

3. Шевченко Ю.Н. Термовязкоупругопластические процессы сложного деформирования элементов конструкций / Шевченко Ю.Н., Бабешко М.Е., Терехов Р.Г. – К.: Наукова думка, 1992. – 328с.
4. Шевченко Ю.Н. Методика решения осесимметричной задачи термовязкопластичности для тонких слоистых оболочек ЕС ЭВМ / Шевченко Ю.Н., Бабешко М.Е., Прохоренко И.В. – К.: Наукова думка, 1981. – 68с.
5. Babeshko M.E. Describing the Thermoelastoplastic Deformation of Compound Shells under Axisymmetric Loading with Allowance for the Third Invariant of Stress Deviator / Babeshko M.E., Shevchenko Yu.N. // Int. Appl. Mech. – 2010. – № 12. – P.1362-1371.
6. Новожилов В.В. Теория тонких оболочек / Новожилов В.В. – Л.: Судпромгиз, 1962. – 432с.
7. Shevchenko Yu.N. Constitutive Equations for Describing the Elastoplastic Deformation of Elements of a Body along Small-Curvature Paths in View of the Stress Mode / Shevchenko Yu.N., Terekhov R.G., Tormakhov N.N. // Int. Appl. Mech. – 2006. – № 4 (46). – P.421-430.
8. Бабешко М.Е. О приближенном описании процессов неупругого деформирования изотропного материала с учетом вида напряженного состояния / Бабешко М.Е., Шевченко Ю.Н., Тормахов Н.Н. // Прикладная механика. – 2010. – № 2 (46). – С.24-34.
9. Качанов Л.М. Основы теории пластичности. – М.: ГИТТЛ, 1956. – 324 с.
10. Шевченко Ю.Н. Термопластичность при переменных нагружениях / Шевченко Ю.Н. – К.: Наукова думка, 1970. – 288с.
11. Григоренко Я.М. Теория оболочек переменной жесткости / Григоренко Я.М., Василенко А.Т. – К.: Наукова думка, 1981. – 544с. – (Методы расчета оболочек: В 5-ти т.; Т.4).

Поступила в редколлегию 03.04.2014.

УДК 539.374

САВЧЕНКО В.Г., д.т.н., гол.наук.співроб.

Інститут механіки ім. С.П.Тимошенка НАН України

ТЕРМОВ'ЯЗКОПЛАСТИЧНИЙ СТАН ТІЛ ОБЕРТАННЯ ПРИ НЕОСЕСИМЕТРИЧНОМУ ТЕРМОСИЛОВОМУ НАВАНТАЖЕННІ ІЗ ВРАХУВАННЯМ ПОШКОДЖЕННЯ МАТЕРІАЛУ ПРИ ПОВЗУЧОСТІ

Вступ. Дане дослідження присвячене розрахунку термов'язкопружнопластичного просторового напружено-деформованого стану та міцності з врахуванням пошкодження матеріалу в осесиметричних елементах енергетичних установок при неосесиметричному навантаженні.

Постановка задачі. Основні співвідношення. Розглянемо в циліндричній системі координат z, r, φ нерівномірно нагріте тіло обертання, яке складається із не пружних ізотропних матеріалів, навантажене об'ємними $\vec{K}(K_z, K_r, K_\varphi)$ і поверхневими $\vec{t}_n(t_{nz}, t_{nr}, t_{n\varphi})$ силами. Навантаження таке, що в елементах тіла можуть виникати як пружні та пластичні деформації, так і деформації повзучості. Механічні характеристики матеріалів тіла залежать від температури. Навантаження і нагрівання тіла проходить таким чином, що в його елементах реалізуються процеси деформування по траєкторіях малої кривизни, які супроводжуються областями розвантаження.

Для врахування історії деформування увесь процес навантаження і нагрівання

розбивається на окремі досить малі за часом етапи таким чином, щоб їх кінці по можливості співпадали з моментами зміни напрямку процесу деформування окремих елементів тіла від навантаження до розвантаження. Розвантаження вважається пружним. Історія враховується шляхом послідовного розв'язку задачі на кожному етапі. На кожному етапі навантаження вплив пошкодження матеріалу на процеси деформування тіла здійснюється з допомогою параметра пошкодження ω , що характеризує зменшення ефективного об'єму, на який діють відповідні компоненти напружень, і використанні замість умовних напружень їх справжніх значень. Цей параметр характеризує зміну протягом деформування початкової структури матеріалу, зародження, розвиток та злиття пор, утворення мікродефектів, що приводить до зменшення ефективною площі перетинів, по яких розподілені компоненти напружень. В цьому випадку дослідження напружено - деформованого стану та пошкодження таких тіл обертання зводиться до послідовного розв'язку задачі по визначенню компонентів зміщень u_i , деформацій ε_{ij} , напружень σ_{ij} ($i, j = z, r, \varphi$) та параметра пошкодження ω при заданому силовому навантаженні і розподілі в тілі температури для фіксованих моментів часу. Температура може бути задана як шляхом розв'язування відповідної задачі теплопровідності, так і іншим способом. Тензор деформацій записується у вигляді суми тензорів пружної і пластичної деформації, та деформацій повзучості, при цьому при деформуванні припускається пружною зміна об'єму. При цьому залежності між компонентами напружень σ_{ij} і деформацій ε_{ij} після лінеаризації їх з допомогою методу додаткових напружень записуються у вигляді закону Гука з додатковими членами σ_{ij}^* , які враховують тепло-ву деформацію, відхилення матеріалу від пружного, залежність властивостей матеріалу від температури, а також повзучість матеріалу:

