

УДК 517.958: 536.12 : 620.198

ВПЛИВ ПРОТИКОРОЗІЙНОГО БАГАТОШАРОВОГО ПОКРИВУ НА ТЕРМОПРУЖНІСТЬ КРУГЛИХ ПЛАСТИН

Н. О. ГЕМБАРА

Українська академія друкарства, Львів

Запропоновано розрахункову модель для визначення розподілу температури в круглій пластині з двосторонніми багатошаровими покриттями. Отримано розв'язок задачі теплопровідності для пластини з покриттями і закон зміни температури по товщині та радіусу. Встановлено вплив двошарового покриття на термопружний стан суцільного диска газової турбіни. Показано, що не врахування теплофізичних характеристик покриття призводить до завищеної оцінки температури і заниженої – термічних напружень.

Ключові слова: багатошаровий покрив, кругла пластина, теплопровідність, термопружність.

Довготривала безаварійна експлуатація газових турбін суттєво залежить від здатності матеріалу конструкції функціонувати за високих (960...1300°C, а для деяких турбін і вище) температур в агресивному середовищі продуктів спалювання. Щоб забезпечити роботоздатність, розробляють нові сплави, композитні та інші матеріали, а також технології підвищення жаротривкості та жароміцності деталей газових турбін шляхом формування поверхневих шарів з відповідними фізичними та механічними властивостями.

Проте найефективнішим і найуживанішим способом забезпечити жароміцність та корозійну тривкість конструкційних елементів гарячого тракту газотурбінних двигунів є нанесення поверхневих покриттів. На сьогодні на більшість деталей газотурбінних двигунів, кількість яких досягає декілька тисяч на один мотокомплект, наносять різні покриття [1]. Зовнішній шар покриття – це кераміка $ZrO_2 + 8\% Y_2O_3$, а внутрішні – металеві, які забезпечують адгезію керамічного шару, а також захищають від високотемпературної корозії під час проникнення агресивного середовища через керамічний шар або його розшарування [2].

Через відмінність коефіцієнтів лінійного розширення у зовнішньому ($\alpha = 9...9,5 \cdot 10^{-6}$) і внутрішніх ($\alpha = 15...17 \cdot 10^{-6}$) шарах виникає складний напружений стан зі зміною температури в діапазоні 20...900°C. Тому для оцінки роботоздатності таких конструкційних елементів з багатошаровими покриттями важливо дослідити зміну їх температурного поля і напружено-деформованого стану.

Формулювання задачі і її розв'язок. Розглянемо суцільний диск газової турбіни у вигляді круглої пластини товщиною $2h_0$ в ортогональній системі координат α, β, γ з двостороннім покритвом. На поверхню $\gamma = h_0$ пластини нанесено багатошаровий покрив з товщинами $2h_1, 2h_2, \dots, 2h_n$, а на поверхню $\gamma = -h_0$ – з товщинами $2h_1, 2h_2, \dots, 2h_m$ і різними теплофізичними характеристиками. На поверхнях $\gamma_n = h_n$ і $\gamma_m = h_m$ відбувається теплообмін з довкіллям за законом Ньютона. Вважаємо, що на контактних поверхнях пластини і шарів та між шарами виконуються умови ідеального теплового контакту. На торцевих поверхнях, що обмежують обо-

лонку і покрив, приймаємо граничні умови першого–третього роду. Для нестационарної задачі теплопровідності задаємо початковий розподіл температури.

Отримати точний розв'язок поставленої задачі досить складно. Тому, вважаючи товщини покриву малими проти товщини пластини, граничним переходом при $h_i \rightarrow 0$, $h_j \rightarrow 0$ і введенням приведених термоопорів $r_i = 2h_i/\lambda_i$, $r_j = 2h_j/\lambda_j$ шарів покриву (λ_i , λ_j – коефіцієнти теплопровідності шарів покриву) одержали узагальнені умови теплообміну із зовнішніми середовищами пластини через багат шарові покриви [3, 4]. Тобто такі покриви змодельовано фізичними поверхнями з відповідними теплофізичними характеристиками, а розв'язання крайової задачі математичної фізики для неоднорідного тіла зведено до задачі для однорідного, параметри якого задовольняють узагальнені граничні умови, де враховано вплив тонких багат шарових покривів на теплообмін з робочим середовищем.

