

## Термоциклічна повзучість та тривала міцність матеріалу лопаток авіаційної газової турбіни після напрацювання

Б. С. Карпінос<sup>а</sup>, В. В. Самулєєв<sup>б</sup>, Б. А. Ляшенко<sup>а</sup>, Є. В. Лайське<sup>в</sup>,  
А. В. Рутковський<sup>а</sup>

<sup>а</sup> Інститут проблем міцності ім. Г. С. Писаренка НАН України, Київ, Україна

<sup>б</sup> Державний науково-дослідний інститут авіації Міноборони, Міносвіти і науки України, Київ, Україна

<sup>в</sup> Державний науково-випробувальний центр Збройних сил України, Феодосія, Україна

*Експериментально визначено залишковий ресурс термоциклічної повзучості та тривалості міцності матеріалу лопаток авіаційної газової турбіни після напрацювання. Відзначається суттєва деградація властивостей матеріалу.*

**Ключові слова:** лопатка, напруження, температура, пошкодженість, залишковий ресурс.

**Вступ.** Багаточисельні дослідження механічних характеристик матеріалу за час експлуатації газової турбіни свідчать про інтенсивне накопичення пошкоджень і деградацію його властивостей. Загальною тенденцією деградації є зменшення пластичності, міцності, границі витривалості і одночасно збільшення швидкостей повзучості та розповсюдження тріщин і т.д. Особливо це стосується матеріалу вхідної і вихідної кромок лопаток. Тріщини, викривлення, як правило, з'являються саме в цих місцях, що обмежує ресурс двигуна.

На сьогодні для оцінки впливу режимів експлуатації матеріалу на залишковий ресурс використовуються як експериментальні, так і розрахунково-експериментальні методи визначення накопичення пошкоджень [1]. Згідно з експериментальними методами визначається залишковий ресурс двигуна в цілому або деталі чи вузла за даними натурних та еквівалентних випробувань. При розрахункових методах ця задача вирішується за допомогою емпіричних залежностей, що враховують різні гіпотези накопичення пошкоджень у матеріалі. Суть розрахункових методів полягає у визначенні відносного вироблення ресурсу за кожного режиму експлуатації двигуна. Методи дозволяють спрогнозувати вплив відповідного режиму навантаження на вичерпання ресурсу елемента двигуна на стадії проектування або після певного часу його експлуатації. Вони базуються на емпіричних рівняннях граничних станів матеріалу, для визначення параметрів яких необхідно виконати великий обсяг експериментальних досліджень характеристик втоми, термовтоми, тривалої міцності з урахуванням експлуатаційних факторів. Похибка розрахункових методів залежить від багатьох чинників і може складати декілька сотень відсотків. Ці методи мають обмежене застосування, що пов'язано з обов'язковим дотриманням однакових механізмів деформування і руйнування в стан-

дартних лабораторних зразках і деталях двигуна. Тому експериментальні дослідження руйнування деталі в умовах, що максимально наближені до експлуатаційних, набувають особливого значення, оскільки дозволяють отримати достовірні дані про характеристики довговічності матеріалу або ресурс елемента конструкції.

**Мета дослідження.** Двигуни з форсажною камерою згорання РД 33-2С [2] встановлюються на літаках винищувачах. Після відповідного часу експлуатації двигуни капітально ремонтуються з проходженням еквівалентних циклічних випробувань. Реалізація одного з етапів випробувань, а саме: “режим підвищеної температури” пов’язана з великими технічними і методичними труднощами. За цього режиму температура газу більша на  $25^{\circ}\text{C}$  відповідної температури газу на “режимі максимального форсажу”, при цьому кількість обертів двигуна більша на 1,5...2% номінального значення. За таких умов, незважаючи на обмежений час роботи двигуна ( $\sim 7$  год), ймовірність виникнення пошкоджень зростає. З урахуванням цього мета дослідження заключалася в експериментальному визначенні залишкового ресурсу лопаток турбіни високого тиску на основі випробувань зразків (фрагментів реальної лопатки) на термоциклічну довговічність у лабораторних умовах [3, 4].

**Методика досліджень та експериментальне обладнання.** Об’єктом дослідження слугували зразки, які вирізали з тіла робочої лопатки, що мала попереднє експлуатаційне напрацювання (рис. 1).

