

УДК 629735.018.4-03.03.(045)

Я. А. ПЕТРУК

Національний авіаційний університет, Україна

## ОПТИМІЗАЦІЯ ЦИКЛІЧНОГО ТЕРМОМЕХАНІЧНОГО НАПРУЖЕННЯ В КРИТИЧНИХ ТОЧКАХ ДЕТАЛЕЙ ГАРЯЧОЇ ЧАСТИНИ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНОВИХ УСТАНОВОК

*Розглянуто методи оцінки термоциклічної довговічності жароміцних сплавів в критичних точках деталей «гарячої частини» ГТУ і ГТУ в умовах прискорених термоциклічних випробувань. Показана можливість застосування розрахунків математичним методом на основі емпіричної математичної моделі граничних термомеханічних напружень екстремальних рівнів, що діють в критичних точках деталей «гарячої частини ГТД».*

**Ключові слова:** емпірична модель граничних статичних і термічних (термомеханічних) напружень, прискорені термоциклічні і термомеханічні випробування, жароміцні матеріали і сплави, «гаряча точка» деталей ГТД і ГТУ, термоциклічна довговічність в термоциклах, ресурс роботи деталей і ГТД в годинах, оптимальне циклічне термомеханічне напруження

**Постановка проблеми.** Створення двигунів великих ресурсів забезпечення при цьому їх високої надійності і безпеки польотів, а також надійної роботи ГТУ, лежить не тільки в площині емпіричної перевірки виробів, а і в площині проведення розрахунків з використанням методів і математичних моделей, в основу яких покладені експериментальні характеристики термоциклічної довговічності жароміцних матеріалів, деталей в їх «гарячих точках», що лімітують ресурс двигунів. При цьому емпірична модель повинна більш точно відображати вплив не тільки домінуючих факторів, тобто екстремальних рівнів температур  $T_{\max}$  і термомеханічних напружень  $\Delta\sigma_{\text{тм}}$  при значній локалізації пошкоджень від  $T_{\max}$  [1; 2], а також дозволяти визначати вплив асиметрії циклу  $r$  термомеханічних напружень на процес вичерпання термоциклічної довговічності матеріалів деталей «гарячої частини» ГТД [2; 3]. Основна проблема полягає в тому, щоб визначити не стільки екстремальні рівні діючих термоциклічних напружень і температур в «критичних точках», скільки оптимальні їх рівні і параметр асиметрії циклу термомеханічних напружень ( $r$ ), які забезпечують найбільшу довговічність матеріалу і деталей в їх «критичних точках».

При цьому припускається, що зразки матеріалів працюють на термоциклічних режимах максимально наближених до умови роботи статорних і роторних деталей в критичних точках, що лімітують термін служби, тобто призначений ресурс авіаційних ГТД та енергетичних ГТУ.

Аналіз попередніх досліджень і публікацій показав, що до цих пір недостатньо накопичено експериментальних характеристик термоциклічної довговічності для побудови моделей не тільки відомих жароміцних сплавів, але й новітніх. Відомі іноземні моделі Коффіна-Менсона, Ларсона, Міллера, а також і вітчизняні подібні моделі трикомпонентного підходу до розрахунку [4] і двокомпонентних підходів [5; 6] – всі вони недостатньо підкріплені експериментальними характеристиками. Більш детальний їх аналіз наведений в статті [7] і в праці [8], де викладений метод і програма експериментальних досліджень, метод статистичної обробки даних досліджень, емпірична модель розрахунку термоциклічної

довговічності, та результати її експериментальної перевірки. Вони показали [7] доволі добру сумісність, що оцінюється в межах  $\pm 24\%$  термоциклічної довговічності в термоциклах. На базі досліджень в  $10^4$  термомеханічних циклів, що можуть відповідати в залежності від часу типового польоту ГТД – значному ресурсу в годинах.

Аналіз досліджень і публікацій [1–8] показав, що доцільно будувати емпіричні математичні моделі термоциклічної довговічності жароміцних сплавів на базі мінімального експериментального матеріалу, але забезпечуючи при цьому можливість високої точності розрахункової оцінки, як показано в роботі [7]. На основі аналізу експериментальних кривих граничних напружень при асиметричному термомеханічному навантаженні [7] запропонована емпірична модель термоциклічної довговічності сплаву ЖС6К, що в значній мірі звільнена від вищезгаданих гіпотетичних моделей. Крім того, на цій же основі пропонується метод оптимізації термомеханічних напружень в критичних («гарячих») точках деталей «гарячої частини» ГТД чи ГТУ, що дозволить суттєво підвищити довговічність останніх.

