

РОЗРОБКА МЕТОДИКИ ВИЗНАЧЕННЯ ЗАПАСУ МІЦНОСТІ БОЙОВИХ ЛІТАКІВ НА ОСНОВІ АНАЛІЗУ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК З УРАХУВАННЯМ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ФАКТОРІВ

У статті розглядаються питання діагностики технічного стану консольно закріплених конструкцій літального апарату (ЛА) на основі аналізу їх динамічних характеристик. Виконання цього завдання передбачає визначення фактичного технічного стану пошкодженої конструкції і, як наслідок, запасу міцності. Основним критерієм є використання якомога меншої кількості інформації для отримання точної об'єктивної оцінки. В якості діагностичних ознак пропонується використовувати динамічні характеристики конструкції, що володіють найбільшою інформативністю - частоти власних коливань (крутильні і вигинні) і положення осі жорсткості (щодо даних свідомо непошкоджених конструкцій, які приймаються за еталонні).

Зазначена методика запатентована. Як технічне рішення вона передбачає проведення частотних випробувань з порушенням вигинних і крутильних коливань, при яких для кожного типу ЛА, а саме, для його частини - крила, оперення (консольно закріплених конструкцій планера) буде встановлюватися мінімальна частота власних коливань, відповідна мінімально-допустимій залишкової міцності. Збільшення кількості аналізованих ЧСК підвищує достовірність оцінки залишкової міцності. Виходячи з цього, розроблено і виготовлено в мобільному варіанті обладнання та апаратура контролю (які також запатентовані), можуть бути ефективно використані при базуванні ЛА в польових умовах. Подібна система контролю, ґрунтуючись на положеннях НІАС, може бути впроваджена в військових частинах Повітряних Сил ЗС України при експлуатації авіаційної техніки за технічним станом.

Ключові слова: діагностика технічного стану, частота власних коливань, залишкова міцність, неруйнівний контроль, крило, силовий набір.

Вступ та аналіз останніх досліджень. В експлуатації авіаційної техніки використовуються різні системи контролю у залежності від прийнятих методів експлуатації - по ресурсу, за технічним станом і суміщених [1,2].

При експлуатації за встановленим ресурсом контроль конструкцій виконується після досягнення обмежень їх ресурсу, але разом з тим перевірки можуть проводитися вибірково там, де вони можливі та ефективні [3]. Такі початкові інтервали контролю встановлюються виробником техніки. При експлуатації за технічним станом плануються періодичні контрольні-перевірочні роботи, за результатами яких приймається рішення про подальшу експлуатацію на підставі визначення залишкової міцності. Інтервали контролю при цьому базуються на досвіді експлуатації і рекомендаціях виробників, а також на припустимості пошкоджень [4]. Повністю перевести авіаційну техніку на експлуатацію за технічним станом не вдається (тільки від 60 до 75 % агрегатів і систем сучасної авіатехніки експлуатуються за станом), тому основним методом експлуатації є суміщений метод.

Перехід на експлуатацію по технічному стану і на суміщений метод експлуатації сприяє підвищенню рівня надійності техніки завдяки впровадженню найбільш ретельного неруйнівного контролю значно більшого числа деталей об'єкта в умовах експлуатації і ремонту. Більша увага при цьому повинна приділятися визначенню стану матеріалу деталей методами дефектоскопії та неруйнівного контролю [2,5].

Порядок проведення робіт по технічному обслуговуванню і контролю визначається типом техніки і може бути різним. Однак, в програмах технічного обслуговування різних об'єктів контролю здійснюються деякі загальні принципи використання засобів дефектоскопії

та неруйнівного контролю.

Наприклад, часті перевірки передбачається виконувати візуально. Перевірки з більшою періодичністю виконують з використанням інструментальних засобів неруйнівного контролю. Найбільш часто перевіряються високонавантажені і відповідальні конструкції планера ЛА, їх деталі та вузли. При великому напрацюванні з появою втомних (експлуатаційних) тріщин і корозії передбачається збільшення кількості методів неруйнівного контролю, ретельності і частоти перевірок. Все це стосується експлуатації ЛА у мирний час.

В умовах же застосування зброї масового ураження або інтенсивних повітряних боїв існує ймовірність того, що практично весь літаковий парк бойового полку буде ушкоджений. Ушкодження літального апарату (ЛА), пов'язані з руйнуванням силових елементів конструкції, змінює (насамперед, зменшує) її міцнісні й жорсткісні властивості, несучу здатність конструкції в цілому.

