

УДК 004.94(045)

АДАПТАЦІЯ ПАКЕТУ SolidWorks-COSMOSWorks ДЛЯ РОЗВ'ЯЗКУ ЗАДАЧ МОДЕЛЮВАННЯ ТЕРМОНАПРУЖЕНИХ СТАНІВ ОХОЛОДЖУВАНИХ ЛОПАТОК ГАЗОВИХ ТУРБІН

Б. С. Карпінос¹, д-р техн. наук, В. М. Куліш²

¹Інститут проблем міцності ім. Г. С. Писаренка НАН України.

²Національний авіаційний університет

karpinos@ipp.kiev.ua

Наведено результати аналітичного та чисельного розв'язків двох тестових задач напруженого і теплового станів для пластини з отвором і суцільної пластини. Результати розрахунків засвідчили, що пакет SolidWorks-COSMOSWorks може бути ефективно використаний для розв'язку задач моделювання стану матеріалу охолоджуваних лопаток газових турбін.

Ключові слова: напруження, температура, кінцеві елементи, похибка.

For integral plate and plate with a hole analytical and numerical results for two test problems thermal and thermotension state are given. Results of calculation have shown, that SolidWorks-COSMOSWorks package can be effectively used for solution of material states modeling tasks of cooled gas turbine blade.

Keyword: stress, temperature, finite elements, error.

Вступ

На сьогодні для забезпечення надійної експлуатації відповідальних елементів машинобудування широко використовуються методи комп'ютерного моделювання їх напруженого і деформованого станів, зокрема програмні пакети NASTRAN (NAsa STRuctural Analysis), ANSYS, ABAQUS, MPP LS-DYNA та ін.

В авіа- та газотурбобудуванні накопичено великий позитивний досвід урахування впливу умов експлуатації на ресурс елементів фюзеляжу, крил, шасі, лопаток компресора та турбіни, дисків, основних та форсажних камер згоряння та ін. Ці елементи є складними просторовими об'єктами, умови навантаження яких характеризуються великою інтенсивністю рівнів механічних зусиль, термічних потоків, їх неоднорідністю та нерівноваженістю.

Як приклади руйнації елементів газової турбіни, а саме каналів охолодження лопаток та камер згоряння (рис. 1) наведено результати досліджень [1].

Поява тріщин термічної втоми в найбільш термонапружених ділянках деталей двигуна може мати катастрофічні наслідки. Це зумовлює актуальність досліджень визначення напруженого стану елементів гарячого тракту двигуна з урахуванням специфіки його розробки, виробництва та експлуатації.

Особлива увага звертається на стани лопаток, дисків компресорів та турбін.

Практичний розв'язок рівнянь механіки рідини, твердого тіла, переносу енергії і речовини в 3D постановці можливий лише скінченно елементними методами. Ці методи є чисельними, наближеними.

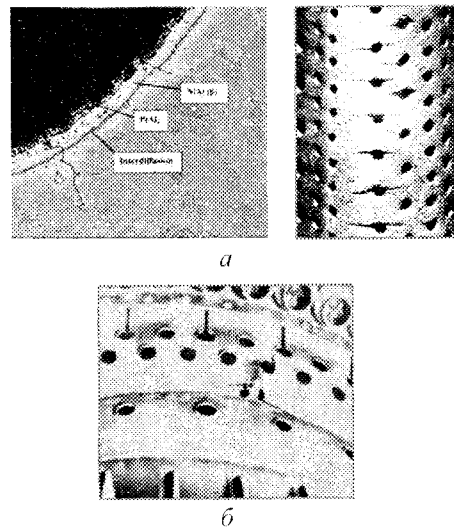


Рис. 1. Руйнація лопаток турбіни і камер згоряння

Похибка розрахунків залежить від кількості елементів, їх типу та геометричних розмірів, а також від функціональних можливостей розрахункового комплексу. Вона є основним критерієм вибору того чи іншого програмного пакету для розв'язку певних прикладних задач і потребує, незважаючи на характеристики пакету, виконання додаткових перевірок-тестів.

