

УДК 629.735:620.193

Бологін А.С., Горохов Г.Т.

Державний науково-дослідний інститут авіації. Україна, м. Київ

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ПРОГНОЗУВАННЯ НАДІЙНОСТІ ПЛАНЕРА ПОВІТРЯНОГО СУДНА ПРИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ПІСЛЯ РЕМОНТУ

Пропонується модель прогнозу технічного стану конструкції планера повітряних суден на основі обробки даних діагностики в умовах авіаремонтного підприємства. Застосування логіко-статистичного методу обробки до даних відомостей дефектування планера повітряних суден дозволяє провести аналіз та визначити особливості попередньої експлуатації і обґрунтувати можливість встановлення міжремонтних показників. Наведено приклад формування інформаційних образів технічного стану на основі обробки даних щодо планера літаків типу Л-39 і визначення обмежень для прогнозних оцінок.

Ключові слова: корозія; тріщини; розпізнавання образів; планер повітряного судна

Вступ

Необхідність вирішення актуальної науково-технічної проблеми продовження призначених показників повітряних суден (ПС) при їх експлуатації за межами, які встановлено виробником, вимагає проведення робіт щодо оцінки змін технічного стану планера ПС під час подальшої експлуатації.

Продовження призначених показників відбувається в ході відновлювальних робіт на авіаремонтних підприємствах, коли є можливість в достатньо повному обсязі провести діагностику поточного технічного стану ПС і обґрунтувати можливість встановлення міжремонтних показників.

Внаслідок довготривалої дії експлуатаційних факторів, до яких відноситься силове навантаження на конструкцію планера ПС при виконанні польотів, а також під впливом умов зовнішнього середовища, відбуваються зміни характеристик міцності силових елементів (СЕ), що не могли бути передбачені в повному обсязі виробником ПС [1].

Розробка математичних моделей прогнозування надійності планера ПС за даними діагностики в умовах авіаремонтних підприємств дозволяє визначити заходи з підтримки справності ПС на прогнозований період і сприяє отриманню більш обґрунтованих рішень.

Постановка завдання

Технічне діагностування передбачає контроль технічного стану, визначення причин відмов та проведення прогнозування. За результатами діагностики в момент часу відповідна посадова особа приймає рішення (ОПР) щодо подальшої експлуатації

та визначення шляхів підтримання справності ПС до моменту закінчення періоду експлуатації.

В якості узагальнюючого критерію оцінки технічного стану СЕ планера ПС виберемо ймовірність $Q(t)_R$ руйнування СЕ і появи відмови СЕ внаслідок перевищення експлуатаційними навантаженнями ЛА поточних умов міцності.

Оцінку надійності конструкції планера ПС проведено на основі припущення, що розподіл відмов і пошкоджень СЕ відповідає загальноприйнятому експоненціальному закону розподілу:

$$Q(t) = 1 - P(t) = 1 - e^{-\int_0^t \lambda(t) dt}$$

де $Q(t)$ – ймовірність відмов і пошкоджень, $P(t)$ – ймовірність безвідмовної роботи протягом наробітку t ; $\lambda(t)$ – інтенсивність потоку відмов та пошкоджень.

У разі простішого потоку відмов значення інтенсивності потоку відмов $\lambda(t)$ обернено пропорційно $\lambda = \frac{1}{T_C}$ значенню середнього нальоту на відмову T_C .

За критерій оцінки результатів прогнозу виберемо значення функціоналу, яке обчислюється в M дискретних точках періоду часу $[T_0 \div T_K]$:

$$J(K_E, Q_{Rn}, v_n) = \sum_{n=1}^M K_E * [1 - |(Q_{Rn} - \lambda_n * v_n)|], \quad (1)$$

де K_E – коефіцієнт, який характеризує можливість забезпечувати збільшену складність польотних завдань при виконанні польотів ($e = 1 \dots E$);

$Q(t)_{Rn} = f - (Q_{1n}, Q_{2n})$ – ймовірність події руйнування СЕ на n -му етапі за результатами комплексної логіко-статистичної обробки даних;

Q_{1n} – ймовірність відмови, значення якої формується на основі образного мислення ОПР на n -му етапі;

Q_{2n} – ймовірність відмови, яка розрахована за даними діагностики на n -му етапі;

v_n – перелік дій ОПР для визначення на n -му етапі обсягів $O_{\text{ПРОФ}}$ профілактичних робіт, а також інтервалу часу $\Delta T_{\text{ПРОФ}}$ для виконання контролю на наступному $(n + 1)$ етапі. До профілактичних робіт також відносяться роботи з відновлення СЕ за допомогою ремонту;

λ_n – коефіцієнт, який погоджує розмірність значень Q_{Rn} та v_n .

В ході управління експлуатацією ОПР прагне за допомогою переліку дій v_n та значень коефіцієнту K_E отримати максимальне значення функціоналу (1), а вплив умов експлуатації призводить до зменшення значення функціоналу [2].

