаев П.И. Автоматизация контроля радиоэлектронной аппаратуры / Под ред. П.И. Чинаева. - М.: Сов. радио, 1977. – 256 с.
15. ВСТ 01.204.001-2019(02). Інженерно-авіаційне забезпечення. Порядок переведення військової авіаційної техніки на експлуатацію за технічним станом. Терміни та визначення.
16. Дунаев Б.Б. Точность измерений при контроле качества. – К.: Техніка, 1981. – 152 с.

Надійшла до редколегії 31.10.2024

Схвалена до друку 18.11.2024

Відомості про авторів:

Храмченко Вячеслав Анатолійович

кандидат технічних наук
доцент, старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-8462-4184>

Єрко Віктор Борисович

кандидат технічних наук
старший дослідник
начальник відділу - заступник начальника управління
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-5150-5303>

Вознюк Микола Миколайович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
заступник начальника науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-9730-1376>

Information about the authors:

Viacheslav Khrumchenko

Candidate of Technical Sciences
Associate Professor, Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-8462-4184>

Viktor Yerko

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-5150-5303>

Mykola Voznyuk

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Deputy Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-9730-1376>

Concerning the decision on the admission for further operation in the conditions of the state of war of the products of on-board equipment of military air craft

V. Khramchenko, V. Yerko, M. Voznyk

This technology, in addition to military damage, is susceptible to the influx of officials who will submerge its technical state. For aircraft of service lines of 30 years and more, this is achieved through the old age, both physically and morally.

In order to prevent the technical condition from degrading to a level that is unpleasant from the point of view of the reliability and safety of the water, indicators are installed in the on-board control systems of aircraft.

Depending on the onboard equipment and the specifics of its operation, this may include: service lines, resource, number of landings, flights, contact, etc. Their depletion is a loss of the virus's ability.

Therefore, once the installation of indicators of on-board germs of the skin type has been eliminated, it is due to the current scientific and technical adoption of a grounded solution for the possibility of further exploitation of them after the establishment of a regulatory framework Peaceful hour of the significance of the demonstrators.

The article examines the current scientific and technical knowledge regarding the selection of initial parameters for the skin type of germs in the on-board equipment of military aviation technology, for which indicators can be taken as a basis for possible solutions, further operation of on-board viruses according to the established normative and legal framework indicators. A methodological approach has been identified to determine the feasibility of exploiting the on-board equipment of aircraft in the minds of the legal regime of a military state. The algorithm for making decisions for further operation of the on-board equipment has been expanded.

Keywords: on-board equipment product, initial parameter, military aviation technics, technical plant, military state.

А.А. Шульгін¹, В.В. Самулеєв¹, Є.І. Чемерис¹, І.М. Туленко²

¹ Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

² Харківський національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

ДОСЛІДЖЕННЯ ВИТРАТНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТА ОСОБЛИВОСТЕЙ СПІЛЬНОЇ РОБОТИ ДВОХ КАСКАДІВ ФОРСУНОК ПАЛИВНОГО КОЛЕКТОРУ ОСНОВНОЇ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ДВИГУНА АЛ-31Ф

У статті наведено результати експериментального дослідження витратних характеристик першого та другого каскадів одиночної форсунки паливного колектору основної камери згоряння авіаційного двигуна АЛ-31Ф. Експериментально визначено витратні характеристики форсунок другого каскаду за нерозрахункових, надмалих перепадів тиску, особливості характеру витікання рідини з них та її взаємодії з потоком повітря у вихровому пальнику. Розроблено геометричну модель паливного колектору. Створено математичну модель розрахунку гідравлічних характеристик паливного колектору. Проведено візуалізацію результатів чисельного процесу упорскування пального при спільній роботі двох каскадів паливного колектору та процесу заповнення другого каскаду.

Ключові слова: авіаційний газотурбінний двигун, основна камера згоряння, паливний колектор, форсунки, витратні характеристики, розподільвач пального.

Вступ

Досвід експлуатації старіючого парку авіаційних газотурбінних двигунів свідчить про зростання пошкоджень елементів гарячого тракту. У першу чергу це стосується жарової труби основної камери згоряння (ОКЗ) авіаційного двигуна АЛ-31Ф.

Результати аналізу причин дострокового усунення від експлуатації зазначеного типу двигунів засвідчують, що понад 70 % їх відмов (без врахування причин потрапляння сторонніх предметів), пов'язано зі зміною характеру протікання робочого процесу в їх ОКЗ. При цьому відмічається послідовність взаємопов'язаного процесу, а саме: виникнення дефектів паливного колектору, пошкодження стінок жарової труби та руйнування лопаток соплових апаратів та робочих лопаток турбіни.

Незворотне деформування та жолобкування стінок жарових труб ОКЗ, прогари, відлущення термозахисних покриттів, тріщини в околі отворів охолодження та інше, є наслідком конструктивних, технологічних та експлуатаційних чинників. Особливості теплової взаємодії поверхні стінок жарової труби ОКЗ та газового потоку, в поєднанні зі складним конструктивним виконанням та організацією охолодження, обумовлюють значну нерівномірність температурного поля 400...500 К та високих градієнтів температури як по поверхні, так і по товщині її стінок.

В діапазоні зміни тиску в порожнині ОКЗ 100...2000 кПа механічні напруження, які виникають у стінках жарової труби від перепаду тиску газового потоку (25 %) виявляються значно меншими ніж термічні напруги. Саме значні термічні напруги, які виникають в оболонках жарових труб ОКЗ, призводять до їх термовтомного руйнування та подальшого руйнування деталей гарячого тракту турбіни (рис. 1).

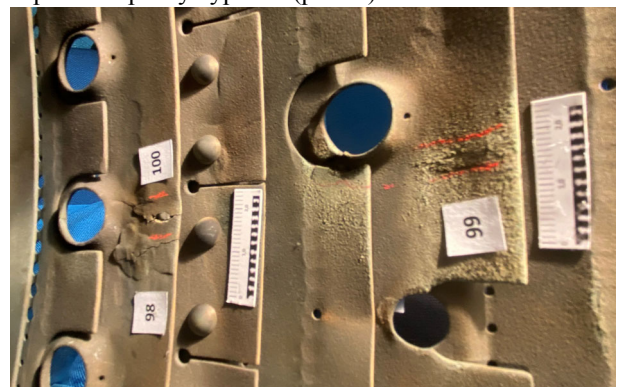


Рис.1. Експлуатаційні пошкодження обичайок жарової труби

Джерело: розроблено авторами

Завдання дослідження.

У загальній постановці вирішення цієї проблеми є розв'язання послідовної мультифізичної задачі, а саме згоряння, аеро- та гідродинаміки, теплообміну, теплопровідності, термпружності, термопластичності та термічної втоми. Задача надзвичайно складна і масштабна. На

сьогодні просування щодо її вирішення пов'язано з використанням методів кінцевих елементів та кінцевих об'ємів, із залученням сучасних комп'ютерних технологій, що дозволяють перейти від окремого чисельного досліду до їх певної сукупності і, таким чином, виконати моделювання впливу конструктивних або експлуатаційних чинників на умови досягнення локального граничного стану об'єкту дослідження.

У ряді виконаних досліджень [1...3] колективом авторів виконано перші кроки на шляху занурення у ідентифіковану проблему руйнування стінок жарових труб. Наступним кроком у дослідженнях обґрунтовано потребу у визначенні витратних характеристик форсунок паливного колектору щодо встановлення причин виникнення відкладень на соплах 1-го каскаду (рис. 2).

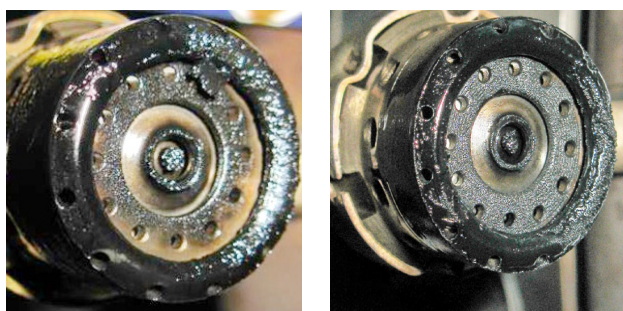


Рис. 2. Відкладення на соплах 1-го каскаду паливних форсунок
Джерело: розроблено авторами

Мета цієї статті – визначення витратних характеристик роботи першого та другого каскадів поодинокі форсунки та паливного колектору ОКЗ авіаційного двигуна АЛ-31Ф з метою подальшого використання отриманих результатів під час дослідження теплових та хімотологічних процесів що відбуваються у колекторі та жаровій трубі ОКЗ.

Виклад основного матеріалу

Динаміка рідинних відцентрових форсунок достатньо добре вивчена [4...6]. У спеціальній літературі [7, 8] наведено проблеми, які виникають під час експлуатації двоконтурних двосоплових форсунок, однак поглиблене дослідження особливостей спільної роботи обох каскадів форсунок із розподільвачем пального відсутнє. Двосоплові відцентрові форсунки забезпечують високу якість упорскування пального, атомізації та разом із завихрювачами утворення паливо-повітряної суміші за низьких витрат пального за рахунок високих значень перепаду тиску у вузьких тангенціальних каналах форсунок.

У якості об'єкта дослідження обрано паливний колектор ОКЗ авіаційного двигуна АЛ-31Ф (рис. 3). Паливний колектор ОКЗ АЛ-31Ф двокаскадний з різними площами поперечного перерізу

трубопроводів підведення пального. Менша площа перерізу 1-го каскаду забезпечує високий тиск упорскування і якість розпилювання при малих витратах (запуск, режим “Малого газу”). Більша площа перерізу прохідного перетину 2-го каскаду забезпечує перепуск більшої кількості пального без значного підвищення тиску [9, с. 22].

Суттєве зниження середньомасової повноти згоряння пального (до 0,7) під час роботи авіаційного ГТД відповідає області включення в роботу 2-го каскаду колектору, оскільки, внаслідок такого конструктивного виконання, індивідуальна витрата пального кожної форсунки 2-го каскаду суттєво залежить від її положення відносно горизонтальної вісі (висота гідростатичного стовпа) [9, с. 24].

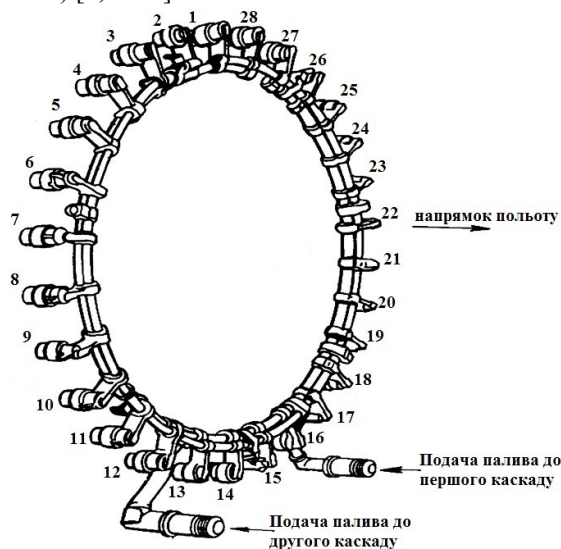


Рис. 3. Вигляд паливного колектору основної камери згоряння двигуна АЛ-31Ф
Джерело: [10, с. 121]

Пальне підводиться каскадами колектору до 28 відцентрових, двосоплових форсунок. Схема форсунки наведена на рис. 4.

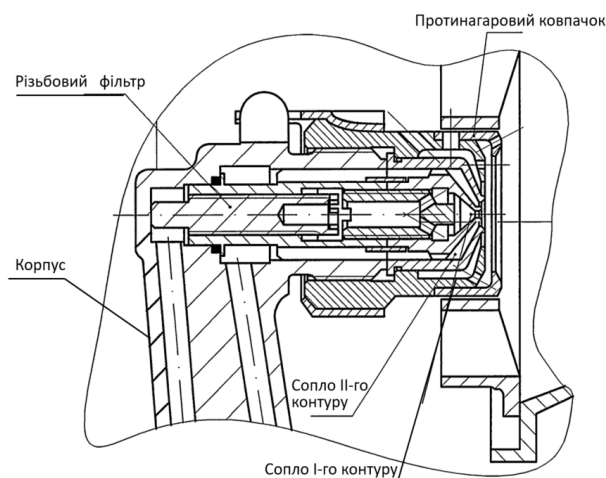


Рис. 4. Схема паливної форсунки колектору АЛ-31Ф
Джерело: [11, с 11]

У момент подачі пального через 2-й каскад, якість розпилювання зменшується, оскільки при незначних перепадах тиску конус розпилення 2-го каскаду на малій відстані від сопла форсунки порушує сформований конус розпилу 1-го каскаду. Тому, на сьогодні, особлива зацікавленість полягає у дослідженні сумісної роботи 2-х каскадів колектора полягає

у дослідженні сумісної роботи 2-х каскадів колектора.

Для дослідження впливу нерівномірності розподілу пального в процесі заповнення колектора по його довжині та поступового включення окремих форсунок у роботу розроблено комп'ютерну модель паливного колектора та відцентрової двоконтурної форсунки (рис. 5).



Рис. 5. Комп'ютерна модель паливної форсунки колектору АЛ-31Ф

Джерело: розроблено авторами

Комп'ютерну модель паливної форсунки створено із можливістю внесення конструктивних змін до її окремих елементів. Це пов'язано з подальшою необхідністю дослідження впливу можливих змін конструкції завихрювачів 1-го та 2-го каскадів на характеристики протікання робочого процесу в жаровій трубі ОКЗ. На рис. 6 показано сектор сумісної моделі паливного колектору з жаровою трубою ОКЗ.