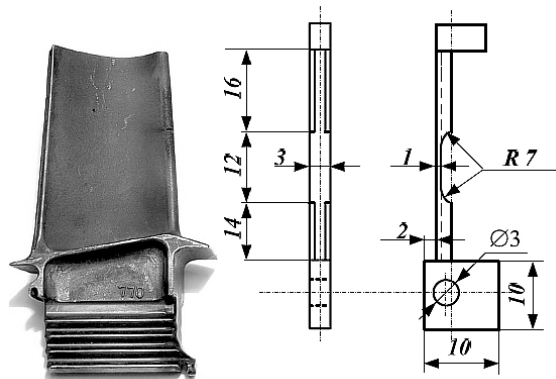


Рис. 1. Лопатка турбіни високого тиску двигуна РД 33-2С і зразок для дослідження термоциклічної довговічності.

Матеріал лопаток – жароміцний хромонікелевий сплав ЖС26 ВСНК із направленою кристалізацією. Сплав зберігає свої функціональні можливості до температури  $T = 900^{\circ}\text{C}$  [5]. По досягненні цієї температури спостерігається зменшення границі текучості і міцності з одночасним підвищенням пластичності. Параметри рівняння малоциклової втоми до температури  $T = 900^{\circ}\text{C}$  змінюються неістотно. Дані про анізотропію механічних властивостей неоднозначні. Зразки вирізали з тіла лопатки в частині її вхідної кромки. Їх робоча частина мала довжину близько 10 мм із реперними точками. Форма і розташування захватів забезпечували можливість випробувань за схемою позacentрового розтягнення. Захвати були шарнірно закріплені: верхній з ексцентриситетом  $\delta$  був нерухомий, нижній з ексцентриситетом  $\Delta$  міг вільно пере-

міщатися. Розрахунки напружено-деформованого стану зразка виконано з урахуванням схеми його навантаження та складної геометрії (рис. 2). Для цього використовувався пакет Solid Works/Cosmos Works – сучасний обчислювальний комплекс розрахунків методом скінченних елементів.

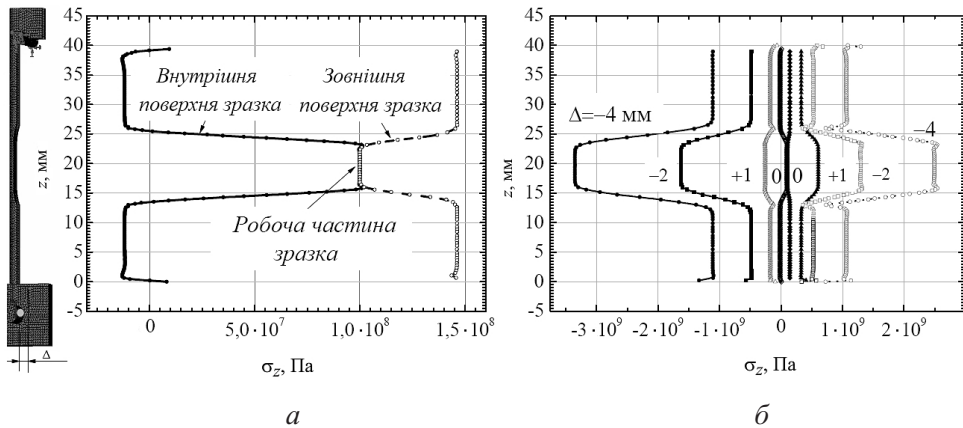


Рис. 2. Скінченноелементна модель зразка та розподіл напружень по висоті за різних значень ексцентриситету навантаження: *a* –  $\Delta = 0$ ; *б* –  $\Delta = +1, -2, -4$  мм.

Побудовано комп'ютерну скінченноелементну модель зразка лопатки з відповідними механічними граничними умовами. Розраховано компоненти пружних деформацій і напружень. Аналіз результатів показав, що в робочій частині зразка матеріал знаходився в умовах неоднорідного розтягу. Це пояснюється тим, що осі моментів інерції перерізів робочої частини та галтелей не збігалися, тобто мав місце ексцентриситет навантаження.

