

УДК 629.735.018.4-03.03(045)

ОЦІНЮВАННЯ ТЕРМОЦИКЛІЧНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ ЖАРОМІЦНИХ МАТЕРІАЛІВ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ ГІПОТЕЗОЮ ЛІНІЙНОГО ПІДСУМУВАННЯ ПОШКОДЖЕНЬ

*М. С. Кулик, д-р техн. наук, проф., *О. Г. Кучер, д-р техн. наук, проф.,
*М. О. Ковешніков, канд. техн. наук, доц., **С. С. Дубровський, *Я. А. Петрук

*Національний авіаційний університет

**Криворізький технічний університет

E-mail: kms@nau.edu.ua

Розглянуто практичну можливість оцінювання термоциклічної довговічності, жароміцних матеріалів у критичних точках деталей «гарячої частини» двигуна, що лімітують ресурс сучасних ГТД. Така проблема виникає як на стадіях їх проектування, створення, так і на виведенні їх на заданий ресурс. Можливість оцінювання на стадіях створення газотурбінних двигунів (ГТД) виникає з застосуванням гіпотези лінійного підсумування пошкоджень матеріалів ГТД, з урахуванням стандартних характеристик довготривалої міцності та уточнених коефіцієнтів відносної довговічності. Вони, як відомо, не дорівнюють одиниці ($a_N \neq 1$), значною мірою уточнені в даній роботі, та можуть бути отримані по мірі створення ГТД для новітніх матеріалів.

Ключові слова: термоциклічна довговічність, гіпотеза лінійного підсумування пошкоджень, характеристики термоциклічної довговічності матеріалів, термоциклічні напруження в критичних точках.

Practical possibility of estimation of thermo cycle life-time of materials in the critical points of details of GTE «hot part», that limits the resource of modern engines is considered. Such problem arises on the stages of engine designing, manufacturing and engine development on the set resource. Possibility of estimation on the stages of the GTE creation arises up with the use of hypothesis of being damages linear summation of the GTE materials, taking into account standard descriptions of long duration durability and specified coefficients of relative longevity. They, as it is known, never are equals unity ($a_N \neq 1$), to a great extent specified in this work, and can be got on the measure of the GTE creation for the newest materials.

Keywords: Thermo cycle longevity, hypothesis of being linear damages summation, materials thermo-cycle longevity, the thermo cycle tension in critical points.

Постановка проблеми. Створення надійних авіаційних та інших газотурбінних двигунів (ГТД) великих ресурсів потребує надійних методів оцінювання їх термоциклічної довговічності на всіх етапах проектування, виробництва, випробування та виведення на призначений та гарантійний ресурс.

Ознак таких надійних матеріалів розроблено вочевидь недостатньо, за винятком деяких методів оцінювання термоциклічної довговічності деяких жароміцних матеріалів [1; 2; 3], деталей «гарячої частини» [4; 5; 6] та деяких методів еквівалентних випробувань двигунів [7; 8; 9].

Основна проблема полягає в тому, щоб забезпечити розробників газотурбінної техніки надійними методами оцінювання діючих компонентів і параметрів термоциклічного навантаження жароміцних матеріалів і деталей «гарячої частини» ГТД у «критичних точках», що лімітують ресурс

Аналіз досліджень і публікацій. Принцип лінійного підсумування пошкоджень з'явився з розвитком технічних пристроїв машинобудування та був уперше застосований в 1924 р. Польгером для визначення довговічності підшипників [9]. Для оцінювання втомлювальних пошкоджень металів він був застосований Майнером в 1945 р. [9]. Перші публікації з проблем лінійної кореляції граничних термічних та статичних напружень Ф. Р. Ларсона і І. А. Міллера [10] належать до початку 50-х років. У післявоєнні роки проблема надійності і довговічності техніки, особливо енергетичної, стала як ніколи актуальною.

На початку 50-х років стали відомі праці Л. Ф. Кофіна [11], котрий винайшов пристрій для термовтомлювальних досліджень та вимірів параметрів термічного навантаження зразків металів. Він перший записав формулу термоциклічної довговічності в циклах N до руйнування, пов'язавши її з нагромадженням пластичних де-формацій за цикл $\Delta \epsilon_{\text{т}}^{\text{п}}$ та параметрами термо-циклу і термічних напружень.

У 60-х роках формула Кофіна бралась за основу та уточнювалась у працях С. С. Менсона [12; 13] після чого вона отримала назву формули

© М.С. Кулик, О.Г. Кучер, М.О. Ковешніков, С.С. Дубровський, Я.А. Петрук, 2010

двигуна. Крім того, необхідно їх забезпечити не менш надійними якісними і кількісними методами оцінювання їх термоциклічної довговічності на всіх стадіях створення двигунів великих ресурсів.

«Кофіна—Менсона», в основі якої лежала гіпотеза лінійного підсумування пошкоджень матеріалів деталей «гарячої частини» енергетичних установок. У ті ж 50—60 роки метод випробувань Кофіна і формула «Кофіна—Менсона» стали відомі й нашим ученим, наприклад, у працях Л. Б. Гецова [14].

У науковій школі Інституту проблем міцності АН України під керівництвом Г. С. Писаренка гіпотезу було прийнято за основу його учнями: В. Т. Трощенком [15], Г. М. Третьяченком [16], Б. О. Грязновим [17], Н. С. Можаровським [18], Е. А. Антиповим [19] та іншими. Вони неодноразово звертались до гіпотези лінійного пошкодження металів і сплавів, значно її коригуючи деформаційними та енергетичними критеріями, але для вирішення суто практичних, чи вузько наукових завдань.

Наукова школа великого вченого С. В. Серенсена та його учнів Р. А. Дульнева і Н. А. Бичкова [20] також починали з гіпотези лінійного підсумування пошкоджень у підході до оцінювання опору матеріалів при термічній утомі.