$$\begin{aligned} \sigma_{zz} &= (2G_0 + \lambda_0)\varepsilon_{zz} + \lambda_0(\varepsilon_{rr} + \varepsilon_{\varphi\varphi}) - \sigma_{zz}^*, \\ \sigma_{zr} &= 2G_0\varepsilon_{zr} - \sigma_{zr}^*, \quad (z, r, \varphi), \end{aligned} \quad (1)$$

де

$$\begin{aligned} \sigma_{ij}^* &= (1 - \omega) * (2G\varepsilon_{ij}^n + 2G_0\omega_1\varepsilon_{ij} + (K\varepsilon_T + 3\lambda_0\omega_1\varepsilon_0)\delta_{ij}), \\ \omega_1 &= 1 - \frac{G}{G_0}, \quad \lambda_0 = \frac{K_0 - 2G_0}{3}, \quad K = \frac{2G(1 + \nu)}{1 - 2\nu}, \end{aligned} \quad (2)$$

$$\varepsilon_0 = (\varepsilon_{zz} + \varepsilon_{rr} + \varepsilon_{\varphi\varphi})/3, \quad \varepsilon_T = \alpha_T(T - T_0).$$

Тут G_0, G – модулі зсуву матеріалу при початковій та поточній температурі відповідно, ν – коефіцієнт Пуассона.

В кінці m -го етапу навантаження нелінійні ε_{ij}^n (сума пластичних ε_{ij}^p деформацій та деформацій повзучості ε_{ij}^c) складові компонентів деформацій визначаються співвідношеннями

$$\left(\varepsilon_{ij}^n\right)_m = \sum_{k=1}^m \Delta_k \varepsilon_{ij}^n, \quad \Delta_k \varepsilon_{ij}^n = \Delta_k e_{ij}^n = \left\langle \frac{s_{ij}}{S} \right\rangle \Delta_k \Gamma_n, \quad \Delta_k \Gamma_n = \Delta_k \Gamma_p + \Delta_k \Gamma_c. \quad (3)$$

Між інтенсивностями дотичних напружень S і деформацій зсуву Γ , температурою T та часом t існує функціональна залежність. Після лінеаризації визначальних рівнянь (1) для її конкретизації в кожному наближенні використовується миттєва

термомеханічна поверхня $\sigma = F(\varepsilon^*, T)$, яка є геометричним місцем діаграм розтягання ци-ліндричних зразків, отриманих при різних фіксованих значеннях температури зі швидкостями навантаження, що не впливають на форму діаграм розтягання, і діаграм повзучості $\varepsilon^c = \varepsilon^c(\sigma, T, t)$ до моменту руйнування зразка. Тут σ – напруження од-новісного розтягання, ε^* – миттєва деформація зразка, яка дорівнює сумі пружної де-формації ε^e та пластичної ε^p .

Скалярний параметр пошкодження ω визначається з кінематичного рівняння, яке зв'язує швидкість зміни пошкодження з деяким еквівалентним напруженням, з ви-користанням діаграм довготривалої міцності, які отримують також в експериментах на одновісне розтягання. Еквівалентне напруження визначається з допомогою одного із критеріїв міцності. При цьому припускається, що параметр пошкодження являється функціоналом процесу навантаження. Оцінку початку руйнування тіла в даній точці елемента можна проводити як з використанням значень параметру пошкодження, так і шляхом порівняння еквівалентних напружень та значень границь міцності.

В процесі побудови послідовних наближень при розв'язуванні крайових задач на основі цих експериментальних залежностей визначаються природи інтенсивностей на-копичених пластичних деформацій зсуву $\Delta_k \Gamma_p$ та деформацій повзучості $\Delta_k \Gamma_c$, через які потім визначаються компоненти додаткових напружень σ_{ij}^* , які входять в визнача-льні рівняння (1),(2). Методики визначення цих величин з використанням термомехані-чної поверхні $\sigma = F(\varepsilon^*, T)$, діаграм повзучості $\varepsilon^c = \varepsilon^c(\sigma, T, t)$ та діаграм довготри-валої міцності в кожному елементі тіла в процесі організації послідовних наближень детально описані в роботах [1, 2].

Як при розв'язку задачі теплопровідності по визначенню розподілу температури в тілі, так і при розв'язку задачі по визначенню напружено – деформованого стану тіла обертання буде використовуватись напіваналітичний метод скінчених елементів, в якому розв'язок шукається у вигляді тригонометричних рядів, коефіцієнти яких визна-чаються на основі варіаційного рівняння теплопровідності та варіаційного рівняння Ла-гранжа.