Виконано декілька варіантів розрахунків напруженого стану зразка, які відрізнялись значеннями ексцентриситетів. На рис. 2 наведено розподіл по висоті зразка осевої складової напружень  $\sigma_z$  на внутрішній та зовнішній поверхнях. Установлено, що ексцентриситет верхнього захвату майже не впливає на зміну напружено-деформованого стану зразка, а ексцентриситет нижнього, навпаки, має суттєвий вплив (рис. 2,б). Цей вплив визначає коефіцієнт чутливості  $\Xi = \delta \sigma_z / \delta \Delta$ . Для нижнього захвату його значення дуже велике ( $\Xi = 8,5 \cdot 10^8$  Па/мм). Так, при  $\Delta = +0,1$  мм напруження в робочій частині зразка  $\sigma_z$  збільшуються майже у два рази. Це, з одного боку, свідчить про необхідність підвищеної уваги на допуск відстані до центра отвору при його виготовленні, з іншого – про можливість варіації напружень у зразку, тобто про додатковий спосіб моделювання експлуатаційних напружень лопатки.

Напружений стан зразка по перерізу та вздовж робочої частини за відсутності ексцентриситету однорідний, за винятком області галтелей, де мала місце концентрація напружень (рис. 2,а).

Зразки випробовували на термоциклічну довговічність. Експериментальні дослідження зразків на розтягання і повзучість на повітрі за ізотермічних і неізотермічних умов виконували за розробленою методикою на створеній в Інституті проблем міцності ім. Г. С. Писаренка НАН України установці [6].

Принциповою відмінністю даної установки від відомих аналогічних є те, що нагрівання зразків здійснювалося за рахунок променистої енергії, яка фокусувалась на зразку. Основними елементами установки є два еліптичних віддзеркалювача, що мають один спільний фокус, в якому знаходиться зразок. В інших фокусах знаходяться нагрівач або поглинач теплоти. Потрібна температура матеріалу зразка при його нагріванні досягається за рахунок зміни електричної напруги на нагрівачі і контролюється каналом вимірювання температури. При охолодженні сектор повертається і променистий потік енергії від розігрітого до високої температури зразка фокусується на поглиначі теплоти. Час витримки зразка в охолоджувальній камері підбирається таким чином, щоб температура знизилася до заданого рівня. Деформація зразка при статичному навантаженні та термоциклічній повзучості фіксувалася каналом вимірювання деформації [7].

При виборі режимів випробувань основною задачею було забезпечення в зразку необхідних рівнів температур і напружень, а також їх кінетики. Значення напружень розтягу в робочій частині зразка відповідали таким в лопатці від дії позacentрових сил і нерівномірності температурного поля ( $\sigma = 100, 110$  і  $126$  МПа). Напруження в часі не змінювались. Температура зразка дорівнювала максимальній температурі лопатки на “режимі підвищеної температури” ( $T = 965^\circ\text{C}$ ). Дослідження виконувались як при постійній температурі ( $965^\circ\text{C}$ ), так і при температурі, що циклічно змінювалась ( $T = 965 \Leftrightarrow 500^\circ\text{C}$ ). Варіювались також значення часу витримки зразка за максимальної температури (відповідно  $t = 1,5$  і  $3$  хв). Час нагрівання і охолодження зразка збігався з часом нагрівання і охолодження лопатки на перехідних режимах роботи двигуна ( $t = 0,5$  хв). Наведені параметри дослідів дозволяли моделювати основні експлуатаційні умови. Характерно, що абсолютно повного збігу всіх параметрів стану, що визначають тотожні закономірності накопичення пошкоджень у матеріалі, зразку і в лопатці досягти не вдається, оскільки це еквівалентно проведенню натурних випробувань. Режими випробувань вибирали такими, щоб була можливість вивчити вплив основних чинників навантаження на залишкову довговічність матеріалу, а саме: величини механічних напружень; максимальна і мінімальна температури в циклі; час нагрівання і охолодження; час витримки зразка за максимальної температури циклу.

Значення параметрів механічного та теплового станів у зразку були дещо завищеними або заниженими по відношенню до значень цих параметрів, що мали місце в двигуні, з метою компенсації впливу чинників, які не відтворювались при експериментах і не врахування яких йшло б в запас міцності і довговічності матеріалу. Параметри режимів випробувань наведено в табл. 1.

При випробуваннях зразків реєстрували наступні параметри: рівень механічного зусилля; температуру; переміщення захватів; число циклів; час до руйнування.