Наукова школа відомого вченого Л. П. Лозицького також не була осторонь. В його працях [4; 6] та його учнів А. М. Ветрова [3], М. О. Ковешнікова [20] та інших також неодноразово використовувалась та коригувалась гіпотеза лінійного підсумування пошкоджень з використанням характеристик довготривалої міцності.

Особливо слід відмітити внесок видатних учених у теоретичне обґрунтування та необхідності прискорених еквівалентних випробувань жароміцних матеріалів, деталей «гарячої частини», а також ГТД. Уперше теоретичне обґрунтування еквівалентних випробувань виконав Р. С. Киносошвілі [21]. З початку 70-х років у своїх фундаментальних працях І. А. Біргер [7] і М. Д. Кузнєцов [8; 9] розробили теоретичні підходи до оцінювання ресурсу та практично реалізовані методи прискорених і еквівалентних випробувань ГТД, в основу яких також покладено принцип лінійного підсумування пошкоджень.

Отже, метод виявився життєдієвим, хоча і не догматичним, що потребує при його застосуванні обов'язкових критичних уточнень залежно від реальних умов випробувань жароміцних сплавів та особливостей експлуатації ГТД. Вочевидь, гіпотеза в своїй основі має степеневу, а не лінійну залежність від параметрів навантаження, але має право на існування для приблизних розрахунків.

Що стосується навантаження матеріалів деталей «гарячої частини» ГТД, то в працях [7; 8; 9] сказано, що «Основными факторами влияющими на ресурс авиационных двигателей является длительная прочность, усталостная и малоцик-

ловая прочность, износ, эрозия и коррозия. Для деталей «горячей части» двигателя (турбина, камера сгорания) наиболее важным является длительная прочность. Для рабочих лопаток турбин большое значение имеет усталостная прочность, термоциклическая усталость, для дисков турбин, — длительная прочность и малоцикловая усталость».

Отже, можна прийти до висновку, що для прискорених випробувань жароміцних матеріалів і деталей ГТД важливо мати характеристики довготривалої міцності, малоциклової та втомлювальної міцності в термоциклічних умовах еквівалентних виконань польотних циклів, чи виконань «запусків-зупинок» ГТД. Тут наявні всі види навантаження та властивості матеріалів, включаючи їх деформаційну здатність до повзучості і релаксації та перерозподілу напружень і пластичних деформацій. Тому в статті пропонуємо метод розрахунку термоциклічної довговічності матеріалів при термоциклічному навантаженні із затосуванням гіпотези лінійного підсумування пошкоджень та характеристик довготривалої міцності.

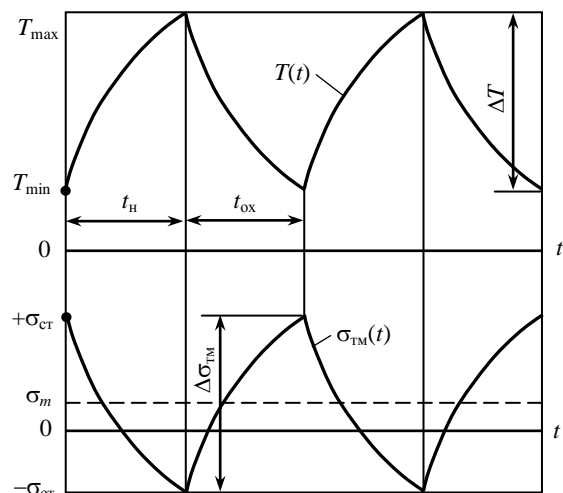
Метод розрахунку термоциклічної довговічності матеріалів при циклічному термомеханічному навантаженні

Викладений у попередній статті [22] підхід потребує для своєї реалізації проведення великого експерименту з отримання спеціальних характеристик термоциклічної довговічності матеріалів в певних умовах навантаження.

Проте представляє також безперечний інтерес створення методів розрахунку, що ґрунтується на стандартних характеристиках довговічності матеріалів, наприклад, на характеристиках довготривалої міцності і витривалості [23; 24].

Реалізація такої методики потребує мінімальних витрат.

Для випадку достатньо повільної циклічної зміни температури $T(t)$ і термомеханічних напружень $\sigma_{\text{ст}}(t)$ опір матеріалу (рис. 1) можна охарактеризувати як довготривалу міцність при циклічно-змінних температурах і напруженнях [25; 26].



Розрахункове оцінювання тривалої міцності при змінних температурах і напруженнях у багатьох випадках виконується за допомогою гіпотези лінійного підсумування пошкоджень [3; 26]. Згідно з цією гіпотезою, ступінь пошкодження матеріалу, внесених дією термомеханічних напружень за повний цикл зміни температури визначається за формулою:

$$D_{\text{ц}} = \int_0^{t_i} \frac{dt}{\tau[\sigma_{\text{д}}^i(t), T_i(t)]} + \int_0^{t_{\text{ок}}} \frac{dt}{\tau[\sigma_{\text{д}}^{\text{ок}}(t), T_{\text{ок}}(t)]}, \quad (1)$$

де $t_i, t_{\text{ок}}$ — тривалість нагрівання і охолодження; $\sigma_{\text{д}}^{\text{ок}}(t), \sigma_{\text{д}}^i(t)$ — функції, що описують зміну в часі термомеханічних напружень під час нагрівання і охолодження; $T_i(t), T_{\text{ок}}(t)$ — рівняння кривих нагрівання і охолодження; $\tau(\sigma, T)$ — функція, що описує сімейство кривих тривалої міцності матеріалу за різних постійних температур.

Якщо в процесі випробувань цикли температури і термомеханічних навантажень залишаються незмінними, то ступінь повного пошкодження матеріалу в момент його руйнування визначиться в співвідношення:

$$ND_{\text{ц}} = a_N, \quad (2)$$

де N — число термічних циклів до руйнування матеріалу; a_N — величина, що є кількісною мірою повного пошкодження матеріалу, викликаного діючими навантаженнями.