Використовуючи операторний метод [5], поставлену задачу розв'язували у вигляді

$$t_0 = \frac{p_0 h_0 \cos p_0 \gamma}{\sin p_0 h_0} \cdot T_1 + \frac{1}{3} \cdot \frac{(p_0 h_0)^2 \sin p_0 \gamma}{\sin p_0 h_0 - p_0 h_0 \cos p_0 h_0} \cdot T_2, \quad (1)$$

де

$$T_1 = \frac{1}{2h_0} \int_{-h_0}^{h_0} t_0 d\gamma, \quad T_2 = \frac{3}{2h_0^2} \int_{-h_0}^{h_0} \gamma t_0 d\gamma \quad (2)$$

– інтегральні характеристики температури, через які виражено напружено-деформований стан оболонки.

Після відповідних математичних перетворень одержимо систему диференціальних рівнянь для визначення інтегральних характеристик T_1 і T_2 :

$$p_0^2 h_0^2 T_1 - \varepsilon_0 p_0 h_0 \cdot \operatorname{ctg} p_0 h_0 \cdot T_1 - \frac{\varepsilon_0^*}{3} \cdot \frac{p_0^2 h_0^2}{1 - p_0 h_0 \cdot \operatorname{ctg} p_0 h_0} \cdot T_2 = -(\varepsilon_0 t_c + \varepsilon_0^* t_c^*),$$

$$p_0^2 h_0^2 T_2 - (1 + \varepsilon_0) \frac{p_0^2 h_0^2}{1 - p_0 h_0 \cdot \operatorname{ctg} p_0 h_0} \cdot T_2 - 3\varepsilon_0^* p_0 h_0 \cdot \operatorname{ctg} p_0 h_0 \cdot T_1 = -3(\varepsilon_0 t_c^* + \varepsilon_0^* t_c), \quad (3)$$

де

$$\varepsilon_0 = \frac{h_0}{2} \left(\frac{\alpha_{0m}}{\lambda_{0m}} + \frac{\alpha_{0n}}{\lambda_{0n}} \right); \quad \varepsilon_0^* = \frac{h_0}{2} \left(\frac{\alpha_{0m}}{\lambda_{0m}} - \frac{\alpha_{0n}}{\lambda_{0n}} \right); \quad t_c = \frac{1}{2} (t_m^c + t_n^c); \quad t_c^* = \frac{1}{2} (t_m^c - t_n^c).$$

Якщо в рівняннях (3) обмежитись першими членами розкладу операторів $\operatorname{ctg} p_0 h_0$ і $(1 - p_0 h_0 \operatorname{ctg} p_0 h_0)^{-1}$, то матимемо наближену систему диференціальних рівнянь

$$p_0^2 h_0^2 \cdot T_1 - \varepsilon_0 T_1 - \varepsilon_0^* T_2 = -(\varepsilon_0 t_c + \varepsilon_0^* t_c^*),$$

$$p_0^2 h_0^2 \cdot T_2 - 3(1 + \varepsilon_0) \cdot T_2 - 3\varepsilon_0^* T_1 = -3(\varepsilon_0 t_c^* + \varepsilon_0^* t_c), \quad (4)$$

з якої отримаємо аналогічні рівняння для задачі теплопровідності оболонки без покриву [5]. Тепер визначимо температуру:

$$t(\alpha, \beta, \gamma) = T_1(\alpha, \beta) + \gamma T_2(\alpha, \beta).$$

Стационарне температурне поле в круглій суцільній пластині сталюї товщини з двостороннім багат шаровим покривом. Між зовнішнім контуром пластини $r = r_1$, її поверхнями $z = -h_m$, $z = h_n$ і навколишнім середовищем відбувається стаціонарний конвективний теплообмін. Причому температура середо-

вища t_m^c , що оточує поверхню покритву $z = -h_m$, суттєво відрізняється від температури середовища t_n^c , що оточує поверхню покритву $z = h_n$. Вважаємо, що між цими поверхнями відбувається конвективний теплообмін із зовнішніми середовищами за однакових коефіцієнтів теплообміну $\alpha = \alpha_{0m} = \alpha_{0n}$. За таких умов температурне поле змінюється як вздовж радіуса, так і по товщині пластини.