Для чисельних методів у деяких випадках спостерігається незадовільна збіжність результатів розрахунків, особливо в місцях концентрації теплових потоків і напружень, про що свідчать багато досліджень [2; 3]. Тому оцінка можливостей програмного забезпечення для конкретних об'єктів і умов їх навантаження доречно і обґрунтована.

Для створення твердотільних віртуальних моделей охолоджуваних лопаток газових турбін і визначення їх теплового і напруженого станів

обраний CAD-пакет 3D-моделювання SolidWorks–COSMOSWorks один з сучасних пакетів три вимірною параметричного моделювання. Його особливістю є логічно побудований оптимальний інтерфейс, відносно невелика потреба в обсязі оперативної пам'яті, спрощений алгоритм створення якісної сітки, можливостей взаємодії з різними пакетами автоматизованого проектування, тощо.

Мета роботи — визначення можливості адаптації обраного пакету для розв'язку задач моделювання теплових та термонапружених станів охолоджуваних лопаток турбіни під час роботи двигуна на стаціонарних та нестационарних режимах.

Методика адаптації. Методика адаптації ґрунтувалася на аналізі похибок розрахунків двох тестових задач, що розв'язувались аналітичним і чисельним методами.

Перша задача — напружений стан пластини з коловим отвором при її розтягуванні в одному напрямку. Цю класичну задачу пружності вперше аналітичним методом було розв'язано наприкінці XIX ст. Дж. Кіршем [4].

Більш складні задачі механіки твердого деформівного тіла з різноманітними концентраторами напружень за різних умов навантаження розв'язані у фундаментальних дослідженнях П. В. Колосова, Н. І. Мухелішвілі, Г. М. Савіна, П. Нейбера, О. Л. Квітки та ін. [5; 6].

Останнім часом, крім аналітичних методів, широкого застосування набули чисельні методи дослідження впливу форми та геометрії деталі на неоднорідність її напруженого стану [7].

Для нескінченної пластини, що мала вільний від зовнішніх зусиль коловий отвір, Дж. Кірш одержав розв'язок задачі у вигляді

$$\left. \begin{aligned} \sigma_r &= \frac{\sigma_{\text{ном}}}{2} \left(1 - \frac{a^2}{r^2} \right) + \frac{\sigma_{\text{ном}}}{2} \left(1 + \frac{3a^4}{r^4} - \frac{4a^2}{r^2} \right) \cos \left(\frac{\pi}{2} - 2\theta \right); \\ \sigma_\theta &= \frac{\sigma_{\text{ном}}}{2} \left(1 + \frac{a^2}{r^2} \right) - \frac{\sigma_{\text{ном}}}{2} \left(1 + \frac{3a^4}{r^4} \right) \cos \left(\frac{\pi}{2} - 2\theta \right); \\ \tau_{r\theta} &= -\frac{\sigma_{\text{ном}}}{2} \left(1 - \frac{3a^4}{r^4} + \frac{2a^2}{r^2} \right) \sin \left(\frac{\pi}{2} - 2\theta \right), \end{aligned} \right\}$$

де r, θ — координати полярної системи; $\sigma_\theta, \sigma_r, \tau_{r\theta}, \sigma_{\text{ном}}$ — колові, радіальні, дотичні та номінальні напруження відповідно; $2a$ — діаметр отвору.

Суттєва неоднорідність напруженого стану спостерігається в невеликій області в околі отвору, що приблизно обмежена радіусом $r \approx 2a$. На віддалені від отвору напруження дорівнюють номінальним значенням $\sigma_{\text{ном}}$.

Найбільше значення коефіцієнта концентрації колових напружень

$$\alpha_\sigma = \frac{\sigma_\theta}{\sigma_{\text{ном}}}$$

має в точці з координатами $\theta = \pi/2$ та $r = a$ і дорівнює, $\alpha_\sigma = 3$.