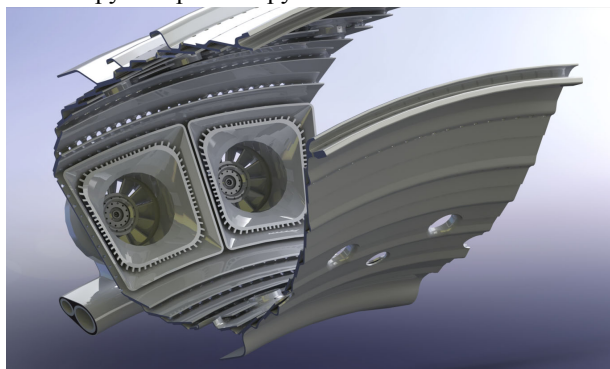


Рис. 6. Сектор геометричної моделі жарової труби та паливного колектору з форсунками авіаційного двигуна АЛ-31Ф

Джерело: розроблено авторами

Дослідження виконано методом кінцевих елементів шляхом чисельного моделювання із застосуванням ANSYS CFD. Ключовим проблемним питанням, що обмежує застосування цього методу є висока чутливість розрахунку на зміну граничних умов які задаються, що впливає на можливість коректної інтерпретації отриманих результатів. У зв'язку з цим, для визначення витратних характеристик 1-го та 2-го каскадів паливних форсунок колектору розроблено гідравлічну експериментальну установку (рис. 7).

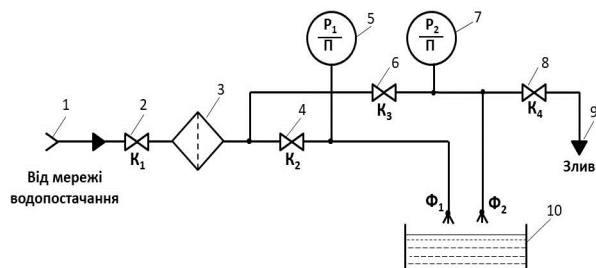


Рис. 7. Схема гідравлічної експериментальної установки: 1 – вхід; 2, 4, 6, 8 – регулювальні крани; 3 – фільтр; 9 – штуцер зливу; 10 – ємність для вимірювання об'єму рідини

Джерело: розроблено авторами

За результатами апроксимації та екстраполяції витратних характеристик 2-го каскаду однієї форсунки за надмалих перепадів тиску на ній (в діапазоні 0...1000 мм. в. ст.), що приблизно відповідає величині гідростатичного стовпа, отримано значення об'ємної витрати пального кожної з форсунок 2-го каскаду (рис. 8) на режимі роботи двигуна, за якого відбувається його заповнення.

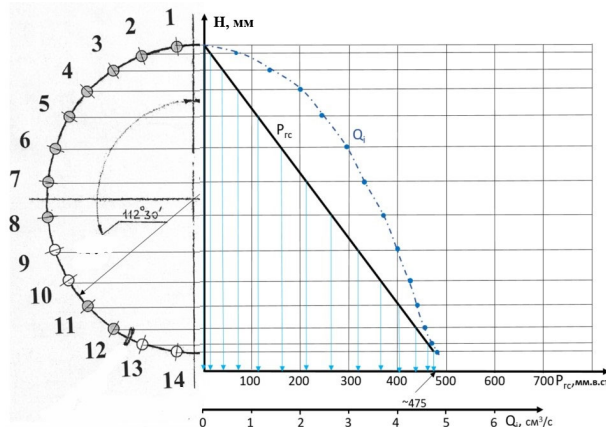


Рис. 8. Залежність об'ємної витрати пального через другий каскад форсунок від величини гідростатичного стовпа

Джерело: розроблено авторами

Необхідність врахування заповнення основного паливного колектору обумовлена тим, що в залежності від розташування форсунки, вплив сили тяжіння змінюватиме значення тиску пального в кожній окремій форсунці. У свою чергу, це

призводить до нерівномірного згоряння пального в жаровій трубі [9, 12].

Сумісна витратна характеристика пального $G_{п}$ авіаційного двигуна показана на рис. 9. Під час запуску двигуна через розподільувач пального включається в роботу лише 1-й каскад паливного колектору (ділянка АВ). По мірі збільшення тиску пального до виходу двигуна на установлений режим роботи “Малий газ” включається в роботу 2-й каскад паливного колектору (ділянка BD) до досягнення середнього значення витрати пального $G_{п\text{сер}} = 430$ кг/год.

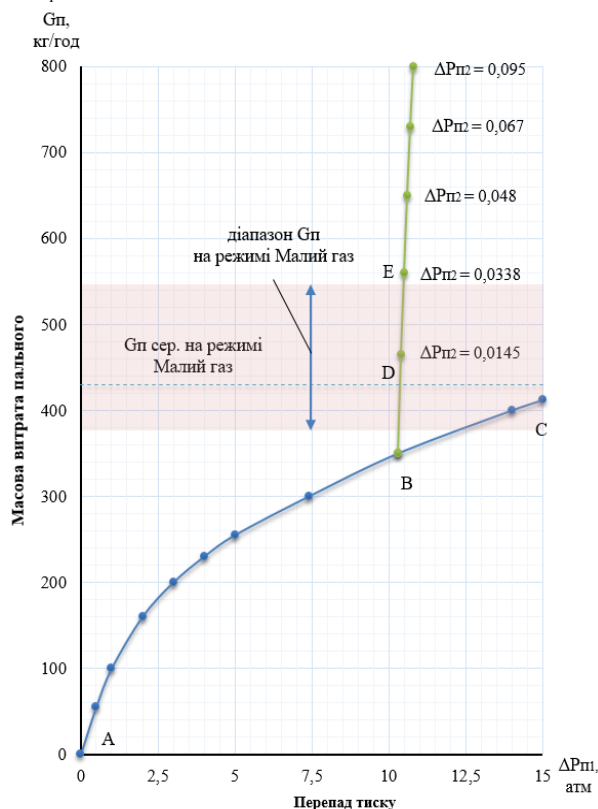


Рис. 9. Витратна характеристика пального колектору під час сумісної роботи з розподільувачем пального на режимі “Малий газ”
Джерело: розроблено авторами

Отримані значення витратних характеристик використано у якості граничних умов під час виконання чисельного моделювання гідравлічних характеристик у паливному колекторі на ділянці BE оскільки в діапазоні витрат пального на усталеному режимі роботи авіаційного двигуна “Малий газ” 2-й каскад паливного колектору працює на надмалих значеннях перепаду тиску, порушуючи якісний факел упорскування 1-го каскаду.

На рис. 10 наведено візуалізацію результатів гідравлічного розрахунку колектору на режимі роботи “Малий газ”. Подача пального у 1-му каскаді відповідає значенню перепаду тиску 10 атм., а масова витрата пального складає 340 кг/год. Для 2-го каскаду перепад тиску в нижніх форсунках складає 0,015 атм., а витрата

пального через каскад складає 90 кг/год відповідно. За заданих умов проведено чисельне моделювання характеру упорскування пального в порожнину жарової труби. На рис. 11 наведено порівняння результатів проведеного експерименту та результатів моделювання дисперсної фази пального за визначених граничних умов.

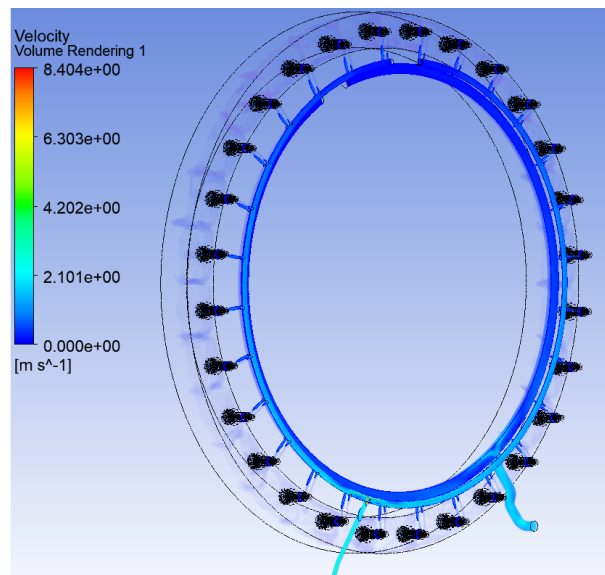


Рис. 10. Візуалізація розподілу полів швидкості (velocity) пального у каскадах паливного колектору
Джерело: розроблено авторами

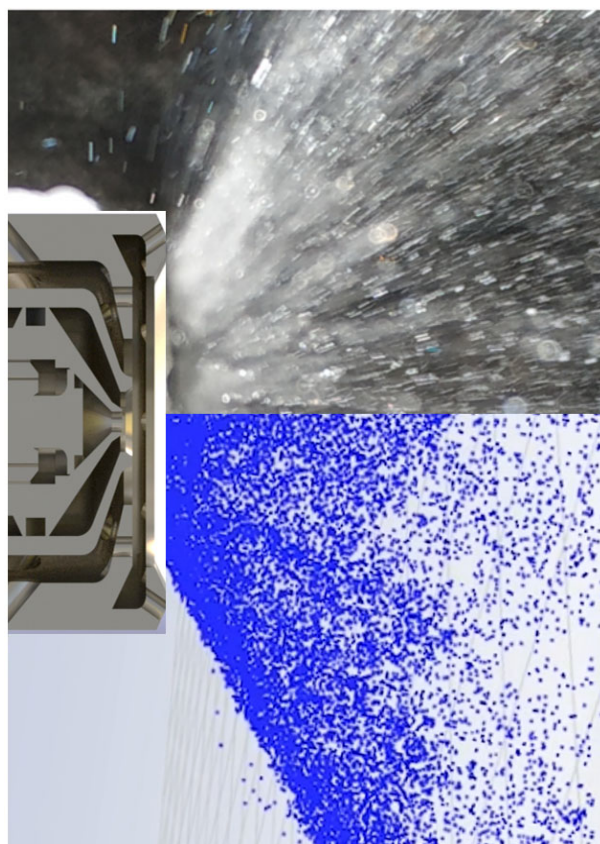


Рис. 11. Картина течії рідини з форсунки під час спільної роботи обох контурів
Джерело: розроблено авторами

Висновки

1. За результатами фізичного експерименту отримано витратні характеристики форсунок 1-го та 2-го каскадів паливного колектору основної камери згоряння двигуна АЛ-31Ф, у тому числі за надмалих перепадів тиску (в діапазоні 0...1000 мм. в. ст.) на форсунках 2-го каскаду.

2. У середовищі ANSYS CFD розроблено геометричні та гідравлічні моделі жарової труби, паливного колектору основної камери згоряння двигуна АЛ-31Ф та його паливних форсунок.

3. Отримано залежності витрати пального через форсунки 2-го контуру на режимі "Малий

газ" з урахуванням спільної роботи розподільвача пального та впливу гідростатичного стовпа у 2-му колекторі.

4. Отримані розрахунково-експериментальні значення витратних характеристик роботи паливного колектору можуть бути використані у якості вихідних початкових умов для проведення **подальших досліджень** з виконання чисельного моделювання теплових та хімотологічних явищ які виникають під час роботи авіаційного двигуна в паливному колекторі та жаровій трубі основної камери згоряння.

Список літератури

1. А. Шульгін, В. Самуєв, Є. Чемерис, О. Трегуб. Адаптація моделі відцентрової форсунки для розрахунково-експериментального дослідження робочого процесу в основній камері згоряння ТРДДФ. Зб. наук. праць ДНДІА. Випуск 18 (25). Київ, 2022 – С. 117-122.
2. A. Shulhin et al. Numerical simulation of workflow for evaluating flame tube thermocyclic durability. Transactions on Aerospace Research Volume 2024 (2024): Issue 2 (June 2024). Poland. – P. 33-43.
3. Є. Чемерис, І. Туленко. Методика розрахунку теплового та напружено-деформованого станів жарових труб основних камер згоряння. Зб. наук. праць ДНДІ ВС ОВТ, Вип. 3(17). Черкаси, 2023. – С.104-111.
4. В.Г. Базаров. Динамика жидкостных форсунок. М.:Машиностроение, 1979. – 136 с.
5. Patankar, Suhas V. Numerical Heat Transfer and Fluid Flow. Hemisphere Publishing Corporation, 1980. – 200 p.
6. Д.Г. Пажи, В.С. Галустов. Основы техники распыливания жидкостей. М: Химия, 1984 – 256 с.
7. Arthur H. Lefebvre, Dilip R. Ballal. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions, Third Edition. Taylor & Francis, 2010. 557 p.
8. В.С. Егорычев. Исследование жидкостных центробежных форсунок двигателей летательных аппаратов: Метод. указ. к лаб. работе. Самар. гос. аэрокосм. Ун-т, 2004. – 22 с.
9. Ахметзянов Д.А., Ахметов Ю.М., Михайлов А.Е. Исследование влияния двухконтурности топливного коллектора на эффективность силовой установки в области заполнения основного контура. Уфа: Вестник УГАТУ, Авиационная и ракетная техника, том № 4(39) С. 21 – 35.
10. Двигатель 99. Техническое описание. 1990, – 386 с.
11. Атлас деталей и узлов двухконтурного турбореактивного двигателя АЛ-31Ф. МАИ, ОАО «НПО «Сатурн», НТЦ им. А. Люльки, М.: 2008. – 20 с.
12. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Конструкция, моделирование процессов и расчет: Уч. пособие. Казань: Из-во Казан. гос. техн. ун-та, 2006. – 220 с.