**Оптимізація термомеханічних напружень.** В роботі [7], наведені статистично оброблені дані, медіанні криві термоциклічної довговічності сплаву ЖС6К у вигляді залежностей розмаху термомеханічних напружень  $\Delta\sigma_{TM}$ , та середнього напруження циклу  $\sigma_m$  від логарифму числа циклів до руйнування  $\lg N$  (див. рис. 1).

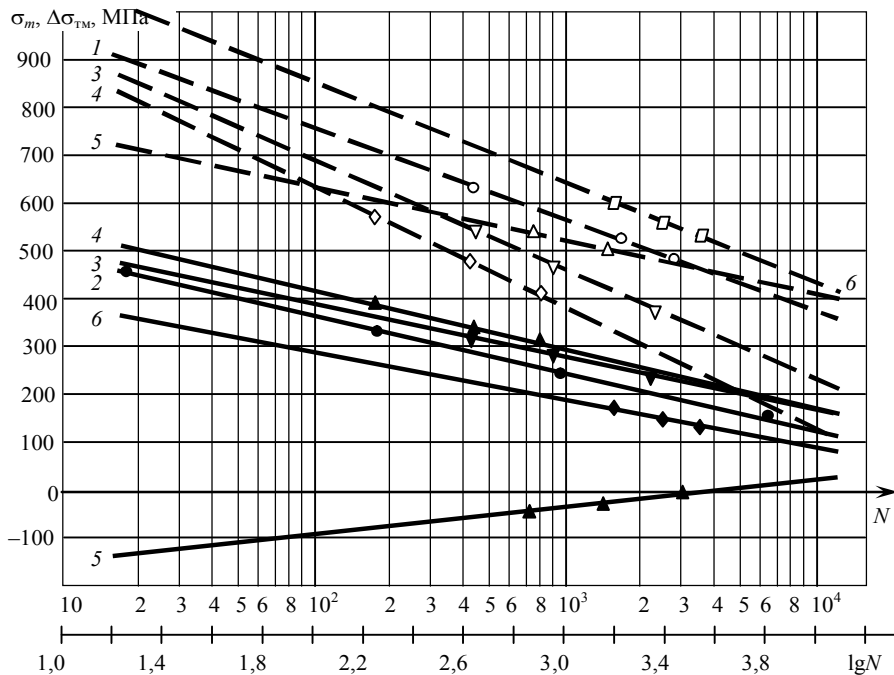


Рис. 1. Характеристики циклічної довговічності зразків зі сплаву ЖС6К, випробування за режимом термоциклівування  $T_{\min} \leftrightarrow T_{\max} = 350 \leftrightarrow 1000$  °С:

—  $\sigma_m = f(N)$ ; ----  $\Delta\sigma_{TM} = f(N)$ ;

1 –  $\sigma_{cr} = \sigma_m = 0$ ; (–○–); 2 –  $\Delta\sigma_{TM} = 0$ ,  $\sigma_m = \sigma_{cr}$ , (–●–); 3 –  $\sigma_{cr} = 50$  МПа, (▽▽▽);

4 –  $\sigma_{cr} = 100$ , МПа (◇◇◇); 5 –  $\sigma_{cr} = 230$  МПа, (△△△); 6 –  $\sigma_{cr} = -130$  МПа (◻◻◻)

За допомогою цих залежностей були отримані діаграми граничних напружень при асиметричному циклічному термомеханічному напруженні у вигляді  $\sigma_m = f(\Delta\sigma_{TM})$  (див. рис. 2). З діаграми видно, що відносно низькі рівні позитивних середніх напружень циклу  $\sigma_m$  збільшують граничні значення розмаху термомеханічних напружень  $\Delta\sigma_{TM}$ , отже призводить до підвищення термоциклічної довговічності. При деяких значеннях середніх напружень циклу  $\sigma_m$  цей ефект досягає максимуму, після якого подальше зростання асиметрії циклу  $r$  призводить до зниження довговічності, обумовленої переважним впливом на накопичення пошкоджень високих позитивних термомеханічних напружень. Отже, для певних умов циклічного термомеханічного навантаження існують деякі оптимальні рівні позитивних середніх напружень циклу  $\sigma_{m\text{opt}}$  при яких термоциклічна довговічність має максимально можливе значення.