Приймаємо, що температура по товщині пластини змінюється за лінійним законом:

$$t(r, z) = T_1(r) + zT_2(r). \quad (5)$$

Для розв'язування задачі використаємо систему рівнянь (4). У цьому випадку, ввівши безрозмірну змінну $\rho = r/r_1$ і врахувавши, що $\varepsilon_0^* = 0$, запишемо:

$$\frac{d^2 T_1}{d\rho^2} + \frac{1}{\rho} \frac{dT_1}{d\rho} - \delta^2 (T_1 - t_c) = 0, \quad \frac{d^2 T_2}{d\rho^2} + \frac{1}{\rho} \frac{dT_2}{d\rho} - \delta_1^2 (T_2 - t_c^*) = 0. \quad (6)$$

Розв'язок цих рівнянь повинен задовольняти граничні умови

$$\begin{aligned} \frac{dT_1}{d\rho} + \frac{\alpha_r r_1}{\lambda} (T_1 - t_1) &= 0, \text{ якщо } \rho = 1, \\ \frac{dT_2}{d\rho} + \frac{\alpha_r r_1}{\lambda} T_2 &= 0, \text{ якщо } \rho = 1, \end{aligned} \quad (7)$$

де $\delta^2 = \varepsilon_0 r_1^2 / h_0^2$; $\delta_1^2 = \varepsilon_1 r_1^2 / h_0^2$; $\varepsilon_1 = 3(1 + \varepsilon_0)$; t_1 і α_r – температура середовища і коефіцієнт теплообміну на зовнішньому контурі диска ($r = r_1$ або $\rho = 1$).

Розв'язок системи (6) такий [6]:

$$T_1 = t_c + C_1 I_0(\delta\rho), \quad T_2 = t_c^* + C_2 I_0(\delta_1\rho), \quad (8)$$

де $I_0(x)$ – модифікована функція Бесселя нульового порядку першого роду.

Для температурного поля диска згідно з рівнянням (5) отримуємо:

$$t = t_c + C_1 I_0(\delta\rho) + z \left[t_c^* + C_2 I_0(\delta_1\rho) \right]. \quad (9)$$

Сталі інтегрування шукаємо з граничних умов (7), враховуючи, що [6]

$$\frac{d}{dx} I_0(x) = I_1(x), \quad (10)$$

де $I_1(x)$ – модифікована функція Бесселя першого порядку першого роду.

Знаходимо:

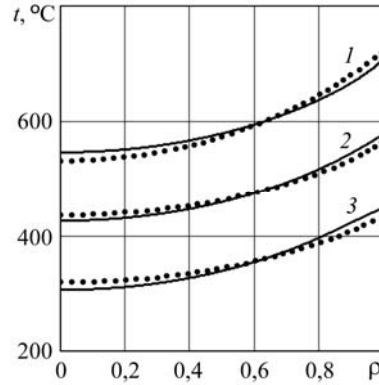
$$C_1 = \frac{\chi(t_1 - t_c)}{\delta I_1(\delta) + \gamma I_0(\delta)}, \quad C_2 = \frac{-\chi t_c^*}{\delta_1 I_1(\delta_1) + \gamma I_0(\delta_1)}, \quad (11)$$

де $\chi = \alpha_r r_1 / \lambda$.

Вплив протикорозійного двошарового покритву на термомпружність суцільного диска газової турбіни. Досліджували суцільну круглу пластину товщиною $h_0 = 0,1$ м і радіусом $r_1 = 0,5$ м, виготовлену із жароміцного сплаву ЕІ 893. На поверхню пластини нанесений двошаровий протикорозійний покритв КДП-1/СДП-8 [2], де КДП-1 (діоксид цирконію, стабілізований 8% Y_2O_3) – зовнішній шар товщиною $h_2 = 95$ μm ; СДП-8 (сплав системи $CoCrAlY$ з 24% Cr і 11% Al) – внутрішній товщиною $h_1 = 65$ μm . Для розрахунків використовували такі дані: $\lambda_0 = 24$ $\text{W}/(\text{m}\cdot\text{C})$, $\lambda_1 = 10$, $\lambda_2 = 2,5$ $\text{W}/(\text{m}\cdot\text{C})$; $\alpha_0 = 150$ $\text{W}/(\text{m}^2\cdot\text{C})$, $\alpha_1 = 80$, $\alpha_2 = 15$, $\alpha_r = 100$ $\text{W}/(\text{m}^2\cdot\text{C})$; $t_m^c = 500^\circ\text{C}$, $t_n^c = 20$, $t_1 = 800^\circ\text{C}$.