Надійшла до редколегії 30.10.2024

Схвалена до друку 28.11.2024

Відомості про авторів:

Шульгін Артем Анатолійович

кандидат технічних наук
старший дослідник
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна.
<https://orcid.org/0000-0002-2403-7348>

Самуєв Володимир Вікторович

кандидат технічних наук
доцент
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3793-5083>

Information about the authors:

Artem Shulhin

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine.
<https://orcid.org/0000-0002-2403-7348>

Volodymyr Samulieiev

Candidate of Technical Sciences
Associate Professor
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3793-5083>

Чемерис Євгеній Ігорович

доктор філософії
старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна.
<https://orcid.org/0000-0003-4918-3445>

Yevheniy Chemerys

Doctor of Philosophy, Ph.D
Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine.
<https://orcid.org/0000-0003-4918-3445>

Туленко Ігор Михайлович

науковий співробітник
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0009-0007-2847-483X>

Ihor Tulenko

Researcher Associate
of Ivan Kozhedub Kharkiv National
Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0007-2847-483X>

**STUDY OF FLOW CHARACTERISTICS AND FEATURES OF JOINT OPERATION OF THE FUEL
MANIFOLD OF THE MAIN COMBUSTION CHAMBER OF THE AL-31F ENGINE**

A. Shulhin, V. Samuleev, Y. Chemerys, I. Tulenko

The article presents the findings of an experimental investigation into the flow characteristics of the initial and subsequent stages of a single nozzle within the fuel manifold of the main combustion chamber of the AL-31F turbofan engine. The flow characteristics of the second circuit injectors were found to exhibit unexpectedly low pressure drops at ultra-low pressures. The nature of the liquid flow from these injectors and its interaction with the air flow in the vortex burner were also determined through experimentation. A geometric model of the fuel manifold was constructed. A mathematical model for calculating the hydraulic characteristics of the fuel manifold was developed. The values of the flow characteristics obtained from the experimental results were employed as boundary conditions for the numerical modeling of the hydraulic characteristics of the fuel manifold in the ANSYS CFD environment. The results of the numerical fuel injection process during the joint operation of two cascades of the fuel manifold and the process of filling the second cascade were visualized. It has been established that during steady-state operation of an aircraft engine, the second stage of the fuel manifold operates at ultra-low pressure drop values, which results in a deterioration in the uniformity of fuel injection and, subsequently, an increase in the resulting temperature field irregularity. The modeling was performed with consideration of the force of gravity, which enabled the determination of the nature of the manifold filling and the distinction in the values of the mass flow rate of fuel in individual fuel manifold nozzles.

Keywords: aircraft gas turbine engine, main combustion chamber, fuel manifold, injectors, flow characteristics, fuel distributor.

О.Г. Яровенко¹, К.В. Будник¹, В.Р. Коліко¹, А.М. Фурса²

¹Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

²Військова частина А2215, Бориспіль

АВТОМАТИЗАЦІЯ АНАЛІЗУ ГЕОПРОСТОРОВОЇ РОЗВІДУВАЛЬНОЇ ІНФОРМАЦІЇ ПОВІТРЯНОЇ РОЗВІДКИ В ПРОГРАМНОМУ СЕРЕДОВИЩІ QGIS НА ПРИКЛАДАХ ВИКОНАННЯ ТИПОВИХ ЗАДАЧ

Проаналізовано особливості геоінформаційних систем, які можуть бути програмною компонентою перспективної системи цифрової обробки видової розвідувальної інформації.

Визначено можливість ефективного застосування програмного забезпечення QGIS у побудові спеціалізованих цифрових моделей місцевості та розташованих об'єктів (комунікацій, елементів оперативної побудови військ (сил) противника, зон дії ППО і радіоелектронного впливу, тощо).

Проведені експериментальні перевірки виконання окремих типових задач із цифрової обробки розвідувальних даних, зі здійснення системного аналізу оцінки сил противника та прогнозування його дій в програмному середовищі QGIS.

Ключові слова: видова розвідувальна інформація, геоінформаційна система, QGIS, системний аналіз.

Вступ

Постановка проблеми. В умовах ведення інтенсивних бойових дій існує потреба в удосконаленні як бортових систем комплексів повітряної розвідки (ПР), так і наземних систем цифрової обробки (СЦО) видової (IMINT, imagery intelligence) [1, с. 7...17, 20...27] розвідувальної інформації (ВРІ).

Удосконалення та модернізація цих засобів є необхідним завданням для досягнення визначених спроможностей та потреб в розвідувальному забезпеченні військ [2, с. 304...307]. Ці особливі спроможності військ (сил) розвідки передумовлюють набуття здатності забезпечувати автоматизацію процесів добування (збору), обробки, аналізу та відображення розвідувальної інформації. [2, с. 308]

При побудові СЦО ВРІ повинні бути враховані вимоги, зазначені в керівних документах Міністерства оборони України [1, с. 1...34; 3, с. 8...13; 4, с. 5...33] та НАТО [5, с. 47, 48].

Розроблені у рамках попереднього аналізу пропозиції щодо технічного обриса та основних вимог до компонентів перспективної СЦО ВРІ передбачають, що цей інструментарій повинен забезпечувати не тільки візуалізацію результатів видової повітряної розвідки (ВРП), автоматизацію збору розвідданих із різнотипних джерел, її первинну обробку та дешифрування, а також здійснення автоматизованої оцінки сил противника методом системного аналізу, прогнозування варіантів його дій і автоматизацію планування

наступних розвідувальних місій. Основною програмною компонентою такої СЦО ВРІ крім програмних продуктів, які забезпечують фільтрацію та виділення (підняття) непрямих видових ознак, притаманних окремому об'єкту інтересу (форма, структура, унікальні спектральні характеристики, особливості, динаміка та напрями змін, тощо) [6; 7, с. 49...66; 8, с. 170...174; 9; 10, с. 151...159], має бути спеціальне програмне забезпечення геоінформаційних систем (ГІС).

Основні задачі, які покладаються на ГІС при виконанні усього спектру завдань з обробки потоків розвідданих, є:

- цифрове перетворення “сирих” цифрових матеріалів аерознімання (АЗ) в зображення, придатні для виконання фотограмметричних робіт та визначення координат об'єктів із заданою точністю;

- створення цифрових моделей місцевості для планування ПР, що передбачає визначення профілю та маршруту польоту на ПР, визначення зон дії засобів протиповітряної оборони (ППО) противника і зон дії його засобів радіоелектронного впливу;

- моделювання задач системного аналізу для оцінки сил противника та прогнозу його дій;

- супроводження робіт із базами геоінформаційних даних;

- виготовлення формалізованих розвідувальних документів усіх типів;

- забезпечення архівації матеріалів видової ПР.

Серед сучасних геоінформаційних засобів для виконання задач обробки БРІ найбільш розповсюдженими є ліцензовані програмні продукти: ArcGIS, (“ESRI”, США), “ENVI” (“NV5 Geospatial”, США), “ERDAS Imagine” та геопросторові продукти “HxDR” (“Hexagon AB”, Королівство Швеція), пакет ГІС “Digitals” (ДП “Геосистема”, Україна), а також відкрите програмне забезпечення QGIS.

Таким чином, проблемним питанням є вибір раціональної ГІС для програмної компоненти СЦО та його адаптація для виконання усього спектру задач з обробки БРІ.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Для вивчення можливості та доцільності застосування того або іншого геоінформаційного програмного продукту в рамках СЦО БРІ необхідно оцінити їх особливості, переваги та недоліки.

Так, аналіз результатів цифрової обробки матеріалів АЗ за допомогою цифрових фотограмметричних станцій “Дельта” показує [11, с. 6], що програмний продукт “Gade”, з пакету спеціального програмного забезпечення “Digitals”, [12, с. 44...54] за своїми особливостями не може бути використаним для усіх типів БРІ та є придатним переважно для роботи з плановими аерознімками. Геометричні “неув’язки” “сирих” цифрових аерознімків потребують попередньої обробки – цифрового трансформування перспективних знімків у планові за допомогою додаткового програмного забезпечення (ПЗ). Приклад експериментальної обробки перспективного аерознімку в програмному середовищі “Gade” представлено на рис. 1. Таким чином, подальша обробка БРІ (створення цифрових моделей місцевості з перспективних аерознімків, проведення за ними фотограмметричних розрахунків та здійснення системного аналізу) з використанням програмного продукту “Gade” суттєво ускладнена або неможлива. Отже, зазначене ПЗ не є універсальним для вирішення усього спектру завдань обробки БРІ.

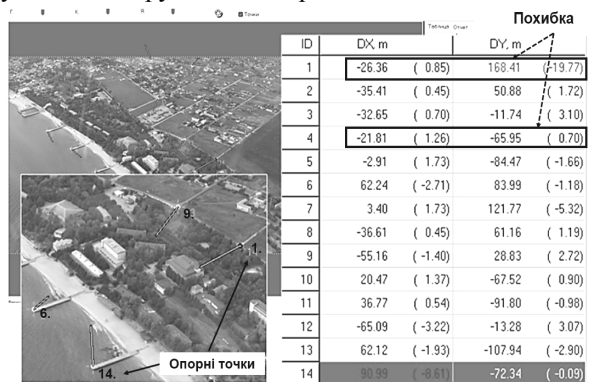


Рис. 1. Інструментально визначені похибки в геоприв’язці аерознімка за допомогою ПЗ “Digitals”
Джерело: розроблено авторами

Програмні продукти “ENVI” (ITT Visual Information Solutions, США), “ERDAS Imagine” (Erdas inc., США), які широко використовувались в системах дистанційного зондування землі (ДЗЗ) та космічної розвідки [10, с. 151...159; 13, с. 324, 325], призначені для проведення фотограмметричних робіт, векторизації растрових зображень, відпрацювання цифрових топогеодезичних моделей місцевості. Але вони не включають до себе функціонал системного аналізу для автоматизації прийняття рішень та прогнозування подій.

Геоінформаційна система ArcGIS із сімейства спеціалізованих програмних продуктів американської компанії ESRI – надзвичайно потужне ПЗ, яке використовується в якості основної геоінформаційної компоненти в комплексах обробки інформації космічної розвідки. У Збройних Силах України зазначене ПЗ використовується для вирішення окремих задач [14, с. 4]. Ця ГІС також використовується в країнах НАТО. Наприклад за її допомогою розроблений додаток відображення тактичної обстановки “Military Overlay for ArcGIS” та відповідні пакети “Military Overlay layer”, “Military Overlay. Lpk”, які відповідають вимогам стандартів MIL-STD-2525 (C), та APP-6 (AD) [15, с. 18, 19].

Таким чином, ArcGIS – потужна система, яка має більший набір функціональних інструментів геообробки, ніж інші аналогічні системи [16, с. 1...13]. Але ця перевага обмежується вартістю доступної закритої платної ліцензії. Наприклад, за цінами 2024 року вартість ліцензії ArcGIS Professional Advanced – 3800 дол. США [17].

Альтернативною ГІС для програмної компоненти СЦО БРІ є система QGIS. Ця ГІС підтримується та розвивається міжнародною спільнотою стейкхолдерів, які міцно інтегрували її у свій бізнес. QGIS розповсюджується на умовах відкритої ліцензії (GNU – “General Public License”) і є проєктом “Open Source Geospatial Foundation” (OSGeo). Вона підтримує растрові та векторні формати, широкий спектр баз даних різних типів і за своїми можливостями не поступається своєму найближчому конкуренту ArcGIS. QGIS забезпечує інтеграцію з іншими відкритими ГІС-пакетами, в тому числі PostGIS, GRASS, GeoServer і MapServer. Така інтеграція значно розширює аналітичні та функціональні можливості. Окрім того, QGIS дозволяє підключати величезну кількість додатків-плагінів, написаних мовами програмування Python, C++ та R, фактично розширюючи функціонал не гірше, ніж інші ліцензійні програмні продукти [18].

Мета статті – проведення аналізу можливості використання програмних продуктів середовища QGIS для автоматизації збору, обробки та аналізу видової інформації при виконанні типових задач повітряної розвідки.

Виклад основного матеріалу

Для об'єктивної оцінки придатності ПЗ QGIS для програмної компоненти СЦО ВРІ доцільно розглянути варіанти створення цифрових моделей ситуативної обстановки у визначеній операційній зоні, відображення результатів ПР, аналізу зібраної розвідувальної інформації та автоматизації прогнозу подій в межах прикладних задач ВПР. Авторами було здійснено експериментальне виконання типових задач із цифрової обробки ВРІ за допомогою існуючих програмних інструментів – “плагінів” [19], які є у відкритому доступі та найбільш адаптовані до специфіки ПР.

Задача створення базової цифрової моделі місцевості (ЦММ) операційної зони.

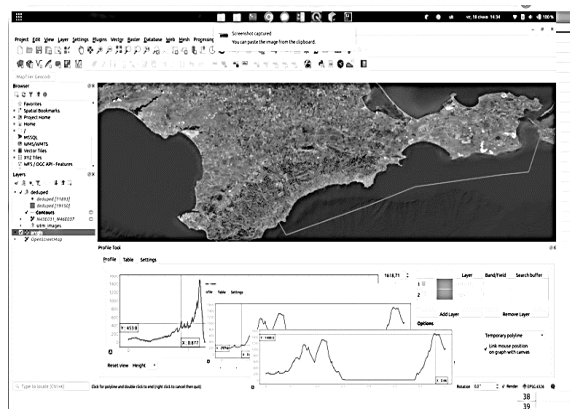
З метою уникнення перевантаження обчислювальних процесів цифрові моделі доцільно розробляти за принципом створення багатoshарових інформаційних полів (рельєф, дороги, водні перешкоди, елементи оперативної побудови, зміни в елементах інфраструктури тощо). Для коректної інтеграції інформаційних полів в ЦММ раціональним підходом є використання єдиної географічної системи координат – замість географічної WGS-84 та прямокутної СК-42 пропонується використовувати прийняту в Україні систему координат ВСК-2000. При цьому геоінформаційні розрахунки в операційній області QGIS доцільно проводити за прямокутними координатами в проєкції Гаусса-Крюгера [19]. У разі використання видової та рельєфометричної інформації із зовнішніх джерел об'єм інформації раціонально обмежувати до геометричного розміру операційної зони (зони розвідки).