На рис. 1 показана якісна залежність прогнозованих змін ймовірності відмов СЕ конструкції планера $Q(t)_R$ для періоду часу $[T_0 \div T_K]$ експлуатації ПС після проведення робіт на авіаремонтному підприємстві.

Виконання вимог забезпечення безпеки польотів при продовженні строків служби визначається інтервалами в часі, протягом яких дотримуються умови збереження міцності. На рис. 1 схематично показано часові інтервали τ_p , τ_{p+1} в межах яких можливе продовження на строк $\Delta T_{\text{ПСС}}$ календарних строків служби ПС.

Особливість старіючого парку ПС полягає в поступовій деградації механічних характеристик сплавів, які застосовуються в конструкції, їх опору

втомі та тріщиностійкості [1]. В результаті дії вказаних обставин

$$\tau_{t+1} \leq \tau_p$$

що приводить до необхідності приймати рішення з корегування значення $\Delta T_{\text{ПСС}}$, на який планується збільшити строк служби після кожного етапу робіт із діагностики конструкції планера. При цьому існує граничне значення, після якого експлуатація ПС повинна бути припинена.

Таким чином, в формалізованому вигляді задача оцінки прогнозованого технічного стану конструкції планера ПС, як об'єкту діагностики, ставиться як задача розробки математичних моделей обробки даних діагностики і їх застосування для забезпечення максимального значення функціоналу $J(K_E, Q_{Rn}, v_n)$ на дискретній множині точок контролю ($n = 1, \dots, M$):

$$J(K_E, Q_{Rn}, v_n) \rightarrow \max \min \quad (2)$$

В якості обмежень при обчисленні функціоналу (2) задається не перевищення заданого значення ймовірності відмови $Q(t)_{\text{ЗАД}}$. Також можливо задати обмеження щодо значення $R_{\text{ЗАД}}$ середніх працевтрат або вартості робіт при діагностиці:

$$\sum_{n=1}^M v_n C_R(\Delta T_{\text{ПРОФ}}) \leq R_{\text{ЗАД}};$$

$$C_R(\Delta T_{\text{ПРОФ}}) = (C_{\text{П}}(\Delta T_{\text{ПРОФ}}) + C_{\text{В}}(\Delta T_{\text{ПРОФ}})), \quad (3)$$

де $C_{\text{П}}(\Delta T_{\text{ПРОФ}})$ – витрати на попередження пошкоджень, $C_{\text{В}}(\Delta T_{\text{ПРОФ}})$ – витрати, що обумовлені виникненням відмов.

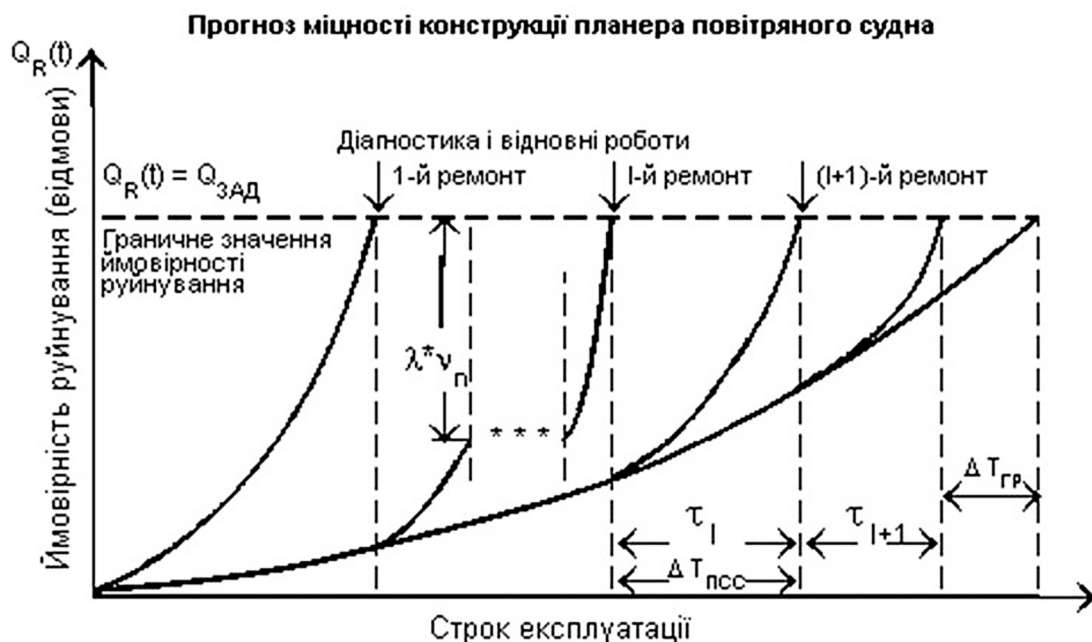


Рис. 1. Функціональні залежності зміни ймовірності відмов силових елементів конструкції планера

Загальні положення побудови моделі оцінки надійності за результатами діагностики

Надійність після ремонту подальшої експлуатації конструкції планера ПС оцінювалась для двох груп елементів конструкції.