Рис. 1. Розподіл температури вздовж радіуса пластини: 1 – $z = h_0/2$; 2 – 0; 3 – $-h_0/2$; суцільна лінія – формула (9), точки – МСЕ.

Fig. 1. Temperature distribution along the radius of the plate with coating: 1 – $z = h_0/2$; 2 – 0; 3 – $-h_0/2$; solid line – Eq. (9); points – finite element method.



Для апробації порівнювали отримані розв'язки з одержаними методом скінченних елементів (МСЕ). Графіки свідчать про коректність запропонованих розв'язків та правомірність їх застосування для досліджень розподілу температурного поля в пластинах з покриттями (рис. 1).

Подано (рис. 2a, b) результати розрахунків розподілу температури за формулою (9). Температуру розраховували для пластини з теплофізичними характеристиками α_0 і λ_0 без покриття і з урахуванням теплофізичних характеристик покриття α_{0m} , α_{0n} , λ_{0m} , λ_{0n} . Виявили, що за нехтування останніми під час розрахунків одержуємо завищену приблизно на 100°C температуру.

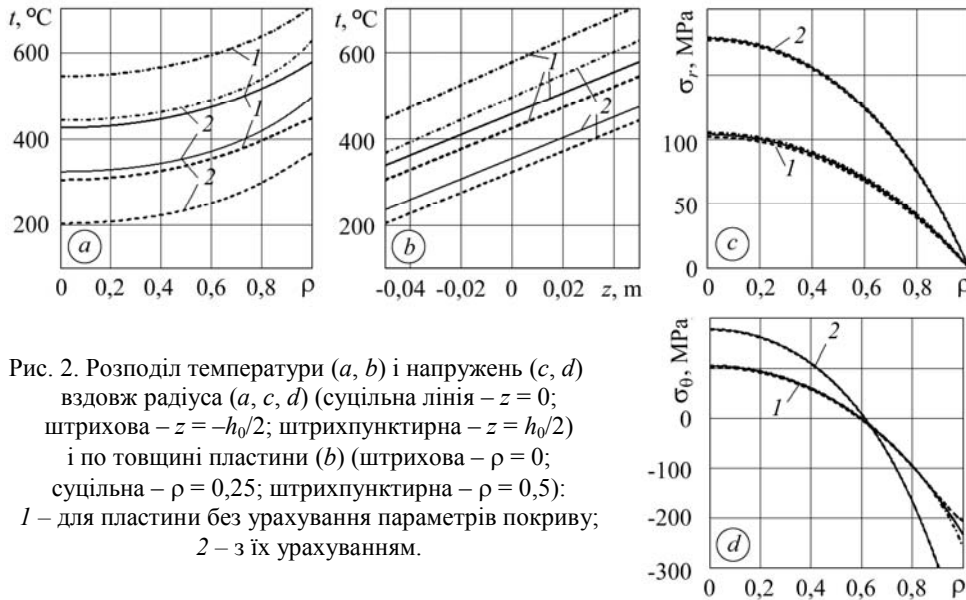


Рис. 2. Розподіл температури (a, b) і напружень (c, d) вздовж радіуса (a, c, d) (суцільна лінія – $z = 0$; штрихова – $z = -h_0/2$; штрихпунктирна – $z = h_0/2$) і по товщині пластини (b) (штрихова – $\rho = 0$; суцільна – $\rho = 0,25$; штрихпунктирна – $\rho = 0,5$): 1 – для пластини без урахування параметрів покриття; 2 – з їх урахуванням.

Fig. 2. Temperature (a, b) and stresses (c, d) distribution along the radius (a, c, d) (solid line – $z = 0$, dashed – $z = -h_0/2$; dash-dotted – $z = h_0/2$) and along the plate thickness (b) (dotted – $\rho = 0$; solid line – $\rho = 0.25$; dash-dotted – $\rho = 0.5$): 1 – for plates without coating; 2 – with account of coating.