Вибрана ГІС системи обробки ВРІ повинна проводити цифрову трансформацію матеріалів аерокосмічного знімання (результатів ВПР) за

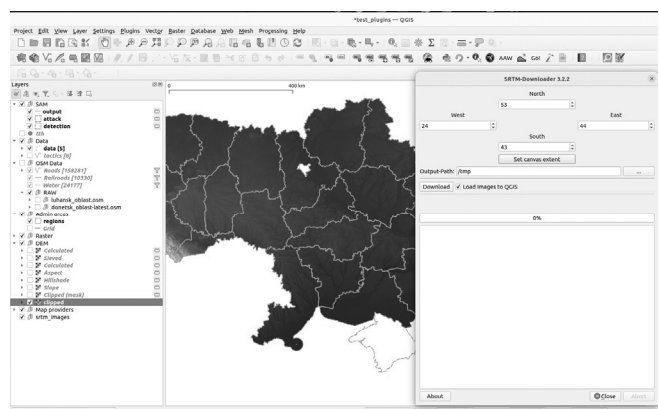
типом визначеної ортогональної проєкції земної поверхні (системи координат) незалежно від формату та виду зображення, зокрема при плановій, перспективній або панорамній зйомці показник неув'язок повинен бути не більше 10 м. При цьому в практичних задачах прогнозування дій противника (визначення можливих маршрутів висування його сил та засобів, логістичної підтримки військ, зон дії систем ППО та РЕБ) та наслідків техногенних подій, які можуть виникнути в ході ведення бойових дій, геодезична точність 3D ЦММ повинна відповідати вимогам діючих керівних документів. В ході експериментів з'ясовано, що побудову ЦММ операційної зони в ПЗ QGIS можливо виконати за допомогою підпрограми “Plots terrain profile – 4.2.6” (Profile tool), а рельєфометричну інформацію отримати з баз даних НАСА або Геоінформаційного порталу ЗС України (рис. 2а). Побудову ізоліній (горизонталей) доцільно створювати з детальністю не гірше 100 м.

Ще одним джерелом для створення 3D ЦММ операційної зони може бути сервіс SRTM-Downloader 3.2.2 (карти рельєфу) (рис. 2б). Для зниження навантаження на АРМ, наявні геоінформаційні дані рельєфу доречно обмежити за довготами і широтами своєї операційної зони.

Під час поповнення ЦММ видовою інформацією (аерознімками, даними ДЗЗ, матеріалами лазерного та радіолокаційного сканування, тощо) та їх первинної обробки, операцію з геодезичної прив'язки викривлених у геометричній площині перспективних матеріалів доцільно проводити за допомогою “плагіну” “DSC_9487_modified”, використовуючи найбільш адаптовану трансформацію типу “Тонкостінний сплай”.



а



б

Рис. 2. ЦММ з накладеним рельєфом:

а – інтерфейс програмного середовища “Plots terrain profile – 4.2.6” (Profile tool);

б – інтерфейс сервісу SRTM-Downloader 3.2.2

Джерело: розроблено авторами

За результатами експериментальної перевірки встановлено, що за цієї трансформації похибка в позиціонуванні за координатами X, Y становить близько 1,5 м в центрі та не більше 8 м на краях дальньої перспективи (рис. 3).

У структурометричних показниках спостерігається зниження лінійної розрізненості на дальньому краю перспективи на рівні 10 %, на ближньому і в центрі – не більше 5 %, що є допустимим показником для подальших фотограмметричних робіт.

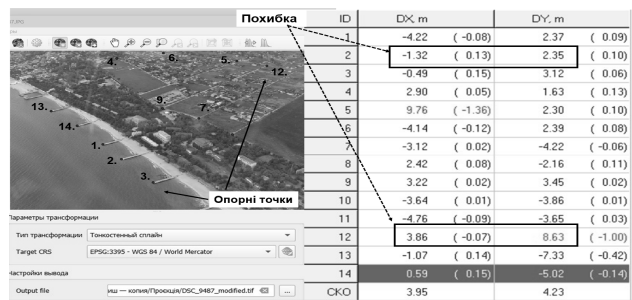


Рис. 3. Інструментально визначені похибки в геоприв'язці аерознімки за допомогою ПЗ “QGIS”

Джерело: розроблено авторами

Задача створення цифрових моделей об'єктів на місцевості (шляхопроводів, штучних та природних перешкод).

Для виконання типових задач розвідки комунікацій операційної зони, що впливає на хід операції та прогнозування дій противника, ЦСО ВРІ на основі створеної 3D ЦММ повинна в автоматичному режимі опрацьовувати існуючу мережу шляхопроводів та перешкод на цих комунікаціях, а також відслідковувати динаміку їх змін. У першу чергу в ЦММ повинні відображатися характеристики та стан шляхопроводів методом внесення відповідних атрибутів (тип покриття автошляхів, характеристики ділянки залізниці, мости, переправи, тощо). Крім цього, має бути передбачена можливість внесення змін до ЦММ. У першу чергу це стосується інформації щодо пошкодження (руйнування) ділянок шляхопроводів

та побудови нових елементів комунікацій (дорога, переправа тощо). Кінцевою задачею використання зазначеної моделі є автоматизоване визначення варіантів найбільш раціональних маршрутів пересування військ (сил) противника з урахуванням стану інфраструктури його комунікацій в оперативній зоні.

Для створення цієї моделі в системі QGIS можливе використання команди “Raster” із розділу “Analyst” та утиліти “DEM” (поверхня рельєфу). Іншим варіантом може бути використання цих геоінформаційних даних із серверу “Open Street Map”.

Дані слід відображати окремими шарами в залежності від використаних атрибутів (шар автодоріг, шар залізниць, шар річок, тощо) за принципом відрізків векторного зображення. В QGIS для цього використовуються атрибути “Roads”, “Rollroads”, “Waters” та інші (рис. 4).

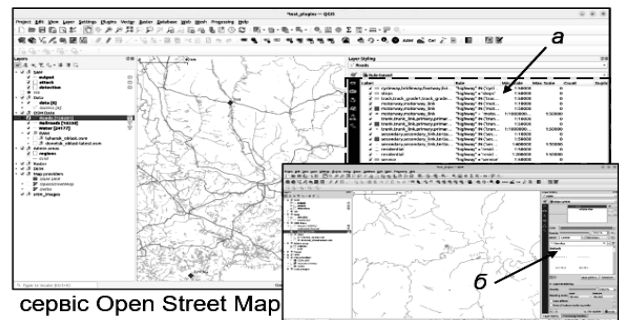


Рис. 4. Створення мережі шляхопроводів та перешкод на комунікаціях ЦММ за допомогою ПЗ QGIS в сервісі Open Street Map: а – інформаційний шар “Автошляхи”; б – інформаційний шар “Природні та штучні водні перешкоди”

Джерело: розроблено авторами

Функція внесення змін на ділянках шляхопроводів ЦММ, наприклад відображення нової автодороги (рис. 5а), в ПЗ QGIS реалізується методом розробки відповідного плагіну (рис. 5б) [20] за допомогою інструментів “Server Area Lines”, “Query Builder”.

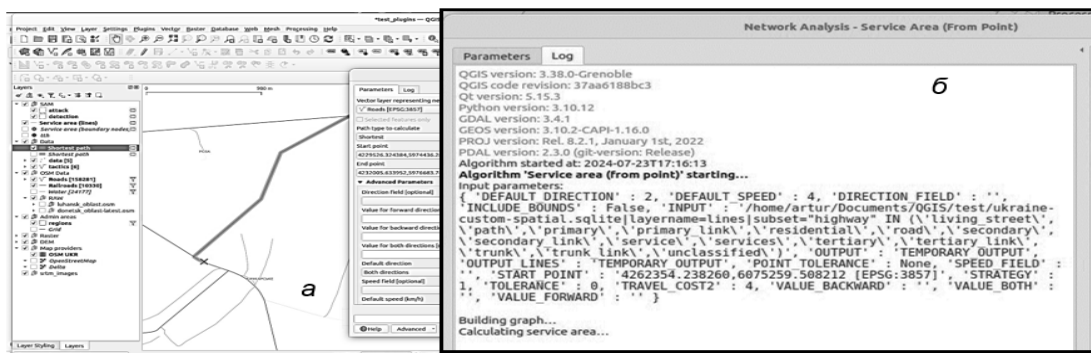


Рис. 5. Формування новоствореного шляхопроводу в ПЗ QGIS: а – автомобільна дорога; б – плагін програми

Джерело: розроблено авторами

При цьому за допомогою переліку атрибутів “Advanced Parameters”, “Provider Specific Filter Expression”, “Set provider filter on roads” можна позначити тип покриття, швидкість руху та інші параметри, що в подальшому будуть автоматично враховані для здійснення мережевого системного аналізу.

Задачі автоматичного визначення варіантів раціональних маршрутів пересування військ противника з урахуванням корекції шляхопроводів та відповідні тактичні розрахунки можуть бути реалізовані за допомогою функції “мережевого системного аналізу” у плагіні “Network Analysis Shortest Path (Point to Point)” (рис. 6).

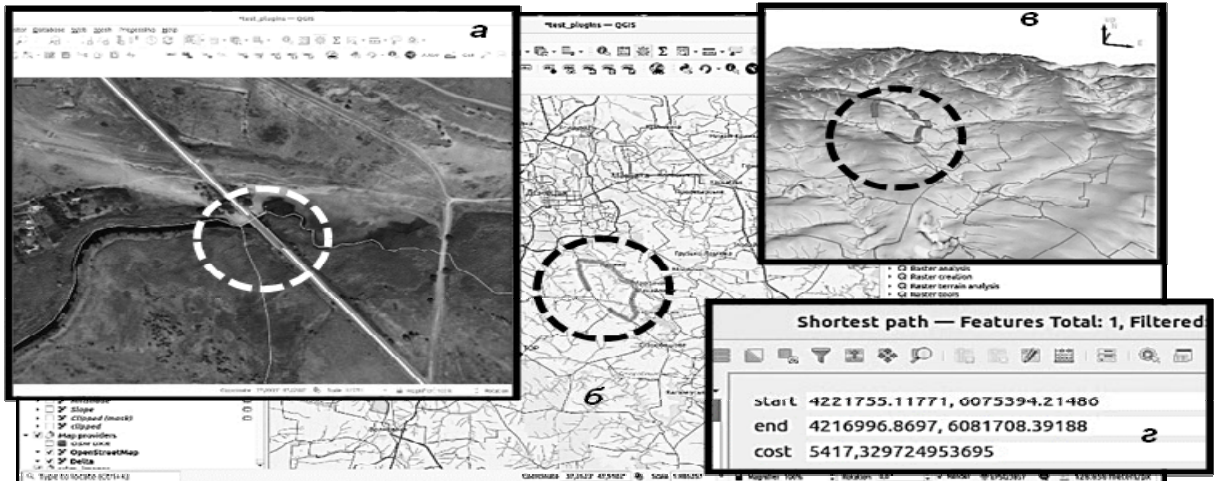


Рис. 6. Результат побудови маршруту в умовах “зруйнований міст”: а – візуалізація зруйнованого автомобільного мосту; б – формування раціонального об’їзного маршруту; в – маршрут в 3-D форматі; г – вхідні та розрахункові дані

Джерело: розроблено авторами

Задача виконання тактичних розрахунків.

Більшість тактичних розрахунків для вирішення задач ПР за допомогою ПЗ QGIS може бути виконана в сервісі “Shortest path – Field Calculator” (рис. 7).

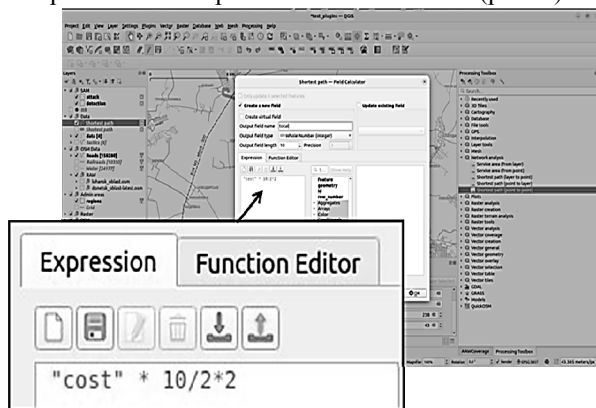


Рис. 7. Візуалізація результату тактичного розрахунку в ПЗ QGIS

Джерело: розроблено авторами

При цьому в поле “Expression” можна завантажувати будь-які розрахункові формули (моделі), або посилання на відомості з цифрових баз даних, наприклад тактико-технічних характеристик озброєння, табличні інформаційні матеріали, тактичні розрахунки на відновлення бойового потенціалу, розрахунки ризиків, оцінки противника в інтересах вогневого ураження тощо.

Це дозволяє відпрацьовувати більшу кількість специфічних розрахункових та логічних задач, включаючи задачі із прогнозування дій противника щодо відновлення втраченого бойового потенціалу.

У цьому напрямі запропонована геоінформаційна компонента СЦО може працювати за одним із варіантів алгоритму системного аналізу (рис. 8).

Наприклад, в межах дорозвідки СЦО ВРІ може здійснювати збір та обробку результатів ВПР від штатних засобів та інших джерел, забезпечувати автоматичну геоприв’язку елементів складного об’єкту на ЦММ та розраховувати бойовий потенціал (БП) ударної складової об’єкту і спроможності його відновлення при втраті. Опис попереднього та поточного стану об’єкту повинен мати стандартну формалізовану форму. Логіка системного аналізу в ПЗ QGIS повинна відповідати кінцевій меті розвідувальної задачі та включати до себе основні елементи порядку обробки інформації повітряної розвідки:

- визначення складових об’єкту та їх характеристик;
- визначення змін на об’єкті методом автоматичного порівняння попередньої інформації про об’єкт (попередній формуляр) з поточною (результати обробки наявного потоку інформації).



