

## ЕФЕКТИВНІСТЬ ОХОЛОДЖЕННЯ ТА ДОВГОВІЧНІСТЬ ЛОПАТОК ГАЗОВИХ ТУРБІН

*Б. С. Карпінос*, д-р техн. наук, проф., *В. М. Куліш*

Інститут проблем міцності ім. Г. С. Писаренка НАН України  
karpinos@ipp.kiev.ua

*Наведено результати комп'ютерного моделювання станів матеріалу охолоджуваних лопаток турбін на несталіх режимах роботи двигуна. Засвідчено лінійні залежності між ефективністю охолодження та відносними термічними напруженнями за різних умов теплообміну та закріплення.*

**Ключові слова:** охолоджувальна лопатка, турбіна.

*Results of computer modeling at the unsteady operation modes of cooled turbine blades material state of the engines are represented in this work. Was established linear dependences between efficiency of cooling and relative thermal stresses for the different heat transfer boundary conditions and for different types of supports.*

**Keywords:** cooled turbine blades, turbine.

### Вступ

Проблема розробки і створення систем ефективного охолодження лопаток, дисків авіаційних газових турбін, а також камер згоряння залишається актуальною протягом останніх 40–50 років. Це пояснюється декількома основними обставинами. По-перше, складністю розв'язання крайових стаціонарних та нестаціонарних задач течії, теплообміну рухомого середовища, теплопровідності твердого тіла. По-друге, відсутністю у багатьох випадках об'єктивної інформації щодо теплового та термонапруженого станів матеріалу лопаток і дисків за високих температур, особливо в околі концентраторів теплових потоків та напружень. По-третє, потребою визначення граничних механічних характеристик матеріалу за екстремальних механічних та термічних умов — втоми, коротко- та довготривалої міцності, тріщиностійкості і т. д. Отримані аналітичні та емпіричні розв'язки задач теплопередачі та теплопровідності пов'язані з подоланням суттєвих математичних труднощів і не охоплюють можливих різноманітних комбінацій крайових умов. Розроблені у свій час спрощені методи визначення станів, а саме методи регулярних теплових режимів, методи простих та складних суперпозицій на сьогодні мало ефективні.

У відомих фірмах і корпораціях (Boeing, General Electric, NASA, Rolls Roys, Lockheed, SNEKMA, ЦІАМ, Сатурн, НПО Труд, ЗМКБ Прогрес та ін.) виконано багато фундаментальних та прикладних досліджень ефективності різних методів охолодження. Застосування методів фізичного та комп'ютерного чисельного

моделювання дало змогу врахувати вплив різних експлуатаційних факторів на стан матеріалу.

Основна увага в цих дослідженнях приділялася забезпеченню оптимального теплового стану елемента.

Суттєва неоднорідність теплового стану та контурні умови закріплення є причиною збурення термічних напружень, значення яких у деяких випадках можуть перевищувати межу текучості або втоми матеріалу. Це обґрунтувало пошук оптимального співвідношення між рівнем охолодження і термонапруженістю лопатки, що має важливе значення під час визначення її довговічності.

**Мета дослідження** — визначити зв'язок між ефективністю охолодження лопатки, збуренням термічних напружень та її довговічністю.

### Методика дослідження

Розв'язування задач несталої теплопровідності і термопружності для фрагментів лопатки виконувалося методом скінченних елементів. Використовувалися сучасні САД пакети, що попередньо адаптувалися до відповідних геометричних моделей лопаток та умов, типових для роботи газових турбін на різних режимах експлуатації. За рахунок оптимального вибору розмірів скінченних елементів та кроків у часі вдалося досягти похибки розрахунків, що не перевищувала 2,0 % [1].

Для моделювання стану матеріалу охолоджуваних лопаток обрано модель у вигляді тонкої сталевієї циліндричної пластини радіусом 20 мм, завтовшки 1 мм і розмірами 20×13 мм (рис. 1).

Зовнішня поверхня пластини нагрівалась, внутрішня — охолоджувалась. Вважалося, що умови теплообміну на поверхнях і у часі стали.



Рис. 1. Модель лопатки

Окремим самостійним завданням є урахування реальних умов течії і відповідний аналіз теплового і напруженого стану моделі подальшою.

