

8. *Игнатович С.Р.* Структурная модель накопления микрповреждений в конструкционных материалах // Проблемы прочности. – 1988. – № 5. – С. 8–12.

9. *Применение* структурных моделей для описания процессов пластического разрыхления, образования и распространения микротрещин /Л.П. Лозицкий, С.Р. Игнатович, Г.А. Трокоз, С.И. Йовенко //Тез. докл. Всесоюз. симпозиума «Механика разрушения материалов», окт. 1987 г. – Львов, 1987. – С. 37.

10. *Теоретические* и эмпирические распределения размеров коротких поверхностных трещин при деформировании материалов / С.Р.Игнатович, Г.А.Трокоз, С.И.Йовенко, Н.В.Грищенко // Тез. докл. III Всесоюз. симпозиума по механике разрушения, окт. 1990 г. – Житомир, 1990. – С. 43.

Стаття надійшла до редакції 19.03.01.

УДК 629.7.036

УДК 629.7.036

058-034.421.062.23

М.І. Андрющенко, В.М. Охмакевич, О.І. Чумак

ПРОГНОЗУВАННЯ ПРОЦЕСУ НАКОПИЧЕННЯ ПОШКОДЖЕНЬ КОНСТРУКТИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ЗА ДАНИМИ ПРИЙМАЛЬНО-ЗДАВАЛЬНИХ ВИПРОБУВАНЬ ПАРКУ ОДНОТИПНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

Розглянуто деякі особливості методики прогнозування процесу накопичення пошкоджень робочої лопатки першого ступеня турбіни авіаційного газотурбінного двигуна.

У процесі бурхливого розвитку обчислювальної техніки в 90-і роки минулого сторіччя з'явилася можливість розробки складних обчислювальних систем, спрямованих на вирішення різних задач технічної експлуатації газотурбінного двигуна (ГТД). Однією з таких задач є оцінка процесу накопичення пошкоджень конструктивних елементів конкретного екземпляра ГТД, що визначає вихідні дані для експлуатаційних розрахунків, пов'язаних з визначенням довговічності конструктивних елементів.

Під час прогнозування процесу накопичення пошкоджень за конструктивний елемент, що лімітує ресурс авіаційного двигуна, була обрана робоча лопатка першого ступеня турбіни високого тиску як деталь, що працює в найбільш жорстких умовах експлуатації – при високих відцентрових і температурних навантаженнях. Для розрахунків використовувалася така типова схема:

- ідентифікація математичної моделі робочого процесу (ММРП) ГТД з даними приймально-здавальних випробувань (ПЗВ) ремонтного заводу-виробника;
- розрахунок напруг і температур у робочій лопатці конкретного двигуна за моделлю навантаження, що пропонується;
- оцінка пошкодження робочої лопатки конкретного двигуна за моделлю руйнування, що пропонується.

Під час підготовки до ідентифікації були опрацьовані протоколи ПЗВ ремонтного заводу авіаційних двигунів. Для парку двигунів зведені до МСА контрольовані параметри (ознаки стану) були також зведені по режимному параметру – тязі. Ідентифікація ММРП ГТД з даними ПЗВ проводилася таким чином:

- розраховувався вектор відхилю δ від контрольованих параметрів конкретного двигуна і відповідними параметрами не ідентифікованої ММРП на заданому режимі роботи двигуна;
- розраховувалася матриця коефіцієнтів впливу вектора параметрів стану \bar{a} (набір коефіцієнтів, які описують відхилення стану проточної частини конкретного двигуна від серед-

ньюстатистичного) на вектор ознак стану ГТД \mathbf{b} (набір параметрів, що контролюються) не ідентифікованої ММРП на заданому режимі роботи двигуна;

– з отриманої матриці проводився вибір набору – матриці \mathbf{A} параметрів стану, що найбільш сильно впливають на вектор ознак стану ГТД (критерієм вибору є максимальне значення визначника, що складається з рядків матриці коефіцієнтів впливу і є необхідною умовою мінімізації відхилення на наступному кроці);

– розв'язувалася система лінійних алгебричних рівнянь $A^T \Delta \bar{\mathbf{a}} = \bar{\delta}$.

Отримані значення виправлень параметрів стану $\Delta \bar{\mathbf{a}}$ для конкретного двигуна уточнювалися безпосереднім розрахунком по ММРП. Критерієм закінчення розрахунку був вираз $\epsilon \leq 0,1\%$, де ϵ – середньоквадратичний відхил вектора $\bar{\delta}$.

Модель навантаження робочої лопатки турбіни високого тиску запропонована П.В. Корольовим. Вона припускає, що перетин ймовірного руйнування лопатки розташовано на радіусі

$$r_{в.р} = r_{в.т} + h_{л} / 3 ,$$

де $r_{в.т}$ – радіус втулки робочого колеса турбіни високого тиску по вихідних крайках лопаток; $h_{л}$ – висота робочої лопатки по вихідному краю.