Тому, задача забезпечення безпеки польотів бойових літаків за умовами міцності при наявності ушкоджень, включаючи бойові, є актуальною. Розв'язання цієї задачі припускає визначення фактичного запасу міцності ушкодженої конструкції для розробки рекомендацій на технічне обслуговування й відновлення. В умовах бойових дій ці задачі повинні вирішуватися в найкоротший термін і з мінімальними працезатратами на діагностичний контроль.

Для підтримання справності парку літаків, що мають експлуатаційні й бойові пошкодження, і можливості їх подальшого використання при виконанні відповідних ремонтів, необхідно виконання наступних заходів:

оцінка технічного стану силової конструкції крила літака з експлуатаційними пошкодженнями й бойовими ураженнями та після їх усунення;

дослідження напружено-деформованого стану конструкції панелі крила літака з експлуатаційними пошкодженнями й бойовими ураженнями та після проведеного ремонту з метою визначення запасів міцності;

розроблення методичного апарату прогнозування технічного стану силової конструкції та визначення умов безпечної експлуатації силової конструкції літака з експлуатаційними пошкодженнями й бойовими ураженнями;

розроблення методики прогнозування технічного стану силової конструкції літака з експлуатаційними пошкодженнями й бойовими ураженнями.

Основна частина. Для забезпечення технічного обслуговування й відновлення ушкодженої авіаційної техніки (АТ) у найкоротший термін, необхідно для кожного ушкодженого ЛА визначити фактичний технічний стан (залишкову міцність) і на підставі отриманих результатів зробити висновок про можливість його подальшої експлуатації, а також вносити відповідні обмеження в його льотно-технічних характеристик [3,6].

Досвід експлуатації ЛА вказує [1,7], що більшість руйнувань силових елементів (СЕ) планера ЛА має втомний характер. Кількість таких руйнувань складає приблизно 80-90 % від загального числа руйнувань.

При створенні ЛА розробник здійснює прогноз надійності конструкції планера ЛА шляхом розрахунків при використанні результатів лабораторних випробувань СЕ та припущень щодо умов подальшої експлуатації. Аналітичні залежності в математичній моделі розробника побудовано на основі ймовірностної моделі втомної довговічності – двохпараметричного логнормального закону розподілу:

$$F(\lg N) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \int_0^{\lg N} e^{-(x-\mu)/(2\sigma^2)} dx, \quad (1)$$

де: x - втомна довговічність; μ та σ - параметри функції розподілу (μ - математичне очікування, σ - середнє квадратичне відхилення логарифмів довговічностей, при цьому приймається, що $\sigma = 0,15$ для алюмінієвих сплавів).

Під руйнуванням конструкції розглядається всяке порушення цілісності СЕ конструкції, при якому поряд із загальними типами руйнування деталей чи агрегатів ЛА до руйнування відноситься також локальні місцеві руйнування: місцевий порив обшивки, зрив та зріз заклепок на значних ділянках крила, оперення чи фюзеляжу, зріз болтів кріплення та інше, включаючи бойові ураження, що призводить до зниження міцності конструкції в цілому.

Рівень міцності, що залишився після появи пошкоджень в силових елементах конструкції n_{yp}^P можна оцінювати відношенням перевантажень, при яких руйнуються ураженні частини високонавантажених конструктивних елементів планера до величини n^D .

$$\bar{n}_{\partial\partial}^{\partial} = \frac{n_{\partial\partial}^{\partial}}{n^{\partial}} \quad (2)$$

ЛА може виконати політ на бойове завдання і повернутися на свій аеродром, якщо в результаті наявності експлуатаційного пошкодження чи бойового ураження буде виконуватись умова $n_{\partial\partial}^D = \bar{n}_{\partial\partial}^{\partial} \cdot n_{\partial}^{\partial} \geq n_{\partial\partial}^{\partial}$, де $n_{\partial\partial}^{\partial}$ – максимальне перевантаження, яке необхідно витримати ЛА.

При експлуатації парку старіючих ЛА виникає науково-технічна проблема підтримання справності та забезпечення довговічності силових елементів (СЕ) планерів ЛА, вирішення якої полягає в пошуку оптимального поєднання методів оцінки ступеню пошкодженості (залишкової міцності) та заходів щодо відновлення технічного стану СЕ.

