

УДК 629.7.017

М.Г. Стадніченко, О.О. Фененко, В.В. Варваров

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

МЕТОДИКА ПРОГНОЗУВАННЯ РЕСУРСУ КОНСТРУКЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ ПЛАНЕРА ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ВІЙСЬКОВОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

У статті розкрито етапи «життєвого циклу» літальних апаратів у взаємозв'язку із зовнішніми факторами, які впливають на надійність авіаційної техніки. На основі моделі Маркова проведено теоретичний аналіз зміни технічного стану за показниками параметра контактної різниці потенціалів, який розглядається в якості міри пошкодження конструкційного матеріалу.

Ключові слова: життєвий цикл, моделі Маркова, контактна різниця потенціалів, втома конструкційних матеріалів.

Вступ

За останні 10 років все зростає число літальних апаратів (ЛА) військового призначення досягає або перевищує призначений термін експлуатації. Стає важливим оцінити термін і тривалість подальшого застосування на підставі стану, умов експлуатації і впливу зовнішніх чинників, але зміни в економічній сфері, які відбулися за останні десятиліття, привели до необхідності пошуку можливостей більш широкого застосування діагностики стану працездатності ЛА більш досконалими методами неруйнівного контролю. На практиці це проявляється в прийнятті нових рішень введення в експлуатацію сучасних методів діагностики стану складних технічних систем (СТС) [1]. ЛА є однією з найбільш СТС, які були створені і використовуються людиною. Але, як будь-який технічний виріб, ЛА можуть відмовляти, тобто переривати процес функціонування, а це приводить до зниження надійності ЛА та безпеки польотів. Усунути відмову або несправність можна, але не виявивши і не усунувши причину їх виникнення, не можна гарантувати надійність (ГОСТ 27.002-89). Причину можна визначити за признаками (наслідками). Якщо є одна ознака, то вона явно вказує на несправний елемент, агрегат або виріб. Набагато складніше, коли несправність виявляється декількома ознаками. В цьому випадку, навіть висококваліфікований фахівець не завжди здатний визначити причину несправності. Потрібна додаткова перевірка, контроль, час і матеріальні витрати.

Аналіз основних досягнень і публікацій. У спеціальній літературі все частіше з'являються публікації, присвячені дослідженням різних відмов конструкції ЛА, що виникли при тривалій експлуатації під впливом зовнішніх факторів.

В роботі [2] виконана спроба прогнозування довговічності нижніх стикувальних фітінгів в окремі частині крила легкого літака (сплав ВТ-22) з викорис-

танням модифікованих кривих втоми. У процесі стендових ресурсних випробувань планера при напрацюванні 4478 програмних блоків (циклів) сталося руйнування вузла кріплення крила до фюзеляжу. Однією з причин малого напрацювання стало наявність дефектів в місці руйнування. З використанням модифікованої кривої втоми розрахована довговічність конструктивного елементу складала 10211 програмних блоків. В результаті такого підходу вдалося знизити розбіжність стендових і розрахункових значень довговічності більш ніж в два рази. У даній роботі не розкривається вплив атмосферних факторів. Цій проблемі присвячена робота [3], де було розглянуто і описано фізико-хімічні процеси, що відбуваються з обшивкою вертикального оперення ЛА, які виникають під час тривалої експлуатації, під впливом експлуатаційних і атмосферних чинників. Недоліками вищезазначених підходів до прогнозування довговічності силових елементів планера ЛА, є прив'язаність їх до лабораторних досліджень, які не дають можливість використання розроблених методик на реальних елементах конструкції планера ЛА. Вирішення даної задачі не можливо без використання сучасних методів неруйнівного контролю. На це звернена увага в роботі [1]

Формулювання завдання дослідження. Прогнозування технічного стану СТС після відпрацювання призначеного терміну експлуатації з використанням сучасних методів неруйнівного контролю, є надзвичайно актуальною і недостатньо вивченою проблемою, оскільки вирішення цього завдання складається з двох складових:

– визначення міри пошкодження яка адекватно оцінює зміну фізико-механічних властивостей конструкційного матеріалу у процесі тривалої експлуатації;

– математичне описання еволюції змін міри пошкодження матеріалів в процесі тривалої експлуатації в умовах знакозмінних навантажень.