Стосовно пластини кінцевої ширини $2b$ (рис. 2), то розв'язок задачі у загальному вигляді відсутній.

Відомі розв'язки для окремих випадків.

Так Р. С. Гауланду [8] вдалося отримати розв'язок у вигляді суми нескінчених рядів для пластини шириною $\zeta = \frac{b}{a} \leq 0,5$.

Ці аналітичні розв'язки Кірша і Гауланда були базовими при розрахунках і визначенні напруженого стану пластини.

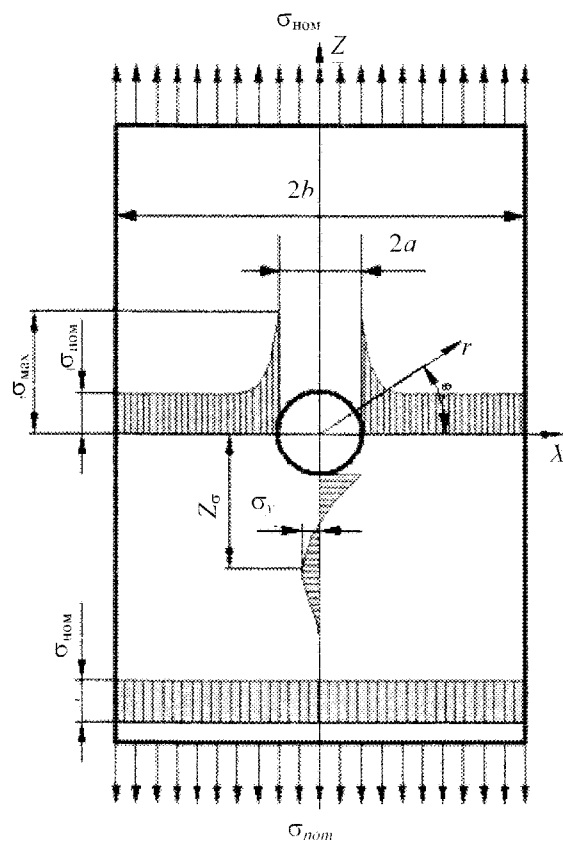


Рис. 2. Розподіл напружень у пластині під час її розтягування

Далі виконано дослідження напруженого стану пластини чисельним методом [9]. Сталева пластина (модуль пружності — $E = 2,20 \cdot 10^{11}$ Па, відношення Пуассона — $\nu = 0,3$) мала такі розміри: довжину — $2l = 0,2$ м, ширину — $2b = 0,1$ м, товщину — $2h = 0,05$ м, діаметр колового центрального отвору $2a = 0,01$ м. Розтяг пластини здійснювався напруженнями $\sigma_{\text{ном}} = 10\,000$ Па. Враховуючи симетрію задачі, геометрична модель будувалась для $1/2$ пластини з відповідними граничними умовами на її поверхнях (рис. 3).

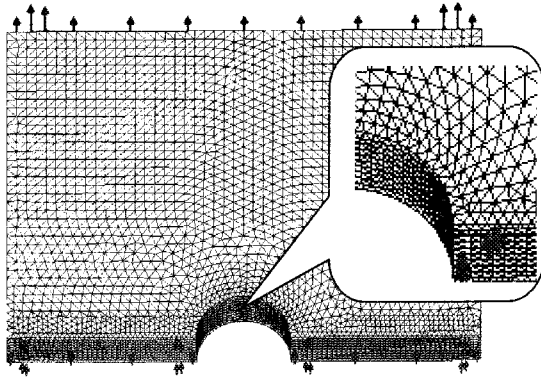


Рис. 3. Сітка скінчених елементів у пластині

Використовувалися тетрадральні просторові елементи параболічного типу, що забезпечило високу якість сітки і можливість застосовувати її одночасно для розв'язку задач механіки та перенесення.