Оперативність діагностування може бути досягнута шляхом використання методу неруйнівного контролю (МНК), заснованого на зміні частот власних вигинних і крутильних коливань при появі в силових елементах експлуатаційних пошкоджень чи пошкодженні конструкції засобами ураження (щодо свідомо неушкодженої конструкції – еталонні частоти). Прогнозуючими параметрам, що вірогідно відбивають динамічну індивідуальність конструкції, обрані частоти власних коливань (ЧВК). Частоти власних коливань здатні нести максимум необхідної діагностичної інформації.

Суть методу контролю ЧВК полягає в тому, що для кожної конструкції, що характеризується своєю індивідуальністю, періодично заміряються частоти власних коливань – вигинних і крутильних форм. Заміряні частоти рівняються з еталонними, заміряними на свідомо неушкодженій конструкції, переважно на конструкції, яка виходить зі складального цеху [8].

Застосовуваний для частотних випробувань (для діагностики конструкції) метод контролю ЧВК, заснований на застосуванні фізичних коливань із власною частотою, які збуджуються або виникають в об'єкті контролю (крилі або інших консольно закріплених конструкціях планера ЛА), і класифікується по ГОСТ 23829-85, 15467-79 і по керівному документу РД 25.002-80 як резонансний МНК. Резонансний МНК заснований на порушенні авторезонансних пружних коливань в об'єкті контролю або його частини й аналізі параметрів коливань динамічної системи. При застосуванні резонансного МНК реєструються такі параметри авторезонансних коливань, як частота власних (авторезонансних) коливань і амплітуда коливань.

Випробувальне устаткування, що застосовується при цьому методі, повинно забезпечувати:

- стабільність підтримки частоти власних коливань і задану точність випробувань;

- виключити вплив повторних експлуатаційних факторів, що знижують чутливість устаткування;
- можливість ручного й автоматичного керування процесом випробувань;
- можливість оперативного (негайного) одержання інформації під час проведення частотних випробувань;
- можливість багаторазового використання й повторення.

У процесі експлуатації ЛА контролюється зниження частот власних коливань конструкцій. Якщо зниження частот відбувається плавно, то це говорить про деяке старіння конструкції – про появу люфтів у заклепувальних з'єднаннях, корозії на силових елементах, мікротріщин тощо.

На рис. 1 показано зміну частоти консольно закріпленої конструкції літака – крила, залежно від числа польотів (об'єкт контролю до випробувань наробітку не мав, за еталонну частоту f_e вигинних коливань прийнята частота $f = 9,8$ Гц).