Ця величина у ряді випадків носить назву коефіцієнта відносної довговічності і для попередніх приблизних розрахунків зазвичай береться рівною одиниці. Об'єднуючи вирази (1), (2) і враховуючи $a_N = 1$, отримаємо таку формулу для оцінювання термоциклічної довговічності матеріалу в циклах N :

$$N = \left\{ \int_0^{t_i} \frac{dt}{\tau[\sigma_{\text{д}}^i(t), T_i(t)]} + \int_0^{t_{\text{ок}}} \frac{dt}{\tau[\sigma_{\text{д}}^{\text{ок}}(t), T_{\text{ок}}(t)]} \right\}^{-1} \quad (3)$$

Слід звернути увагу на те, що отримана формула може бути застосована відносно до будь-яких законів періодичної зміни температур і термомеханічних напружень, оскільки ці закони відображені функціями загального вигляду. Вказана обставина додає цьому підходу значну загальність.

Для забезпечення можливості розрахунку термоциклічної довговічності за формулою (3) необхідно конкретизувати функції $\sigma_{\text{д}}^i(t), T_i(t)$ і $\tau(\sigma, T)$ стосовно завдань даного дослідження.

Зміна температури для процесів нагрівання і охолодження (рис. 1) має монотонний характер, у зв'язку з цим вони можуть бути описані експоненціальними функціями вигляду [27]:

$$T_i(t) = T_a - (T_a - T_{\text{мін}}) \exp(-k_i t); \quad (4)$$

$$T_{\text{іо}}(t) = T_k + (T_{\text{макс}} - T_k) \exp(-k_{\text{іо}} t), \quad (5)$$

де $T_{\text{мін}}, T_{\text{макс}}$ — мінімальна і максимальна температура циклу; $T_a, k_i, T_k, k_{\text{іо}}$ — коефіцієнти, залежні від форми температурної циклограми.

Розглянемо методику визначення коефіцієнтів функцій (4) і (5). Записуючи рівняння (4) для середини і кінця процесу нагрівання, отримаємо систему рівнянь:

$$\left. \begin{aligned} T_i\left(\frac{t_i}{2}\right) &= T_a - (T_a - T_{\text{мін}}) \exp\left(-k_i \frac{t_i}{2}\right); \\ T_{\text{макс}} &= T_a - (T_a - T_{\text{мін}}) \exp(-k_i t_i), \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

де $T_i\left(\frac{t_i}{2}\right)$ — температура, що відповідає половині часу, тобто часу, що дорівнює $\frac{t_i}{2}$. Значення цієї температури можна визначити із заданої температурної циклограми. Розв'язуючи систему (6), знаходимо:

$$\left. \begin{aligned} T_a &= \frac{\left[T_i\left(\frac{t_i}{2}\right) \right]^2 - T_{\text{мін}} T_{\text{макс}}}{2 \left[T_i\left(\frac{t_i}{2}\right) \right] - T_{\text{мін}} - T_{\text{макс}}}; \\ k_i &= \frac{1}{t_i} \ln \frac{T_a - T_{\text{мін}}}{T_a - T_{\text{макс}}}. \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

Виконавши аналогічні перетворення для функції (5), отримаємо

$$\left. \begin{aligned} T_k &= \frac{\left[T_{\text{іо}}\left(\frac{t_{\text{іо}}}{2}\right) \right]^2 - T_{\text{мін}} T_{\text{макс}}}{2 \left[T_{\text{іо}}\left(\frac{t_{\text{іо}}}{2}\right) \right] - T_{\text{мін}} - T_{\text{макс}}}; \\ k_{\text{іо}} &= \frac{1}{t_{\text{іо}}} \ln \frac{T_{\text{макс}} - T_k}{T_{\text{мін}} - T_k}. \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

Як показали дослідження, зміна термомеханічних напружень у процесі нагрівання і охолодження аналогічна зміні температури, у зв'язку з цим функції $\sigma_{\text{д}}^i(t), \sigma_{\text{д}}^{\text{іо}}(t)$ можна апроксимувати експонентами типу (4) і (5):

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{\dot{\sigma}i}^i(t) &= \sigma_k + \left[\left(\frac{\Delta\sigma_{\dot{\sigma}i}}{2} + \sigma_i \right) - \sigma_k \right] \times \\ &\times \exp(-m_i t); \\ \sigma_{\dot{\sigma}i}^{\dot{\sigma}i}(t) &= \sigma_{\dot{\sigma}a} + \left[\sigma_{\dot{\sigma}a} - \left(\frac{\Delta\sigma_{\dot{\sigma}i}}{2} - \sigma_i \right) - \sigma_k \right] \times \\ &\times \exp(-m_{i\dot{\sigma}} t). \end{aligned} \right\} (9)$$

Застосовуючи для визначення параметрів експонент (9) $\sigma_k, m_i, \sigma_{\dot{\sigma}a}, m_{i\dot{\sigma}}$, таку ж методику, як і для параметрів функцій (4) і (5) отримаємо:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_k &= \frac{\left[\sigma_{\dot{\sigma}i}^i \left(\frac{t_i}{2} \right) \right]^2 - \left(\frac{\Delta\sigma_{\dot{\sigma}i}^2}{4} + \sigma_i^2 \right)}{2 \left[\sigma_{\dot{\sigma}i}^i \left(\frac{t_i}{2} \right) \right] - \Delta\sigma_{\dot{\sigma}i}}; \\ m_i &= \frac{1}{t_i} \ln \frac{\left(\frac{\Delta\sigma_{\dot{\sigma}i}}{2} + \sigma_i \right) - \sigma_k}{\left(\frac{\Delta\sigma_{\dot{\sigma}i}}{2} - \sigma_i \right) - \sigma_k}; \\ \sigma_{\dot{\sigma}a} &= \frac{\left[\sigma_{\dot{\sigma}i}^{\dot{\sigma}i} \left(\frac{t_{i\dot{\sigma}}}{2} \right) \right]^2 - \left(\frac{\Delta\sigma_{\dot{\sigma}i}^2}{4} + \sigma_i^2 \right)}{2 \left[\sigma_{\dot{\sigma}i}^{\dot{\sigma}i} \left(\frac{t_{i\dot{\sigma}}}{2} \right) \right] - \Delta\sigma_{\dot{\sigma}i}}; \\ m_{i\dot{\sigma}} &= \frac{1}{t_{i\dot{\sigma}}} \ln \frac{\sigma_{\dot{\sigma}a} - \left(\frac{\Delta\sigma_{\dot{\sigma}i}}{2} - \sigma_i \right)}{\sigma_{\dot{\sigma}a} - \left(\frac{\Delta\sigma_{\dot{\sigma}i}}{2} + \sigma_i \right)}. \end{aligned} \right\} (10)$$