Переміщення захватів  $\Delta L$ , що реєструвались в експерименті, це сума трьох складових: температурної  $L_T = L_0 \int_T \alpha dT$ ; повзучості  $L_{\text{п}} = L_p \varepsilon_{\text{п}} = kL_0 \varepsilon_{\text{п}}$  і деформації елементів установки  $L_m = k_1 L_0$ , де  $L_0$  – початкова відстань між

Т а б л и ц я 1

## Режими випробування зразків

№ зразка	$\sigma$ , МПа	$T_{\max}$ , °C	$T_{\min}$ , °C	$t_{\text{нагр}}$ , хВ	$t_{\text{ох}}$ , хВ	$t_{T_{\max}}$ , хВ
1	126	965	500	0,5	0,5	3,0
2	126	965	500	0,5	0,5	3,0
3	126	965	–	–	–	–
4	126	965	–	–	–	–
5	100	965	500	0,5	0,5	3,0
6	100	965	500	0,5	0,5	3,0
7	110	965	500	0,5	0,5	3,0
8	110	965	500	0,5	0,5	3,0
9	126	965	500	0,5	0,5	1,5
10	126	965	500	0,5	0,5	1,5

реперами;  $\alpha$  – коефіцієнт лінійного розширення;  $L_p$  – розмір робочої частини зразка;  $k = L_p/L_0$ ;  $\varepsilon_p$  – деформація повзучості;  $k_1$  – тарувальний коефіцієнт;

$$\Delta L = L_T + L_m + L_p = L_0 \left( \int_T \alpha dT + k\varepsilon_p + k_1 \right).$$

Вилучення складових  $L_m$  та  $L_T$  із загальної суми досяглось завдяки відповідному таруванню установки. Граничне значення деформації у момент руйнування зразка  $\varepsilon_{\Delta}$  визначалось як відношення приросту переміщення захватів до довжини його робочої частини:

$$\varepsilon_{\Delta} = (L_p)_{\text{lim}}/L_p.$$

Границя тривалої міцності  $\sigma_T$  визначалась як значення напружень, що зумовили повне руйнування зразка через певний час.

До і після проведення випробувань вимірювали початкову і скінченну довжину зразків із точністю до 0,01 мм. Окрім того, їх фотографували з дозволом 3,2 Мпікс цифровим апаратом OLIMPUS C 350.

Виконані експерименти свідчили про ефективність методики випробувань, роботоздатність установки, повторюваність режимів навантаження, якісну реєстрацію параметрів дослідів, що дозволило отримані результати рахувати достовірними.

**Аналіз результатів дослідження.** Залишковий ресурс пластичності і міцності матеріалу лопаток залежить від рівня деградації його властивостей за час експлуатації. Термоциклічна повзучість і міцність відображають складні фізико-механічні явища, що мають місце в матеріалі за сталих напружень і змінних температур. Про це свідчить кінетика кривих повзучості. Зафіксовано загальне монотонне зростання деформації у часі (ізотермічна повзучість) і одночасно знакозмінну швидкість деформації у циклі (циклічне

деформування). Відмічено характерні стадії повзучості: неусталена при  $d\varepsilon/dt \rightarrow \text{const}$ ; усталена при  $d\varepsilon/dt = \text{const}$  і прискорена при  $d\varepsilon/dt \rightarrow \infty$ . Основна частина деформації накопичувалась на усталеній стадії. Неусталена й усталена стадії мали місце після перерви випробувань на декілька годин або днів.

На основі статистичної обробки дослідних даних розглянуто наступні феноменологічні кінетичні рівняння:

для неусталеної і прискореної стадій –

$$\varepsilon_{\text{п}} = at^n; \tag{1}$$

для усталеної стадії –

$$\varepsilon_{\text{п}} = b + \dot{\varepsilon}t; \tag{2}$$

для повної кривої –

$$\varepsilon_{\text{п}} = c_0 + c_1t - c_2t^2 + c_3t^3 - \dots; \tag{3}$$

для окремого півциклу –

$$\varepsilon_{\text{п}} = gd^t t^m, \tag{4}$$

де  $a, b, d, g, n, m, \dot{\varepsilon}, c_0, c_1, c_2, \dots$  – відповідні параметри рівнянь, що, в свою чергу, залежать від умов навантаження [4].