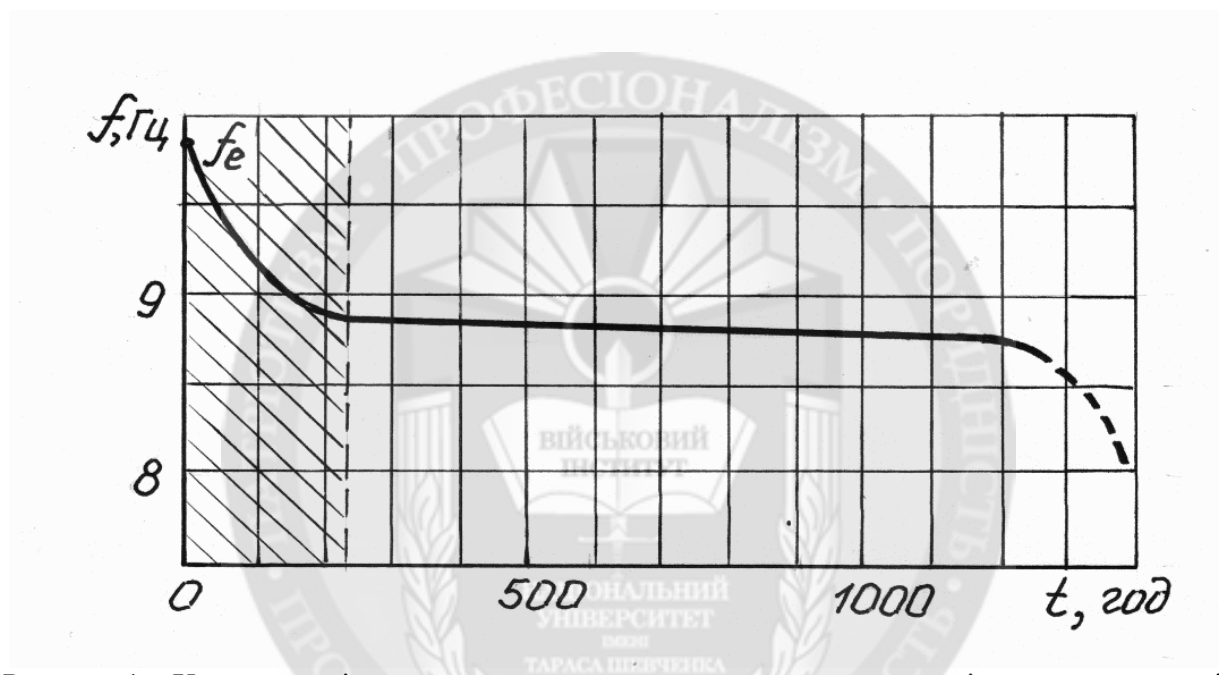


Рисунок 1 – Характер зміни частоти власних коливань консольно закріпленої конструкції літака – крила, залежно від числа польотів (нальоту літака)

Із графіка видно, що в початковій стадії діагностичного контролю спостерігалось помітне (до 1%) зниження частоти власних коливань, пов'язане із прироблянням конструктивних елементів крила, потім частота стабілізувалася. При наробітку від 700 до 1000 годин нальоту (міжремонтний ресурс) пошкоджень у силовому наборі крила не виникло й частота власних коливань за першою формою коливань практично не змінювалася.

При подальшій експлуатації намітилася тенденція до зниження ЧВК. Як видно із графіка, за відносно короткий час ЧВК крила зменшилася не менш, ніж на 2-3 %. Цей період збігається з моментом виникнення й розвитку втомленої тріщини 1 на верхній панелі 2 крила (наприклад, літака Су-25) у районі бортової нервюри 3, що була виявлена візуальним методом (рис. 2).



Рисунок 2 – Схема розміщення тріщини на верхній панелі крила літака типу Су-25

Загальний ефект від використання НМК при технічному обслуговуванні авіаційної техніки (АТ) складається з переваг, отриманих в основному в результаті скорочення часу простою АТ при виконанні на ній регламентних робіт, пов'язаних з повним або частковим розбиранням для пошуку дефектів і несправностей, і одержання більш об'єктивних відомостей про технічний стан конструкції.

Зазвичай, профілактичний контроль пов'язаний з повним або частковим розбиранням АТ для доступу до систем і агрегатів, що цікавлять, на предмет появи ушкоджень у силових елементах конструкції. Це суттєво підвищує вартість контролю, збільшує трудовитрати. Профілактичні контрольні операції на новій АТ призначаються, як правило, у великому об'ємі й більш частіше, ніж це дійсно необхідно, із залученням великого числа обслуговуючого персоналу. Забезпечення надійності таким шляхом стає усе більш затратним [9].

На іншому ЛА (літак типу МіГ-29) за допомогою методу ЧВК із збудженням вигинних коливань крила була виявлена тріщина 4 у полиці 5 переднього лонжерона 6 (за фактом різкої зміни частоти власних коливань), а при порушенні крутильних коливань крила було виявлене ушкодження у вигляді поздовжньої тріщини 7 на стінці 8 заднього лонжерона 9 (див., відповідно, схему на рис. 3).