де $\sigma_{\dot{\sigma}i}^i \left(\frac{t_i}{2} \right), \sigma_{\dot{\sigma}i}^{\dot{\sigma}i} \left(\frac{t_{i\dot{\sigma}}}{2} \right)$ — значення термомеханічних напружень у напівциклах нагрівання і

охолодження, що відповідають половині часу нагрівання або охолодження.

Необхідне для конкретизації формули (3) рівняння сімейства кривих тривалої міцності для різних постійних температур $\tau(\sigma, T)$ подамо в такому, аналогічному праці [3], вигляді:

$$\tau(\sigma, T) = \exp \left\{ \left[a_1 + b_1 \sigma + (a_2 + b_2 \sigma) T \right] \ln 10 \right\}, (11)$$

де a_1, b_1, a_2, b_2 — коефіцієнти математичної температурно-часової апроксимації кривих тривалої міцності, методика визначення яких буде приведена в наступній статті.

Підставляючи співвідношення (4), (5) і (9) в рівняння (11) і включаючи це рівняння у формулу (3), після перетворень отримаємо вираз для термоциклічної довговічності в циклах N (див. формулу 12). Інтеграли у формулі (12) виразити в елементарних функціях не можна.

Проте вони можуть бути легко знайдені за допомогою методів чисельного інтегрування.

Розглянемо окремий випадок термоциклічного навантаження при постійному в часі напруженні, для якого має місце рівність:

$$\sigma_{\dot{\sigma}i}^i(t) = \sigma_{\dot{\sigma}i}^{\dot{\sigma}i}(t) = \sigma_{\dot{\sigma}i0}. (13)$$

Цей випадок відповідає випробуванням матеріалів на тривалу міцність при циклічно змінних температурах, передбаченим програмою цього дослідження. З урахуванням рівняння (13) формула (12) істотно спрощується і набуває вигляду:

$$N = \left\{ \int_0^{t_i} \exp \left\{ - \left[\frac{a_1 + b_1 \sigma_{\dot{\sigma}i0} + (a_2 + b_2 \sigma_{\dot{\sigma}i0})}{[T_a - (T_a - T_{\min}) \exp(-k_i t)]} \right] \ln 10 \right\} dt + \int_0^{t_{i\dot{\sigma}}} \exp \left\{ - \left[\frac{a_1 + b_1 \sigma_{\dot{\sigma}i0} + (a_2 + b_2 \sigma_{\dot{\sigma}i0})}{[T_k + (T_{\max} - T_k) \exp(-k_{i\dot{\sigma}} t)]} \right] \ln 10 \right\} dt \right\}^{-1}. (14)$$

$$N = \left\{ \int_0^{t_i} \exp \left\{ - \left[\frac{a_1 + b_1 \left[\sigma_k + \left(\frac{\Delta\sigma_{\dot{\sigma}i}}{2} + \sigma_i - \sigma_k \right) \right] \times \exp(-m_i t)}{\times [T_a - (T_a - T_{\min}) \exp(-k_i t)] \ln 10} \right] + \left[\frac{a_2 + b_2 \left[\sigma_k + \left(\frac{\Delta\sigma_{\dot{\sigma}i}}{2} + \sigma_i - \sigma_k \right) \right] \times \exp(-m_i t)}{\times \exp(-m_i t)} \right] \right\} dt + \int_0^{t_{i\dot{\sigma}}} \exp \left\{ - \left[\frac{a_1 + b_1 \left[\sigma_{\dot{\sigma}a} - \left(\sigma_{\dot{\sigma}a} - \frac{\Delta\sigma_{\dot{\sigma}i}}{2} + \sigma_i \right) \right] \times \exp(-m_{i\dot{\sigma}} \cdot t)}{\times [T_k - (T_k - T_{\max}) \exp(-k_{i\dot{\sigma}} t)] \ln 10} \right] + \left[\frac{a_2 + b_2 \left[\sigma_{\dot{\sigma}a} - \left(\sigma_{\dot{\sigma}a} - \frac{\Delta\sigma_{\dot{\sigma}i}}{2} + \sigma_i \right) \right] \times \exp(-m_{i\dot{\sigma}} t)}{\times \exp(-m_{i\dot{\sigma}} t)} \right] \right\} dt \right\}^{-1} (12)$$

Виконуючи інтегрування у формулі (14), отримуємо такі розрахункові формули для термоциклічної довговічності матеріалів [25]:

$$N = \frac{\exp[(a_1 + b_1 \sigma_{\text{нб}}) \ln 10]}{J_i + J_{i\delta}}; \quad (15)$$

$$\left. \begin{aligned} J_i &= \frac{1}{k_i} [E_i(Z_1) - E_i(Z_2)] \times \\ &\times \exp[-(a_2 + b_2 \sigma_{\text{нб}}) T_a \ln 10]; \\ J_{i\delta} &= \frac{1}{k_{i\delta}} [E_i(Z_3) - E_i(Z_4)] \times \\ &\times \exp[-(a_2 + b_2 \sigma_{\text{нб}}) T_k \ln 10] \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

$$\left. \begin{aligned} Z_1 &= (a_2 + b_2 \sigma_{\text{нб}}) (T_a - T_{\text{min}}) \ln 10; \\ Z_2 &= Z_1 \exp(-k_i t_i); \\ Z_3 &= (a_2 + b_2 \sigma_{\text{нб}}) (T_k - T_{\text{max}}) \ln 10; \\ Z_4 &= Z_3 \exp(-k_{i\delta} t_{i\delta}), \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

де $E_i(Z) = \int_{-\infty}^Z \exp(x)/x dx$ — інтегральна показникова функція [28; 29].