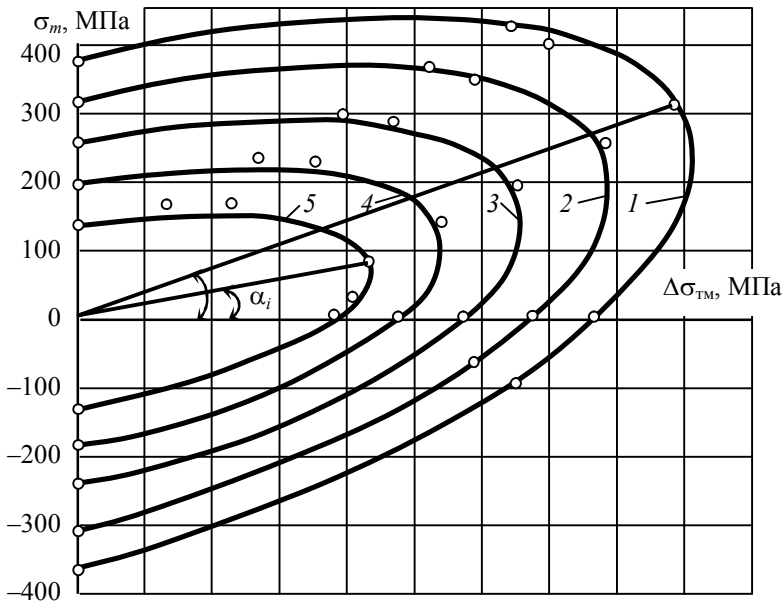


Рис. 2. Криві граничних напружень сплаву ЖС6К при асиметричному циклічному термо-механічному навантаженні, відповідні режиму термоциклоування  $T_{\min} \leftrightarrow T_{\max} = 350 \leftrightarrow 1000$  °C: 1 –  $N = 10^2$ ; 2 –  $N = 3 \cdot 10^2$ ; 3 –  $N = 10^3$ ; 4 –  $N = 3 \cdot 10^3$ ; 5 –  $N = 10^4$

Більшість деталей теплових агрегатів випробовують при роботі термоциклічне навантаження з негативною асиметрією циклу напруження. Останнє обумовлено тим, що при нагріванні деталей швидкості змінення їх температури і температурна нерівномірність, як правило, значно вище, ніж при охолодженні у зв'язку з тим, що охолодження деталей після виключення теплової машини або після зниження її режиму відбувається зазвичай природним чином. Завдяки цьому термічні напруження стиснення деталі, що виникають при нагріванні, в зоні найбільших температур (у критичній зоні) істотно перевищують термічні напруження розтягування, що діють в тій же зоні при охолодженні, і викликають внаслідок цього найбільші в циклі пошкодження матеріалу. Отже, відмічений характер навантаження деталі негативно впливає на її термоциклічну довговічність. Цей вплив можна істотно зменшити шляхом переміщення негативної асиметрії циклу термічних напружень в позитивну область. З цією метою достатньо будь-яким чином прикласти до небезпечної зони деталі статичні напружен-

ня розтягування певного рівня, необхідного для створення позитивної асиметрії циклу, близької до оптимальної, при якій термоциклічна довговічність матеріалу буде близькою до максимально можливої.

Оптимальну величину середніх напружень циклу  $\sigma_{m \text{ opt}}$ , що відповідає максимальному значенню розмаху граничних термомеханічних напружень  $(\Delta\sigma_{\text{TM}})_{\text{max}}$ , (а відповідно і максимальній довговічності матеріалу), можна визначити як точку перетину еліпса граничних напружень (рис. 2) з його великою напіввіссю, нахиленою до осі  $\Delta\sigma_{\text{TM}}$  під кутами  $\alpha_i$  (рис. 2).

Рівняння великої напівосі має вигляд:

$$\sigma_{m \text{ opt}} = \Delta\sigma_{\text{TM}} \text{tg} \alpha_i. \quad (1)$$

Це співвідношення разом з рівнянням похилого еліпса [7] утворює систему рівнянь:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\sigma_m^2}{\sigma_{\text{н}0}^2} + \frac{\Delta\sigma_{\text{oi}}^2}{\Delta\sigma_{\text{o}}^2} + \left( \frac{1}{\sigma_{\text{н}0}^2} - \frac{1}{\Delta\sigma_{\text{o}}^2} \right) \text{tg} 2\alpha_i \sigma_m \Delta\sigma_{\text{oi}} &= 1; \\ \sigma_{m \text{ opt}} &= \Delta\sigma_{\text{oi}} \text{tg} \alpha_i. \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

Розв'язок якої дозволить знайти точку  $\sigma_{m \text{ opt}}$ .