Елементи, крім вузлів у вершинах, мали вузли по середині ребер. Такі елементи дозволили відтворити потрібну криволінійну поверхню отвору і виконати кращі математичні апроксимації. Сітка була регулярною на відстані від отвору і згущеною в околі його. Це досягалось за рахунок зміни параметрів налаштування створення сітки, а саме мінімального та максимального розміру елементів, їх співвідношень по шарах, кількості вузлів та шарів згущення і т.д. (див. таблицю).

Властивості сітки скінчених елементів

№ з/п	Параметри сітки	Характеристики сітки
1	Використане розбиття	Сітка на основі кривизни
2	Точки Якобіана	Чотири точки
3	Максимальний розмір елемента	2,09442 мм
4	Мінімальний розмір елемента	2,09442 мм
5	Якість сітки	Висока
6	Кількість вузлів	107502
7	Кількість елементів	72077
8	Максимальне відношення сторін	6,2104
9	Відсоток елементів з співвідношенням сторін < 3	99,8
10	Відсоток елементів з співвідношенням сторін > 10	0
11	Відсоток спотворених елементів (Якобіан)	0

Відомо, що для алгоритмів чисельних розрахунків типовою процедурою є додаткове згущення сітки в нерегулярній ділянці.

При цьому залежно від геометрії моделі кількість процедур згущення може досягати декількох.

Установлено, що можливості пакету SolidWorks–COSMOSWorks під час розв'язання задачі напруженого стану пластини з отвором дозволяють одержати задовільні коректні результати, не виконуючи подальшої додаткової процедури згущення сітки, що набагато спрощує одержання потрібних результатів.

На рис. 4 показано зміну напружень по ширині пластини. Напруження розраховані аналітичним $\sigma_{\text{аналіт}}$ та чисельним $\sigma_{\text{чис}}$ методами. Порівняння результатів дозволило встановити похибку чисельного методу

$$\xi_{\sigma} = 100 \left| 1 - \frac{\sigma_{\text{чис}}}{\sigma_{\text{аналіт}}} \right|, \%$$

максимальне значення якої відзначалось в найбільш напруженій зоні пластини і дорівнювало $\xi_{\sigma} = 1,5 \%$.

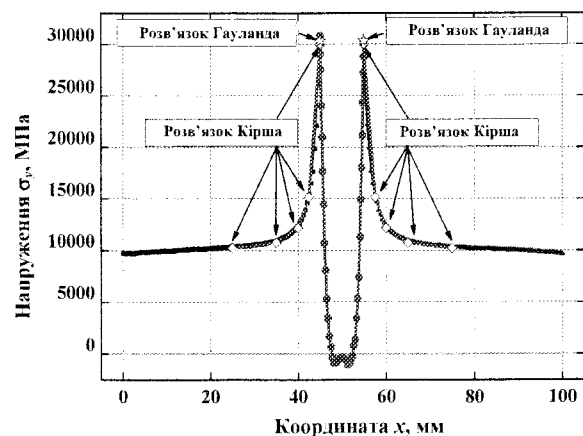


Рис. 4. Розподіл напружень по ширині пластини

Розглянутий чисельний метод на відміну від аналітичного дозволив визначити повний тензор напружень і, таким чином, з'ясувати умови, за яких пластину кінцевих розмірів можна вважати нескінченною. Ці умови:

$$\frac{b}{a} \geq 10, \quad \frac{h}{a} \geq 5.$$

Друга задача — нестационарний тепловий та термонапружений стани сталеві пластини під час її конвективного нагрівання.

Характеристики матеріалу: густина — $\rho = 7500 \text{ кг/м}^3$, теплоємність — $c_p = 400 \text{ Дж/кг}\cdot\text{К}$, температуропровідність — $a = 10 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с}$, теплопровідність — $\lambda = 30 \text{ Вт/м}\cdot\text{К}$, коефіцієнт лінійного розширення — $\alpha = 1,3 \cdot 10^{-5} \cdot \text{К}^{-1}$.