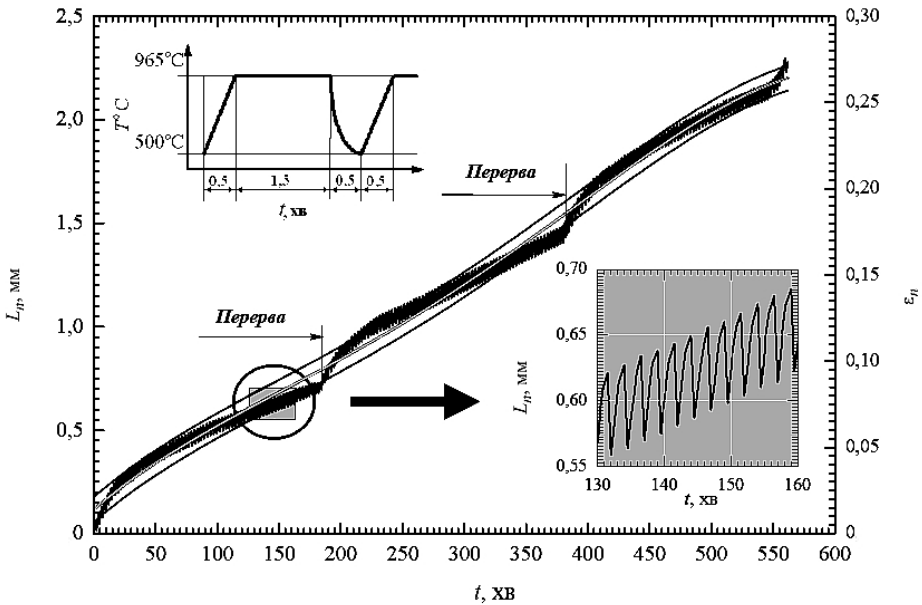


Рис. 3. Залежність деформації повзучості за циклічної зміни температури.

Як приклад на рис. 3 наведено результати випробувань зразка за циклічної зміни температури  $T = 965 \Leftrightarrow 500^\circ\text{C}$ , часу нагрівання і охолодження  $t = 0,5$  хв, часу витримки за максимальної температури  $t = 1,5$  хв, напруження  $\sigma = 126$  МПа. Кінетичні рівняння (1)–(4) конкретизовано у наступному вигляді:

для неусталеної стадії –

$$\varepsilon_{\Pi} = 0,006t^{0,5307}, \quad R_{square} = 0,994;$$

для усталеної стадії –

$$\varepsilon_{\Pi} = 0,0398 + 0,0003t, \quad R_{square} = 0,996;$$

для прискореної стадії

$$\varepsilon_{\Pi} = 0,0003t^{1,4608}; \quad R_{square} = 0,998;$$

для повної кривої –

$$\varepsilon_{\Pi} = 0,01383 + 5,98702 \cdot 10^{-4} t - 1,70664 \cdot 10^{-6} t^2 + \\ + 5,20251 \cdot 10^{-9} t^3 - 4,76786 \cdot 10^{-12} t^4, \quad R_{square} = 0,994;$$

для деформації у півциклі нагрівання на усталеній стадії –

$$\varepsilon_{\Pi} = 0,004357 \cdot 1,1149^t t^{0,6817}, \quad R_{square} = 0,997.$$

Відлік часу  $t$ , хв, у кожному рівнянні починався з нуля.

Підтверджено адекватність запропонованих залежностей, коефіцієнти достовірності  $R_{square} > 0,99$ . Результати дослідів знаходились у межах побудованих 95%-них довірчих інтервалів (табл. 2). Розкид значень граничних характеристик матеріалів незначний і складає в середньому 5%. Наприклад, для зразків № 1 і 2 час до руйнування  $t_p = 1030$  і  $1068$  хв відповідно, деформація  $\varepsilon = 0,280$  і  $0,288$ .

Аналіз результатів свідчить, що для стадії усталеної повзучості зв'язок між швидкістю  $\dot{\varepsilon}$ , розрахунковим часом до руйнування  $t_{lim}$  і граничною деформацією  $\varepsilon_{\Delta}$  має такий вигляд:

$$\varepsilon_{\Delta} = \dot{\varepsilon} t_{lim} = C, \quad (5)$$

де параметри  $C$  і  $\dot{\varepsilon}$ , в свою чергу, залежать відповідно від рівня напружень  $\sigma$  і часу витримки матеріалу за максимальної температури циклу  $t_{T_{max}}$ ,

$$C = f(\sigma) = 128,21\sigma^{1,324};$$

$$\dot{\varepsilon} = f(t_{T_{max}}) = 0,001325t_{T_{max}}^{-0,152}.$$

Таким чином, маємо

$$\varepsilon_{\Delta} = t_{lim} 0,001325t_{T_{max}}^{-0,152} = 128,21\sigma^{1,324}, \quad (6)$$