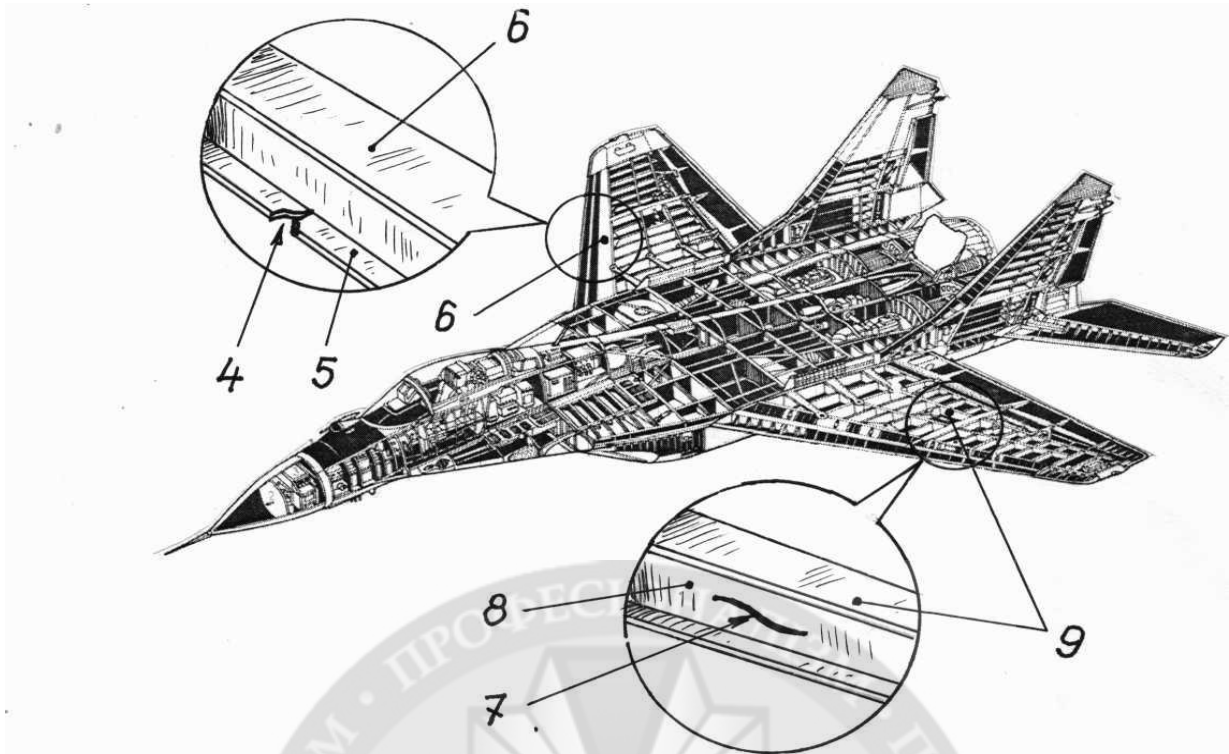


Рисунок 3 – Схема розміщення тріщин у конструктивних елементах лонжеронів крила літака типу МіГ-29

Це говорить про те, що за різким зниженням частоти власних коливань можна з достатньою точністю говорити про появу ушкодження в силовому наборі крила літака, що особливо важливо, якщо ці ушкодження невидимі (знаходяться під обшивкою) при зовнішньому огляді конструкції – крила.

У таблиці 1 показані порівняльні характеристики трудовитрат існуючих МНК і перспективного МНК (методу контролю ЧВК), заснованого на контролі динамічних властивостей конструкції за допомогою обладнання [10,11], що встановлюється на закінцівках консолей крила літака (рис. 4).

Таблиця 1

Порівняльні характеристики трудовитрат існуючих МНК і перспективного МНК (методу контролю ЧВК)

Об'єкт контролю	Мета контролю	Трудовитрати, людино/год		
		Візуальний	Рентгенографія	Метод ЧВК
Стерно висоти	Стан обшивки і силового набору,	80	14	2-3
Стерно повороту		15	4	2-3
Закрилки		75	15	до 2
Елерон		20	7	до 2
Крило	Наявність пошкоджень	90	12	до 2