### Результати досліджень

У моделі наявні несталий тепловий  $T = T(x, y, z, t)$  та термонапружений  $\sigma_{ij} = \sigma_{ij}(x, y, z, t)$  стани. У відносному вигляді вони подані таким чином

$$\theta = \frac{T(x, y, z, t) - T_{\text{пов}}}{T_{\text{газ}} - T_{\text{пов}}},$$

$$\sigma_{ij} = \frac{(1 - \mu)\sigma_{ij}(x, y, z, t)}{(T_{\text{газ}} - T_{\text{пов}})E\alpha},$$

де  $T(x, y, z, t)$ ,  $T_{\text{газ}}$ ,  $T_{\text{пов}}$  — температура моделі (лопатки), газу і охолоджувального повітря відповідно;  $\sigma_{ij}$  — компоненти напружень;  $x, y, z$  — координати;  $t$  — час;  $E$  — модуль пружності;  $\mu$  — відношення Пуассона;  $\alpha$  — коефіцієнт лінійного розширення.

Ефективність охолодження характеризується параметром [2]

$$\vartheta = \frac{T_{\text{газ}} - T(x, y, z, t)}{T_{\text{газ}} - T_{\text{пов}}}.$$

Неважко довести, що між параметрами  $\theta$  і  $\vartheta$  є просте співвідношення

$$\theta = 1 - \vartheta.$$

Для лопаток сучасних турбін параметр ефективності охолодження коливається в діапазоні  $\vartheta = 0,3 \dots 0,5$ , а в перспективі має тенденцію збільшення до  $\vartheta = 0,6 \dots 0,8$  [3].

Інтегрально тепловий та термонапружений стани характеризують запропоновані відношення  $\sigma^*/\theta$  та  $\sigma^*/\vartheta$ .

Відношення  $\sigma^*/\theta$  є тією частиною вільної термічної деформації, що викликає термічні на-

пруження. Воно віддзеркалює зв'язок між ефективністю охолодження і рівнем термічних напружень.

Розв'язок рівнянь теплопровідності та термонапруженості здійснювався при сталих механічних та теплофізичних характеристиках матеріалу. Граничні умови теплообміну  $\alpha^*(Bi)$  змінювались у інтервалах

$$\alpha_{\text{газ}}^* = 1000 \dots 5000 \text{ Вт/м}^2\text{К},$$

$$(Bi_{\text{газ}} = 0,06 \dots 0,3);$$

$$\alpha_{\text{пов}}^* = 1000 \dots 5000 \text{ Вт/м}^2\text{К},$$

$$(Bi_{\text{пов}} = 0,06 \dots 0,3);$$

$$T_{\text{газ}} = 900 \dots 1600 \text{ К}, T_{\text{пов}} = 300 \dots 600 \text{ К},$$

де  $Bi_{\text{газ}} = \frac{\alpha_{\text{газ}}^* h}{\lambda}$ ,  $Bi_{\text{пов}} = \frac{\alpha_{\text{пов}}^* h}{\lambda}$ ,  $\alpha_{\text{газ}}^*$ ,  $\alpha_{\text{пов}}^*$  — коефіцієнти теплообміну на зовнішній та внутрішній поверхнях моделі відповідно;  $h$  — товщина моделі;  $\lambda$  — теплопровідність матеріалу.

Проаналізовано стан моделі за умов, що характерні різним послідовним режимам роботи авіаційного двигуна, а саме малого газу I, набору номінальної потужності II, зміни ешелону III.

На рис. 2 для зовнішньої поверхні моделі наведено відповідні кінетики температур, зміни у часі параметрів теплового та напруженого станів моделі лопатки на різних режимах роботи турбіни напружень, їх відношення.

Абсолютні значення компонент термічних напружень  $\sigma_{ij}$  спочатку збільшуються, досягають максимуму, а потім дещо зменшуються до квазістаціонарного значення. Навантаження пропорційне. Найбільші значення напружень відзначались для компоненти  $\sigma_{zz}$ , що зумовило увагу до аналізу цієї компоненти.

При збільшенні потужності двигуна спостерігається монотонне підвищення відносної температури  $\theta$  і відносних напружень  $\sigma_{zz}^*$  та одночасно зменшення ефективності охолодження  $\vartheta$ .

У разі зменшення потужності — зворотне.