Модель навантаження побудована з урахуванням таких припущень:

– напруги в перетині ймовірного руйнування лопатки одновісні та обумовлені дією відцентрової сили бандажної полиці та відцентрової сили периферійної частини пера лопатки;

– напруги вигину і температурних напруг не враховуються в розрахунку через їхнє мале значення у порівнянні з напругами від відцентрових сил та їхньої взаємної компенсації.

Алгоритм моделі навантаження може бути подано у такий спосіб:

$$\sigma = 7,2 \cdot 10^{-8} n_{в.т}^2 ;$$

$$T_W^* = T_{6S}^* - 11,01 \cdot 10^{-8} \frac{n_{в.т}^2}{C_{P6S}} ;$$

$$T_{охл}^* = T_5^* - 8,85 \cdot 10^{-8} \frac{n_{в.т}^2}{C_{P5}} ;$$

$$T = T_W^* - 0,25(T_W^* - T_{охл}^*) ,$$

де σ – напруга в перетині ймовірного руйнування лопатки, Н; $n_{в.т}$ – частота обертання ротора високого тиску, об/хв; T_W^* – температура гальмування (у відносному русі) робочого тіла, що обтікає лопатку в перетині її ймовірного руйнування, °С; T_{6S}^* – середня в поперечному перерізі температура гальмування (в абсолютному русі) робочого тіла перед робочим колесом турбіни високого тиску, °С; C_{P6S} – теплоємність при постійному тиску цього робочого тіла, кКал/(кг·град); $T_{охл}^*$ – температура гальмування (у відносному русі) повітря, що витрачається на охолодження робочої лопатки турбіни високого тиску, °С; T_5^* – температура гальмування (у відносному русі) повітря за компресором високого тиску, °С; C_{P5} – теплоємність при постійному тиску цього повітря, кКал/(кг·град); T – температура матеріалу лопатки в перетині ймовірного руйнування, °С.

Всі змінні, що входять в алгоритм, розраховуються за допомогою використовуваної ММРП. Для досліджуваного парку ГТД під час роботи на земному злітному режимі за вихідні дані бралися результати ідентифікації, характеристика яких наведена в табл. 1. Результати, що отримано при розрахунках за моделлю навантаження, наведено в табл. 2.

Таблиця 1

**Результати ідентифікації досліджуваного парку ГТД
під час роботи на земному злітному режимі**

| Параметр | Математичне сподівання | Середньоквадратичне відхилення |
|--|------------------------|--------------------------------|
| Частота обертання ротора високого тиску $n_{ВД}$ | 13870,42 | 69,98 |
| Температура гальмування повітря T_s^* | 469,76 | 3,63 |
| Середня температура гальмування робочого тіла T_{6S}^* | 1222,79 | 8,89 |

Таблиця 2

Результати, отримані при розрахунках за моделлю навантаження

| Параметр | Математичне сподівання | Середньоквадратичне відхилення |
|------------------|------------------------|--------------------------------|
| Напруга σ | 13,85 | 0,1398 |
| Температура T | 967,02 | 6,602 |

Для оцінки пошкодження робочої лопатки використовувалася модель руйнування, заснована на визначенні деформації повзучості, що накопичується [1]. Процес повзучості при постійній температурі матеріалу описується рівнянням

$$p = \left(\frac{B}{m}\right)^m \sigma^{m\lambda} t^m,$$

де p – накопичена деформація повзучості; B , m , λ – коефіцієнти, що залежать від напруги і температури; t – час.

У роботі [1] показано, що еквівалентне напрацювання двигуна за N режимів може бути обчислене за формулою

$$t_e = \sum_{i=1}^N \eta_i t_i,$$

де t_e – час еквівалентного напрацювання; η_i – коефіцієнт зведення i -го режиму (умовна швидкість витрати ресурсу); t_i – час дії i -го режиму.

Умовну швидкість витрати ресурсу можна розрахувати за формулою

$$\eta_i = \frac{B_i \sigma_i^\lambda}{B_e \sigma_e^\lambda},$$

де B_e , σ_e – параметри роботи на еквівалентному режимі.

Для якісної оцінки процесу накопичення пошкоджень можна використовувати лише один з можливих режимів роботи двигуна. Авторами використано земний злітний режим як найбільш жорсткий. Пошкодження деталей у залежності від режиму роботи двигуна складають до 95% пошкоджень, що накопичуються на злітному режимі [2]. Відповідно до цього припущення $B_e \sigma_e^\lambda = \text{const}$ і прогноз процесу нагромадження пошкоджень можна дати на основі відомих B_i , σ_i і λ для кожного двигуна. Вказані величини можна знайти обробкою кривих повзучості для матеріалу робочої лопатки ГТД. У даному випадку деталь відлита з жароміцного сплаву на нікелевій основі ЖС-6К, шукані криві повзучості для якого наведені в

довіднику [3]. Для аналітичної обробки кривих повзучості використана методика, наведена в роботі [4]. Криві повзучості були оброблені при температурах 900 і 1000 °С. При цьому максимальне відхилення отриманих розрахункових кривих від наведених у довіднику [3] склало 24,52%. Частина результатів, необхідна для подальших розрахунків, наведена в табл. 3.