**Час до руйнування і гранична деформація зразків при випробуваннях на термоциклічну довговічність**

№ зразка	$t_p$ , хв	Відстань між крапками реперів, мм		$\epsilon$
		перед випробуванням $L_0$	після випробування $L_k$	
1	1030	24,35	26,60	0,280
2	1068	25,75	28,05	0,288
3	2445	22,75	25,30	0,319
4	2350	23,45	25,95	0,313
5	2072	31,25	32,90	0,206
6	2140	30,15	31,85	0,213
7	1692	23,40	25,50	0,263
8	1636	21,65	23,70	0,256
9	580	28,15	30,30	0,269
10	670	26,85	29,05	0,275

де  $100 \leq \sigma \leq 126$  МПа,  $1,5 \leq t_{T_{\max}} \leq 10$  хв. Рівняння (6) доцільно використовувати при інтерполяції прогнозу часу руйнування.

Підвищення в циклі рівня напружень з  $\sigma = 110$  до 126 МПа за інших рівних умов експерименту призводить до зменшення довговічності практично в два рази, при цьому гранична деформація змінюється несуттєво. При зменшенні часу витримки в циклі за максимальної температури різко зменшується довговічність. Це можна аргументувати впливом циклічних субкристалітних термічних напружень на деградацію властивостей сплаву. За постійної температури в циклі час до руйнування  $t_p = 40$  год 45 хв, із витримкою  $t = 3$  хв –  $t_p = 17$  год 48 хв, із витримкою  $t = 1,5$  хв –  $t_p = 9$  год 40 хв. Одночасно спостерігається тенденція до зменшення граничної деформації відповідно від  $\epsilon_{\Delta} = 0,319, 0,288$  до 0,269.

Відзначається суттєве зменшення тривалої міцності сплаву після експлуатації. Час руйнування зразків, що випробовувались при напруженні  $\sigma = 126$  МПа і сталій температурі  $T = 965^\circ\text{C}$ , складав 40 год, що дорівнює  $0,13t_p$  часу руйнування сплаву у непошкодженому стані. Таке зменшення тривалої міцності пов'язано з екстремальними умовами експлуатації робочих лопаток двигуна. Накопичення пошкодженості матеріалу еквівалентне підвищенню температури експлуатації до  $T = 1000^\circ\text{C}$ .

Отримані дані зіставляли з характеристиками сплаву ЖС26 ВСНК у початковому стані. Встановлено деякі особливості впливу експлуатаційного напруцювання [5]. Пластичність сплаву після експлуатації змінилася неістотно (рис. 4), що дозволяє використовувати криві малоциклової втоми матеріалу без експлуатаційного напруцювання для оцінки залишкового термоциклічного ресурсу матеріалу лопаток.