Особливістю змін у часі параметрів  $\theta, \vartheta, \sigma_{zz}^*$  на режимі малого газу є невеликий початковий проміжок часу, де за рахунок позитивної різниці між температурою охолоджуваного повітря і температурою пластини відбувається тимчасове її нагрівання. Тепловий режим не регулярний, навантаження пропорційне. Час досягнення в моделі квазістаціонарних станів температури та термічних напружень дорівнював  $t \approx 20 \dots 25$  с.

Визначено вплив на напружений стан пластини умов контурного закріплення бокових поверхонь.

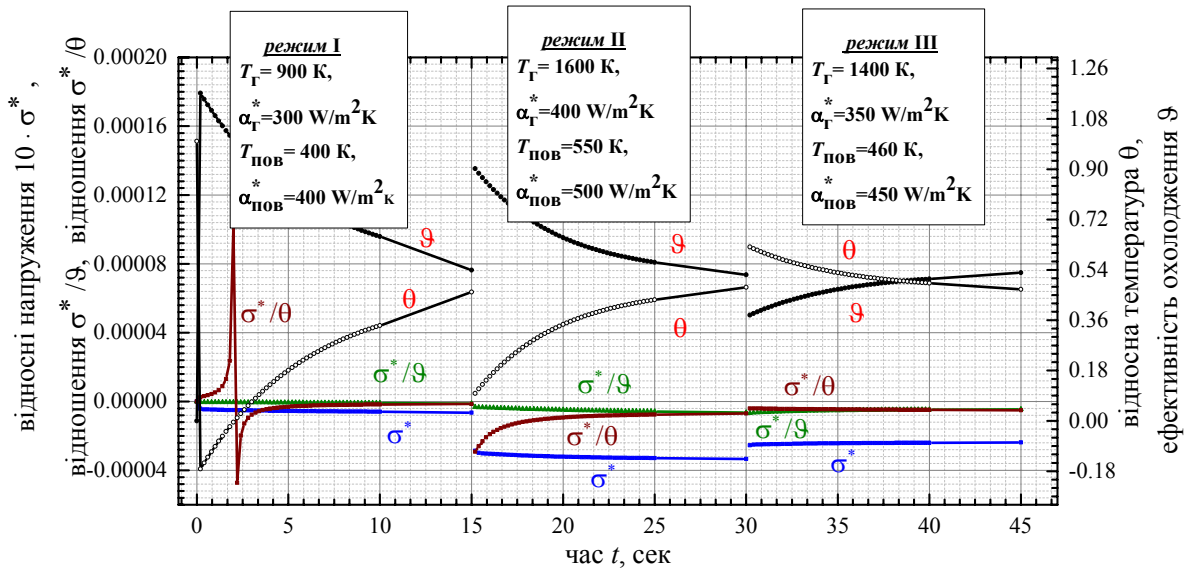


Рис. 2. Зміни у часі параметрів теплового та напруженого станів моделі лопатки на різних режимах роботи турбіни

На рис. 3 наведено результати відповідних розрахунків розподілу по висоті напружень на внутрішній поверхні — поверхні охолодження ( $\alpha_{газ}^* = 100 \text{ Вт/м}^2\text{К}$ ,  $T_{газ} = 1200 \text{ К}$ ,  $\alpha_{пов}^* = 1000$ ,  $T_{пов} = 300 \text{ К}$ ).

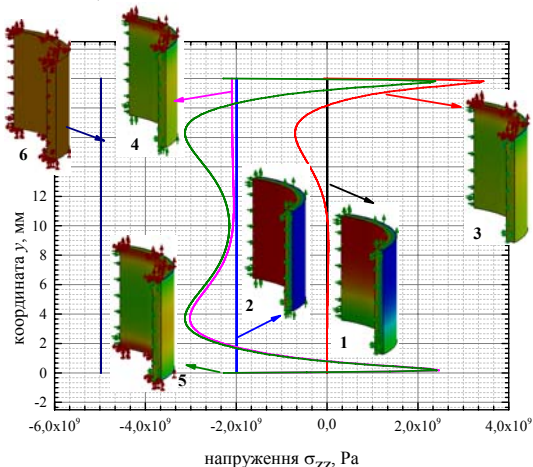


Рис. 3. Розподіл термічних напружень по висоті пластини:

- 1 — одна поверхня вільна, на трьох симетрія;
- 2 — на чотирьох симетрія; 3 — на двох симетрія, одна жорстко закріплена;
- 4 — на трьох симетрія, одна жорстко закріплена;
- 5 — на двох симетрія, дві жорстко закріплені;
- 6 — три жорстко закріплені

Розглянуто умови, характерні для локальних ділянок лопатки. Результати свідчать про істотний вплив закріплення на рівень термічних напружень, наявність крайових ефектів та концентрацію напружень.