Виключаючи з системи (2) змінну  $\Delta\sigma_{\text{TM}}$  після нескладних перетворень отримаємо:

$$\sigma_{m \text{ opt}}^2 \left( \frac{3 - \text{tg}^2 \alpha_i}{\sigma_{\text{н}0}^2} + \frac{1 - 3 \text{tg}^2 \alpha_i}{\Delta\sigma_{\text{o}}^2 \text{tg}^2 \alpha_i} \right) = 1 - \text{tg}^2 \alpha_i. \quad (3)$$

Підставивши отримані в роботі [7] (см. рис. 1) лінійні функції взаємозв'язку статичних  $\sigma_{\text{ст}}$  і термічних  $\Delta\sigma_{\text{T}}$  напружень з логарифмом довговічності  $\lg N$  (4)

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{\text{н}0} &= \frac{1}{a_{2\text{н}0}} (\lg N - a_{1\text{н}0}); \\ \Delta\sigma_{\text{o}} &= \frac{1}{a_{2\text{o}}} (\lg N - a_{1\text{o}}) \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

в співвідношення (3) знаходимо:

$$\sigma_{m \text{ opt}} = \sqrt{\frac{(1 - \text{tg}^2 \alpha)}{\left( \frac{a_{2\text{н}0}^2 (3 - \text{tg}^2 \alpha)}{(\lg N - a_{1\text{н}0})^2} + \frac{a_{2\text{o}}^2 (1 - 3 \text{tg}^2 \alpha)}{\text{tg}^2 \alpha (\lg N - a_{1\text{o}})^2} \right)}}. \quad (5)$$

Як впливає з рис. 2 і формули (1), оптимальне значення статичних напружень  $\sigma_{\text{ст}}$ , які необхідно прикласти до деталі, пов'язане з оптимальним середнім напруженням циклу наступним співвідношенням:

$$\sigma_{\text{н}0 \text{ opt}} = \sigma_{m \text{ opt}} \left( 1 + \frac{1}{2 \text{tg} \alpha_i} \right). \quad (6)$$

В результаті наведених за формулами (5), (6) обчислень показано, що для кількості циклів до руйнування зразків в діапазоні  $N = 10^3 \dots 10^4$  і кутів нахилу еліпса граничної напруги  $\alpha = 15 \dots 20^\circ$  оптимальні значення статичних напружень знаходяться в межах  $\sigma_{\text{ст.т opt}} = 50 \dots 250$  МПа. При цих значеннях  $\sigma_{\text{ст opt}}$  кількість циклів до

руйнування зразків збільшується в 2...3 рази порівняно з граничною кількістю циклів, відповідною симетричному циклу термомеханічних напружень.

Таким чином, для підвищення термоциклічної довговічності деталі необхідно до її «критичних точок» заздалегідь прикласти статичні напруження оптимального рівня, протилежні по напрямку дії термічних напружень, що виникають при найбільших температурах термічного циклу  $T_{\max}$ , що призведе до різкого зменшення викликаних пошкоджень матеріалу і, внаслідок цього, до збільшення довговічності деталі. Це супроводжується збільшенням за абсолютним значенням термічних напружень, відповідних низьким температурам циклу  $T_{\min}$ , при яких накопичення пошкоджень в матеріалі (навіть при вищих, в порівнянні з початковими, рівнями напружень) відбуватиметься менш інтенсивно, ніж при високих температурах в початкових умовах розігрівання та термічного напруження (тобто  $\sigma_{T_{\max}} - \sigma_{ст}$ ).

### Висновки:

1. Модель граничних напружень [7] для сімейства характеристик циклічної довговічності жароміцного сплаву ЖС6К можна апроксимувати рівнянням нахиленого під кутом  $\alpha$  еліпса з граничним розмахом термомеханічних напружень  $\Delta\sigma_{tm}$  і середніх напружень циклів  $\sigma_m$  та описана рівнянням четвертої степені відносно логарифма довговічності  $\lg N$ .

2. Відносно низькі рівні позитивних середніх напружень циклу  $\sigma_m$  збільшують граничні значення розмахів термомеханічних напружень  $\Delta\sigma_{tm}$ , і, як наслідок, ведуть до збільшення термоциклічної довговічності, що відмічається в працях [2; 5; 6; 9] для термоциклічного та комплексного термомеханічного навантаження.

3. Виявлений позитивний вплив асиметрії циклу термомеханічного навантаження [3; 6; 9] можна пояснити тим, що статичні напруження  $\sigma_{ст}$ , зменшують за абсолютною величиною (від'ємні) негативні термомеханічні напруження  $-\sigma_{tm}$  за максимальних температур циклу  $T_{\max}$ .