Викладений у цій статті метод розрахунку термоциклічної довговічності матеріалів при циклічному термомеханічному навантаженні може призводити до істотних помилок, властивих гіпотезі лінійного підсумування пошкоджень.

Проте цей метод був застосований в роботі для аналізу числових значень коефіцієнтів відносної довговічності a_N , що отримані за формулою (2).

У табл. 1 наведено числові значення коефіцієнтів відносної термоциклічної довговічності a_N залежно від рівня статичних напружень $\sigma_{\text{нб}}$.

Таблиця 1

Коефіцієнти відносної термоциклічної довговічності залежно від рівня статичних напружень

Номер режиму	Жароміцний сплав	Температурний термоцикл $^{\circ}\text{C}$, $T_{\text{min}} \leftrightarrow T_{\text{max}}$	Рівні граничних статичних напружень $\sigma_{\text{нб}}$, МПа	Значення відповідних коефіцієнтів, a_N
1	ЖС6К	150 ↔ 800 $^{\circ}\text{C}$	500; 550; 600; 650; 700; 750	0.18; 0.195; 0.22; 0.23; 0.24; 0.3
2	ЖС6К	250 ↔ 900 $^{\circ}\text{C}$	300; 350; 450; 500; 550; 575	0.12; 0.13; 0.175; 0.21; 0.24; 0.26
3	ЖС6К	350 ↔ 1000 $^{\circ}\text{C}$	150; 200; 250; 300; 350; 400; 450; 500; 530	0.085; 0.11; 0.12; 0.15; 0.18; 0.21; 0.23; 0.24; 0.26
4	ЖС6У	350 ↔ 1000 $^{\circ}\text{C}$	175; 230; 300; 350; 380; 400; 460	0.125; 0.15; 0.175; 0.18; 0.19; 0.23
5	ЕП99Вд	250 ↔ 900 $^{\circ}\text{C}$	80; 150; 200; 250; 300; 350; 400	0.155; 0.16; 0.18; 0.24; 0.255; 0.28; 0.325
6	ЕІ437Б	250 ↔ 900 $^{\circ}\text{C}$	100; 150; 200; 250; 300; 350	0.24; 0.245; 0.27; 0.29; 0.335; 0.37
7	Х18Н10Т	100 ↔ 750 $^{\circ}\text{C}$	100; 150; 200; 250	0.235; 0.28; 0.34; 0.39

У табл. 2 наведено коефіцієнти відносної термоциклічної довговічності a_N залежно від кількості термічних циклів $N_{\text{ц}}$.

Таблиця 2

Коефіцієнти відносної термоциклічної довговічності залежно від числа циклів $N_{\text{ц}}$

Номер режиму	Сплав	Термоцикли $^{\circ}\text{C}$, $T_{\text{min}} \leftrightarrow T_{\text{max}}$	N , кількість термоциклів до руйнування зразка сплава	Коефіцієнт відносної довговічності, a_N (відповідно)
1	ЖС6К	350 ↔ 1000 $^{\circ}\text{C}$	20; 40; 100; 200; 400; 1000; 2000; 4000; 7000; 10000	0.0235; 0.0225; 0.185; 0.17; 0.15; 0.125; 0.11; 0.009; 0.08; 0.07
2	ЖС6У	350 ↔ 1000 $^{\circ}\text{C}$	10; 20; 40; 100; 200; 4000; 1000; 2000; 4000; 7000; 10000	0.26; 0.24; 0.23; 0.21; 0.185; 0.17; 0.15; 0.35; 0.12; 0.115; 0.11
3	ЖС6К	250 ↔ 900 $^{\circ}\text{C}$	50; 100; 200; 400; 1000; 2000; 4000; 7000; 10000	0.265; 0.245; 0.215; 0.195; 0.17; 0.15; 0.14; 0.135; 0.13

Закінчення табл. 2

Номер режиму	Сплав	Термоцикли $^{\circ}\text{C}$, $T_{\min} \leftrightarrow T_{\max}$	N, кількість термоциклів до руйнування зразка сплава	Коефіцієнт відносної довговічності, a_N (відповідно)
4	ЕП99ВД	250 \leftrightarrow 900 $^{\circ}\text{C}$	30; 400; 100; 200; 400; 1000; 2000; 4000; 7000; 10000	0.325; 0.32; 0.275; 0.245; 0.22; 0.195; 0.175; 0.165; 0.16; 0.151
5	ЖС6К	150 \leftrightarrow 800 $^{\circ}\text{C}$	50; 100; 200; 400; 1000; 2000; 4000; 7000; 10000	0.31; 0.28; 0.26; 0.24; 0.22; 0.21; 0.2; 0.195; 0.19
6	X18Н10Т	100 \leftrightarrow 750 $^{\circ}\text{C}$	300; 400; 100; 200; 400; 1000; 2000; 4000; 7000; 10000	0.39; 0.38; 0.35; 0.335; 0.316; 0.28; 0.26; 0.24; 0.225; 0.215
7	ЕІ437Б	250 \leftrightarrow 900 $^{\circ}\text{C}$	10; 20; 40; 100; 200; 400; 1000; 2000; 4000; 7000; 10000	0.37; 0.365; 0.34; 0.32; 0.295; 0.275; 0.255; 0.244; 0.24; 0.235

Раніше було наведено експериментальні дані, які були співставлені також з результатами розрахунку термоциклічної довговічності матеріалів за методикою, викладеній в цій статті.