Розміри пластини: довжина $2l = 0,05 \text{ м}$, ширина $2b = 0,05 \text{ м}$, товщина $2h = 0,002 \text{ м}$. Пластина по об'єму мала початковий однорідний розподіл температури $T(x, y, z)_{t=0} = T_0 = 100 \text{ К}$.

З часу $t = 0$ на бокових поверхнях мав місце конвективний теплообмін, $\alpha^* = 1500 \text{ Вт/м}^2\cdot\text{К}$ за температури середовища $T_f = 1100 \text{ К}$.

Торцеві поверхні теплоізовані, зовнішні механічні зусилля відсутні. За таких умов у пластині моделювались нестационарні стани матеріалу охолоджуваних лопаток газових турбін.

Для нескінченної пластини товщиною $2h$ аналітичний розв'язок рівнянь нестационарної теп-

лопроводності та термопружності при наведених механічних та термічних крайових умовах має вигляд [10], де \bar{x} — відносна координата; $\bar{x} = \frac{x}{h}$,

μ_n — корні характеристичного рівняння

$\text{ctg} \mu_n = \frac{\mu_n}{Bi}$, F_0 — відносний час, $F_0 = \frac{at}{h^2}$; Bi —

відносна інтенсивність теплообміну, $Bi = \frac{\alpha^* h}{\lambda}$

$$T(x,t) = T_0 + (T_f + T_0) \times \left[1 - \frac{\sum_{n=1}^{\infty} (-1)^{n+1} 2 \cos(\bar{x} \mu_n) Bi \sqrt{Bi^2 + \mu_n^2}}{\mu_n + (Bi + Bi^2 + \mu_n^2)} \exp(-\mu_n^2 F_0) \right]$$

$$\sigma_z(x,t) = \frac{\alpha E (T_f + T_0)}{1 - \nu} \times \left[\frac{\sum_{n=1}^{\infty} (-1)^{n+1} 2 \left(\cos(\bar{x} \mu_n) - \frac{\sin \mu_n}{\mu_n} \right) Bi \sqrt{Bi^2 + \mu_n^2}}{\mu_n + (Bi + Bi^2 + \mu_n^2)} \exp(-\mu_n^2 F_0) \right]$$

За цими формулами для $Bi = 0,05$ розраховано значення температур і термічних напружень на поверхні пластини в різний час.

При визначенні сум враховувались значення $n = 1000$ коренів характеристичного рівняння.

Далі для цих умов чисельним методом виконано розрахунок температур і компонент термічних напружень.

Після чого результати порівнювались (рис 5).

Проаналізувавши результати видно, що похибки чисельних розрахунків

$$\xi_T = 100 \left| 1 - \frac{T_{чис}}{T_{анал}} \right|, \%$$

залежать від відносного кроку часу ΔF_0 , а саме:

$$\Delta F_0 = \frac{a \Delta t}{(\Delta l)^2},$$

де Δt — крок у часі; Δl — середній розмір скінченного елемента.

Обов'язковою умовою є додержання нерівності

$$F_{0p} > \Delta F_0,$$

де F_{0p} — час теплової дії.

Розрахунки показали, що оптимальні похибки $\xi_T = 2,0 \%$ спостерігаються при виконанні співвідношення $F_{0p} \approx 10 \cdot \Delta F_0$.