Рішенню даної проблеми присвячена дана робота.

Викладання основного матеріалу

Управління надійністю ЛА є багатоетапним процесом. Весь період вичерпання ЛА свого технічного ресурсу можна розділити на ряд окремих етапів. Кожен етап характеризується набором факторів, що впливають на надійність, причому як ті що підвищують її, так і ті що знижують [4, 5].

Виділимо основні експлуатаційні етапи «життєвого циклу» сучасного ЛА в поєднанні із зовнішніми факторами, що впливають на надійність, і зробимо їх короткий огляд: безпосередня експлуатація, яка в свою чергу поділяється на льотну і технічну; ремонт. Елементи льотної та технічної експлуатації проходять в тісному взаємозв'язку і впливають один на одного. Таким чином експлуатація в цілому являє собою по чергову зміну заходів технічної та льотної експлуатації.

Надійність ЛА залежить від великої кількості експлуатаційних факторів. При експлуатації ЛА піддається постійному впливу зовнішніх умов і внутрішніх процесів, як при роботі, так і при зберіганні. В роботі [6] проведено аналіз впливу факторів, які впливають на надійність СТС на всіх етапах експлуатаційного циклу, що дозволяє визначити і призначити експлуатаційні заходи з фактичним впливом на зміну надійності. Встановлено, що найбільшому впливу ЛА піддається при роботі в умовах зміни зовнішніх факторів, тому основні навантаження авіаційна техніка сприймає в польоті. Режими роботи, перепади тиску і температур, силові навантаження, вібрація, що діють на ЛА в польоті залежать від характеру польотного завдання і стану атмосфери. Так, при польотах на малих та великих висотах, обшивка і елементи силового набору планера ЛА сприймають підвищені навантаження. Навантаження органів зльоту та посадки залежить від стану злітно-посадкової смуги. При пілотажі та бойовому маневруванні великі перевантаження відчуває вся конструкція ЛА, а надзвукова швидкість приводить до аеродинамічного нагріву обшивки.

Таким чином робота систем ЛА на землі є, як правило, менш напруженою. Фактори, що впливають на надійність ЛА при її знаходженні на землі, залежать від пори року, погодних та кліматичних умов, особливостей і характеру базування, а також від організації зберігання.

На підставі проведеного аналізу [3], прогнозування ресурсу ЛА, у яких закінчився призначений термін експлуатації, зводиться до контролю зміни фізико-механічних властивостей конструкційних матеріалів силових елементів планера ЛА в критичних зонах (область максимально діючих напружень, які знаходяться під впливом зовнішніх чинників) [7].

Аналіз літературних джерел в напрямку моніторингу зміни фізико-механічних властивостей

конструкційних матеріалів свідчать [8], що найбільш ефективними методами контролю фізико-механічних властивостей матеріалу є метод електроопору і метод контактної різниці потенціалів (КРП). Розробником методу КРП є група авторів академії ім. проф. М. Є. Жуковського [9]. Даний метод було взято за основу.

Міра пошкоджуваності конструкційних матеріалів силових елементів планера ЛА реєструється із застосуванням методу КРП, яка визначає показники енергії електронів на рівні Фермі з різною величиною виходу електронів з них [9]. Еволюція зміни мір пошкодження матеріалів в процесі тривалої експлуатації в умовах знакозмінних навантажень з [10], представляє собою дифузійний марківський процес.

Розглянемо закономірності аналізу зміни міри пошкодження за параметром КРП в процесі експлуатації ЛА.