Щоб оцінити вплив характеристик покриття на термічні напруження σ_r і σ_θ , використали розв'язок відповідної термопружної задачі [6]:

$$\begin{aligned} \sigma_r &= N_r / h + 12M_r z / h^3, & \sigma_\theta &= N_\theta / h + 12M_\theta z / h^3, \\ N_r &= \alpha_T E h C_1 [I_1(\delta) - I_1(\delta\rho) / \rho] / \delta; \\ N_\theta &= \alpha_T E h C_1 [I_1(\delta) + I_1(\delta\rho) / \rho - \delta I_0(\delta\rho)] / \delta; \\ M_r &= \alpha_T E h^3 C_2 [I_1(\delta_1) - I_1(\delta_1\rho) / \rho] / 12\delta_1; \end{aligned} \quad (12)$$

$$M_0 = \alpha_T E h^3 C_2 [I_1(\delta_1) + I_1(\delta_1 \rho) / \rho - \delta_1 I_0(\delta_1 \rho)] / 12 \delta_1.$$

Знайдено (рис. 2с, d) розподіл термічних напружень σ_r і σ_θ уздовж радіуса пластини. Тут спостерігаємо іншу ситуацію. Якщо не враховувати властивості покриву, одержуємо занижені приблизно на 70 МПа значення напружень σ_r по центру пластини, а значення σ_θ – і по центру, і по її краю.

ВИСНОВКИ

Для визначення температурного поля в пластині з двосторонніми тонкими багат шаровими покриттями, яку оточують середовища з різними температурами, побудована математична модель. Вплив покриттів на розподіл температури враховано через узагальнені умови теплообміну із зовнішніми середовищами. Матеріали пластини та покриттів мають різні теплофізичні характеристики. На контактних поверхнях пластини і шарів та між шарами виконуються умови ідеального теплового контакту. За допомогою операторного методу розв'язок рівняння теплопровідності для пластини записано через інтегральні характеристики температури, які визначено зі системи двох диференціальних рівнянь.

Проаналізовано вплив двошарового покриття на термопружний стан суцільного диска газової турбіни. Показано, що не врахування теплофізичних характеристик покриття призводить до завищеної оцінки температури і заниженої – термічних напружень. Тому під час досліджень міцності і довговічності елементів конструкцій з протикорозійними покриттями цей аспект необхідно брати до уваги.

РЕЗЮМЕ. Предложена расчетная модель для определения температурного поля в круглой пластине с двусторонними многослойными покрытиями. Найдено решение задачи теплопроводности для круглой пластины с покрытиями и закон изменения температуры по толщине и радиусу. Установлено влияние двухслойного покрытия на термоупругое состояние сплошного диска газовой турбины. Показано, что учет теплофизических характеристик покрытия ведет к завышенной оценке температуры и заниженной – термических напряжений.

SUMMARY. The calculation model for determining the temperature distribution in the round plate with bilateral multilayer coatings is proposed. The solution of the heat conductivity problem for plates with coatings and the law of temperature variation along the thickness and radius is obtained. The effect of bi-layered coating on the thermoelastic state of the gas turbine disc is established. It is shown that neglecting the thermophysical characteristics of the coating leads to the temperature over-estimates and thermal stresses under-estimates.

1. Мелехов Р. К., Похмурський В. І. Конструкційні матеріали енергетичного обладнання. – К.: Наук. думка, 2003. – 384 с.
2. Гецов Л. Б., Рыбников А. И. Механизм деформирования и разрушения многослойных покрытий при термоциклировании // Физ.-хим. механика материалов. – 1993. – 29, № 6. – С. 48–55.
(Getsov L. B. and Rybnikov A. I. Mechanisms of deformation and fracture of multilayer coatings during thermal cycling // Material Science. – 1993. – 29, № 6. – P. 604–611.)
3. Лучко Й. Й., Гембара В. М., Гембара Н. О. Моделирование теплопроводности тонких оболочек с односторонним багат шаровим покриттям // Механіка і фізика руйнування будівельних матеріалів та конструкцій: Зб. наук. праць. – 2005. – Вип. 6. – С. 60–66.
4. Лучко Й. Й., Гембара Н. О., Гембара В. М. Оптимізація теплопроводности пластин з багат шаровим покриттям // Там же. – 2007. – Вип. 7. – С. 52–56.
5. Подстригач Я. С., Швець Р. Н. Термоупругость тонких оболочек. – К.: Наук. думка, 1978. – 343 с.
6. Коваленко А. Д. Основы термоупругости. – К.: Наук. думка, 1970. – 306 с.

Одержано 09.04.2013