Першу групу складають незмінні елементи, які не підлягають відновленню та із заданою ймовірністю ймовірністю відпрацьовують ресурс до списання ПС. Ці елементи спроектовано за принципом «безпечного ресурсу» і визначають ПС як єдину цілу конструкцію.

Другу групу складають силові елементи, які спроектовано за принципом «безпечного пошкодження» і які при ремонті можуть бути відновлені.

Для обробки даних контролю СЕ формується матриця PE пошкоджених СЕ:

$$PE = \begin{pmatrix} e_{11} & e_{12} & \dots & e_{1N} \\ e_{21} & e_{22} & \dots & e_{2N} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ e_{L1} & e_{L2} & \dots & e_{LN} \end{pmatrix},$$

Кількість строк матриці PE дорівнює кількості типів L пошкоджених СЕ. Кількість стовпчиків N відповідає кількості парку ПС.

Значеннями елементів матриці PE можуть бути як числові дані засобів інструментального контролю (довжина тріщин, площа корозії на поверхні і таке інше), так і значення лінгвістичних змінних, що використовують експерти при дефектуванні ступенів пошкодження СЕ (справний стан, значне пошкодження, потребує ремонту і таке інше).

Кожну строку та стовпчик матриці PE можливо використовувати як кластери навчальної вибірки для формування, відповідно, множини $\Omega_E = \{\omega_{E1}, \omega_{E2}, \dots, \omega_{EN}\}$ інформаційних образів технічного стану однотипних несправних СЕ та множини $\Omega_L = \{\omega_{L1}, \omega_{L2}, \dots, \omega_{LE}\}$ інформаційних образів технічного стану конструкції планера для кожного ПС.

Перелік усіх даних матриці PE створює умови отримання множини $\Omega_{II} = \{\omega_{II1}, \omega_{II2}, \dots, \omega_{IIK}\}$ інформаційних образів технічного стану окремих груп ПС серед загального парку ПС.

Розпізнавання образів технічного стану Ω_E , Ω_L , Ω_{II} здійснюється на основі методу потенціальних функцій в режимі «навчання з вчителем» [3].

При прогнозі індивідуальні особливості наявності пошкоджень СЕ на кожному ЛА можливо врахувати на основі їх комплексного використання з регресійними залежностями, які розраховуються за даними матриці PE .

До одної з причин зміни характеристик міцності СЕ слід віднести створення на пошкоджених частинах СЕ концентраторів напруження в вигляді подрипин і таке інше, які негативно впливають на

ність СЕ [4]. Цьому сприяє виникнення корозійних пошкоджень поверхні СЕ.

Типовий вигляд впливу пошкоджень на зміни функціональних залежностей міцності при проведенні розрахунків з надійності СЕ показано на рис. 2а, 2б.

Можливо припустити, що при збільшенні кількості та обсягу корозійних пошкоджень внаслідок дії часу строку служби виникає зменшення статичної міцності і, відповідно, збільшення ймовірності руйнування $Q_{CM}(t)$.

Під час експлуатації спектр поточних значень G_{II} статичної міцності зменшується від значень G_M спектру з початку експлуатації і наближається до спектру G_E експлуатаційних навантажень ПС [5]. Відповідно збільшується ймовірність $Q(t)_{CM}$ руйнування СЕ (заштрихована частина на рис. 2а).

Зсув кривої втоми відносно її положення при початку експлуатації призводить до зменшення дозволених циклів ΔN_{II} навантаження (ΔN_{II} , ΔN_M) (рис. 2б). Внаслідок чого поточні значення втомої міцності $N_{цп}$ наближаються до критичних значень руйнування $N_{цр}$ пошкодженої конструкції [6].

При виконанні ремонту пошкоджені частини поверхні СЕ відновлюються, але залишаються наслідки дії експлуатаційних факторів. В результаті ймовірність руйнування СЕ збільшується в порівнянні з початком експлуатації.

Вказані закономірності дії пошкоджень на надійність СЕ дозволяють в якості обмежень при прогнозуванні надійності використовувати результати обробки даних матриці PE .

Результати обробки даних відомостей дефектування конструкції планера літаків типу Л-39

Для визначення при прогнозі надійності особливостей обмежень, які встановлюються на ймовірність руйнування СЕ на основі методу логіко-статистичної оцінки образів технічного стану, проведена обробка даних відомостей дефектування 19 одиниць літаків типу Л-39 при капітальному ремонті.

В разі, коли ознак руйнування СЕ першої групи в результаті контролю конструкції планера ПС не виявлено, то можна вважати, що значення інтенсивності відмов $\lambda(t)$ прямує до нуля і, відповідно, ймовірність відмов $Q(t)_R$ теж прямує до нуля.