За знайденими характеристиками процесу $y_m(t)$ (одномірної щільності імовірності огинаючої, несучої частоти, часу кореляції квадрата огинаючої) синтезується стохастичне диференціальне рівняння (рівняння фільтру) першого порядку для огинаючої $\lambda(t)$, що описує одномірний марківський процес.

Для побудови цього рівняння щільність імовірності $f(\lambda)$ апроксимується системою стаціонарних щільностей імовірності Пірсона $P(\lambda)$, яка задовольняє диференціальному рівнянню:

$$\frac{dP(\lambda)}{d\lambda} = \frac{\lambda - a}{b_0 + b_1\lambda + b_2\lambda^2} P(\lambda), \quad (1)$$

рішення якого можна записати у вигляді:

$$P(\lambda) = C \exp\left(\int \frac{\lambda - a}{b_0 + b_1\lambda + b_2\lambda^2} d\lambda\right). \quad (2)$$

Коефіцієнти a і b_i , в рівнянні повністю задають систему розподілів Пірсона.

Для опису одномірного марківського процесу достатньо визначити перехідну щільність імовірності $P(\lambda t / (\lambda_0 t_0))$ процесу $\lambda(t)$, яка задовольняє прямому рівнянню Фокера-Планка-Колмогорова:

$$\frac{dP(\lambda, t / \lambda_0, t_0)}{dt} = \frac{d}{d\lambda} [A(\lambda, t) P(\lambda, t / \lambda_0, t_0)] + \frac{1}{2} \frac{d^2}{d\lambda^2} [B(\lambda, t) P(\lambda, t / \lambda_0, t_0)], \quad (3)$$

$$A(\lambda, t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{1}{\Delta t} ((\lambda(t + \Delta t) - \lambda(t)) / \lambda(t)), \quad (4)$$

$$B(\lambda, t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{1}{\Delta t} ((\lambda(t + \Delta t) n \lambda(t))^2 / \lambda(t)), \quad (5)$$

де $A(\lambda, t)$ і $B(\lambda, t)$ – відповідні коефіцієнти деградації конструкційного матеріалу і дифузії (локальні

характеристики процесу $y(t)$, які визначаються за імовірнісними характеристиками $\lambda(t)$.

Вирази (4), (5) характеризують швидкість зменшення імовірності великих відхилень зі зменшенням Δt тобто: допускаються швидкі зміни процесу $\lambda(t)$ у протилежних напрямках. Тому середній приріст процесу $\lambda(t)$ за малий час Δt має порядок $\sqrt{\Delta t}$. Кінцеві скачки процесу з'являються з імовірністю, що дорівнює нулю, а всі траєкторії процесу неперервні з імовірністю, що дорівнює одиниці.

Коефіцієнт $A(\lambda, t)$ характеризує середнє значення локальної швидкості накопичення пошкодження, а коефіцієнт дифузії $B(\lambda, t)$ – локальну швидкість змінення дисперсії приросту процесу.

Стационарне рішення $P_S(\lambda)$ рівняння (2) при незалежності $A(\lambda)$ і $B(\lambda)$ від часу записується коефіцієнтами a і b_i :

$$A(\lambda) = 0,5 \left[\frac{dB(\lambda)}{d\lambda} + \beta(\lambda - a) \right] = 0,5 [b_1 - a + (2b_2 + 1)\lambda], \quad (6)$$

де $B(\lambda) = \beta(b + b_1\lambda + b_2\lambda^2)$; β – параметр, що визначає масштаб зміни перехідної щільності $P(\lambda t / (\lambda_0 t_0))$ в часі.