Рис. 8. Варіант логіки обробки інформації ВПР за допомогою ПЗ “QGIS”

Джерело: розроблено авторами

Аналіз стану та діяльності об'єкту потрібно проводити за кожною його складовою. В цифровій моделі повинен формуватися перелік знищених, пошкоджених та боєздатних елементів об'єкту, автоматично визначатися залишок ресурсу і вид бойового завдання, яке об'єкт може виконувати в поточному стані, можливий напрямок (район) застосування, розрахункові можливості інфраструктури та сил логістичного забезпечення щодо відновлення втраченого БП. Розрахунковий час на таке відновлення (поповнення) повинен автоматично враховувати раціональні маршрути здійснення логістичного забезпечення та іншу наявні геоінформаційні дані.

Задача розвідки системи протиповітряної оборони.

Окремою задачею ВПР є розвідка системи ППО противника. В СЦО ВРІ за допомогою ПЗ QGIS ці задачі можна відпрацьовувати методом створення окремої цифрової динамічної моделі об'єктів ППО на ЦММ. Крім виявлення та точної геоприв'язки елементів системи ППО, своєчасного відображення змін та аналізу стану елементів системи, на цифровій моделі системи ППО повинні відображатися її бойові можливості, а саме:

– зони виявлення, супроводження та ураження повітряних цілей вогневими засобами противника в залежності від типів цілей, характеристик засобів ППО, умов застосування (висота, швидкість

польоту та ефективна площа розсіювання (ЕПР) цілі);

– автоматизований розрахунок зон дії засобів ППО при їх перебазуванні, зміні характеру системи з об'єктового на зональний (комбінований), прогнозування подальших дій та напрямків;

– автоматизований вибір можливих раціональних маршрутів переміщення, розрахунок часу на перебазування та розгортання у новому районі.

В ПЗ QGIS цифрову модель система ППО можливо створити за допомогою плагіну, розробленого на базі вбудованого функціоналу “Processing Toolbox”. При цьому кожний елемент системи ППО повинен мати опцію візуалізації своїх бойових можливостей з урахуванням умов застосування. Для реалізації цієї опції та коректної роботи плагіну до шарів з даними необхідно додати додаткові атрибути – ЕПР, швидкість, висоту цілей, ТТХ засобів ППО. За результатом геоінформаційних розрахунків на ЦММ формуються інформаційні шари у вигляді 2-х або 3-х мірних фігур з атрибутами “tactics [№]”, що буде відображати параметри бойових можливостей засобів ППО відповідно до їх ТТХ та умов застосування цілей. Наприклад, для вогневих та радіолокаційних засобів, в залежності від режиму та профілю польоту цілі, доцільно використовувати атрибути – параметри зон ураження “Attack”, виявлення “Defense” тощо (рис. 9).

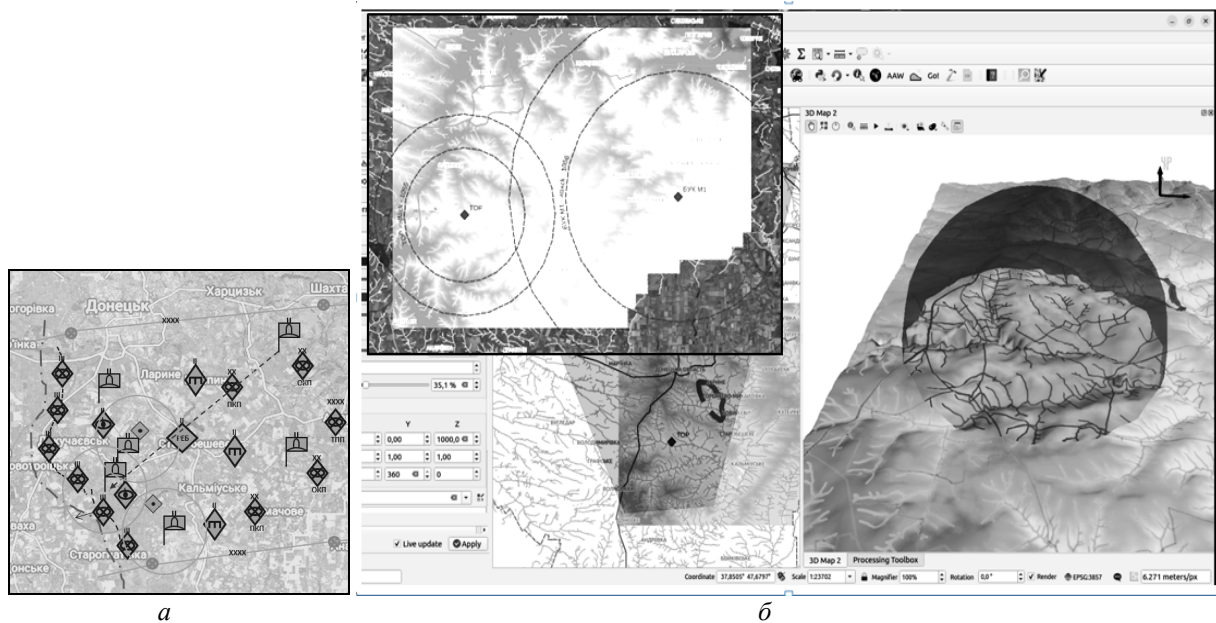


Рис. 9. Схема оперативної побудови системи ППО:
а – графічна схема; б – цифрова модель елементів системи ППО в ПЗ QGIS
Джерело: розроблено авторами

Також однією з типових задач аналізу системи ППО противника є визначення зон прямої радіолокаційної видимості його РЛС. Наприклад, під час прикриття колон противником на марші використовуються самохідні вогневі установки різних модифікацій зенітно-ракетних комплексів (ЗРК) типів “Тор”, “Бук”, “Оса-АКМ” з РЛС сантиметрового діапазону. За певних умов застосування бойові можливості цих ЗРК залежать від природного або штучного рельєфу місцевості.

Таким чином, розрахунок та візуалізація прогнозованої дальності та профілю радіолокаційної видимості самохідних вогневих засобів ППО в очікуваних умовах застосування є одним з головних елементів розвідки системи протиповітряного прикриття наземних сил противника, який може бути реалізований за допомогою вище представлених плагінів ПЗ QGIS (рис. 10).

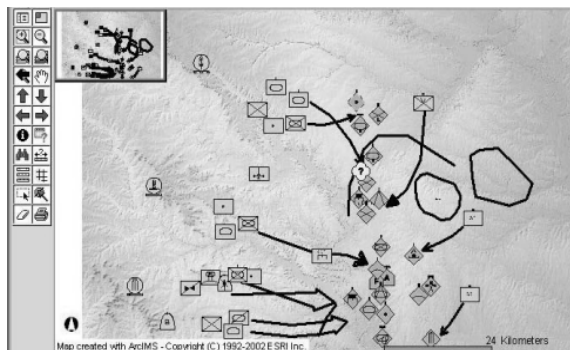


Рис. 10. Візуалізація за допомогою ПЗ QGIS зон прямої радіолокаційної видимості РЛС ЗРК з урахуванням оточуючого рельєфу місцевості
Джерело: розроблено авторами

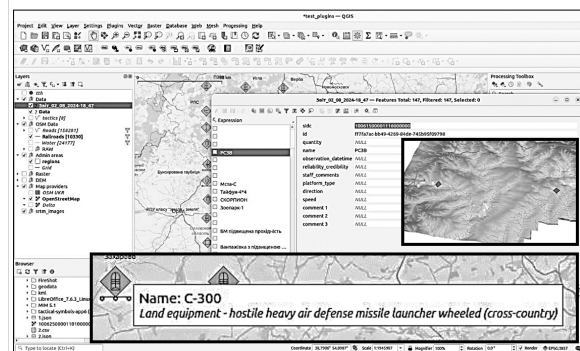
Задача візуалізації оперативної побудови військ (сил) противника в операційній зоні

Візуалізація операційної побудови військ противника на ЦММ може здійснюватися у рамках використання моделі “Using ArcGIS™ Military Overlay Editor” від компанії Ersi [21, с. 105] (рис. 11 а), що створюється за допомогою програмного середовища ArcGIS. Аналогічне завдання в ПЗ QGIS можна вирішити за допомогою

стилів шару та динамічної генерації позначок на основі атрибутів об'єкту. В якості стандарту для передачі інформації про тип та статус об'єкта доцільно керуватись APP-6. Кожна створена тактична позначка на ЦММ повинна мати формалізований вид та відповідати встановленим вимогам. Кожний атрибут позначки повинен включати основні характеристики тактичного об'єкту (рис. 11 б).



а



б

Рис. 11. Варіанти цифрової моделі оперативної побудови сил (військ):
а – в програмному середовищі ArcGIS for Runtime; б – в ПЗ QGIS

Джерело: розроблено авторами

Висновки

Основною програмною компонентою перспективної системи цифрової обробки видової розвідувальної інформації має бути спеціальне геоінформаційне програмне забезпечення, за допомогою якого повинно здійснюватися виконання широкого спектру завдань:

- перетворення “сирих” цифрових аерознімків в зображення, придатні для виконання фотограмметричних робіт та визначення координат об'єктів з заданою точністю;
- створення цифрових моделей місцевості та розташованих об'єктів (комунікацій, елементів оперативної побудови військ (сил) противника, зон дії ППО і радіоелектронного впливу, тощо);
- моделювання задач системного аналізу для оцінки сил противника та прогнозу його дій.

Серед сучасних геоінформаційних технологій найбільш адаптованими під виконання задач видової повітряної розвідки є системи ArcGIS

(характеризується функціональною повнотою, технічною досконалістю, але має суттєві вартісні показники) та QGIS (має відкритий програмний код та можливість створення власних додаткових модулів для специфічних розвідувальних задач).

За результатами експериментальних перевірок та побудови спеціалізованих цифрових моделей в програмному середовищі QGIS встановлено, що воно може бути ефективно застосовано для всього переліку завдань видової повітряної розвідки.

Напрями подальших досліджень. З метою уніфікації програмних засобів у рамках усього спектру задач обробки розвідувальних даних, доцільно в подальшому розглянути можливість використання відкритого ПЗ QGIS для вирішення специфічних розвідувальних задач, пов'язаних з цифровою обробкою великих потоків видової, параметричної (радіолокаційної, магнітометричної, радіотехнічної), аналітичної текстової та іншої оперативної інформації.

Список літератури

1. ВСТ 01.101.001-2020 (03). Міністерство оборони України. Воєнна розвідка. Терміни та визначення. Київ, 2020. – 34с.
2. Єдиний перелік (каталог) спроможностей Міністерства оборони України, Збройних Сил України та інших складових Сил оборони. Київ, 2021. – 825 с.
3. ВСТ 01.101.007-2017 (01) Міністерство оборони України. Воєнна розвідка. Геопросторова розвідка. Терміни та визначення. Київ, 2017. – 17 с.
4. ВСТ 01.101.002-2019 (02) Міністерство оборони України. Воєнна розвідка. Космічна розвідка. Терміни та визначення. Київ, 2019. – 40 с.
5. Союзницька об'єднана настанова АJP-2.1(В). Стандарт НАТО. Організація Північноатлантичного договору. Управління стандартизації НАТО. Процеси розвідувальної діяльності. 2016. – 76 с.

6. Press release ICEYE and Suhora Technologies secure landmark radar satellite imagery contract. – ICEYE. [Електрон. ресурс] – Режим доступу: <https://www.iceye.com/press/press-releases/iceye-and-suhora-technologies-secure-landmark-radar-satellite-imagery-contract>.
7. Stergios Barmpas. Sintegration of cots uas with multispectral imaging sensors to detect camouflaged targets and battlefield anomalies. – Naval postgraduate school. – Monterey, California, 2023 – 81с. – [Електрон. ресурс] – Режим доступу: <https://apps.dtic.mil/sti/trecms/pdf/AD1213113.pdf>. (49...66).
8. Станкевич С.А. Багатоспектральні методи дистанційного зондування Землі в задачах природокористування. – К.: Наукова думка. – 2006 – С.170-174.
9. High spatial resolution imaging of methane and other trace gases with the airborne Hyperspectral Thermal Emission Spectrometer (HyTES). – Accepted, 2016. – [Електрон. ресурс] – Режим доступу: <https://amt.copernicus.org/articles/9/2393/2016>.
10. Станкевич С.А., Пономаренко С.О., Діденко Ю.Л., Гуменюк Л.О. Типова структура і склад перспективної наземної системи цифрової обробки матеріалів аерокосмічного спостереження. Зб. наук. праць ДНДІА. – К: ДНДІА. – 2007, вип. 3(10), – С. 151-159.
11. Яровенко О. Звіт по результатам комплексної перевірки (обльоту) авіаційного комплексу повітряного аерофотографування 3-DAS-1 на літаку Ан-30Б. Бориспіль: в/ч А2215, 2016. – 39 с.
12. Руководство по технической эксплуатации DAS.10.00.000 РЭ. – Вінниця: ГНПП “Геосистема”, 2016. – 136 с.
13. Пашков Д.П. Анализ возможностей программных комплексов для обработки многоспектральных данных космических аппаратов наблюдения Конференція ХУ ПС ім. Івана Кожедуба № 9, 2013. Тези – С. 324-325. – [Електрон. ресурс] – Режим доступу: <https://www.hups.mil.gov.ua/assets/doc/science/conference/09/section16.pdf>.
14. Методичний посібник з практичного використання функціональних можливостей геоінформаційного порталу Збройних Сил України// методичний посібник. – К.: ТС КСП ЗС України, 2024р. – 24с.
15. Кравець Т., Полець О., Жидков В. Додаток Military Overlay for ArcGIS для нанесення тактичної обстановки Сучасні досягнення геодезичної науки та виробництва, випуск І (39), 2020. – С. 17-23 – [Електрон. ресурс] – Режим доступу: <http://zgt.com.ua/wp-content/uploads/2020/03/3.pdf>.
161. Хританькова А.А., Ковальчик Н.В. Сравнение возможностей программных средств arcgis и qgis для сетевого анализа в сфере транспортной логистики/ Минск: БГУ – 13с. – [Електрон. ресурс] – Режим доступу: <https://elib.bsu.by/bitstream/123456789/254312/1/9-13.pdf>.
17. ArcGIS Pricing Overview – [Електрон. ресурс] – Режим доступу: <https://www.trustradius.com/products/arcgis/pricing>.
18. QGIS. Вільна географічна інформаційна система з відкритим кодом. – [Електрон. ресурс] – Режим доступу: <http://www.QGis.org/uk/site/index.html>.
19. QGIS User Guide. 2013 – [Електрон. ресурс] – Режим доступу: https://docs.qgis.org/3.34/en/docs/user_manual/index.html.
20. PyQGIS Developer Cookbook. 2024 – [Електрон. ресурс] – Режим доступу: https://docs.qgis.org/3.34/en/docs/pyqgis_developer_cookbook/index.html.
21. Matthew Chaffin, Clark Swinehart U.S. Government Restricted/Limited Rights. Esri 200, – 113 с.– [Електрон. ресурс] – Режим доступу: https://downloads.esri.com/Support/documentation/ao_/Using_ArcGIS_Military_Overlay_Editor.pdf.