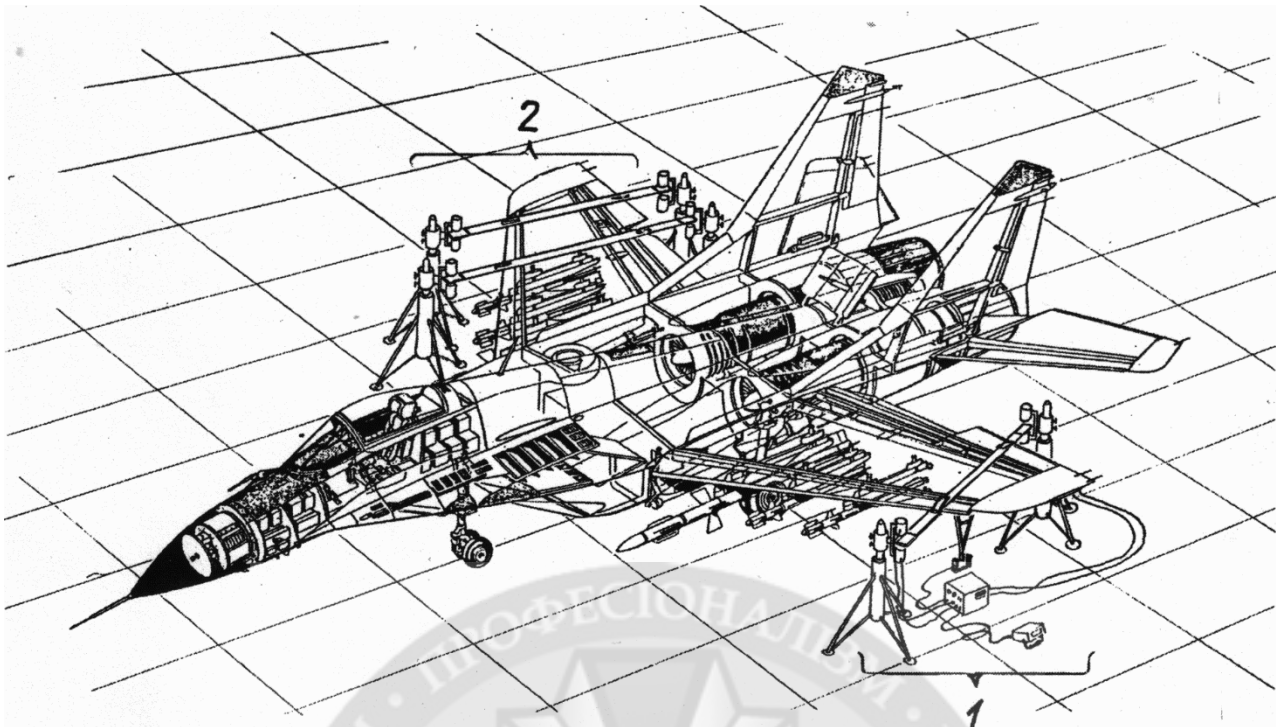


Рисунок 4 – Схема розміщення обладнання, призначеного для збудження в комплексі вигинних і крутильних форм коливань з власною частотою, на крилі літака типу МіГ-29

З табл. 1 видно, що метод контролю ЧВК, забезпечуючи одержання об'єктивної інформації про стан закритих під обшивкою елементів конструкції (лонжеронів, стрингерів, нервюр), при значному виграшу в часі, що витрачається на контроль, дає значний економічний ефект при використанні порівняно дешевої контрольно-записуючої та діагностичної апаратури (зразок конструктивного виконання якої показано на рис. 4), де, відповідно, на лівій консолі крила літака (типу МіГ-29) показано схему закріплення обладнання 1 для збудження у комплексі вигинних і крутильних коливань по першому тону коливань, а на правій консолі – обладнання 2 для багатоточечного збудження зазначених форм коливань.

Апаратуру для контролю ЧВК можуть обслуговувати два-три фахівці, що мають середній рівень підготовки. Для двох інших, зазначених вище методів, необхідно мати висококваліфікований обслуговуючий персонал з великим досвідом експлуатації.

Час на отримання цієї інформації склав не більше 20 хвилин з урахуванням часу встановлення спеціального обладнання. У загальний час проведення випробувань входить час на: - підготовку об'єкта випробувань, - установку на контрольований об'єкт (крило) випробувального устаткування і монтаж допоміжного обладнання, - настройку на режим, - контроль визначальних параметрів, - проведення випробувань, - демонтаж допоміжного обладнання та апаратури контролю, - аналіз результатів і постановка діагнозу [12].

Висновки. Сучасні системи неруйнівного контролю авіаційних конструкцій передбачають із збільшенням напрацювання та вірогідності виникнення втомних тріщин і корозії зменшення міжконтрольних інтервалів. Для реалізації цих принципів визначення періодичності контролю необхідно знати вірогідність появи дефектів в критичних деталях у різні часові проміжки експлуатації ЛА і швидкість розвитку дефектів в силових елементах високонавантажених конструкцій, якими є крило та хвостове оперення. Так, коли дефект виявляється у великій кількості екземплярів об'єктів контролю при значному напрацюванні, то необхідно суттєво змінити принципи та періодичність контролю.

Застосування методу контролю ЧВК при визначенні технічного стану пошкоджених конструкцій ЛА, дозволяє об'єктивно підходити до вирішення питання вибору методів їх

відновлення і скорочення часу нормативної тривалості ремонту. При цьому необхідно враховувати працевитрати і час на різні види ремонту, розрахункових моделей, які є вихідними даними для розрахунку моделей методів ремонту.

На підставі вищевикладеного можна зробити висновки, що незначні за величиною зміни ЧВК за часом наробітку конструкції слід уважати старінням конструкції й пов'язані із цим зміни динамічних характеристик консольно закріплених конструкцій таких, як крило, стабілізатор, кіль. Стрибокподібна ж зміна ЧВК вказує про появу тріщини в силовому наборі крила, яка в більшому або меншому ступені впливає на зміну ЧВК вигинної або крутильної форм коливань.