Знаючи коефіцієнти $A(\lambda)$ і $B(\lambda)$, що визначають рівняння Фокера-Планка-Колмогорова, можна синтезувати стохастичне диференціальне рівняння першого порядку:

$$\frac{d\lambda(t)}{dt} = \Phi_1(\lambda) - \Phi_2(\lambda)n(t) = A(\lambda) - \frac{1}{4} \frac{d}{d\lambda} B(\lambda) + \left[\frac{2}{N_0} B(\lambda) \right]^{1/2}, \quad (7)$$

де $\Phi_1(\lambda)$ і $\Phi_2(\lambda)$ – детерміновані функції, що задовольняють умові Ліфшиця.

Для визначення масштабного коефіцієнта β пропонується підхід, який заснований на отриманні нестационарного рішення рівняння Фокера-Планка-Колмогорова, що використовує метод Фур'є та вводиться функція $Q_2(\lambda, t)$ згідно співвідношення:

$$P(\lambda, t) = P_S(\lambda)Q(\lambda, t),$$

задовольняюча зворотному рівнянню ФПК:

$$\frac{dQ(\lambda, t)}{dt} = A(\lambda) \frac{dQ(\lambda, t)}{d\lambda} + B(\lambda) \frac{d^2Q(\lambda, t)}{d\lambda^2}. \quad (9)$$

Часткове рішення (9) можна визначити:

$$Q(\lambda, t) = Q_n(\lambda) \exp(-\gamma_n t), \quad (10)$$

де $Q_n(\lambda)$ – власні функції, що задовольняють звичайним диференціальним рівнянням:

$$A(\lambda) \frac{dQ_n(\lambda)}{d\lambda} + 0,5B(\lambda) \frac{d^2Q_n(\lambda, t)}{d\lambda^2} = -\gamma_n Q_n(\lambda), \quad (11)$$

і представляють собою ортогональні функції:

$$\delta_{nm} = h_n^{-1} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} W(\lambda) Q_n(\lambda) Q_m(\lambda) d\lambda, \\ W(\lambda) = P_n(\lambda)/g. \quad (12)$$

Вираз перехідної щільності імовірності остаточно приймає вигляд:

$$P(\lambda, t) = \sum_{n=0}^{\infty} C_n P_n(\lambda) Q_n(\lambda) \exp(-\gamma_n t) = W(\lambda) \sum_{n=0}^{\infty} \frac{Q_n(\lambda) Q_0(\lambda)}{h_n} \exp(-\gamma_n t), \quad (13)$$

що дозволяє знайти кореляційні функції $\lambda(t)$ і $\lambda_2(t)$:

$$K_{\lambda}(t, t_0) = \sum_{n=1}^{\infty} (h_n g)^{-1} K_{1n}^2 \exp\{-\gamma(t - t_0)\}, \\ K_{1n} = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \lambda P_S(\lambda) Q_n(\lambda) d\lambda; \quad (14)$$

$$K_{\lambda^2}(t, t_0) = \sum_{n=1}^{\infty} (h_n g)^{-1} K_{2n}^2 \exp\{-\gamma(t - t_0)\}, \\ K_{2n} = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \lambda^2 P_S(\lambda) Q_n(\lambda) d\lambda. \quad (15)$$

Час кореляції процесу $\lambda^2(t)$ визначається через кореляційну функцію $K_{\lambda^2}(\tau)$:

$$\tau_{k\lambda^2} = \left[\sum_{n=1}^{\infty} (h_n \gamma_n)^{-1} K_{2n}^2 \right] / \left[\sum_{n=1}^{\infty} h_{2n}^{-1} K_{2n}^2 \right]. \quad (16)$$

Час кореляції визначає кількість вимірювань міри пошкоджуваності, яке достатнє для проведення статистичного аналізу при прогнозуванні ресурсу силових елементів конструкції СТС.

Отримана формула для часу кореляції квадрата огинаючої модельного процесу $y_m(t)$ в поєднанні з формулами (1) і (2) дозволяє визначити масштабний коефіцієнт β , який лінійним чином входить у вираз γ_n із заданим коефіцієнтом пропорційності для кожного типу системи розподілу Пірсона.