Таким чином, в разі застосування ПС в умовах, які приблизно однакові із умовами попередньої експлуатації до ремонту, надійність елементів першої групи дозволить експлуатувати ПС протягом міжремонтного строку служби.

Прогноз оцінки надійності елементів другої групи здійснено на основі результатів застосування методів кластерного та регресійного аналізу при обробці даних відомостей дефектування.

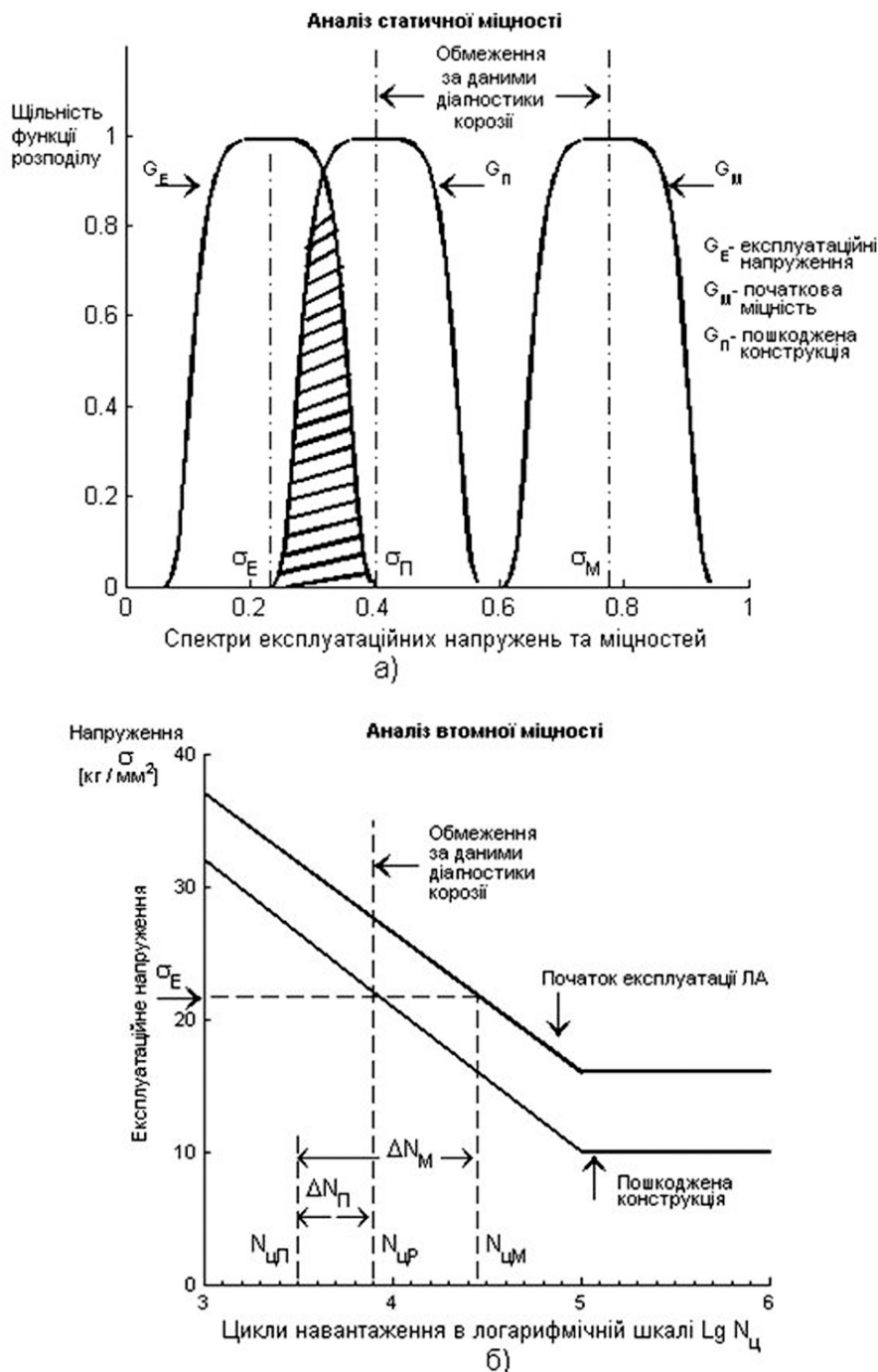


Рис. 2. Вплив пошкоджень на зміни функціональних залежностей міцності: а) спектри навантажень та міцності; б) зміни розташування кривої втоми

За параметри для кластерного аналізу вибрано інтенсивності пошкодження корозією, тріщинами, а також значення ресурсних показників, при яких літаки були передані для ремонту. Кількість кластерів для проведення аналізу попередньо визначено в три одиниці на основі оцінок експертів:

Кластер К1 – літаки, які мають інтенсивність пошкоджень елементів конструкції приблизно до сорока відсотків від максимального значення інтен-

сивності пошкоджень, яке найбільше для вказаної сукупності із 19 одиниць ПС;

Кластер К2 – літаки, які мають інтенсивність пошкоджень елементів конструкції приблизно сімдесят відсотків від максимального значення інтенсивності пошкоджень;

Кластер К3 – літаки, інтенсивність пошкоджень елементів конструкції яких знаходиться в діапазоні від сімдесяти відсотків до максимального значення інтенсивності пошкоджень.

