

УДК 629.7.083

НАГОРНИЙ Л.В., старший науковий співробітник

ВНУКОВ А.В., провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук

ЖИКОЛ П.О., науковий співробітник

ВПЛИВ ВТОМНОЇ ДЕГРАДАЦІЇ МАТЕРІАЛУ ЛОНЖЕРОНІВ ЛОПАТЕЙ НЕСУЧОГО ГВИНТА ВЕРТОЛЬОТА НА ЇХ РЕСУРСНІ ПОКАЗНИКИ

Розглянуто вплив тривалої експлуатації вертольотів на властивості матеріалу лонжеронів лопатей несучого гвинта з метою визначення їх безпечного ресурсу

Ключові слова: деградація матеріалу, безпечний ресурс, питома електропровідність

Проблема забезпечення безпечної експлуатації тривало експлуатованих літальних апаратів є однією з важливіших в сучасній авіації, зокрема й в Україні. До теперішнього часу багато типів літаків та вертольотів, які є на озброєнні в Збройних Силах України, відпрацювали свої ресурси та строки служби, які були задані при проектуванні та виробництві. При неможливості провести заміну цих старіючих літальних апаратів на нові слід продовжувати їх ресурси та календарні строки служби понад проектні значення.

Літальні апарати в часи СРСР проектувалися за принципом безпечного ресурсу (safe-life). Тому вважається, що вони мають значний запас довговічності. Але продовження призначених показників відбувається поетапно. Ця поетапність викликана тим, що є значні труднощі в прогнозуванні ресурсу на великий строк експлуатації, конструкція старіючих літальних апаратів не пристосована для впровадження сучасних методів контролю технічного стану тощо.

Як відомо, безпечний ресурс R_{σ} конструкції агрегату (комплектувального виробу) при дії на нього змінних навантажень визначається за формулою [1]:

$$R_{\sigma} = \frac{N_{\min}}{3600 n_s n_f n_{\Sigma} n_N n_{\sigma}} \left(\frac{\Delta \sigma_{\text{вин}}}{\Delta \sigma_e} \right)^m, \quad (1)$$

де N_{\min} – мінімальне число циклів до руйнування при втомлених випробуваннях (найменша довговічність); n_s – число циклів навантаження в польоті за секунду; n_f – коефіцієнт, що враховує розходження частот навантаження агрегату в польоті й при втомлених випробуваннях; n_{Σ} – коефіцієнт надійності по послідовності зміни навантажень; n_N – коефіцієнт надійності, що враховує розкид характеристик довговічності; n_{σ} – коефіцієнт надійності, що враховує розкид змінних напруг у розрахункових перетинах конструкції в різних умовах експлуатації літального апарату; $\Delta \sigma_{\text{вин}}$ – амплітуда (напіврозмах) змінних напруг у розглянутому перетині

при втомлених випробуваннях; $\Delta\sigma_e$ – амплітуда еквівалентних напруг у тому ж перетині конструкції при польоті вертольота; m – показник ступеня кривої втоми.

Однак в цій формулі під час встановлення залишкового ресурсу елементів авіаконструкцій не враховується можлива зміна характеристик міцності та довговічності матеріалів конструкцій літальних апаратів в процесі тривалої експлуатації. Однак його можна надійно оцінити тільки на основі характеристик міцності, витривалості і тріщиностійкості, що властиві матеріалам у заданий момент строку служби.

Тобто для розрахунку залишкового ресурсу за формулою (1) необхідно знати значення поправочних коефіцієнтів, які відображають зміну характеристик матеріалу конструкцій при їх тривалій експлуатації порівняно з вихідними (у стані постачання) властивостями матеріалу.

В літературі останніх років представлено низку публікацій по висвітленню та експериментальному дослідженню деградації (погіршенню) міцності та тріщиностійкості конструкцій з алюмінієвих матеріалів після тривалої експлуатації літаків [2, 3, 4].

В роботі [4], наприклад, описані досить ґрунтовні дослідження впливу тривалої експлуатації літаків на властивості алюмінієвих сплавів. Дослідження проводилися на зразках, вирізаних з конструкції літаків різних фірм: Ільюшина, Туполева, Антонова, Мясищева, Боїнг, Дуглас, Ербас, Локхід. Паралельно визначалися властивості складських напівфабрикатів алюмінієвих сплавів. Механічні характеристики визначалися на стандартних зразках, опір втомі – на смузі з центральним отвором, статична і циклічна тріщиностійкість – на зразках шириною 160...1200 мм з центральною тріщиною. Випробування проведені на електрогідравлічних машинах.

Проведені дослідження показали значну деградацію (погіршення) характеристик живучості алюмінієвих сплавів. Залишкова міцність різних напівфабрикатів зменшилася в 1,15...1,4 рази. Швидкість росту втомних тріщин збільшилася в 1,5...4,0 рази.

Ефект погіршення тріщиностійкості алюмінієвих сплавів було підтверджено також і методом застосування термообробки (відпалу) при порівнянні швидкостей росту втомних тріщин в нових і старих (тривало експлуатованих) сплавах.