ЛІТЕРАТУРА:

1. Бурлаков В.І., Ленков С.В., Салімов Р.М. Основи теорії надійності повітряних суден та авіаційних двигунів: Навч. посіб. – К.: НАУ, 2004. – 172с.

2. Forecasting reliability of complex technology objects. Parameters optimization of their technical exploitation: [monography] in English / Sergey Lenkov, Igor Tolok, Vadim Tsitsarev, Genadiy Zhyrov, Evgen Lenkov, Yurii Khlaponin, Bohdan Borowik; under edition S.V. Lenkov. – Poland, Bielsko-Biala: Publishing house «BEL », 2018. – 253 p.

3. Ямпольский В.И., Белоконь Н.И., Пилопосян Б.Н. Контроль и диагностирование гражданской авиационной техники. М.: Транспорт, 1990. – 184 с.

4. Ленков С.В., Толлок І.В., Ленков Є.С., Банзак Г.В., Жиров Г.Б., Цицарев В.М. Імітаційна статистична модель процесу технічного обслуговування і ремонту складної військової техніки. Частина 1. / Монографія на укр.м. – Одеса: изд. Бондаренко М.О., 2019. – 132 с.

5. Стрельников В.П., Федухин А.В. Оценка и прогнозирование надежности электронных элементов и систем. – К.: Логос, 2002. – 486 с.

6. Положение о комплексной системе диагностирования изделий авиационной техники с применением обмена информацией между эксплуатацией и ремонтом. М.: МГА, 1989. – 121 с.

7. Барзилович Е.Ю., Савенков М.В. Статистические методы анализа состояния авиационной техники. М.: Транспорт, 1996. – 364 с.

8. Комаров, В. О. Про використання методу контролю частоти власних коливань при виборі методу відновлення авіаційної техніки [Текст] / В. О. Комаров, О. О. Расстригін // Проблеми координації військово-технічної та оборонно промислової політики в Україні. Перспективи розвитку озброєння та військової техніки : тези доповідей на VII науково-практичній конференції / Міністерство оборони України. Міністерство освіти і науки України. Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України. – Київ, 2019. – С. 350-352.

9. Садых Г.С. Показатель остаточного ресурса и его свойства. Известия АН СССР, Техническая кибернетика. 1995, № 4, с. 98-102.

10. Пат. 127849 Україна, МПК (2018.01) В 64 С 3/00, G 01 М 7/00, G 01 В 11/26. Пристрій для визначення просторово-частотних характеристик коливань консольно закріплених елементів літальних апаратів при їхніх випробуваннях на утомлену міцність [Текст] / Комаров В. О. ; заявники і патентовласники Комаров В. О., Расстригін О. О. – № у 2018 02126 ; заявл. 01.03.18 ; опубл. 27.08.18, Бюл. № 16. – 4 с. : іл..

11. Пат. 109226 Україна, МПК (2016) G 01 М 5/00, G 01 N 3/00. Спосіб визначення характеристик жорсткості крила літака неруйнівним методом в умовах експлуатації та ведення бойових дій [Текст] / Комаров В.О.; заявники і патентовласники Комаров В. О., Ткаченко В. А., Галушка В. І. – № у 2016 02602 ; заявл. 16.03.16 ; опубл. 10.08.16, Бюл. № 15. – 6 с. : іл..

12. Барзилович Е.Ю., Мезенцев В.Г., Савенков М.В. Надежность авиационных систем. М.: Транспорт, 1982. – 175 с.

REFERENCES:

1. Burlakov V.I., Ljenkov S.V. and Salimov R.M. (2004). Osnovy teorii' nadijnosti povitryjnyh suden ta aviacijnyh dvyguniv. Kyi'v: NAU, 172p.

2. Forecasting reliability of complex technology objects. Parameters optimization of their technical exploitation: [monography] in English / Sergey Lenkov, Igor Tolok, Vadim Tsitsarev, Genadiy Zhyrov, Evgen Lenkov, Yurii Khlaponin, Bohdan Borowik; under edition S.V. Lenkov. Poland, Bielsko-Biala: Publishing house «BEL », 2018. 253 p.