Для вирішення задач розпізнавання і визначення границь поміж кластерів K1, K2, K3, які створюють основу інформаційних образів технічного стану елементів конструкції, застосовано потенціальну функцію в вигляді [7]:

$$\Phi(x_i, x_j) = q_{x_j} / (1 + \alpha R^\gamma(x_i, x_j))$$

де x_i, x_j – значення ознак i -го та j -го образів в багатовимірному просторі ознак, $\Phi(x_i, x_j)$ – величина “потенціалу” i -го об’єкту, що досліджується і який наводиться j -м “зарядом”; q_{x_j} – величина j -го “заряду”; α, γ – коефіцієнт і показник ступеню, які визначаються експериментально з метою оптимізації

розпізнавальної функції; $R^\gamma(x_i, x_j)$ – відстань між i -ю точкою і j -м зарядом.

Ремонт літаків відбувався на двох підприємствах, що розташовані в різних кліматичних зонах України: лісостеповій та поблизу морського узбережжя. Тому було досліджено вплив вологості повітря на появу корозійних пошкоджень.

На рис. 3а показано гістограму розподілу кількості точок корозії, виявлених при діагностиці поверхні СЕ кожної з 19 одиниць ПС. Аналіз гістограми дозволив розподілити точки корозії поміж трьох кластерів, в які групуються точки корозії.

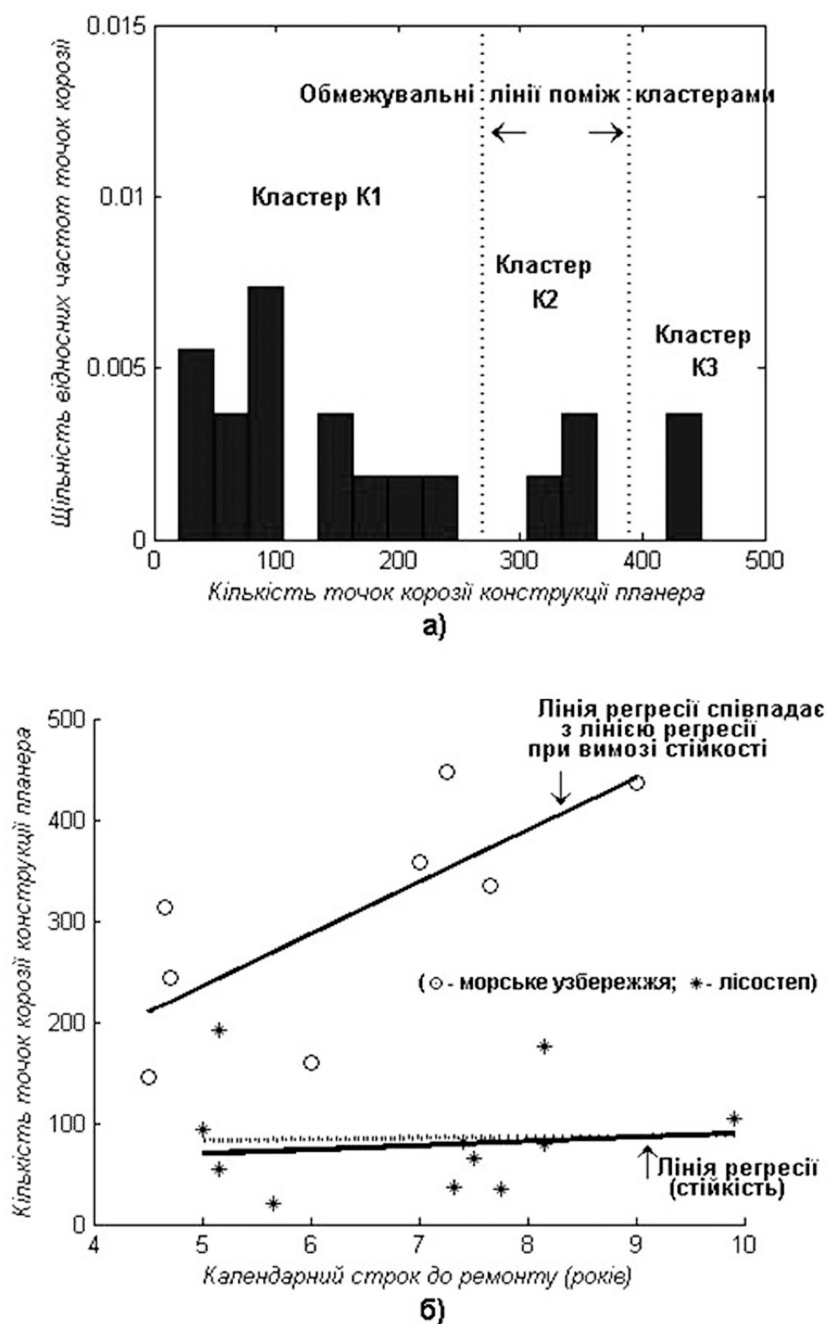


Рис. 3. Результати обробки даних відомостей дефектування: а) гістограма кількості точок корозії; б) лінійна регресія точок кластерів