4. Проведені розрахунки за поданим методом [7] та додаткова експериментальна перевірка показали добру збіжність результатів розрахункової та експериментальної термоциклічної довговічності з максимальною похибкою  $\Delta$  до  $\pm 25\%$ , що знаходиться в межах статистичного розкиду в умовах експерименту.

5. Досвід показує, що є сенс розробляти подібні моделі і методи розрахунку, а також проводити їх експериментальну перевірку для всіх жароміцних сплавів включаючи новітні, та рекомендувати їх для практичного використання при розрахунках довговічності матеріалів і деталей «гарячої частини» ГТД та інших деталей, що працюють в умовах циклічного асиметричного термомеханічного навантаження.

### Список літератури

1. Кулик М.С. Локалізація критичних зон пошкодження жароміцних матеріалів та роторних деталей ГТД / М. С. Кулик, О. Г. Кучер, М. О. Ковешніков, С. С. Дубровський, Я. А. Петрук // Наукоємні технології. – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друку», 2009. – № 2. – С. 64–72.

2. Дубровський С. С. Локалізація критичних зон пошкодження роторних деталей газотурбінних двигунів / С. С. Дубровський // Вісник Національного авіаційного університету. – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друку», 2009. – № 3. – С. 50–53.

3. Кулик М.С. Вплив асиметрії циклу термомеханічного навантаження на довговічність жароміцних матеріалів при термоциклічних випробуваннях / М. С. Кулик, О. Г. Кучер, М. О. Ковешніков, С. С. Дубровський, Я. А. Петрук // Наукоємні технології, – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2009. – № 3. С.6–18.
4. Лозицкий Л. П. Расчет долговечности в условиях трехкомпонентного нагружения / Л. П. Лозицкий // Надежность и долговечность авиационных газотурбинных двигателей. – К.: КИИГА. – Вып. № 1. – 1971. – С. 21–25.
5. Ветров А. Н. Исследование долговечности материалов деталей авиадвигателей при совместном действии вибрационных и термоциклических нагрузок. – А. Н. Ветров // автореф. канд. диссерт. – К.: КИИГА, 1972. – 25 с.
6. Ковешников Н. А. Методика исследования долговечности жаропрочных материалов в условиях циклического термомеханического нагружения / Н. А. Ковешников // Надежность и долговечность авиационных газотурбинных двигателей. – К.: КИИГА, 1973. – № 4. – С. 126–129.
7. Кулик М. С. Модель граничных напряжений при термоциклічних випробуваннях на довговічність жароміцних матеріалів / М. С. Кулик, О. Г. Кучер, М. О. Ковешніков, С. С. Дубровський, Я. А. Петрук // Наукоємні технології. – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2010. – № 1. – С.5–15.
8. Усталость жаропрочных сплавов и рабочих лопаток ГТД / Б. А. Грязнов, С. С. Городецкий, Ю. С. Налимов [и др.]; под ред. В. Т. Трощенко. – К.: Наук. думка, 1992. – 264 с.
9. Дульнев Р. А. Термоциклическая усталость жаропрочных материалов при асимметричном нагружении / Р. А. Дульнев, М. Г. Бычков // Проблемы прочности, 1975. – № 5. – С.19–24.

Стаття надійшла до редакції 26.04.2016

*Y. A. PETRUK*

### OPTIMIZATION OF THERMO-MECHANICAL CYCLIC STRESSES AT CRITICAL POINTS OF HOT-SECTION COMPONENTS IN GAS TURBINE ENGINES

Estimation methods of thermo-cyclic durability of high-temperature alloys in critical points of hot part components of gas turbine engine and in conditions of accelerated thermo-cyclic tests are given in the article. The test specimens of heat resistant materials operates under thermo-cyclic conditions maximally closed to extreme operation mode of turbine guide vanes, turbine blades and turbine disks at their critical points, limiting the lifetime and specified life of aviation gas turbine engines and power plants. Possibility of using of boundary thermo-mechanical stresses empirical model is considered.

**Key words:** empirical model the boundary of static and thermal stresses, accelerated thermo-cyclic tests, high-temperature materials and alloys, "hot point" of gas turbine power plant components, thermo-cyclic durability, service life of gas turbine engines, optimal cyclic thermo-mechanical stresses

**Петрук Яна Анатоліївна** – аспірант, Національний авіаційний університет, пр. Космонавта Комарова, 1, м. Київ, Україна, 03058, тел.: +38 044 406 71 70, E-mail: yan4ik.89@list.ru