За жорсткого закріплення однієї або двох поверхонь в околі торців спостерігається зміна знаку напружень, розтяг змінюється на стиск.

Досліджено вплив інтенсивності теплообміну на поверхнях пластини на рівні температур, на-

пружень та ефективність охолодження. Розрахунки виконано для квазістаціонарних теплових станів. Розглянуто такі варіанти:

- $\alpha_{газ}^* = \text{var}$ ,  $T_{газ} = \text{const}$ ,  $\alpha_{пов}^* = \text{const}$ ,  $T_{пов} = \text{const}$ ,
- $\alpha_{газ}^* = \text{const}$ ,  $T_{газ} = \text{const}$ ,  $\alpha_{пов}^* = \text{var}$ ,  $T_{пов} = \text{const}$ ,
- $\alpha_{газ}^* = \text{const}$ ,  $T_{газ} = \text{const}$ ,  $\alpha_{пов}^* = \text{const}$ ,  $T_{пов} = \text{var}$ ,
- $\alpha_{газ}^* = \text{const}$ ,  $T_{газ} = \text{var}$ ,  $\alpha_{пов}^* = \text{const}$ ,  $T_{пов} = \text{const}$ ,
- $\alpha_{газ}^* = \text{var}$ ,  $T_{газ} = \text{const}$ ,  $\alpha_{пов}^* = \text{var}$ ,  $T_{пов} = \text{const}$ .

Встановлено, що при варіації температур середовищ  $T_{пов} = \text{var}$  та  $T_{газ} = \text{var}$  значення відносних напружень  $\sigma_{zz}^*$  не змінюються. При варіації умов теплообміну  $\alpha_{газ}^* = \text{var}$  або  $\alpha_{пов}^* = \text{var}$  спостерігаються лінійні залежності між напруженнями  $\sigma_{zz}^*$  та ефективністю охолодження  $\vartheta$

$$\sigma_{zz}^* = \sigma_{zz(0)}^* + m\vartheta, \tag{1}$$

де  $\sigma_{zz(0)}^*$ ,  $m$  — параметри рівнянь, що залежать від умов теплообміну та закріплення.

На рис. 4 наведено результати чисельних дослідів та відповідні залежності для зони, що розташована на середині внутрішньої поверхні пластини. Збільшення ефективності охолодження не однозначно впливає на рівень напружень, які можуть як збільшуватись, так і зменшуватись. Лінійний характер відповідних залежностей залишається також і при одночасній варіації умов теплообміну на двох поверхнях, коли  $\alpha_{газ}^* = \text{var}$  та  $\alpha_{пов}^* = \text{var}$ . При цьому для кожної умови закріплення параметр  $\sigma_{zz(0)}^*$  сталий, а параметр  $m$  лінійно залежить від інтенсивності теплообміну

$$m = m_{(0)} + n\alpha^*, \tag{2}$$

де  $m_{(0)}$ ,  $n$  — параметри рівняння (табл. 1).