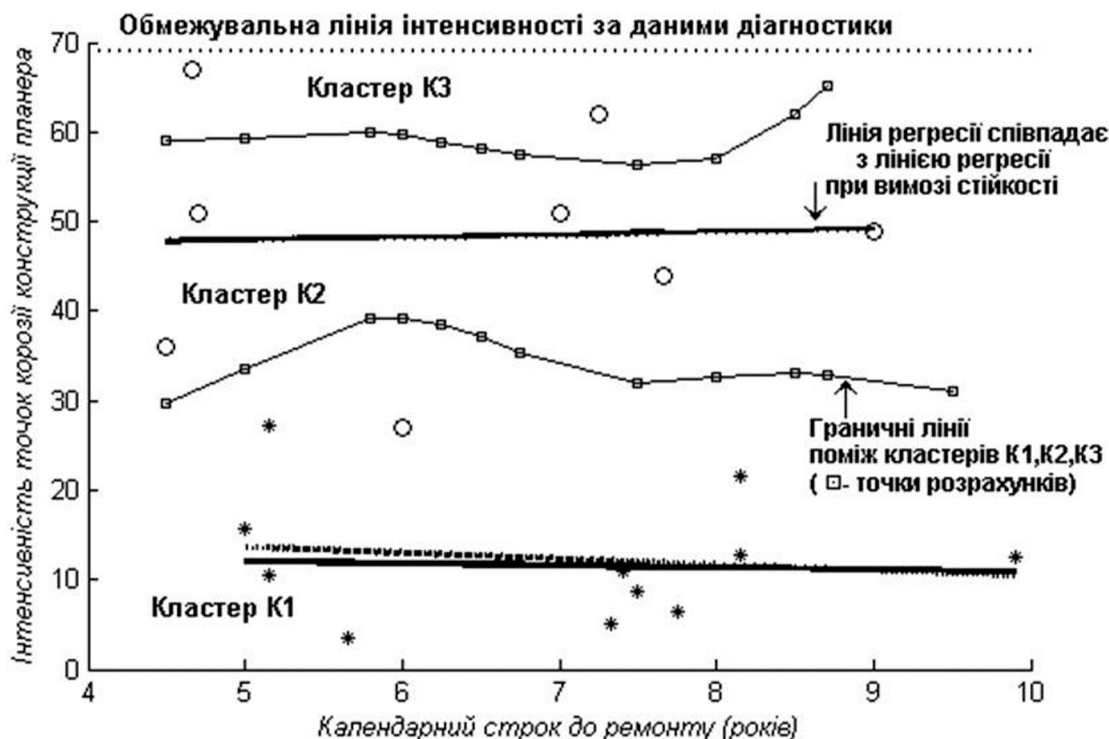


Рис. 4. Розподіл значень інтенсивності точок корозії поміж кластерами

Кластер К1 складають точки корозії на поверхні конструкцій ПС, які до ремонту перебували в умовах лісостепової зони. Точки корозії планера ПС, які знаходились в умовах поблизу морського узбережжя, розподілено поміж кластерів К2 та К3.

На рис. 3б показано функціональні залежності кількості точок корозії в залежності від календарного строку знаходження ПС на авіаремонтному підприємстві до початку ремонту. При збільшенні календарних строків знаходження ПС на відкритій місцевості зростає кількість точок корозії.

За результатами обробки даних діагностики технічного стану конструкції планера літаків типу Л-39 встановлено, що вплив вологості повітря при знаходженні ПС в умовах поблизу морського узбережжя призводить до збільшення точок корозійних пошкоджень приблизно в два рази в порівнянні з умовами лісостепової зони.

На рис. 4 показано обмежувальну лінію, яка встановлюється за результатами обробки даних діагностики. При прогнозі цю лінію перетинати недоцільно з умови забезпечення безпеки польотів.

Розрахунки значень інтенсивності виникнення корозії кластеру К3 можливо використовувати в якості обмежень при встановленні прогнозних оцінок. Розрахунки коефіцієнтів лінійної регресії виконувались при дотриманні вимог стійкості до результатів розрахунків.

На рис. 5 показано результати кусочно-лінійної апроксимації граничних ліній розподілу при кла-

стерному аналізу значень інтенсивності пошкоджень тріщинами.

Результати моделювання

Для перевірки можливості використання при прогнозі результатів обробки даних відомостей дефектування на основі методу логіко-статистичної оцінки образів технічного стану здійснено імітаційне моделювання.