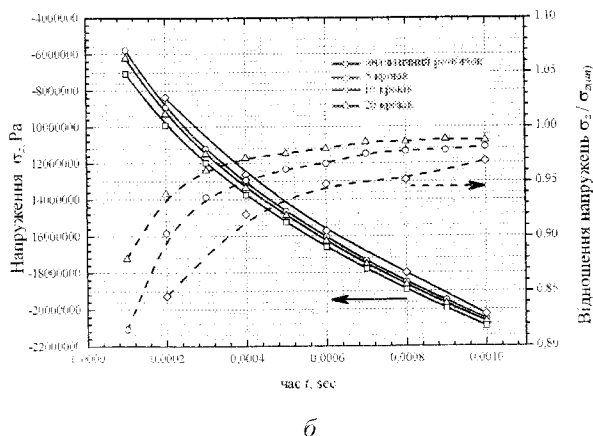
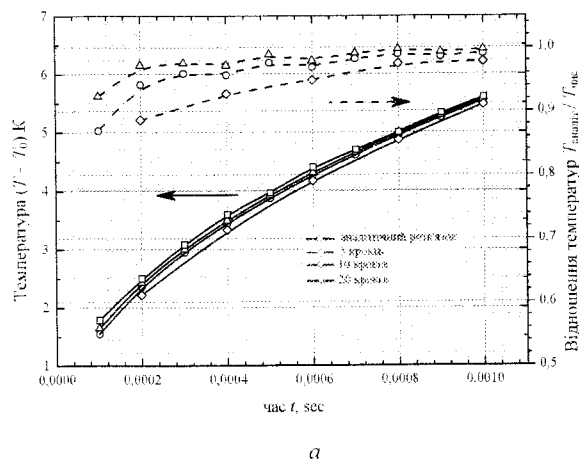


Рис. 5. Змінення у часі температур a та термічних напружень b на поверхні пластини

У часі похибки мають тенденцію до зменшення. У початковий час вони максимальні $\xi_T \approx 15\%$, після декількох кроків наближення — $\xi_T \approx 1,5\%$.

Похибка визначення термонапруженого стану більша ніж теплового. Одержані якісні і кількісні результати чисельних розрахунків задовольняють вимогам комп'ютерного моделювання нестационарних станів лопаток газової турбіни. Час розрахунків на сучасному ПК дорівнює декільком хвилинам.

Висновок

Установлено, що пакет SolidWorks–COSMOSWorks задовольняє вимогам отримання коректних результатів дослідження напруженого та теплового станів просторових об'єктів, що мають концентратори напружень і теплових потоків.

ЛІТЕРАТУРА

1. Mazur Z., Luna-Rami' rez A., Jua' rez-Islas J. A., Campos-Amezua A. Failure analysis of a gas turbine blade made of Inconel 738LC alloy. — Engineering Failure Analysis 12 (2005). — P. 474–486.
2. Bangerth W. Adaptive Finite Element Methods for Differential Equations Birkhauser Verlag / W. Bangerth, R. Rannacher. — Basel–Boston–Berlin. — 2000. — 126 p.
3. George P-L. Delaunay Triangulation and Meshing : Application to Finite Elements / P-L George, H. Borouchaki. — Paris : Hermfès, 1998. — 414 p.
4. Kirsch G. Die Theorie d. Elastizität u. d. Bedürfnisse d. Festigkeitslehre, V.D.J. m.42. № 29, 1898, S.799.
5. Савин Г. Н. Концентрация напряжений около отверстий. — М. : Л. : Гос. изд-во техн.-теорет. лит. — 1951. — 496 с.
6. Neuber H. Theory of notch stresses. Ann Arbor, Michigan : J.W. Edwards / H. Neuber, 1946. — М.: Л.: Гостех-изд. 1947. — 204 с.
7. Мавлютов Р. Р. Концентрация напряжений в элементах авиационных конструкций / Р. Р. Мавлютов. — М. : Наука, 1981. — 142 с.
8. Howland R.C.J. On the Stresses in the Neighbourhood of a Circular Hole in a Strip Under Tension, Phil. Trans. Roy, Soc., London, Ser. A. — Vol. 229. — 1930. — P. 39.
9. Алямовский А. А. SolidWorks/COSMOSWorks. Инженерный анализ методом конечных элементов / А. А. Алямовский. — М. : ДМК Пресс, 2004. — 432 с.
10. Лыков А. В. Теория теплопроводности / А. В. Лыков. — М. : Высш. шк., 1967. — 600 с.

Стаття надійшла до редакції 17.04.2012