Як показали обчислення, вказана методика при $a_N = 1$ у формулі (2) дає суттєві відхилення розрахункової довговічності від експериментальної у бік її завищення. Тому дана методика використана в роботі для кількісного оцінювання коефіцієнта відносної довговічності a_N з метою розробки рекомендації з вибору його значень при практичних розрахунках.

На рис. 2 і 3 показано графіки обчислених залежностей коефіцієнта відносної довговічності a_N від граничних статичних напружень $\sigma_{\text{но}}$ і від числа циклів N до руйнування зразків (остання залежність побудована в напівлогарифмічних координатах).

Як випливає з цих графіків, для всіх досліджених матеріалів і умов випробувань $a_N < 1$, що свідчить про більш інтенсивне фактичне нагромадження пошкоджень у зразках порівняно з прогнозованим по формулі (2) (при $a_N = 1$). Значення коефіцієнта a_N знаходяться в межах 0,1 — 0,4, причому більші його значення відповідають еластичнішим матеріалам (рис. 2).

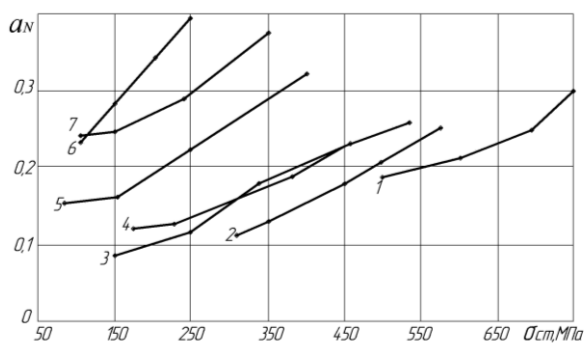


Рис. 2. Залежність коефіцієнта відносної довговічності від граничних статичних напружень

Останній факт повністю узгоджується з даними праці [30] і пояснюється меншою схильністю

більш пластичних матеріалів до окрихчування при циклічній деформації.

На рис. 3 видно, що із збільшенням числа циклів N до руйнування зразків коефіцієнт відносної довговічності беззупинно зменшується, і це пов'язано з негативним впливом окрихчування матеріалів, що розвивається зі збільшенням N .

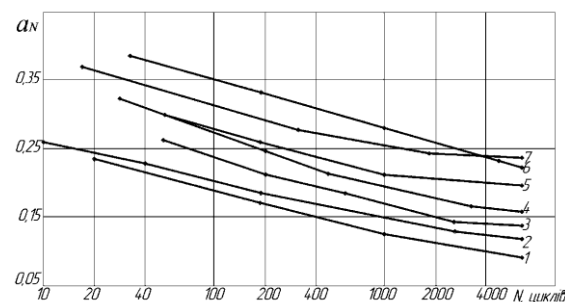


Рис. 3. Залежність коефіцієнта відносної довговічності від числа циклів до руйнування зразка

Зменшення коефіцієнта a_N спостерігається також з підвищенням максимальної температури циклу (наприклад для сплаву ЖС6К), що викликане збільшенням амплітуд пластичної деформації зразків зі зростанням температури, що супроводжується інтенсифікацією процесів окрихчування матеріалу. Згідно з рис. 3, при великих числах циклів до руйнування зразків N (що становлять найбільший практичний інтерес) коефіцієнт відносної довговічності матеріалів і режимів термоциклювання становить такі значення: для сплавів ЖС6К і ЖС6У $a_N = 0,1 - 0,2$, причому менші величини a_N відповідають вищим температурам циклу; для сплаву ЕП99ВД — $a_N = 0,15 - 0,2$; для сплаву ЕІ437Б і нержавіючій сталі ХІ8Н10Т — $a_N = 0,2 - 0,25$.

Вказані значення коефіцієнта a_N (табл. 1, 2, рис. 2, 3) необхідно обирати при практичних розрахунках термоциклічної довговічності досліджених матеріалів за методикою, запропонованою в даній статті.

Так, наприклад, якщо в праці [4, с. 15—16] розрахунковий ресурс робочої лопатки ступені ІІІ турбіни ГТД АІ-20 був завищений у 3,5 рази відносно до призначеного $\tau_{\text{рей}} = 5000$ год і становив 17900 год, то з урахуванням коефіцієнтів відносної довговічності a_N для сплаву лопатки ЕІ437БВД, що становить приблизно 0,25—0,35

для більш високих робочих температур $T_{\text{min}} \leftrightarrow T_{\text{max}} = 250 \leftrightarrow 900$ °С та більш високих напружень ($\sigma_{\text{но}} = 150—350$ МПа) можливо отримати розрахунковий ресурс $(T_{\text{рес}})_{\text{розр}} = 4475—6265$ год, що більш відповідає призначеному (5000 год).

Крім того, в праці [4] (рис. 4) при розрахунку не був повністю врахований етап зупинки двигуна.