Завдання моделювання полягало в визначенні умов експлуатації ПС протягом інтервалу часу, в ході якого передбачалось проведення діагностики в шести точках контролю ($M = 6$) при $\Delta T_{\text{проф}} = \text{const}$.

Моделювання було проведено при таких умовах:

на ПС досліджувались два СЕ, які спроектовано за принципом безпечного пошкодження та мали різні ступені корозійного пошкодження: один належав кластеру К1, інший – кластеру К2;

на кожному з шести етапів діагностики перед ОПР стояло завдання вибору одного з двох варіантів умов експлуатації, які різнились ступенем експлуатаційного впливу вологості: e_1 – лісостеп, e_2 – морське узбережжя.

Крім цього, ОПР вибирав один із можливих переліків дій з відновлення справності:

$$(\lambda_1 * v_1) < (\lambda_2 * v_2) < (\lambda_3 * v_3).$$

Оцінка ймовірності $Q_2(t)$ виникнення відмов СЕ задавалась на основі збільшення по лінійному зако-

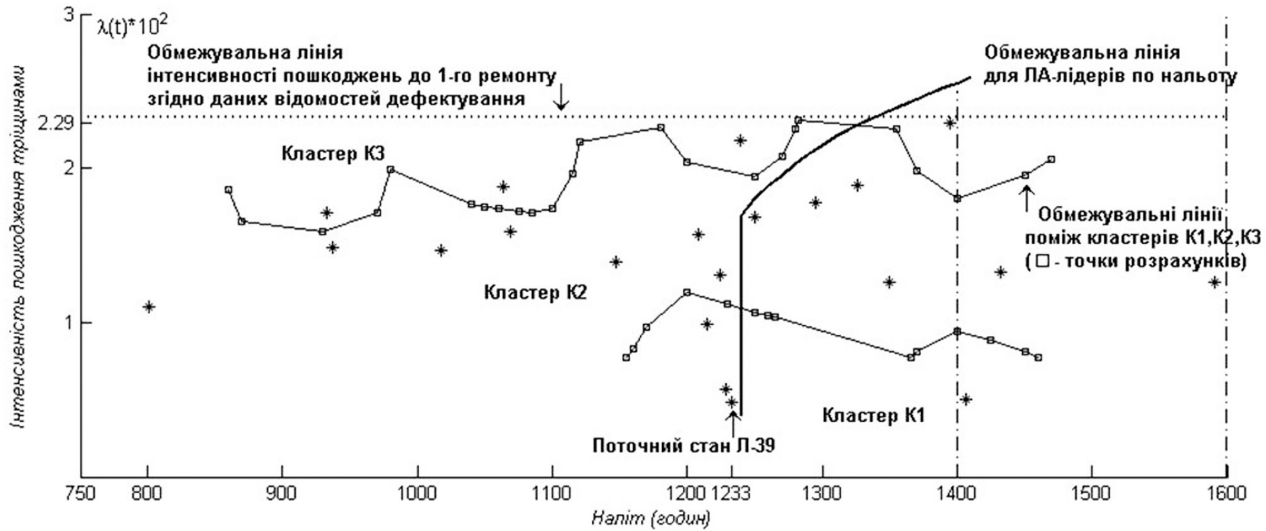


Рис. 5. Результати кластерного аналізу інтенсивності виникнення пошкоджень тріщинами конструкції планера літаків типу Л-39

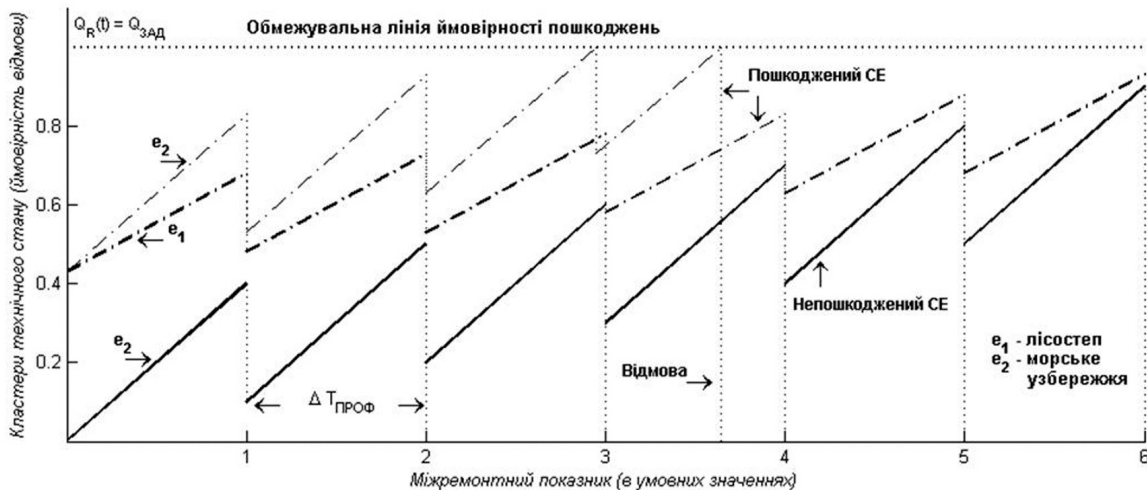


Рис. 5. Результати кластерного аналізу інтенсивності виникнення пошкоджень тріщинами конструкції планера літаків типу Л-39