Надійшла до редколегії 22.10.2024

Схвалена до друку 19 11.2024

Відомості про авторів

Яровенко Олександр Григорович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-1695-7037>

Будник Катерина Володимирівна

науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0009-0009-5174-7589>

Коліко Валентин Романович

молодший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-6432-5563>

Information about the authors:

Oleksandr Yarovenko

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-1695-7037>

Kateryna Budnyk

Researcher Associate
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0009-5174-7589>

Valentin Koliko

Junior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-6432-5563>

Фурса Артур Михайлович
офіцер обробки інформації
військової частини А 2215
Бориспіль, Україна
<https://orcid.org/0009-0003-3661-7694>

Artur Fursa
Information Processing Officer
Military Unit A2215
Boryspil, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0003-3661-7694>

AUTOMATION OF THE ANALYSIS OF GEOSPATIAL INTELLIGENCE INFORMATION OF AERIAL RECOVERY IN THE QGIS SOFTWARE ENVIRONMENT USING EXECUTION EXAMPLES TYPICAL PROBLEMS

O. Yarovenko, K. Budnyk, V. Koliko, A. Fursa

The peculiarities of geoinformation systems, which can be a program component of a promising system of digital processing of special intelligence information, are analyzed.

The possibility of effective application of QGIS software in the construction of specialized digital terrain models and located objects was determined.

Experimental tests of the implementation of certain typical tasks of digital processing of intelligence data, of system analysis of enemy force assessment and forecasting of his actions in the QGIS software environment were carried out.

A digital terrain model of the reconnaissance area and a model of the communications network and water obstacles were created in the QGIS software environment.

A developed digital model of objects of operational construction of the enemy's troops in the form of tactical marks.

A digital model of the anti-aircraft defense system and the boundaries of the air defense and radio-electronic influence area was created.

A variant of the system analysis algorithm is presented for the performance of tactical specific calculations and tasks of forecasting the enemy's actions in order to restore the lost combat potential.

Keywords: species intelligence, geoinformation system, QGIS, system analysis.

І.Ю. Целіщев, Д.В. Башинський, С.І. Чуйко, С.М. Бабкін

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

АНАЛІЗ ОСНОВНИХ ТЕНДЕНЦІЙ РОЗВИТКУ СИСТЕМ АВІАЦІЙНОЇ АРТИЛЕРІЙСЬКОЇ ЗБРОЇ БОЙОВИХ ВЕРТОЛЬОТІВ

Системи авіаційної артилерійської зброї є суттєвою складовою, яка визначає бойову ефективність комплексів авіаційного озброєння сучасних ударних та транспортно-бойових вертольотів. З метою визначення технічного обрис перспективної системи авіаційної артилерійської зброї для оснащення ударних та транспортно-бойових вертольотів у статті проведено аналіз основних тенденцій розвитку систем авіаційної артилерійської зброї, та їхнього складу. Розглянуто основні види та сучасні зразки авіаційного артилерійського озброєння, проведено аналіз їхніх основних тактико-технічних характеристик, складу та принципів побудови. Сформовано технічний обрис та основні вимоги до перспективної системи авіаційної артилерійської зброї для оснащення сучасних ударних та транспортно-бойових вертольотів.

Ключові слова: системи авіаційної артилерійської зброї, авіаційне озброєння, тактико-технічні характеристики, тенденції розвитку, боєприпаси, вертоліт.

Вступ

Системи авіаційної артилерійської зброї є невід'ємною складовою комплексів авіаційного озброєння сучасних ударних та транспортно-бойових вертольотів, яка має суттєвий вплив на їх бойову ефективність.

Основними перевагами вертолітних систем авіаційної артилерійської зброї є: можливість застосування по значній номенклатурі цілей; висока надійність і оперативність застосування; відносно невисока вартість боєприпасів; завадостійкість та всепогодність; простота в експлуатації.

Перспективні зразки авіаційної артилерійської зброї, призначені для оснащення ударних, транспортно-бойових вертольотів Збройних Сил України, повинні забезпечувати набуття необхідних спроможностей щодо ураження повітряних, наземних та надводних цілей [1].

Постановка проблеми. Більшість зразків авіаційного артилерійського (стрілецького) озброєння, яким оснащені вертольоти Збройних Сил України, у цілому, за своїми тактико-технічними характеристиками (ТТХ) відповідають світовому рівню, проте технічні рішення щодо розміщення їх на зразках вертолітної техніки (практична відсутність на транспортно-бойових вертольотах вбудованих рухомих гарматних установок), а також низька експлуатаційна надійність деяких із них (наприклад швидкий перегрів блоку стволів кулемета ЯкБ-12,7), обмежений ресурс озброєння, розробленого та випущеного ще за часів колишнього СРСР, обумовлюють актуальність вирішення питання з розроблення нових (модернізації штатних) систем авіаційного артилерійського (стрілецького) озброєння.

Тому, авторами пропонується розглянути основні види та сучасні зразки систем авіаційної артилерійської зброї, їх основні тактико-технічні характеристики, склад та принципи побудови, за результатами аналізу яких сформувати технічний обрис та основні вимоги до перспективної системи авіаційної артилерійської зброї.

Мета статті – на основі результатів аналізу світового досвіду створення сучасних зразків систем авіаційної артилерійської зброї сформувати технічний обрис та основні вимоги до перспективної системи авіаційної артилерійської зброї для оснащення ударних та транспортно-бойових вертольотів Збройних Сил України.

Виклад основного матеріалу

У загальному випадку артилерійське (стрілецьке) озброєння вертольотів поділяється на такі основні види [2, с. 108...128, 3, с. 7...17]:

кулеметне озброєння: кулемети калібру 7,62 мм; крупнокаліберні кулемети калібру 12,7 мм, які розміщуються у вбудованих рухомих установках кулеметного озброєння в носовій частині під фюзеляжем (рис.1. а), нерухомих установках знімного озброєння (найчастіше в контейнерному варіанті) (рис.1. б), а також на вертолітних кулеметних установках у дверному пройомі (рис.1. в);

гарматне озброєння: вбудовані рухомі гарматні установки, розміщені в носових підфюзеляжних турелях (рис.1. г); нерухомі вбудовані гарматні установки (рис.1. д); нерухомі знімні гарматні установки, розміщені в підвісних контейнерах (рис.1. е);

гранатомети, розміщені в підвісних гондолах.

Кулеметне і гарматне артилерійське озброєння

вертольотів може бути як одностовільним з більш низькою швидкострільністю (до 1100...1500 постр./хв), так і багатовствільним з швидкострільністю 1500...6000 постр./хв.

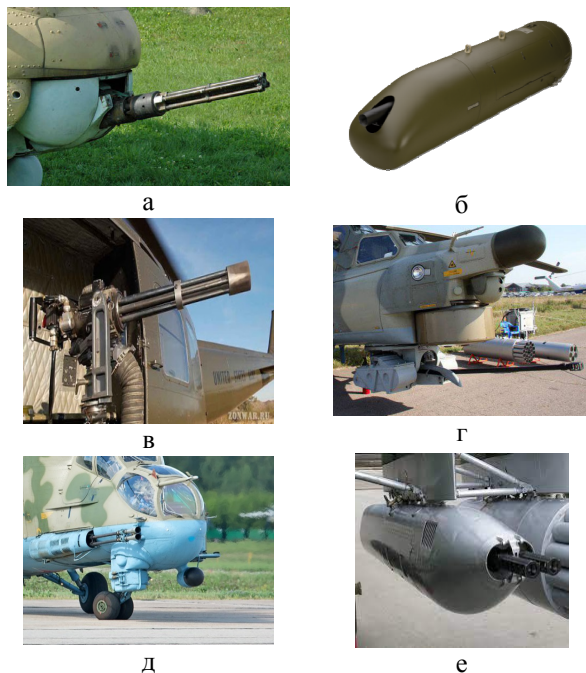


Рис. 1. Види та варіанти розміщення на вертольотах артилерійського (стрілецького) озброєння
Джерело: розроблено авторами за матеріалами [3...7]

Сучасний стан розвитку авіаційної артилерійської зброї визначається великою кількістю зразків різних типів, схем і калібрів (гармати, кулемети та гранатомети; звичайна, барабанна (револьверна), двостовільна і багатовствільна схеми зброї; калібри 7,62 мм, 12,7 мм, 20 мм, 23 мм і 30 мм).

У широких діапазонах змінюються темп стрільби, балістичні, масові та габаритні характеристики цих зразків. Насамперед, це пов'язано з великим обсягом завдань щодо ефективного ураження різних цілей у широкому діапазоні умов бойового застосування вертольотів та виконання особливих вимог до зброї, яка призначена для розміщення на нерухомих та рухомих, незнімних та знімних установках вертольотів.

Під час розроблення сучасних зразків авіаційної артилерійської зброї велика увага приділяється уніфікації та стандартизації. Для цього усі авіаційні зразки зброї розробляються з урахуванням системи єдиних типів боеприпасів. Окремі базові типи патронів та зразки авіаційної зброї уніфіковані за елементами з відповідними наземними та корабельними зразками. Наприклад, авіаційна гармата ГШ-6-30А розроблена на основі корабельної гармати. Патрони до цих гармат мають однакові уніфіковані гільзу, корпус снаряда та

електро-капсюльну втулку. Для стрільби з кулемета ГШГ-7,62 використовуються ті ж патрони, що і для кулеметів сухопутних військ.

На транспортно-бойових, бойових і ударних вертольотах встановлюються як знімне, так і незнімне авіаційне артилерійське озброєння. Наприклад, вертоліт Ми-24В оснащений незнімною уніфікованою стрілецькою рухомою установкою УСПУ-24 з кулеметом ЯкБ-12,7 з боекомплектom 1470 патронів. Крім того, можуть підвішуватися дві гондоли універсальні вертолітні (ГУВ) в кулеметному варіанті (один кулемет ЯкБ-12,7 і два кулемети ГШГ-7,62 із загальним боекомплектom більше 4000 патронів), або чотири гондоли в гранатометному варіанті з боекомплектom 300 гранат, або два контейнери УПК-23-250 з гарматою ГШ-23Л і боекомплектom по 250 снарядів. Відмінною особливістю більшості знімних авіаційних артилерійських установок є їхня універсальність. Так, контейнер УПК-23-250 та гондоли ГУВ можуть застосовуватися як на вертольотах типу Ми-24, так і вертольотах типу Ми-8.

На вертольоті Ми-24П встановлена нерухома гарматна установка НПУ-30 з гарматою ГШ-2-30 з вертикальним розташуванням стволів.

У даний час у провідних країнах світу продовжуються дослідження з пошуку нових схем зброї (багатовствільних гармат з нерухомих блоком стволів, зброї з відкритими патронниками), а також більш потужних для застосування в патронах металевих і вибухових речовин. Досліджуються можливості надання великих швидкостей снарядам із використанням нових фізичних принципів, наприклад, за рахунок використання вибухових речовин або електромагнітної енергії [6, 8, 9]. Перспективним напрямом подальшого підвищення бойової ефективності вертольотів армійської авіації під час застосування артилерійської зброї є їхнє оснащення вбудованими рухомими артилерійськими установками, зокрема установками, що забезпечують можливість стрільби по наземних цілях у задню півсферу [6, 8, 9]. При цьому важливе значення має одночасне збільшення точності роботи їх слідкуючих приводів, перехід до приводів з цифровим управлінням. Надійність та експлуатаційна технологічність артилерійських установок можуть бути підвищені за рахунок впровадження на них безланкової системи живлення зброї патронами та застосування більш сучасних зразків зброї.

Лідерами зі створення нових авіаційних (вертолітних) гармат серед західних країн є США, Франція та Німеччина.

Малокаліберні гармати являють собою складний вид озброєння, до якого пред'являються

вимоги забезпечення високого темпу стрільби, високих початкових швидкостей та високої точності стрільби. Калібри зброї повинні бути достатніми для використання нових боєприпасів, що постійно вдосконалюються, необхідних для ураження сучасних сильно захищених цілей. Крім того, оскільки гармати встановлюються на різних носіях, вони повинні мати невелику масу та розміри.

Останніми роками у розвитку авіаційної артилерійської зброї визначилися такі основні напрями [3, с. 58...77; 6; 7; 8, с. 47; 9, с. 65]:

розробка та широке застосування багатоствольної та двоствольної зброї;

розробка (або модернізація) зразків, що мають механізми селективного живлення патронами із двох патронних ящиків;

розробка зразків, пристосованих для роботи з безланковою системою живлення;

розробка зразків активно-реактивних гармат та патронів до них;

розширення номенклатури типів снарядів, що застосовуються, наприклад, багатоелементних снарядів калібру 23 мм і 30 мм.

Також досить характерною тенденцією є оснащення вертолітної техніки артилерійською зброєю, призначеною для застосування на об'єктах техніки сухопутних військ.