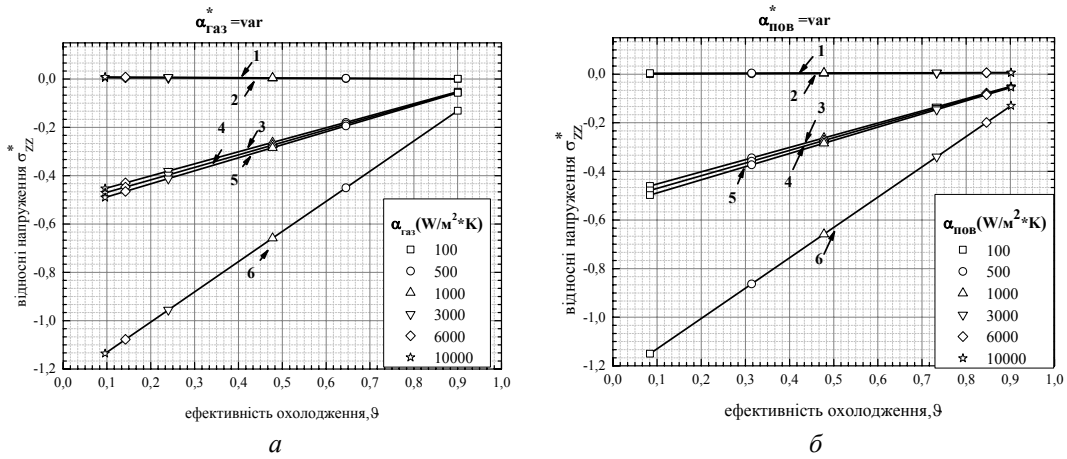


Рис. 4. Залежності відносних термічних напружень від ефективності охолодження при зміні умов теплообміну на поверхні нагріву моделі *а* та поверхні охолодження *б*. Номера кривих відповідають позначенням рис. 3

Таблиця 1

Параметри рівняння (3)

Механічні умови на поверхнях			Умови теплообміну на поверхнях							
			$\alpha^*_{пов} \neq const [Вт/м^2К], \alpha^*_{газ} = const$				$\alpha^*_{газ} \neq const [Вт/м^2К], \alpha^*_{пов} = const$			
			$\sigma^*_{zz(0)}$	$m_{(0)}$	$n [м^2/ВтК]$	$n_1$	$\sigma^*_{zz(0)}$	$m_{(0)}$	$n [м^2/ВтК]$	$n_1$
1	Одна вільна, на трьох симетрія (крива 1, рис. 3)	Поверхня нагріву	-0,00	$1 \cdot 10^{-8}$	$-8 \cdot 10^{-10}$	$-12,9 \cdot 10^{-6}$	0,00	$2 \cdot 10^{-8}$	$1 \cdot 10^{-9}$	$16,13 \cdot 10^{-6}$
		Поверхня охолодження	-0,00	$8 \cdot 10^{-8}$	$9 \cdot 10^{-10}$	$14,5 \cdot 10^{-6}$	0,00	$6 \cdot 10^{-8}$	$-9 \cdot 10^{-10}$	$-14,5 \cdot 10^{-6}$
2	На чотирьох симетрія (крива 2)	Поверхня нагріву	-0,00	$5 \cdot 10^{-8}$	$1 \cdot 10^{-9}$	$16,13 \cdot 10^{-6}$	0,00	$4 \cdot 10^{-8}$	$-8 \cdot 10^{-10}$	$-8 \cdot 10^{-10}$
		Поверхня охолодження	-0,00	$-8 \cdot 10^{-8}$	$-9 \cdot 10^{-10}$	$-14,5 \cdot 10^{-6}$	0,00	$-6 \cdot 10^{-8}$	$9 \cdot 10^{-10}$	$14,5 \cdot 10^{-6}$
3	На двох симетрія, одна жорстко закріплена (крива 3)	Поверхня нагріву	-0,50	0,499	$1 \cdot 10^{-6}$	$16,13 \cdot 10^{-3}$	-0,5	0,49	$-2 \cdot 10^{-6}$	$-32,26 \cdot 10^{-3}$
		Поверхня охолодження	-0,50	0,499	$-2 \cdot 10^{-6}$	$-32,26 \cdot 10^{-3}$	-0,5	0,49	$2 \cdot 10^{-6}$	$-32,26 \cdot 10^{-3}$
4	На трьох симетрія, одна жорстко закріплена (крива 4)	Поверхня нагріву	-0,52	0,524	$-2 \cdot 10^{-6}$	$-32,26 \cdot 10^{-3}$	-0,52	0,531	$-7 \cdot 10^{-5}$	$-11,29 \cdot 10^{-1}$
		Поверхня охолодження	-0,52	0,525	$1 \cdot 10^{-6}$	$16,13 \cdot 10^{-3}$	-0,52	0,525	$-2 \cdot 10^{-6}$	$32,26 \cdot 10^{-3}$
5	На двох симетрія, дві жорстко закріплені (крива 5)	Поверхня нагріву	-0,55	3,858	$2 \cdot 10^{-5}$	$32,26 \cdot 10^{-2}$	-3,80	3,858	$-2 \cdot 10^{-5}$	$32,26 \cdot 10^{-2}$
		Поверхня охолодження	-0,55	0,556	$6 \cdot 10^{-6}$	$96,78 \cdot 10^{-3}$	-3,80	0,556	$-7 \cdot 10^{-6}$	$-11,29 \cdot 10^{-2}$
6	Три жорстко закріплені (крива 6)	Поверхня нагріву	-1,25	1,248	$6 \cdot 10^{-9}$	$96,78 \cdot 10^{-3}$	-1,25	1,248	$6 \cdot 10^{-9}$	$96,78 \cdot 10^{-3}$
		Поверхня охолодження	-1,25	1,248	$6 \cdot 10^{-9}$	$96,78 \cdot 10^{-3}$	-1,25	1,248	$6 \cdot 10^{-9}$	$96,78 \cdot 10^{-3}$