3. Jampol'skij V.I., Belokon' N.I. and Piloposjan B.N. (1990). Kontrol' i diagnostirovanie grazhdanskoj aviacionnoj tehniky. Moscow: Transport, 181 p.
4. Ljenkov S.V., Tolok I.V., Ljenkov Je.S., Banzak G.V., Zhyrov G.B. and Cycarjev V.M. (2019). Imitacijna statystychna model' procesu tehničnogo obslugovuvannja i remontu skladnoi' vijs'kovoï' tehniky. Chastyna 1. / Monografija na ukr.m. – Odesa: yzd. Bondarenko M.O., 132 p.
5. Strel'nikov V.P. and Feduhin A.V. (2002). Ocenka i prognozirovanie nadezhnosti jelektronnyh jelementov i sistem. Kyi'v: Logos, 486 p.
6. Polozhenie o kompleksnoj sisteme diagnostirovanija izdelij aviacionnoj tehniky s primeneniem obmena informaciej mezhdz jekspluataciej i remontom. Moscow: MGA, 1989, 121 p.
7. Barzilovich E.Ju. and Savenkov M.V. (1996). Statisticheskie metody analiza sostojanija aviacionnoj tehniky. Moscow: Transport, 365 p.
8. Komarov, V.O. (2019). Pro vykorystannja metodu kontrolju chastyty vlasnyh kolyvan' pry vybori metodu vidnovlennja aviacijnoi' tehniky Problemy koordynacii' vijs'kovo-tehničnoi' ta oboronno promyslovoi' polityky v Ukraï'ni. Perspektyvy rozvytku ozbrojennja ta vijs'kovoï' tehniky : tezy dopovidej na VII naukovo-praktyčnij konferencii' / Ministerstvo oborony Ukraï'ny. Ministerstvo osvity i nauky Ukraï'ny. Central'nyj naukovo-doslidnyj instytut ozbrojennja ta vijs'kovoï' tehniky Zbrojnyh Syl Ukraï'ny. Kyi'v, pp. 350-352.
9. Sadyh G.S. (1995). Pokazatel' ostatočnogo resursa i ego svojstva. *Izvestija AN SSSR, Tehničeskaja kibernetika*, no 4, P. 98-102.
10. Komarov V.O., Rasstrygin O.O., inventors (2018). Prystrij dlja vyznachennja prostorovo-chastotnyh harakterystyk kolyvan' konsol'no zakriplenih elementiv lital'nyh aparativ pry i'hnih vyprobuvannjah na utomlenu micnist'. Ukrainian patent, no. 127849.
11. Komarov V.O.; Komarov V.O., Tkachenko V.A., Galushka V.I., inventors (2016). Sposib vyznachennja harakterystyk zhorstkosti kryla litaka nerujnivnym metodom v umovah ekspluatacii' ta vedennja bojovyh dij. Ukrainian patent, no. 109226.
12. Barzylovyč E.Ju., Mezencev V.G. and Savenkov M.V. (1982). Nadezhnost' avyacyonnyh system. Moscow: Transport, 175 p.

Ph.D. Pampukha I.V., Ph.D. Nikiforov M.M., Komarov V.O.

DEVELOPMENT OF METHODOLOGY TO DETERMINE THE RESERVE FACTOR OF COMBAT AIRCRAFT BASED ON THE DYNAMIC RESPONSE ANALYSIS WITH REGARD FOR OPERATIONAL FACTORS

The article considers the issues of diagnostics of the technical condition of cantilevered aircraft structures based on the dynamic response analysis.

This task provides for determining the real technical condition of the damaged structure and, as a result, the reserve factor. The main criterion is to use as little information as possible to obtain a precise objective assessment. It is suggested to use the structural dynamics being the most informative as diagnostic features. These are natural oscillation frequencies (torsional and flexural) and zero-twist axis position (according to the data from volitionally undamaged structures taken as reference).

The methodology has been patented. As a technical solution, the methodology provides for frequency tests with dysfunction of flexural and torsional oscillation frequencies under which a minimum frequency of natural oscillations corresponding to the minimum residual strength shall be set for each type of aircraft, namely, for its part - wings, fins (cantilevered structures of the glider).

The increased number of analysed natural oscillation frequencies increases the reliability of the residual strength estimation. Based on this, the developed and produced equipment and monitor equipment as a mobile version (which are also patented), can be effectively used when basing aircraft in the combat theatre.

Based on the provisions of the NIAS similar monitoring system can be implemented in military units of the Air Force of the Armed Forces of Ukraine during the operation of aircraft according to the technical condition.

Keywords: diagnostics of technical condition, natural oscillation frequency, residual strength, non-destructive testing, wing, structural frame.