Зроблено висновок, що зниження тріщиностійкості алюмінієвих сплавів при тривалій експлуатації літаків може бути результатом комбінованого впливу декількох чинників: наявності внутрішніх дефектів, технології виготовлення елементів конструкції, зовнішніх навантажень, циклічності температури [4].

При цьому значення тимчасового опору, умовної границі текучості і відносного подовження матеріалів тривало експлуатованих літаків знаходяться в межах значень, що задаються технічними умовами на відповідний напівфабрикат алюмінієвого сплаву.

В роботі [3] проведені дослідження руйнівними методами зразків, вирізаних з тривало експлуатованих елементів авіаконструкцій на етапі їх капітального ремонту чи зняття з експлуатації з метою встановлення істинних ресурсних характеристик матеріалів. Дослідженню підлягали алюмінієві сплави типу Д16 (система Al-Cu-Mg)

і В95 (система Al-Zn-Mg-Cu) – вітчизняних аналогів зарубіжних сплавів типу 2024 і 7075, які є основними матеріалами конструкції планера літака (фюзеляжу і крила).

Авторами [3] зроблено висновок, що найбільше погіршення (тобто чутливість до деградації) демонструють характеристики пластичності (відносне подовження) і циклічної тріщиностійкості (номінальний і ефективний порогові втоми і циклічна в'язкість руйнування) алюмінієвих сплавів.

На підставі характеристик циклічної тріщиностійкості була проведена оцінка втомної довговічності елементів авіаконструкцій [5, 6] і запропоновано під час підрахунку за формулою (1) безпечного ресурсу конструкцій і агрегатів тривало експлуатованих літальних апаратів застосовувати понижувальний поправочний коефіцієнт [3, 7]

$$n_M = \frac{N_f^{дегр}}{N_f^{вих}}, \quad (2)$$

де $N_f^{дегр}$ – втомна довговічність елементів авіаконструкцій тривало експлуатованих літаків, $N_f^{вих}$ – втомна довговічність вихідних матеріалів.

Визначення уточненого значення безпечного ресурсу із застосуванням цього понижувального коефіцієнту дозволяє більш точно прогнозувати строк експлуатації авіаційних конструкцій з алюмінієвих сплавів при прийнятті рішення щодо продовження їх призначених показників. Це особливо важливо для тих авіаційних конструкцій та агрегатів, які не можуть експлуатуватися за принципом допустимої пошкоджуваності (damage tolerance concept). Так, наприклад, лонжерон лопаті несучого гвинта вертольоту експлуатується лише за принципом безпечного ресурсу.

Строк зародження та розповсюдження втомних тріщин в лонжеронах є досить великим [8]. До того ж для безпечної експлуатації лонжеронів на них встановлюється датчик-сигналізатор, який при правильній експлуатації показав свою ефективність [8]. Але датчик-сигналізатор спрацьовує лише тоді, коли тріщина вже стала наскрізною. При цьому, як показала практика, в експлуатації мають випадки несвоєчасного огляду як поверхні лопатей, так і датчиків-сигналізаторів. Враховуючі те, що останні дослідження доказали підвищену швидкість розповсюдження тріщин в деградованих від втоми алюмінієвих сплавах [4] та можливість дуже швидкого втомного руйнування лонжеронів, при проведенні робіт з продовження призначених показників слід впроваджувати додаткові заходи для підвищення ефективності своєчасного виявлення втомних тріщин в конструкції лонжеронів. Це може бути як впровадження системи відображення інформації про герметичність лонжерону в кабіні екіпажу, так і застосування при проведенні визначення технічного стану лопатей сучасних методів неруйнівного контролю.

Методи неруйнівного контролю, які зараз застосовуються в авіації, дозволяють виявляти переважно поверхневі дефекти на лонжеронах лопатей. Але зародження та розповсюдження тріщин в авіаційних конструкціях з алюмінієвих сплавів може виникати не тільки з поверхні, а і під поверхнею, якщо ця поверхня є

зміщеною [9]. Деградація матеріалу лонжерону (утворення вакансій, пор, скупчень дислокацій, мікротріщин) сприяє утворенню макротріщин та їх прискореному розповсюдженню під поверхнею. До того ж через складну форму, значні розміри, наявність на деяких ділянках лонжерону протиабразивної накладки, нагрівальних елементів лопаті, герметика, обшивки хвостових відсіків проведення ефективного інструментального контролю з виявлення тріщин від втоми важко здійснити існуючими методами контролю. Тому для виявлення цих мікротріщин потрібно застосовувати нові методи неруйнівного контролю.

Процес деградації матеріалів визначається їх структурно-фазовим станом і мікроструктурною пошкоджуваністю. Тому, як показано в роботі [7], неруйнівний контроль можна здійснювати за зміною структурно-чутливих фізичних характеристик матеріалів, використовуючи засоби і методи структуроскопії – це встановлення мікроструктурних і механічних параметрів матеріалів за вимірами питомої електропровідності, коерцитивної сили, магнітної проникності, термоелектрорушійної сили тощо, ґрунтуючись на кореляційних залежностях між цими характеристиками матеріалів.