Ця обставина пояснює появу на графіках  $\sigma_{zz}^*(\vartheta)$  двох поляр  $P_{\text{газ}}(\sigma_{zz(0)}^*, \vartheta)$  та  $P_{\text{пов}}(\sigma_{zz(0)}^*, \vartheta)$ , що характеризують вплив кожного окремого джерела теплоти на тепловий та напружений стани. Відзначається, що координати поляри  $P_{\text{газ}}(\sigma_{zz(0)}^*, \vartheta)$  залежать від умов закріплення, поляри  $P_{\text{пов}}(\sigma_{zz(0)}^*, \vartheta)$  — не залежать. Для усіх умов закріплення  $P_{\text{пов}}(\sigma_{zz(0)}^*, \vartheta) = P_{\text{пов}}(0, 1)$  (рис. 5).

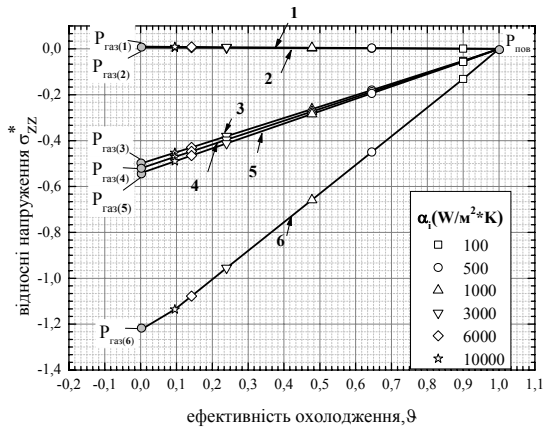


Рис. 5. Залежність відносних термічних напружень від ефективності охолодження при одночасній зміні умов теплообміну на поверхнях пластини за різних умов закріплення моделі. Номери кривих відповідають позначенням рис. 3

З урахуванням рівняння (2) залежність (1) набуває вигляду

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{zz}^* &= \sigma_{zz(0)}^* + (m_{(0)} + n\alpha^*)\vartheta, \\ \text{або} \\ \sigma_{zz}^* &= \sigma_{zz(0)}^* + (m_{(0)} + n_1\text{Bi})\vartheta. \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

Для визначення координат поляри  $P_{\text{газ}}(\sigma_{zz(0)}^*, \vartheta)$  за довільних умов закріплення потрібно виконати чотири незалежні чисельні дослідження, після чого розв'язується елементарна система лінійних рівнянь.

Наявність поляр та одержані прості лінійні залежності спрощують пошук параметрів оптимальної ефективності охолодження. На рис. 6 проілюстровано загальну схему такого пошуку для умов, описаних сукупністю кривих 1 на рис. 5.

Стан матеріалу в точці *a* приймається початковим (базовим). Подальша зміна стану може відбуватися за будь-якими прямолінійними або криволінійними шляхами. Як приклади наведено характерні:

- промінь *ad* — сталі напруження, ефективність охолодження збільшується (досягається

при зменшенні інтенсивності теплообміну на поверхні нагріву і одночасно збільшенні інтенсивності теплообміну на поверхні охолодження);

- промінь *ab* — сталі напруження, ефективність охолодження зменшується (досягається при умовах протилежних умовам для променю *ad*);

- промінь *ac* — ефективність охолодження стала, напруження зменшуються (досягається при одночасному зменшенні інтенсивності теплообміну на обох поверхнях);

- промінь *ae* — ефективність охолодження стала, напруження збільшуються (досягається при одночасному збільшенні інтенсивності теплообміну на обох поверхнях).