(8) Масштабний коефіцієнт β , по суті, визначає квантування за часом вимірювання сигналів КРП при реєстрації міри пошкодження конструкційного матеріалу.

Кінетичні рівняння для міри пошкодження поверхневого шару конструкційного матеріалу $z(t)$ є рівнянням фільтру для визначального параметра $\lambda(t)$ при тривалій експлуатації, за рахунок процесів деградації на атомно-молекулярному рівні:

$$\begin{cases} \frac{dz(t)}{dt} = F[z(t), \lambda(t), R(t)]; \\ \frac{d\lambda(t)}{d(t)} = \Phi_1(\lambda) + \Phi_2(\lambda)n(t), \end{cases} \quad (17)$$

де $F[z(t), \lambda(t), R(t)]$ – детермінована від’ємна для кумулятивних моделей накопичення дефектів на I етапі скалярна лінійна або на II етапі нелінійна функція при об’єднанні дефектів та тріщин; $R(t)$ – вектор параметрів базової залежності для заданої моделі накопичення пошкоджень.

Часовий діапазон вимірювання міри пошкодження визначається швидкістю зміни механічних властивостей конструкційного матеріалу $z(t)$ за одиницю часу. В цьому випадку процес $z(t)$, швидкість якого описується першим рівнянням (1), можна вважати приблизно одномірним марківським для часових інтервалів $(t, \Delta t), (t \geq 0)$, якщо величина Δt задовольняє нерівностям:

$$\tau_c \gg \Delta t \gg \tau_k, \quad (18)$$

де τ_c – постійна часу КРП системи реєстрації пошкоджень; τ_k – час кореляції $\lambda(t)$, який має порядок тисяч вимірів.

Внаслідок цього, виконання лівої частини нерівності (18) не викликає сумнівів, тоді як виконання правої частини вимагає перевірки у кожному конкретному випадку. Приведені доводи про можливість розгляду процесу накопичення пошкоджень в поверхневому шарі, як марківського носять якісний характер, строгий доказ цього твердження представляє складну проблему та потребує проведення випробувань на багатоциклово втому конструкційного матеріалу.

З рівняння (17), можна на підставі теореми Дуба стверджувати, що множина $[z(t), \lambda(t)]$ представлятиме двовимірний марківський процес, однови- мірна щільність імовірності якого $f(z, \lambda, t)$ задово- льняє рівнянню Фокера-Планка-Колмогорова:

$$\begin{aligned} \frac{df}{dt} = & -\frac{d}{d\lambda} [A_1(\lambda)f] - \frac{d}{dz} [A_1(\lambda, z)f] + \\ & + \frac{1}{2} \frac{d^2}{d\lambda^2} [B(\lambda)f] \end{aligned} \quad (19)$$

з граничними умовами:

$$f(z, \lambda, t) = 0(z, \lambda) > 0$$

і початковими умовами:

$$f(z, \lambda, t) = f(z)f(\lambda), \quad t > 0. \quad (21)$$

Умови (20) формулюються виходячи з фізичної суті задачі. В умові (21) передбачається, що $z(t)$ і $\lambda(t)$ в початковий момент часу $t=0$ стохастично незалежні. Відповідно до загальної теорії марківських процесів існує взаємно однозначна відповід-

ність між коефіцієнтами рівняння (19) і коефіцієн- тами стохастичних диференціальних рівнянь (18):

$$A_1(\lambda) = \Phi_1(\lambda) + \frac{N_0}{4} \Phi_2(\lambda) \frac{d\Phi_2(\lambda)}{d\lambda}; \quad (22)$$

$$A_2(\lambda, z) = F(\lambda, z, y_m, R); \quad (23)$$

$$B(\lambda) = \frac{N_0}{2} \Phi^2(\lambda). \quad (24)$$

Таким чином, з рішення рівняння (20), яке ба- зується на методі характеристичних функцій, можна визначити одновимірну щільність імовірності вели- чини міри пошкоджень поверхневого шару $f(z, t)$, по якій визначаються всі основні показники міцнос- ті для кумулятивних лінійних моделей накопичення пошкоджень в поверхневому шарі в умовах знакоз- мінних навантажень конструкційного матеріалу:

$$P(t) = \int_0^1 f(z, t) dz, \quad q(t) = -\frac{dP}{dt} = -\int_0^1 \left(\frac{df(z, t)}{dt} \right) dz, \quad (25)$$