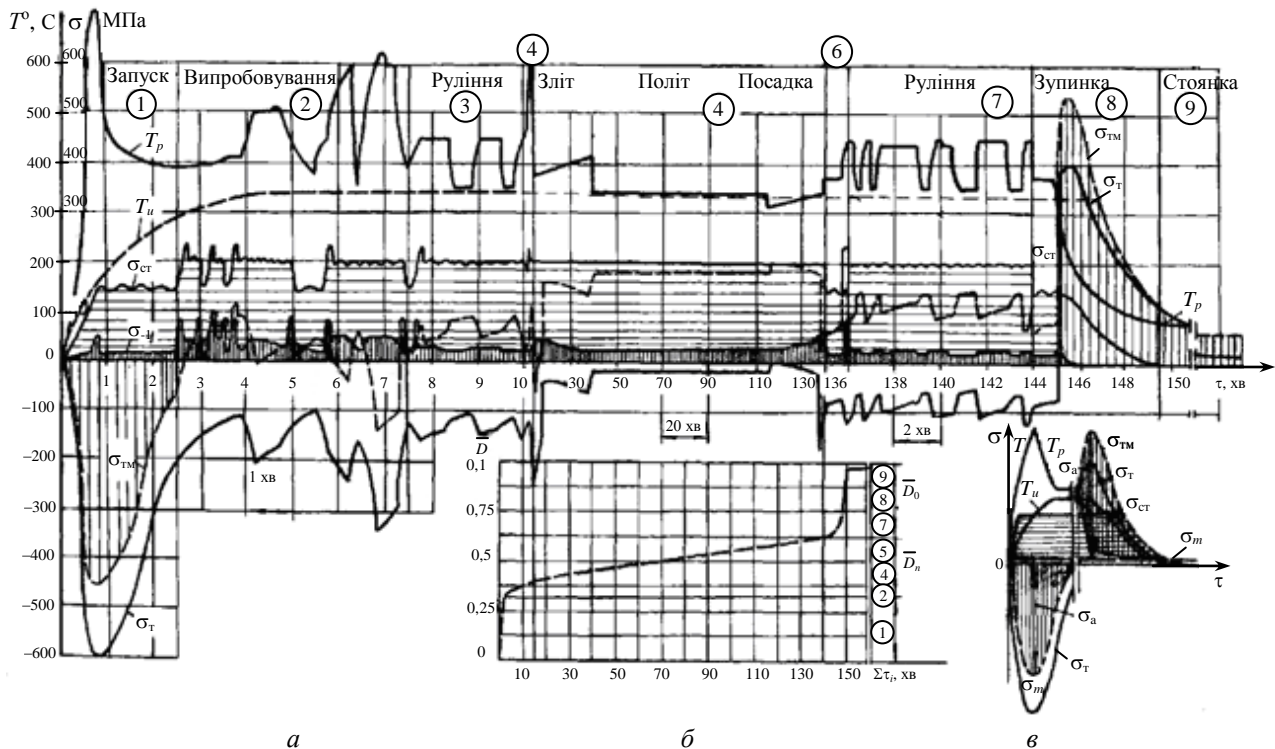


Рис. 4. Спектр експлуатаційної навантаженості робочої лопатки ступеня ІІІ турбіни двигуна АІ-24 (а); характер нагромадження пошкоджень (б); за польотний цикл (в):

1 — запуск; 2 — випробування; 3, 7 — руління; 4 — зліт; 5 — політ; 6 — посадка; 8 — зупинка; 9 — стоянка

Наприклад у праці [31], де повна термоциклічна довговічність лопатки \bar{D}_{Σ} складається з трьох основних етапів: довговічність на етапі запуску \bar{D}_3 , виконання польоту \bar{D}_n і зупинки ГТД \bar{D}_0 . Такий підхід більш відповідає попередженню Н. Д. Кузнецова про «небезпеку зворотних градієнтів». Якщо повна довговічність лопатки складається з названих етапів $\bar{D}_{\Sigma} = \bar{D}_3 + \bar{D}_n + \bar{D}_0$ і розраховувавши за викладеною методикою з урахуванням характеристик довготривалої міцності, що описані аналітично, ми зможемо з урахуванням більш точних коефіцієнтів відносної довговічності більш точно визначити ресурс матеріалу і деталі авіаційного ГТД.

Висновки

1. Метод оцінювання термоциклічної довговічності жароміцних матеріалів ГТД гіпотезою лінійного підсумування пошкоджень має право на існування як такий, що дає якісну оцінку вичерпання ресурсу, а точність методу може бути

підвищена за рахунок аналітичного написання характеристик довготривалої міцності та коефіцієнтів відносної довговічності матеріалів.

2. Для реалізації методу за п. 1 необхідно аналітично представити характеристики довготривалої міцності та визначення коефіцієнтів відносної довговічності матеріалів при відповідних робочих напруженнях та температурах.

3. Метод дає можливість використовувати багатий накопичений статистичний матеріал по характеристиках довготривалої міцності жароміцних матеріалів та може бути застосований при накопиченні характеристик новітніх матеріалів.

ЛІТЕРАТУРА

1. Лапшов В. Ф. Термическая усталость сплава ЭИ-435. / В. Ф. Лапшов // Надежность и долговечность авиационных газотурбинных двигателей. — К. : КИИГА, 1972. — №3. — С. 82—86.

2. Иваненко А. А. Термическая усталость сплава ЖС6К при различных температурных уровнях термоциклов / А. А. Иваненко, В. Ф. Лапшов, М. А. Мо-

лочков и др. // Надежность и долговечность авиационных газотурбинных двигателей. — К. : КИИГА, 1972. — № 3. — С. 78—82.

3. *Ветров А. Н.* Исследование выносливости жаропрочных сплавов при периодическом изменении температуры и среднего напряжения цикла переменной нагрузки / А. Н. Ветров // Надежность и долговечность авиационных газотурбинных двигателей. — К. : КИИГА, 1972. — № 3. — С. 58—66.

4. *Лоцицкий Л. П.* К вопросу о расчете долговечности рабочих лопаток турбин ГТД при программном действии комплексных нагрузок / Л. П. Лоцицкий, Н. И. Конончук, В. Я. Шипиль // Надежность и долговечность авиационных газотурбинных двигателей. — К. : КИИГА, 1972. — № 3. — С. 9—17.

5. *Грязнов Б. А.* Методика прогнозирования технического ресурса рабочих лопаток ГТД по параметру «остаточная усталостная долговечность» / Б. А. Грязнов, А. С. Тугаринов, Н. А. Яшкир // Надежность и долговечность авиационных газотурбинных двигателей. — К. : КИИГА, 1972. — № 3. — С. 17—22.

6. *Лоцицкий Л. П.* Экспериментальная проверка математической модели оценки долговечности лопаток турбин авиадвигателей при трехкомпонентной нагрузке / Л. П. Лоцицкий // Надежность и долговечность авиационных газотурбинных двигателей. — К. : КИИГА, 1972. — № 3. — С. 28—36.

7. *Биргер И. А.* Ресурс и эквивалентные испытания авиационных двигателей / И. А. Биргер // Испытания авиационных двигателей. — Уфа, 1976. — № 4. — С. 3—16.