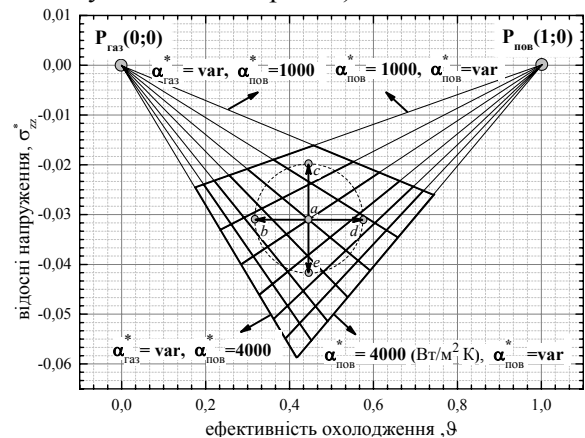


Рис. 6. Схема пошуку оптимальної ефективності охолодження пластини при одночасній зміні умов теплообміну на її поверхнях

Кожний перехід з початкового стану в кінцевий можна розглядати як послідовність двох переходів. Перший при  $\alpha_{\text{газ}}^* \neq \text{const}$ ,  $\alpha_{\text{пов}}^* = \text{const}$  і другий при  $\alpha_{\text{пов}}^* \neq \text{const}$ ,  $\alpha_{\text{газ}}^* = \text{const}$ . Для розглянутої моделі умови на охолоджуваній поверхні більш суттєво порівняно з умовами на поверхні нагріву впливають на приріст напружень від ефективності охолодження, тобто

$$\left( \frac{\partial \sigma_{zz}^*}{\partial \vartheta} \right)_{\text{пов}} > \left( \frac{\partial \sigma_{zz}^*}{\partial \vartheta} \right)_{\text{газ}}$$

Ця обставина викликає увагу до різних схем охолодження, як засіб забезпечення оптимального рівня напружень.

Отримані результати використано для безпосереднього прогнозування оптимальної термічної втоми лопатки з жароміцної сталі ХН70ВМТЮ за різних умов її охолодження [4]. Попередньо криві втоми сталі за різних максимальних температур у циклі  $T_{\text{мат}}$

$$\varepsilon = f(N(t))$$

перебудовано в залежності: відносні напруження — ефективність охолодження за різних довговічностей *N*

$$\sigma_{zz}^* = f(\vartheta(N)),$$

де  $\sigma_{zz}^* = \frac{\varepsilon}{(T_{\text{газ}} - T_{\text{пов}})\alpha}$ ,  $\vartheta = \frac{T_{\text{газ}} - T_{\text{мат}}}{T_{\text{газ}} - T_{\text{пов}}}$ ,  $\varepsilon$  — розмах деформацій у циклі (рис. 7).

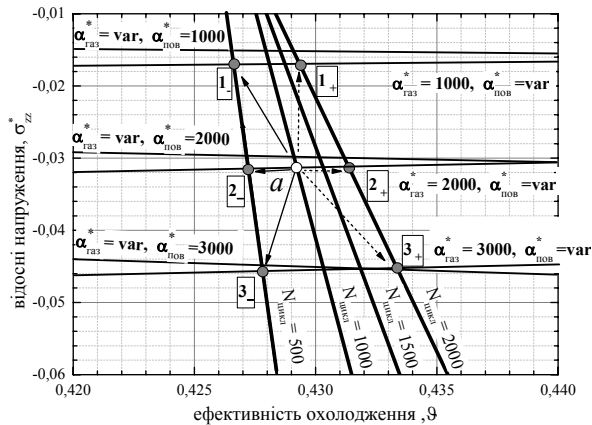


Рис. 7. Прогнозування термічної втоми лопатки турбіни при одночасній зміні умов теплообміну на її поверхнях