де $P(t)$ – час накопичення граничного рівня пош- кодження, який визначає ресурс силових елементів СТС; $q(t)$ – середньоімовірносне значення швидко- сті деградації за період реєстрації на атомно- молекулярному рівні. Середній час досягнення гра- ничного рівня пошкодження СТС m_T і дисперсію часу її досягнення σ_T^2 можна знайти так:

$$m_T = \int_0^n tq(t)dt, \quad \sigma_T^2 = \int_0^n t^2q(t)dt - m_T^2. \quad (26)$$

Даний підхід до визначення ресурсу конструк- ційного матеріалу справедливий для лінійної моделі накопичення пошкоджень на атомно-молекуляр- ному рівні (дефекти 1-го типу).

Зародження дефектів типу тріщина (дефекти 2- го типу), відбувається при критичному накопичен- ню дефектів 1-го типу. У цьому випадку об’єднання дефекту 1-го типу в формі структурно фазових перетворень [10] і формування субмікроскопічних, а в подальшому і макроскопічних тріщин, тобто до за- кінчення ресурсу конструкційного матеріалу.

Особливості зміни параметрів міцності конс- трукційних матеріалів (зменшення міцності атомних зв’язків) реєструється в одиницях параметрів КРП з переходом від лінійного закону до нелінійного.

(20)Для нелінійної моделі накопичення пошко- джень математичне очікування і дисперсія міри по- шкодження відповідно дорівнюють:

$$m_z(t) = z_0 \exp\left\{\left(m_1 + \sigma_1^2/2\right)t\right\}, \quad (27)$$

$$\sigma_z^2(t) = m_z^2(t) \left\{ \exp\left(\sigma_1^2\right) - 1 \right\}, \quad (28)$$

де $m_1 = M(\ln z)$; $\sigma_1^2 = D(\ln z)$; z_0 – параметр, що визначає початкове пошкодження.

Для реальних механізмів, ресурс яких відомий, знімається контрольна діаграма вимірювання контрольованого параметра КРП у відносних одиницях, які після математичної обробки дають всі статистичні показники (математичне очікування пошкодженості, дисперсію і т.д.).

ВИСНОВОК

Таким чином, підсумками теоретичних досліджень змін міри пошкодження конструкційних матеріалів під час тривалої експлуатації в конструкції силового набору планера ЛА є розробка методики прогнозування ресурсу конструкційних матеріалів силових елементів планера ЛА, яка буде складатися з трьох етапів:

– експериментальним методом підтвердити закон зміни міри пошкодження у відповідності з математичною моделлю марківського типу. На зразках конструкційних матеріалів на машині для випробувань на багатоциклово втому з використанням методу КРП;

– на реальних зразках елементів конструкції силового набору ЛА які отримали пошкодження конструкційного матеріалу під час тривалої експлуатації, виявлених на авіаремонтних підприємствах під час виконання капітального ремонту, провести дослідження приладом КРП;

– провести дослідження силових елементів конструкції планера однотипних ЛА у військових частинах за допомогою приладу КРП після їх навантаження під час експлуатації до величини не більш 50% від максимально допустимих навантажень.

Методика прогнозування ресурсу конструкційних матеріалів силових елементів планера ЛА дасть можливість вирішення двох задач, що стоять перед військовою авіацією в Україні: задача модернізації парку ЛА та розробка методів вбудованого контролю міри пошкодження конструкційних матеріалів. Вирішення обох задач надасть можливість здійснити перехід на експлуатацію ЛА (або окремих їх сис-

тем) за технічним станом, яка передбачає відмову від традиційних дорогих регламентних заходів.