ну значень швидкостей \hat{V}_{KP} розвитку пошкоджень: для $e_1 - Q_2 = 0,2$, для $e_2 - Q_2 = 0,4$. На рис. 6 показано приклад прогнозованих змін імовірності $Q_R(t)$ пошкодження корозією конструкції планера ПС в залежності від прогнозованого варіанту умов експлуатації завдань та дій з відновлення справності.

Також показано вплив початкового пошкодження СЕ, який накопичився і не був усунений на початку інтервалу експлуатації. При експлуатації це призводить до передчасної появи відмови СЕ, коли ще не проводиться діагностика.

Висновки

1. Прогноз надійності експлуатації конструкції планера повітряних суден за межами показників, які призначені виробниками, доцільно здійснювати

з використанням результатів щодо обмежень, котрі визначаються на основі логіко-статистичної обробки даних відомостей дефектування в умовах авіаремонтних підприємств.

2. За результатами обробки даних діагностики конструкції планера ЛА типу Л-39 встановлено, що експлуатація повітряних суден в умовах морського узбережжя призводить до збільшення корозійних пошкоджень в два і більше разів в порівнянні з умовами лісостепової зони і, як наслідок, до зменшення довговічності конструкції.

3. Зменшення міцності конструкції силових елементів планера повітряних суден при виникненні корозійних пошкоджень потребує проведення перерахунків ресурсних показників в разі виконання досліджень та робіт щодо можливості продовження призначених показників старіючих повітряних суден.

**Література**

- [1] Соломонов П.А. Надежность планера самолета. – М.: Машиностроение, 1974. – 320 с.
- [2] Горохов Г.Т. Математична модель логіко-статистичної обробки даних діагностики при експлуатації конструкції планера літальних апаратів. // Збірник наукових праць ДНДІА, №10 (17), 2014.
- [3] Айзерман М.А., Браверман Э.М., Розоноэр Л.И. Метод потенциальных функций в теории обучения машин. - М.: Наука, 1970.
- [4] Брондз Л.Д. Технология и обеспечение ресурса самолетов. – М.: Машиностроение, 1986. – 184 с.
- [5] Теребушко О.И. Влияние изменения статической прочности конструкции в процессе эксплуатации на надежность летательных аппаратов. //Проблемы надежности летательных аппаратов, М.: Машиностроение, 1985. с. 262-270.
- [6] Селихов А.Ф., Чижов В.М. Вероятностные методы в расчетах прочности самолета. – М.: Машиностроение, 1987. - 236с.
- [7] Голинкевич Т.А. Прикладная теория надежности. – М.: Высшая школа, 1977.-160 с.

Bologin A.S, Gorokhov G.T.

The State Scientific Research Institute of Aircraft. Ukraine, Kiev

A MATHEMATICAL MODEL PREDICTING THE RELIABILITY OF THE AIRFRAME DURING OPERATION AFTER REPAIR

The article proposes a model of prediction of the technical condition of the aircraft airframe structure which is based on the diagnostic data in conditions of aircraft repair factory. Application of logic-statistical methods data processing to defective glider aircraft information allows to analyze and identify the features of the previous exploitation and to justify the establishing of repairing. There is an example of forming the information image of a technical condition on the basis of data of glider type aircraft L-39 and defining restrictions for future evaluation.

Keywords: corrosion; cracks; pattern recognition; airframe.

References

- [1] Solomon P. A. Reliability of the airframe. - M.: Mashinostroenie, 1974. – 320 p.
- [2] Gorokhov G.T., So the Mathematical model of logic-statistical data diagnostics during operation the design of the airframe of aircraft. . // Collection of scientific works of DNDIA, No. 10 (17), 2014.
- [3] The Ajzerman M. A., Braverman, E. M., Rozonoer L. I. Method of potential functions in the theory of machine learning. – М.: Nauka, 1970.
- [4] Bronds L. D. Technology and software resource of the aircraft. - М.: Mashinostroenie, 1986. – 184 p.
- [5] Terebuschko O. I. Effect of changes in the static strength of the structure during operation the reliability of the aircraft. //Problems of reliability of aircrafts, М.: Mashinostroenie, 1985. p. 262-270.
- [6] Selikhov A. F., Chizhov C. M. Probabilistic methods to calculate the strength of the aircraft. – М.: Mashinostroenie, 1987. – 236 p.
- [7] Golinkevich T. A., Applied theory of reliability. – М.: Higher school, 1977. – 160 p.