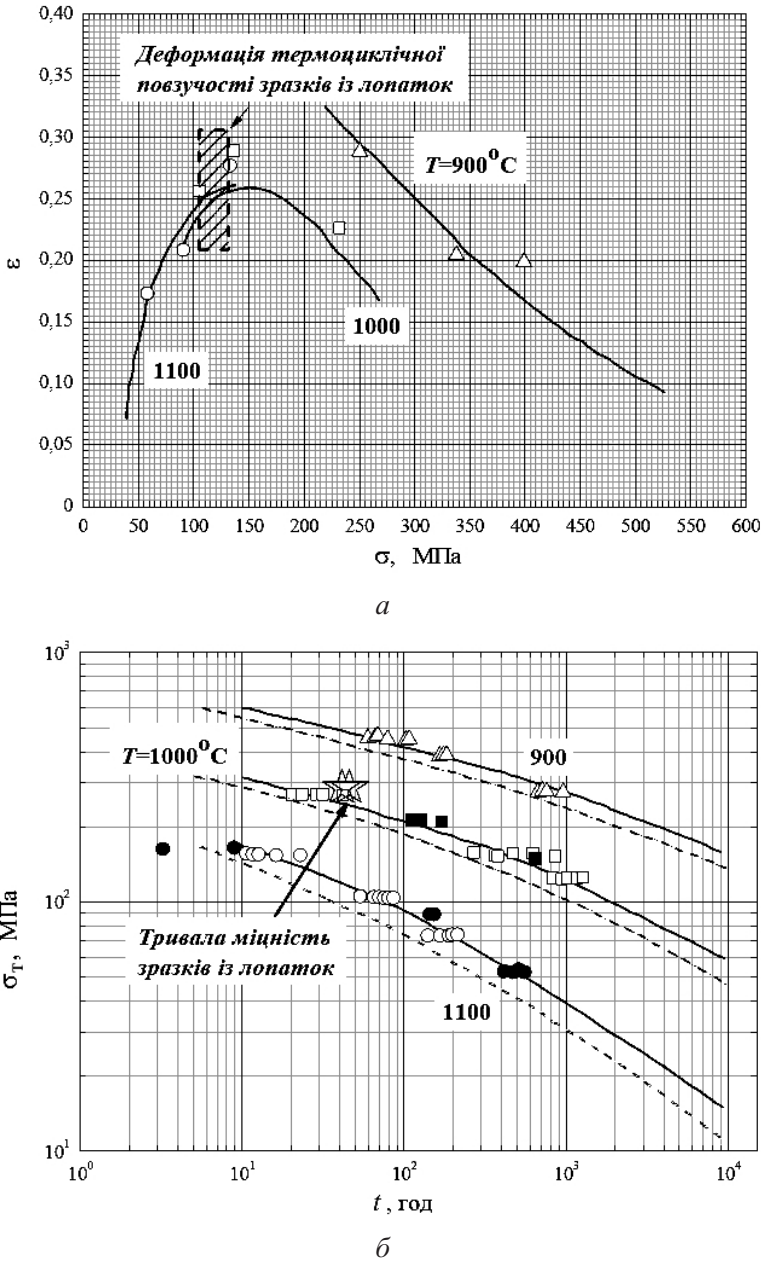


Рис. 4. Деформація повзучості і тривала міцність сплаву ЖС26 ВСНК в початковому стані (а) і після експлуатації (б).

### Висновки

1. Експериментально встановлено значний вплив форми циклу, рівня механічних напружень і максимальної температури в циклі на час до руйнування сплаву ЖС26 ВСНК після його експлуатаційного напрацювання.

2. Руйнування зразків відбувалось внаслідок термоциклічної повзучості матеріалу.

3. На основі статистичної обробки експериментальних даних запропоновано регресійні рівняння, що дозволяє виконувати розрахунок залишкової деформації повзучості і довготривалої міцності матеріалу.

## Резюме

Экспериментально установлены остаточный ресурс термоциклической ползучести и долговременной прочности материала лопаток авиационной газовой турбины после наработки. Отмечается значительная деградация свойств материала.

1. *Кравчук Л. В., Ляшенко Б. А., Цыбанев Г. В. и др.* Оценка эффективности ремонтных технологий в энергетических установках по изменению комплекса механических свойств // Проблемы ресурсу і безпеки експлуатації конструкцій, споруд та машин. – Київ: ІЕЗ ім. Є. О. Патона НАН України, 2009. – С. 569 – 574.
2. *Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания РД 33-2С.* Учеб. пособие / Под ред. В. В. Кулешова. – М.: ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1986. – 328 с.
3. *ДСТУ 2637-94.* Расчеты и испытания материалов на прочность. Методы ускоренных испытаний на термоциклическую ползучесть. – Введ. 01.07.95.
4. *Третьяченко Г. Н., Карпинос Б. С.* Прочность и долговечность материалов при циклических тепловых воздействиях. – Киев: Наук. думка, 1990. – 256 с.
5. *Каблов Е. Н., Голубовский Е. Р.* Жаропрочность никелевых сплавов. – М.: Машиностроение, 1998. – 464 с.
6. *Браиловский Г. Э., Ляшенко Б. А., Цыгулев О. В. и др.* Теплозащитные покрытия на лопатках авиационных ГТД / АН УССР. Ин-т проблем прочности. Препр. – Киев, 1989. – 46 с.
7. *Иванченко А. В., Долгов Н. А., Ляшенко Б. А.* Многоканальная система исследования изотермической и термоциклической ползучести // Пробл. прочности. – 2005. – № 6. – С. 124 – 131.

Поступила 14. 11. 2012