Список літератури

1. Каневский И. В. *Не разрушающие методы контроля* / И. В. Каневский, Е. И. Сальников – В. : ДВТУ, 2007. – 243 с.
2. Адегова Л. А. *Прогнозирование усталостной долговечности высоконагруженных зон конструкции ЛА с применением модифицированных кривых усталости* / Л. А. Адегова, Г. Ф. Друдзей // *Тр. всероссийск. юбил. НТК, посв. 70-летию СибНИА*. 2011. – С. 285–288.
3. Анипко О. Б. *Дефекты стыковочной ленты узла крепления килья к подкилевой надстройке и физико-химические процессы, приводящие к ним* / О. Б. Анипко, О. А. Фененко // *Интегрированные технологии и энергосбережение : IV Міжн. НПК*. – Х. : 2014. – С. 96–102.
4. Смирнов Н. Н. *Обслуживание и ремонт авиационной техники по состоянию* / Н. Н. Смирнов. – М. : Транспорт, 1987. – 161 с.
5. Моломин В. П. *Модели управления надёжностью авиационной техники* / В. П. Моломин. – М. : Машиностроение, 1981. – 199 с.
6. Шпилёв К. М. *Инженерно-авиационная служба и эксплуатация летательных аппаратов* / К. М. Шпилёв. – М.: Военное издательство МО СССР, 1971. – 450 с.
7. Хромов С. П. *Метеорология и климатология* / С. П. Хромов, М. А. Петросянц. – М. : Наука, 2006. – 582 с.
8. Tazbaz O. D. *Electrostatic monitoring of oil lubricated sliding point contacts for early detection of scuffing* / O. D. Tazbaz, R. J. K. Wood // *Wear*. – 1999. – №230/1. – P. 86–97.
9. Кочаров Э. А. *Энергосберегающая технология контроля прижогов титановых лопаток компрессоров газотурбинных двигателей по флюктуациям работы выхода электрона* / Э. А. Кочаров, В. С. Олейко // *Тр. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского. Серия: Перспективы развития пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов*. – М. : Радиотехника, 2008. – Т. 80. № 4. – С. 73–76.
10. Болотин В. В. *Прогнозирование ресурса машин и конструкций* / В. В. Болотин. – М. : Машиностроение, 1984. – 312 с.

Надійшла до редколегії 26.11.2015

Рецензент: д-р техн. наук проф. С.А. Калкманов, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

МЕТОДИКА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ РЕСУРСА КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ПЛАНЕРА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ВОЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Н.Г. Стадниченко, О.А. Фененко, В.В. Варваров

Раскрыты этапы «жизненного цикла» летательных аппаратов во взаимосвязи с внешними факторами, которые влияют на надежность авиационной техники. Рассмотрены механизмы изменения физико-механических характеристик материалов за счет деградиционных процессов в процессе длительной эксплуатации. На основе модели Маркова проведен теоретический анализ изменения технического состояния по показателям параметра контактной разницы потенциалов.

Ключевые слова: жизненный цикл, модели Маркова, контактная разница потенциалов, усталость конструкционных материалов.

PREDICTION METHOD OF RESOURCE STRUCTURAL MATERIAL OF POWER COMPONENTS FATAL GLIDER APPARATUS MILITARY

N.G. Stadnichenko, O.O. Fenenko, V.V. Varvarov

The article describes the stages of "life cycle" of aircraft in conjunction with external factors that affect the reliability of aircraft. The mechanisms of changes in physical and mechanical properties of materials by degradation processes during prolonged use. Based on Markov Model Theoretical analysis of changes in the technical data of the state for the contacts-tual sacristy potential.

Keywords: life cycle Markov model, the contact potential difference, the fatigue of structural materials.