Перспективними тенденціями у розвитку малокаліберної артилерії загальновійськового призначення [3, с. 58...77; 6; 7; 8, с. 47; 9, с. 65] є:

збільшення калібру автоматичних гармат, призначених для озброєння бойових броньованих машин сухопутних військ із 25...30 до 35...50 мм, пов'язане зі зростанням захищеності всіх типів цілей. Збільшення калібру понад 30 мм, зокрема, дозволяє реалізувати схему програмованого повітряного (керованого) підриву з раціональним виходом маси металу корпусу снаряда в осколкові елементи, ефективні для ураження живої сили в сучасних засобах індивідуального броньового захисту. Постріл із бронебійним снарядом типу БОПТС калібру 30...57 мм забезпечує виведення з ладу (за типом "неможливість пересування") БМП,

що стоять на озброєнні під час одиничного влучання;

розробка бікаліберних систем зі змінними стволами калібрів 30/40 мм та 35/50 мм;

розробка гармат із нелінійною схемою заряджання та боєприпасами телескопічного типу;

збільшення максимального тиску зарядної камери з 470 МПа (штатних систем 25×137 мм та 30×173 мм) до 500...550 МПа (для перспективних систем підвищеної потужності). Це передбачає, разом зі зростанням напруженості балістичного рішення, застосування ствольних сталей підвищеної міцності та надійності, використання сучасних методів проектування розрахунку на міцність динамічного навантаження;

зниження технічного розсіювання під час стрільби з орієнтиром на реалізоване значення перспективних систем із зовнішнім приводом автоматики (наприклад, типів "Bushmaster II", "Bushmaster III" та СТ40) до значень $\leq 0,3$ мрад одиничними пострілами та $\leq 0,5$ мрад під час стрільби чергою.

Разом з тим, оснащення вертольотів Збройних Сил України артилерійською зброєю, призначеною для застосування на об'єктах техніки сухопутних військ, пов'язане з низкою таких проблемних питань як:

відсутність механізму дистанційного перезаряджання, що не дає можливості повторного взведення зазначеного озброєння у польоті (наприклад у разі виникнення позаштатних ситуацій – перекосів, осічки тощо);

невисокий темп стрільби і, як наслідок, менша вогнева ефективність таких систем у порівнянні з авіаційними.

Окремої уваги заслуговують системи авіаційної артилерійської зброї, реалізовані в підвісному (контейнерному) варіанті розміщення.

Основні ТТХ деяких нерухомих підвісних (контейнерних) установок авіаційного артилерійського озброєння бойових вертольотів наведені в таблиці 1 [4...7; 9, с. 68].

Таблиця 1

Основні ТТХ нерухомих підвісних установок авіаційного артилерійського озброєння бойових вертольотів

№ з/п	Зразок (Розробник) ТТХ	УПК-23-250 (СРСР/РФ)	ГУВ-8700 (СРСР/РФ)	SUU-11 / XM-18E (США)	NC 621 POD (NEXTER, Франція)	HMP 400 LCC Herstal (Бельгія)	GP-19 General Dynamics (США)
1.	Тип / кількість зброї	Гармата ГШ-23Л / 1 шт.	Кулемет ЯкБ-12,7 / 1 шт. Кулемет ГШГ-7,62 / 2 шт.	Кулемет M134 "Minigun" / GAU-2A/B	Гармата GIAT 20M621	Кулемет M3P Browning	Гармата GAU-19B
2.	Калібр, мм	23	12,7 / 7,62	7,62	20	12,7	12,7

Продовження таблиці 1

№ з/п	Зразок (Розробник) ТТХ	УПК-23-250 (СРСР/РФ)	ГУВ-8700 (СРСР/РФ)	SUU-11 / XM-18E (США)	NC 621 POD (NEXTER, Франція)	HMP 400 LCC Herstal (Бельгія)	GP-19 General Dynamics (США)
3.	Габарити, Д×Ш×В, мм	3166×340 ×450	3000×480×480	2160×305×305	-	1940×434 ×434	2480×450 ×450
4.	Маса, кг	214	452	150	248	140	180
5.	Боезапас, шт.	250	750 (12,7) 3400 (7,62)	1500	250	400	600
6.	Темп стрільби, постр./хв.	3400	4000 (12,7) 5000 × 2 (7,62)	6000 або 3000 / 4000 або 2000	750	1025	1300
7.	Віддача, кг	2900	1200 (12,7) 1000 × 2 (7,62)	біля 300	450	-	250
8.	Ефективна дальність стрільби, м	2000	1500 / 1000	1000	до 2000	1500	1800
8.	Точність (технічне розсіювання), мрад.	-	-	6,5	3	-	3
9.	Система подачі боєприпасів	ланкова	ланкова	безланкова	ланкова	безланкова	безланкова
10.	Вертоліт (тип)	Ми-8, Ми-24, Ми-35, Ми-28, Ка-52	Ми-8, Ми-24, Ми-35, Ми-28, Ка-52	АН-1Г “Huey” Cobra, UH-1 “Iroquois”	AS.565 Panther, АН-6 та інші	AS.565 Panther, АН-6 та інші	АН-6 та інші

Джерело: розроблено авторами за матеріалами [4...7, 9, с. 68].

З наведених даних встановлено, що більшість підвісних (контейнерних) систем авіаційного артилерійського озброєння бойових вертольотів включають до свого складу кулемети калібрів 7,62 мм та 12,7 мм, а також гармати малих калібрів 20 мм та 23 мм. Ефективна дальність стрільби таких систем складає від 1000 до 2000 м. Боезапас близько 250 снарядів для гарматних контейнерів та від 400 до декількох тисяч патронів – для кулеметних контейнерів. Темп стрільби – від 700 до 6000 пострілів за хвилину. Технічне розсіювання снарядів (куль) більшості систем знаходиться в межах до 3 мрад, що є показником досить точної стрільби та пояснюється жорсткою нерухомою фіксацією контейнера до елементів підвіски вертольоту. Більшість підвісних контейнерів авіаційного артилерійського озброєння мають масу в межах від 150 кг до 250 кг, довжину від 2000 мм до 3200 мм, діаметр від 350 мм до 450 мм та є універсальними для застосування на різних типах вертольотів. Контейнерні установки західної розробки (виробництва) як правило, мають безланкову систему подачі боєприпасів.

Для прицілювання під час застосування нерухомих підвісних установок вертолітного

артилерійського озброєння використовується штатна прицільна система вертольоту.

Для прицілювання під час застосування незнімних (вбудованих) рухомих гарматних (кулеметних) установок авіаційного артилерійського озброєння бойових вертольотів використовується оптична прицільна станція з обчислювачем стрільби або гіростабілізована оптико-електронна оглядово-прицільна система з обчислювачем стрільби, яка також може бути синхронізованою з нашоломною системою цілевказання та індикації.

Основні ТТХ деяких незнімних (вбудованих) рухомих гарматних (кулеметних) установок авіаційного артилерійського озброєння бойових вертольотів наведені в таблиці 2 [8...10; 11, с. 6...59; 12...17; 18, с. 58...59].

Для прицілювання під час застосування незнімних (вбудованих) рухомих гарматних (кулеметних) установок авіаційного (вертолітного) артилерійського озброєння використовуються оптична прицільна станція з обчислювачем стрільби, або гіростабілізована оптико-електронна оглядово-прицільна система з обчислювачем стрільби, яка також може бути синхронізованою з нашоломною системою цілевказання та індикації.

Таблиця 2

Основні ТТХ незнімних (вбудованих) рухомих гарматних (кулеметних) установок авіаційного артилерійського озброєння бойових вертольотів

№ з/п	Зразок (Розробник) ТТХ	УСПУ-24 (СРСР/РФ)	НППУ-24 (СРСР/РФ)	НППУ-280-1 (РФ)	A/A49E-7 (General Dynamics, США)	ХМ-301 (General Dynamics, США)	THL30 (GIAT, Франція)	AWS (Hughes Helicopters, США)
1.	Тип зброї	Кулемет ЯкБ-12,7	Гармата ГШ-23Л	Гармата 2А42	Гармата М197	Гармата ХМ-301	Гармата АМ-30781	Гармата М230
2.	Калібр, мм×мм	12,7×108	23×115	30×165	20×102	20×102	30×113	30×113
3.	Кількість стволів	4 обертальний блок	2 система Гауста	1	3 обертальний блок	3 обертальний блок	1	1
4.	Ефективна дальність, м	1500	1800	2000	1200	1500	1500	1500
5.	Темп стрільби по повітряних/ наземних цілях, постр./хв.	4000	3200	550 / 300	1500 / 730	1500 / 750	750 / 300	625
6.	Система подачі	ланкова	ланкова	ланкова, двостороння	безланкова	безланкова	ланкова / безланкова	безланкова
7.	Боекомплект, шт.	1470	250...450	250...450	700	500	450	1200
8.	Точність (техн. розсіювання), мрад.	-	-	5	-	2,2	-	4
9.	Віддача, кг	1200	2900	4000	-	350	-	-
10.	Початк.швидкісна ряду, м/с	810	715	980	1030	1050	810	805
11.	Габарити гармати Д×Ш×В, мм	1345×-×-	1537×165 ×168	3027×-×-	1830×175 ×175	1830×175 ×175	1870×240 ×290	2181×277 ×288
12.	Маса гармати, кг	45	51	115	60	36,5	65	59
13.	Сектор обертання турелі: за азимутом, ° за кутом місця, °	±60 +20...-40	±60 +10...-40	±110 +10...-40	±100 +21...-50	±120 +15...-45	±90 +30...-33	±110 +10...-60
14.	Швидкість обертання турелі: за азимутом, %с за кутом місця, %с	-	-	-	80 60	80 60	-	-
15.	Габарити турелі Д×Ш×В, мм	-	-	1730×1100 ×750	-	830×600 ×373	-	-
16.	Маса установки, кг	-	-	620	-	288	165	684
17.	Вертоліт (тип)	Ми-24В	Ми-24ВП, Ми-35М	Ми-28Н	АН-1W/ Z Cobra/ Viper A129 Mangusta	РАН-66 Comanche	EC 665 Eurocopter Tiger	АН-64 Apache, MD- 500/530 Defender

Джерело: розроблено авторами за матеріалами [8...10; 11, с. 6...59; 12...17; 18, с. 58...59].

З наведених даних видно, що більшість із сучасних незнімних (вбудованих) рухомих гарматних (кулеметних) установок авіаційного (вертолітного) артилерійського озброєння побудована на одностовільній артилерійській

автоматичній зброї калібру 30 мм з ефективною дальністю стрільби від 1500 м до 2000 м та змінним темпом стрільби від 300 постр./хв. до 750 постр./хв. В окремих незнімних рухомих гарматних установках застосовуються гармати з обертальним

блоком стволів (здебільшого 3-ствольні), або 2-ствольні гармати, побудовані за схемою Гаста (типу ГШ-23Л) також зі змінним в межах від 750 постр./хв. до 3200 постр./хв. темпом стрільби. Такі гармати розміщуються в дистанційно керованих обертальних гіростабілізованих турельних установках із сектором обертання (сектором обстрілу) в азимутальній площині не менше $\pm 60^\circ$ та в кутомісній площині від -40° до $+50^\circ$. Боекомплект таких вбудованих гарматних установок складає 250...700 патронів (для окремих систем – 1200 патронів). Початкова швидкість снарядів складає 800...1050 м/с. Точність стрільби є гіршою, ніж у гарматних (кулеметних) установок контейнерного виконання за рахунок відсутності жорсткої фіксації до планеру вертольота і складає 4...8 мрад (4...8 м на дальності 1000 м). Максимальна швидкість обертання турелі складає 60...80 градусів на секунду. Маса турельної установки лежить у межах 200...700 кг. Системи західної розробки на відміну від систем колишньої радянської (російської) розробки здебільшого мають безланкову систему живлення гармат боеприпасами, що, у свою чергу з одного боку потребує виготовлення більш складних за конструкцією гнучких патронних рукавів для живлення гармати, а з іншого боку виключає зі складу системи.

У країнах НАТО останнім часом поширюється практика першочергової “модернізації” боекомплектів артилерійських систем, що знаходяться на озброєнні, яка полягає у прийнятті на озброєння нових типів боеприпасів на протипагу збільшенню калібрів артилерійських систем. Зокрема внаслідок введення до складу боекомплектів сучасних пострілів із бронебійними опереними підкаліберними снарядами, снарядами повітряного підриву з багатофункціональними програмованими підривниками (типів АВМ, РАПМ, ЗР та аналогічних), а також пострілів нового покоління (типів FAPDS, PELE тощо), призначених для ураження неброньованих та легкоброньованих цілей, у сукупності досягається підвищення ефективності уражаючої дії по широкій номенклатурі цілей.

Основним типом боеприпасів калібрів 25...30 мм та 35...40 мм для ураження броньованих цілей є бронебійний снаряд високого подовження з опереним підкаліберним стрижнем із важкого металу [19]. Для 40 мм патронів “Bofors” 40x365 мм і для патрона нової компоновальної схеми (телескопічний постріл) забезпечується пробиття не гірше 100 мм під кутом 60° до нормалі з дальності 1500 м та перспективою його збільшення на 15...25 % шляхом удосконалення металюного заряду та матеріалів піддону.

Практично всі перспективні комплекси озброєння призначені для стрільби боеприпасами керованого підриву з реалізацією стандартизованої в країнах НАТО схеми програмування підривників снарядів типу AHEAD (надульного програматора) або у трактах живлення гарматних систем (“Bushmaster II”, “Rheinmetall” Rh503, “Bofors” L70 і СТ40) [20]. Під час підриву боеприпасів дистанційного керованого підриву типу PABM (Programmable Air Burst Munition) забезпечується осколкове ураження живої сили у засобах індивідуального броньованого захисту.