Відповідно до припущень, зроблених у роботі [4], залежність $\lambda = f(T)$ при постійній напрузі була визначена як лінійна. Більш складно визначити залежність $B = f(\sigma, T)$, тому що згідно з роботою [4] її слід шукати у вигляді

$$B = B_0 \exp\left(-\frac{u_0}{RT}\right) f(\sigma),$$

де B_0 – коефіцієнт пропорційності; u_0 – енергія активації; R – газова стала.

Визначення коефіцієнтів у наведеній формулі пов'язано зі значною складністю обчислювальних робіт. У той же час на основі попереднього аналізу діапазону зміни напруги в матеріалі робочої лопатки функцію $B = f(\sigma, T)$ можна з достатнім ступенем точності лінеаризувати у такий спосіб. У табл. 4 наведені результати розрахунків функції $B = f(\sigma, T)$ в діапазоні зміни σ парку двигунів відповідно до формул табл. 3.

Таблиця 3

Результати обробки кривих повзучості сплаву ЖС-6К

| Температура $T, ^\circ\text{C}$ | Коефіцієнт | |
|---------------------------------|--|---------------------------------|
| | B | λ |
| 900 | $(0,0175\sigma - 0,0468)\exp\left(\frac{1}{0,0229 - 0,00857\sigma}\right)$ | $\frac{1}{0,306 - 0,114\sigma}$ |
| 1000 | $(0,0346\sigma + 0,071)\exp\left(\frac{-1}{0,0252 + 0,0123\sigma}\right)$ | $\frac{1}{1,206 + 2,474\sigma}$ |

Таблиця 4

Результати розрахунків функції $B = f(\sigma, T)$

| Напруга, σ | Температура $T, ^\circ\text{C}$ | |
|-------------------|---------------------------------|----------|
| | 900 | 1000 |
| 13,5 | 0,000003957 | 0,002884 |
| 13,6 | 0,000004407 | 0,003002 |
| 13,7 | 0,0000049 | 0,003122 |
| 13,8 | 0,000005437 | 0,003246 |
| 13,9 | 0,000006023 | 0,003373 |
| 14,0 | 0,000006661 | 0,003504 |
| 14,1 | 0,000007354 | 0,003638 |
| 14,2 | 0,000008105 | 0,003776 |

Дані табл. 4 добре лінеаризуються методом найменших квадратів:

$$B(T = 900) = 5,91 \cdot 10^{-6} \cdot \sigma - 7,6 \cdot 10^{-5};$$

$$B(T = 1000) = 0,001274 \cdot \sigma - 0,0143.$$

При цьому логічно зробити припущення, що залежність $B_j = f(\sigma_i, T_j)$ для температур, що знаходяться у діапазоні 900 – 1000 °С, також буде лінійною. Тоді величину B_j можна виразити за формулою

$$B_j = B_i(T = 900) - \frac{B_i(T = 900) - B_i(T = 1000)}{100}(T_i - 900).$$

За допомогою отриманих формул був розрахований розподіл величини $\xi = B\sigma^\lambda$, що при обумовлених припущеннях характеризує елементарне пошкодження конструктивного елемента двигуна. Отриманий розподіл має такі характеристики:

- математичне сподівання 0,001284;
- середньоквадратичне відхилення 0,000346;
- максимальне значення 0,0024;
- мінімальне значення 0,0007.

Для аналізу зв'язку елементарного пошкодження з параметрами робочого процесу були розраховані коефіцієнти кореляції елементарного пошкодження:

- частота обертання ротора високого тиску 0,402197;
- температура матеріалу лопатки 0,96138.

Як видно з отриманих результатів, основним фактором, що пошкоджує, при обумовлених припущеннях є температура матеріалу робочої лопатки. У зв'язку з цим основними заходами для підвищення довговічності роботи лопатки є заходи щодо зниження температури матеріалу лопатки як його охолодженням, так і зниженням максимальної температури термодинамічного циклу конкретного екземпляра двигуна при відповідності інших його характеристик діючим технічним умовам.

Список літератури

1. *Игнатович С.Р., Никитин Ю.А., Малютин С.А.* Один из подходов расчета остаточного ресурса ГТД с учетом накопления деформации ползучести сплавами ЖС-6К и ЭИ-437Б / Эксплуатационная надежность авиационных ГТД: Межвуз. сб. науч. тр. – К.: КИИГА, 1981. – С. 89–100.
2. *Игнатович С.Р., Якушенко О.С.* Использование математической модели рабочего процесса ГТД при прогнозировании его остаточного ресурса // Прогресс – технология – качество: Тр. Второго конгресса двигателестроителей Украины – ИМиС. – 1997. – С. 279–281
3. *Справочник авиационных материалов.* Т. 3. – М.: Машиностроение, 1965. – 632 с.
4. *Работнов Ю.М.* Ползучесть элементов конструкций. – М.: Наука, 1966. – 752 с.

Стаття надійшла до редакції 19.03.01.