8. *Кузнецов Н. Д.* Ускорение испытания авиационных двигателей / Н. Д. Кузнецов. — Уфа, 1976. — № 4. — С. 3—16.

9. *Кузнецов Н. Д.* Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей / Н. Д. Кузнецов, В. И. Цейтлин. — М. : Машиностроение, 1976. — 216 с.

10. *Harson F.R.* Time-Temperature Relationship for Rupture and Creep Stresser. Transaction ASME / F. R. Harson, I. A. Miller. — Vol. 74. — № 5. — 1952. — P. 765—775.

11. *Coffin H.F.* Trans. ASME / H. F. Coffin, R. P. Wesley. — Vol. 76. — № 6. 1954. — P. 923—933.

12. *Manson S. S.* Thermal stress in desing pite Bihl 19, cyclic life ductile metals. Machine Desing / S. S. Manson. — Vol. 32. — 1960.

13. *Manson S. S.* A metod of eslimating high temperature low cycle Fatigue behavior of materials / S. S. Manson, D. A. Hafford. — Washington, 1967, pite Bihl 15. NASA, TM-52270. — 14 p.

14. *Гецов Л. Б.* Методика испытаний материалов при нестационарных температурах и напряжениях. Заводская лаборатория / Л. Б.Гецов. — 1958. — № 10. — С. 1247—1251.

15. *Трощенко В. Т.* Исследование выносливости турболопаточных сплавов и конструктивных элементов в условиях термоциклирования / В. Т. Тро-

щенко, Б. А. Грязнов [и др.] // Проблемы прочности, 1970. — № 1. — С. 3—14.

16. *Третьяченко Г. Н.* Исследование разрушения лопаток газовых турбин под воздействием теплосмен / Г. Н. Третьяченко // Проблемы прочности, 1971. — № 2. — С. 28—35.

17. *Грязнов Б. А.* Усталость жаропрочных сплавов и рабочих лопаток ГТД / Б. А. Грязнов, С. С. Городецкий, О. С. Налимов [и др.] / под ред. В. Г. Трощенко. — К. : Наук. думка, 1992. — 264 с.

18. *Можаровский Н. С.* О параметрах теплового режима, жесткости нагружения и их влиянии на возникновение первичных и вторичных пластических деформаций при циклическом тепловом нагружении металла / М. С. Можаровский // Термопрочность материалов и конструктивных элементов: сб. науч. труд. / ИПП АН УССР. — К. : Наук. думка, 1965. — Вып. 3. — С. 256—260.

19. *Писаренко Г. С.* Сопротивление жаропрочных материалов нестационарным силовым и температурным воздействиям / Г. С. Писаренко, Н. С. Можаровский, Е. А. Антипов. — К. : Наук. думка, 1974. — 200 с.

20. *Серенсен С. В., Дульнев Р. А., Бычков Н. А.* К оценке сопротивления разрушению при термической усталости // Проблемы прочности, 1969. — № 1. — С. 12—19.

21. *Кинасашвили Р. С.* Определение запасов прочности при нестационарной температуре и нестационарной напряженности / Р. С. Кинасашвили. — Изд. АН СССР, ОТН Механика и машиностроение, 1959. — № 3. — С. 126—128.

22. *Кулик М. С.* Результати дослідження термоциклічної довговічності жароміцних матеріалів газотурбінних двигунів / М. С. Кулик, О. Г. Кучер, М. О. Ковешніков, С. С. Дубровський, Я. А. Петрук // Наукоємні технології. — К. : НАУ-друк, 2010. — № 4. — С. 5—13.

23. *Иноземцев А. А.* Газотурбинные двигатели / А. А. Иноземцев, В. Л. Сандрацкий. — М. : ОАО Авиадвигатель, 2006. — 1202 с.

24. *Лоцицкий Л. П.* Определение долговечности турбины ГТД при нестационарном комплексном нагружении / Л. П. Лоцицкий, А. Н. Ветров, В. Ф. Лапшов // Прогнозирование прочности материалов и конструктивных элементов машин большого ресурса. — К. : Наук. думка, 1977. — С. 228—233.

24. *Лоцицкий Л. П.* Методика оценки долговечности при циклическом термодинамическом нагружении и ее экспериментальная проверка / Л. П. Лоцицкий, А. Н. Ветров, Н. А. Ковешников, М. М. Осинцев // Конструкционная прочность двигателей. — К. : КИИГА, 1982. — С. 10—14.

25. *Ветров А. Н.* Исследование долговечности жаропрочных сплавов при циклическом термомеханическом нагружении / А. Н. Ветров, Н. А. Ковешников, В. А. Иваненко, М. М. Осинцев // Межвуз. сб. науч. труд. Надежность и долговечность

авиационных газотурбинных двигателей. — К. : КИИГА, 1976. — № 1. — С. 41—45.

26. *Гецов Л. Б.* Ползучесть и длительная прочность металлических материалов /Л. Б. Гецов. — М. : Машиностроение, 2005. — 52 с.

27. *Лыков А. В.* Теория теплопроводности / А. В. Лыков. — М. : Высш. шк., 1967. — 600 с.

28. *Таблицы* интегральной показательной функции. — М. : АН СССР, 1954. — 300 с.

29. *Янке Е.* Специальные функции / Е. Янке, Ф. Эмде, Ф. Лёш. — М. : Наука, 1977. — 342 с.

30. *Биргер И. А.* Термопрочность деталей машин. Теория. Экспериментальные исследования / И. А. Биргер, Б. Ф. Шорр, И. В. Демьянушко и др. — М. : Машиностроение, 1975. — 455 с.

31. *Дубровський С. С.* Визначення термоциклічної довговічності деталей ГТД із жароміцних матеріалів з урахуванням експлуатаційних навантажень / С. С. Дубровський // Автореферат канд. дис. — К. : НАУ, 2010. — 20 с.

Стаття надійшла до редакції 10.03.2011.