Завдяки поширеності у світі, простоті та надійності конструкції, а також досить високим ТТХ, особливої уваги заслуговує гармата радянської розробки типу 2А42 калібру 30 мм.

До складу боекомплекту гармати 2А42 з моменту її прийняття на озброєння і до теперішнього часу входять три основні типи снарядів: бронебійні трасуючі (БТ), осколково-фугасні запалювальні (ОФЗ) і осколково-трасуючі (ОТ).

Незалежно від калібру боеприпасів дуже важливими є способи роботи автоматики зброї. У даний час в автоматичних гарматах застосовуються два способи: відведення частини порохових газів або зовнішній привід (як правило, за допомогою електродвигуна).

Класичні зразки із зовнішнім приводом – американські гармати типу “Bushmaster” калібрів від 25 до 50 мм. За цим принципом працює 30 мм гармата “Wotan” німецької фірми “Rheinmetall” і франко-британська 40 мм СТ40.

Популярність систем із зовнішнім приводом обумовлена їх перевагами в порівнянні з газовідвідною автоматикою:

- незалежність роботи автоматики від виду боеприпасів та ступеня забруднення ствола та газовідвідних каналів;

- велика надійність та безпека (ймовірність випадкового пострілу зведена до мінімуму);

- можливість плавного регулювання темпу стрільби та швидкого переходу з одного типу боеприпасів на інший;

- менші масо-габаритні характеристики.

Крім переваг гармати із зовнішнім приводом мають і недоліки:

- більший імпульс віддачі, що призводить до зниження точності під час стрільби в русі та чергами;

- менша максимальна швидкостріельність;

- залежність від зовнішнього приводу: у разі виходу останнього з ладу можлива стрільба тільки в ручному режимі зі швидкостріельністю, яка не перевищує 10...15 пострілів за хвилину.

Гармати з автоматикою, що працює за принципом відведення частини порохових газів (наприклад, 35 мм KDA або 30 мм Mk 30-2, що встановлюється на БМП "Puma"), мають більш високу швидкострільність, менший імпульс віддачі та незалежні від зовнішнього джерела живлення.

Щодо систем живлення, то сьогодні переважають стрічкові системи подачі, в яких патронна стрічка підводиться до гармати через гнучкий рукав. Обидві основні складові такої системи: стрічка та рукав – одні з основних джерел затримок під час стрільби. Причому не лише через суто технічні проблеми, а й через людський чинник – помилки при поєднанні стрічок при підготовці до стрільби.

Усунути зазначені недоліки дозволяє безланкова система подачі боєприпасів. Лідер у розробці таких систем – США, які вже тривалий час використовують безланкову подачу в авіаційних гарматах. Рішення, які відпрацьовані та перевірені в ході сорокарічної експлуатації на літаках, також адаптуються для гелікоптерів та сухопутних бойових машин, озброєних гарматами сімейства "Bushmaster". Характерний приклад – башта MCT-30 з 30 мм гарматою XM813 (Mk 44). Застосована в ній система безланкового живлення складається з двох 76-зарядних магазинів, що жорстко пов'язані з гарматою і рухаються разом із нею у вертикальній площині. Таке рішення дозволило усунути один із головних недоліків безланкових систем подачі – складність переведення снарядів із магазину до зарядної камери при непаралельному взаємному розташуванні цих вузлів. Для нерухомо встановлених авіаційних гармат такої проблеми не існує, а от для гармат гелікоптерів та бойових машин, що наводяться у двох площинах, вона дуже актуальна. Вирішення цієї проблеми дозволяє досягти високого рівня безвідмовності: одна затримка припадає на кілька тисяч пострілів. Це, у свою чергу, дозволяє усунути одну з основних проблем поворотних турелей – складність усунення затримок у польоті.

На сьогодні для боротьби з легко- та середньоброньованими цілями мінімально необхідним калібром озброєння вважається 30 мм, а тенденція переходу до більших калібрів не є безперечною. Одним із ключових питань стало забезпечення досить великого боєкомплекту, готового до стрільби: для калібру 30 мм мінімальна його величина становить 200...300 снарядів. Дослідження та випробування, проведені в США, вказують на те, що, незважаючи на збільшену ефективність снарядів більшого калібру, готовий до стрільби боєкомплект не повинен знижуватися менш ніж до 150 снарядів – саме така його величина є мінімально достатньою для бою. Не втратили своєї

актуальності й традиційні напрями розвитку установок авіаційного озброєння, пов'язані зі збільшенням боєкомплекту установок і живучості стволів, зменшенням їх впливу на льотно-технічні характеристики вертольотів та підвищенням безпеки бойового застосування.

Висновки

Світовий досвід розвитку авіаційного артилерійського озброєння бойових вертольотів свідчить про більшу ефективність застосування вбудованих рухомих установок, розміщених у поворотній носовій турелі у порівнянні з нерухомими установками (як вбудованими, так і контейнерного розміщення), оскільки розворот артилерійської зброї, розміщеної в турелі, у напрямку цілі потребує у 3...4 рази менше часу ніж розворот в напрямку цілі всього вертольоту, оснащеного нерухомою установкою.

Аналіз основних ТТХ сучасних незнімних (вбудованих) рухомих гарматних (кулеметних) установок авіаційного артилерійського озброєння бойових вертольотів показав, що перспективна вертолїтна артилерійська система повинна бути побудована на основі одноствольної артилерійської автоматичної зброї калібру 30 мм з ефективною дальністю стрільби 1500...2000 м та змінним темпом стрільби 300...750 постр./хв. Така гармата повинна розміщуватися в дистанційно керованій поворотній гіростабілізованій турельній установці із сектором обертання (сектором обстрілу) в азимутальній площині не менше $\pm 60^\circ$ та в кутомісній площині від -40° до $+50^\circ$. Боєкомплект повинен складати 250...700 патронів. Початкова швидкість снарядів повинна складати 800...1050 м/с. Точність стрільби повинна бути не більше 3 мрад. Швидкість повороту турелі повинна становити 60...80 градусів на секунду. Система живлення повинна бути побудована за безланковою схемою, що дозволить вивільнити додатковий об'єм та зменшити вагу системи авіаційного артилерійського озброєння, розмістити додатковий боєкомплект, зменшити час на спорядження установки боєприпасами, а також позбутися ланок, як додаткового предмету постачання.

Процес наведення гармати повинен починатися із цілевказання, виробленого за допомогою нашоломної системи цілевказання. Далі інформація повинна надходити у центральну бортову обчислювальну систему, де після обробки з урахуванням обчисленого просторового положення вертольота передаватись у блок цілевказання, що входить до складу системи управління гарматою. На основі інформації про кутові координати цілі блок цілевказання повинен виробляти команди управління для станції переднього огляду, яка після

їх виконання у разі виявлення цілі передає її координати у лазерний далекомір. Уточнені дані повинні надаватися до обчислювача, що виконує обчислення кутів упередження та інших параметрів стрільби. Після відпрацювання приводом турелі кутів упередження автоматично відкривається вогонь.

Також вертолітна артилерійська система повинна бути універсальною і використовуватися для оснащення (модернізації) як наявних на

озброєнні, так і вертольотів, які будуть постачатися до Збройних Сил України.

Напрями подальших досліджень. Подальші дослідження можуть бути спрямовані на визначення раціональних шляхів та підходів щодо оснащення бойових вертольотів сучасними системами авіаційної артилерійської зброї.

Список літератури

1. Єдиний перелік (каталог) спроможностей Міністерства оборони України, Збройних Сил України та інших складових сил оборони. Затверджений Міністром оборони України від 31.12.2021.
2. Боевая авиационная техника. Авиационное вооружение под ред. Д.И. Гладкова. Москва. Воениздат, 1987. 280 с.
3. Матвеев А.И. Авиационные артиллерийские установки. А.И. Матвеев, Д.В. Сазонов. Самара. СГАУ, 2011. 68 с.
4. The GP-19 is a self-contained .50 cal GAU-19/B gun pod designed for reliability and ease-of-use. [Електронний ресурс] Режим доступу: <https://fulcrumconceptsllc.com/product/gp-19-gun-pod>.
5. Airborne pod weapon system. FN Herstal S.A. [Електронний ресурс] Режим доступу: <https://fnherstal.com/en/defence/integrated-weapons-systems/airborne-fixed-forward-firing-solutions/machine-gun-pods>.
6. Fabricación de la ametralladora Dillon 7,62 mm. Autor: Jorge Elías [Електронний ресурс] Режим доступу: https://proyectopragmalia.blogspot.com/2010_05_13_archive.html
7. Вооружение ударных вертолетов [Електронний ресурс] Режим доступу: <https://topwar.ru/38735-vooruzhenie-udarnyh-vertoletov.html>
8. Косарьков Е.А. Актуальные проблемы развития и совершенствования артиллерийского вооружения вертолетов. Актуальные проблемы гуманитарных и социально-экономических наук Сызрань. 2017. № S1. С. 45-47.
9. С. Семёнов. Ударные боевые вертолёты зарубежных стран и их вооружение ч1. Зарубежное военное обозрение. 2018, №4 С. 60-68.
10. XM301 20mm lightweight Gatling Gun. General Dynamics ordnance and tactical systems. Booklet approved for public release 8/2005. 1 p.
11. Шунков В.Н. Боевые вертолеты мира. Полная энциклопедия. В.Н Шунко, В.В. 2010. 208 с.
12. В. Подымов Ми-28Н “Ночной охотник”. Военно-промышленный курьер. – 2012. – выпуск № 1 (418). [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://vpk-news.ru/articles/8527>.
13. Развитие боевых вертолетов. Зарубежное военное обозрение. Виртуальный авиационный справочник. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: www.airwar.ru/other/article/copters.html.
14. В.М. Кулясов, В.Н. Белкин Перспективы развития военных вертолетов США. Научно-техническая библиотека ГосНИИАС. Научно-техническая информация “Авиационные системы”. 2015. №5. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://tlib.gosniias.ru/nic-nti.html>.
15. 30mm Cannon Ammunition. Federation of American Scientists. January 8, 1999. Archived from the original on October 22, 2020. Retrieved October 13, 2013. [Електронний ресурс] Режим доступу: <https://man.fas.org/dod-101/sys/land/30mm.htm>.
16. Jane's All the World's Aircraft 2009 2010. Paul A. Jackson. Jane's Information Group, Coulsdon, 100th edition (1 May 2009). 1004 p. [Електронний ресурс] Режим доступу: <https://archive.org/details/janes-all-the-worlds-aircraft-2007-2008/mode/2up>.
17. BAE Systems offers a turret with 30 mm gun 2A42 Encyclopedia of safety [Електронний ресурс] Режим доступу: <https://survincity.com/2010/06/bae-systems-offers-a-turret-with-30-mm-gun-2a42/>.
18. Чистяков И., Александров А. Американские авиационные пушки. Зарубежное военное обозрение, 1977, № 11, с. 57-60.
19. McDonnell Douglas 35 mm/50 mm Bushmaster III Automatic Cannon. [Електронний ресурс] Режим доступу: <http://www.army-guide.com/eng/product2361.html>.
20. Pyrotechnic chemistry: Weapons and ammunition - Babkin A.B. Remote fuse [Електронний ресурс] Режим доступу: <https://rokket.ru/en/vesch/pirotehnicheskaya-himiya-sredstva-porazheniya-i-boeprirasy---babkin-a-b>.

Надійшла до редколегії 21.10.2024

Схвалена до друку 10.12.2024

Відомості про авторів:

Целіщев Ігор Юрійович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-5336-0534>

Башинський Дмитро Володимирович

доктор філософії
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-4949-6225>

Чуйко Сергій Іванович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0009-0007-6629-0337>

Бабкін Сергій Миколайович

молодший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-4463-6655>

Information about the authors:

Igor Tselishchev

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-5336-0534>

Dmytro Bashynskyi

Doctor of Philosophy, Ph.D.
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-4949-6225>

Sergiy Chuyko

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0007-6629-0337>

Serhii Babkin

Junior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-4463-6655>

Analysis of the main trends in the development of aviation (helicopter) systems of artillery weapons

I. Tselishchev, D. Bashynskyi, S. Chuyko, S. Babkin

The specificity of the combat use of the aircraft forms certain requirements for the basic characteristics of aviation artillery weapons. For example, the short time allotted to an aircraft to attack a target requires the presence of aviation artillery weapons with a high rate of fire (3000-9000 rounds per minute for air targets, 1000-3000 rounds per minute for ground targets).

Aircraft artillery weapons on an aircraft are installed at a considerable distance from the shooter, which requires the presence from the remote-control system of aiming aviation artillery weapons at the target and firing. The fire control system should automatically implement rational shooting options.

Despite these features of aviation artillery weapons according to the principles of device and action of automation, samples of aviation artillery weapons do not differ significantly from small-caliber automatic weapons of the Ground Forces and naval forces. This is due to the similarity of the solution of combat missions (the defeat of manpower, lightly armored and unarmored equipment, small-sized targets), and, consequently, the proximity of the tactical and technical requirements of different types of troops to small-caliber artillery weapons.

Advantages of aviation artillery weapons: high efficiency of action for a large range of targets; always ready for action; not subject to interference and all-weather; easy to operate; can be used to solve a number of auxiliary tasks (setting passive radar and infrared interference, setting smoke landmarks).

Therefore, the authors in the article conducted an analysis of the main trends in the development of aviation (helicopter) systems of artillery weapons, an analysis of world experience in determining the rational composition of aviation (helicopter) systems of artillery weapons. The main types and advanced samples of aviation (helicopter) systems of artillery weapons are considered, their basic tactical and technical characteristics, as well as the composition and principles of building modern helicopter systems of artillery weapons are analyzed. The main technical issues related to equipping helicopters of the Armed Forces of Ukraine with modern systems of artillery weapons are highlighted.

Keywords: aviation (helicopter) systems of artillery weapons, tactical and technical characteristics, analysis of development trends, ammunition, helicopter.