Під час визначення  $\sigma_{zz}^*$  та  $\vartheta$  задано значення температури газу  $T_{\text{газ}} = 1600$  К, охолоджувального повітря  $T_{\text{пов}} = 600$  К, коефіцієнта лінійного розширення  $\alpha = 1,5 \cdot 10^{-5} \text{ K}^{-1}$ . На рис. 7 наведено також залежності між відносними напруженнями та ефективністю охолодження для вільної від контурних обмежень циліндричної пластини, яка в даному випадку розглядалась як небезпечна ділянка лопатки. Вважалось, що початковий стан матеріалу (точка *a*) характеризується: параметрами теплообміну —  $\alpha_{\text{газ}}^* = 2000$  Вт/м<sup>2</sup>К,  $\alpha_{\text{пов}}^* = 2602,04$  Вт/м<sup>2</sup>К, ефективністю охолодження —  $\vartheta = 0,429$ , відносними напруженнями —  $\sigma_{zz}^* = 0,032$ , базовою довговічністю —  $N = 1000$  циклів. При зміні умов теплообміну змінюється стан матеріалу. Це, в свою чергу, може бути причиною як підвищення, так і зменшення довговічності лопатки. Як приклад, у табл. 2, 3 наведено параметри умов теплообміну, що викликають ефект зміни довговічності у два рази. Ефект досягається при несуттєвих, у декілька відсотків коливаннях інтенсивності охолодження.

Ця обставина пояснює потребу жорстких технічних і експлуатаційних вимог до систем охолодження з метою забезпечення зміни довговічності в одному контрольованому напрямку або лише її збільшення, або лише її зменшення. Розглянутий приклад пояснює покроковий розв'язок задачі вибору оптимальної довговічності ділянки лопатки за певних термомеханічних крайових умовах. Послідовність кроків тобто алгоритм розв'язку задачі залишається без змін для інших ділянок лопатки та інших термомеханічних крайових умов.

Таблиця 2

**Параметри умов теплообміну при збільшенні довговічності лопатки**

№ з/п	Стан	Умови теплообміну			
		$\alpha_{\text{газ}}^*$ Вт/м <sup>2</sup> К	$\alpha_{\text{пов}}^*$ Вт/м <sup>2</sup> К	$\frac{\alpha_{\text{газ}}^*}{(\alpha_{\text{газ}}^*)_a}$	$\frac{\alpha_{\text{пов}}^*}{(\alpha_{\text{пов}}^*)_a}$
1	<i>a</i>	2000	2602,04	1	1
2	1+	1000	1896,26	0,5	0,728
3	2+	2000	2607,14	1	1,002
4	3+	3000	3346,94	1,5	1,286

Таблиця 3

**Параметри умов теплообміну при зменшенні довговічності лопатки**

№ з/п	Стан	Умови теплообміну			
		$\alpha_{\text{газ}}^*$ Вт/м <sup>2</sup> К	$\alpha_{\text{пов}}^*$ Вт/м <sup>2</sup> К	$\frac{\alpha_{\text{газ}}^*}{(\alpha_{\text{газ}}^*)_a}$	$\frac{\alpha_{\text{пов}}^*}{(\alpha_{\text{пов}}^*)_a}$
1	<i>a</i>	2000	2602,04	1	1
2	-1	1000	1889,46	0,5	0,7261
3	-2	2000	2598,64	1	0,9987
4	-3	3000	3340,14	1,5	1,2837

Наведені в роботі результати мають як практичне так і наукове значення. Їх використання дозволяє розв'язувати загальні задачі визначення оптимальних умов експлуатації елементів енергетичного обладнання, що знаходяться під впливом декількох енергетичних джерел.

### Висновки

1. Запропоновано метод оптимізації термодинамічної довговічності ділянок елементів газових турбін, що базується на взаємозв'язку між ефективністю охолодження лопатки та її термонапруженим станом.
2. Визначено залежності між ефективністю охолодження та рівнем термічних напружень у пластини з різними джерелами теплоти та різними умовами її закріплення.

### ЛІТЕРАТУРА

1. Карпінос Б. С. Адаптація пакету SolidWorks — COSMOSWorks для розв'язку задач моделювання термонапружених станів охолоджуваних лопаток газових турбін / Б. С. Карпінос, В. М. Куліш // Наукоємні технології. — 2012. — №2(14). — С. 22–26.
2. Копелев С. З. Охлаждаемые лопатки газовых турбин. Тепловой расчет и профилирование / С. З. Копелев. — М. : Наука, 1983. — 146 с.
3. Репухов В. М. Тепловая защита стенки вдувом газа / В. М. Репухов. — К. : Наук. думка, 1977. — 216 с.
4. Биргер И. А. Термопрочность деталей машин / И. А. Биргер; под ред. И. А. Биргера, Б. Ф. Шорра. — М. : Машиностроение, 1975. — 456 с.

Стаття надійшла до редакції 04.12.2014