Одним з таких методів неруйнівного контролю є вихрострумний метод, заснований на вимірюванні питомої електропровідності матеріалів [7, 10].

В роботі [10] наведені приклади застосування вихрострумних структуроскопів для виявлення мікроструктурної пошкоджуваності алюмінієвих сплавів конструкції тривало експлуатованих літаків. Описані основні переваги та обмеження їх застосування. Зроблено висновок, що на підставі замірів питомої електропровідності матеріалів вихрострумним методом можна виявляти критичні зони конструктивних елементів літальних апаратів після тривалої експлуатації, проводити моніторинг деградації конструкційних матеріалів під час тривалої експлуатації, визначати поправочні коефіцієнти при розрахунку залишкового ресурсу авіаконструкцій з урахуванням експлуатаційної деградації матеріалів. Але для застосування цього методу необхідно створювати базу даних про кореляційні залежності механічних і фізичних характеристик конструкційних алюмінієвих сплавів після тривалої експлуатації.

За участю фахівців ДНДІА були проведені дослідження з вимірювання питомої електропровідності на лопатях несучого гвинта вертольота, які мали напрацювання від 300 до 600 годин з початку експлуатації.

За результатами проведених досліджень були встановлені закономірності зміни питомої електропровідності матеріалу лонжерона в певних перерізах його по довжині лопаті. Так можна стверджувати, що найменший питомий опір був в районі комлевої частини лонжерона лопаті та на відносному радіусі $R=0,6$, де найбільші знакозмінні навантаження, яких зазнає лопать в польоті.

Дослідження були проведені на лопатях різних років випуску та з різних комплектів, але вище названа закономірність підтверджувалася в кожному дослідженні [10].

Таким чином, вирішення питання подальшого продовження призначених показників лопатям несучих гвинтів вертольотів, можливо при проведенні комплексу заходів: застосування нових методів неруйнівного контролю, модернізації системи сигналізації про пошкодження лонжеронів, проведення

грунтовних досліджень процесів деградації матеріалів лопаті при тривалій експлуатації з метою визначення понижувальних поправочних коефіцієнтів для визначення значення безпечного ресурсу тощо.

ЛІТЕРАТУРА

1. Володко А.М., Литвинов А.Л. Основы конструкции и технической эксплуатации одновинтовых вертолетов. – М.: Воениздат, 1986. – 200 с.
2. Sheuring J. N., Grandt (Jr) A.F. Mechanical properties of aircraft materials subjected to long periods of service usage // Transactions ASME. – 1997. – 119, October. – P. 380-386.
3. Остащ О.П., Андрейко І.М., Головатюк Ю.В. Деградація матеріалів і втомна міцність тривало експлуатованих авіаконструкцій // Фіз.-хім. механіка матеріалів. – 2006. – № 4. – С. 5-16.
4. Басов В.Н., Нестеренко Г.И., Нестеренко Б.Г., Петрусенко В.Г. Влияние длительной эксплуатации самолетов на прочностные характеристики материалов // Научный вестник МГТУ ГА. – 2009. – № 141. – С. 38-48.
5. Остащ О.П. Нові підходи в механіці втомного руйнування // Фіз.-хім. механіка матеріалів. – 2006. – № 1. – С. 13-25.
6. Вплив корозивного середовища на втомну довговічність деградованих алюмінієвих сплавів типу Д16 і В95 / О.П. Остащ, І.М. Андрейко, Ю.В. Головатюк, О.І. Семенець // Фіз.-хім. механіка матеріалів. – 2008. – № 5. – С. 75-84.
7. Остащ О.П., Ківа Д.С., Учанин В.М., Семенець О.І., Андрейко І.М., Головатюк Ю.В. Діагностика технічного стану авіаконструкцій після довготривалої експлуатації // Техническая диагностика и неразрушающий контроль. – 2013. – № 2. – С. 15-22.
8. Шанявский А.А. Моделирование усталостных разрушений металлов. Синергетика в авиации: монография. – Уфа, 2003. – 803 с.
9. Шанявский А.А., Артамонов М.А. Влияние лазерного воздействия на усталостное разрушение сплава 2024-T351 // Физическая мезомеханика. – 2007. – № 4. – С. 87- 95.
10. Механіка руйнування і міцність матеріалів: довідниковий посібник / Під заг. ред. В.В. Панасюка. Т. 15: Остащ О.П. Структура матеріалів і втомна довговічність елементів конструкцій. – Львів: СПОЛОМ, 2015. – 312 с.
11. Отчет о исследовании технического состояния лопастей несущего винта вертолета типа Ми-24. – Запорожье: ПАТ “МОТОР СИЧ”, 2016.

Надійшла до редакції 01.11.2016

Рецензент: ДТН Мавренков О.Є.