Приєднавши до варіаційного рівняння співвідношення Коші, кінематичні, граничні і початкові умови і враховуючи залежність інтенсивності дотичних напружень S від інтенсивності деформацій зсуву Γ і температури T , а також криві повзучості, отримаємо повну систему рівнянь, яка разом дозволяє поетапно прослідкувати весь процес деформування тіла і визначити температуру, зміщення, деформацію і напру-ження в довільній точці тіла. При такому підході початково тривимірні крайові задачі зводяться до розв'язку в меридіональному перетині тіла сукупності двовимірних варіа-ційних задач для кожної гармоніки окремо. Їх дискретизація проводиться на основі ме-тоду скінчених елементів. Алгоритм розв'язку просторової задачі термопластичності наведено в роботі [3].

Числові результати. Для апробації запропонованої методики був досліджений напружено-деформований стан та проведено оцінку міцності диска турбіни реактивно-го двигуна винищувача з врахуванням системи сил, які діють на диск від зльоту літака до його посадки. Його розрахункова схема приведена на рис.1.

В початковий момент часу диск знаходиться при температурі 20⁰С. Потім він піддається дії об'ємних сил, які виникають при обертанні та рівномірно розподілених по ободу диска поверхневих сил, величина яких визначається дією відкинутих лопаток і залежить від числа обертів наступним чином: $t_{nr} = 174 * (n/n_{max})^2$ МПа, де n,

n_{\max} – відповідно поточне значення числа обертів та його максимальне значення, яке дорівнює в даному випадку 13300 об/хв.

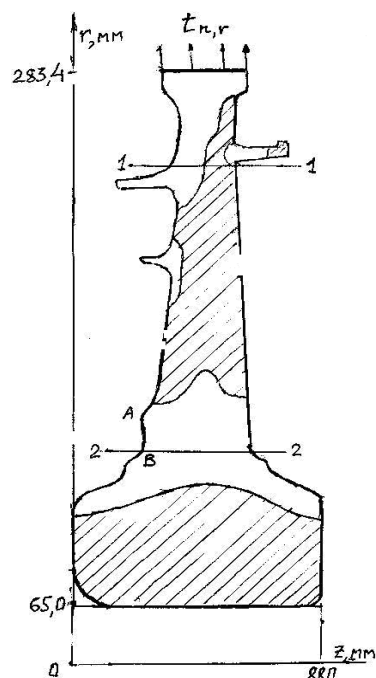


Рис. 1. Розрахункова схема диску

Програма зміни в часі числа обертів протягом циклу між злетом і посадкою літака приведена на рис. 2. Температурне поле для цього ж проміжку часу в чотирьох точках радіусу ($r=65\text{мм}$, $r=155\text{мм}$, $r=230\text{мм}$, $r=283,4\text{мм}$) було отримано експериментально з допомогою термопар. Температура для інших значень радіусу визначалась шляхом лінійної інтерполяції. Припускалось, що температура по товщині диска постійна. Розподіл температури по радіусу диска для трьох моментів часу, які на рис.2 позначені буквами b , d , e , наведено на рис.3. На поверхні АВ (рис.1) задавались граничні умови, які не дозволяли зміщенню диска вздовж осі обертання (осьові зміщення u_z та дотичні напруження t_{zr} приймались рівними нулю).

Весь проміжок часу між злетом літака і його приземленням розбивався у відповідності з програмою зміни обертів диска на 48 етапів. При цьому на останньому етапі обертви були рівними нулю при досить високій температурі диска. Залишкові напруження та зміщення визначались після повного охолодження двигуна, тобто при $n=0$ і температурі диска $T=20^0\text{C}$. Номера етапів відмічені цифрами на рис.2.

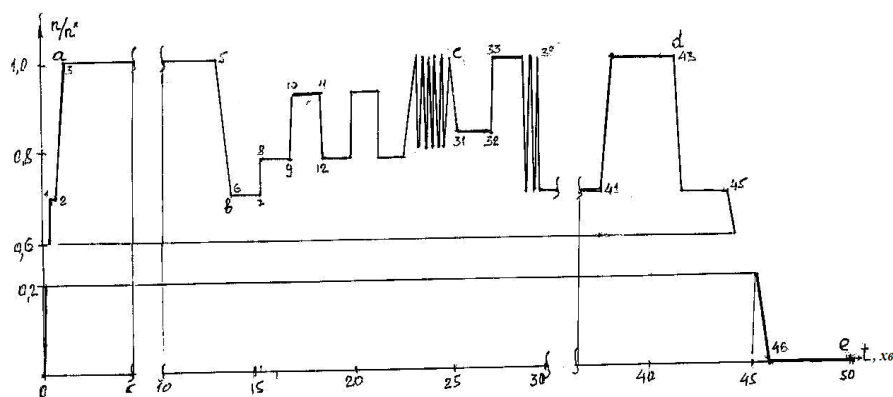


Рис. 2. Програма зміни в часі числа обертів диску.

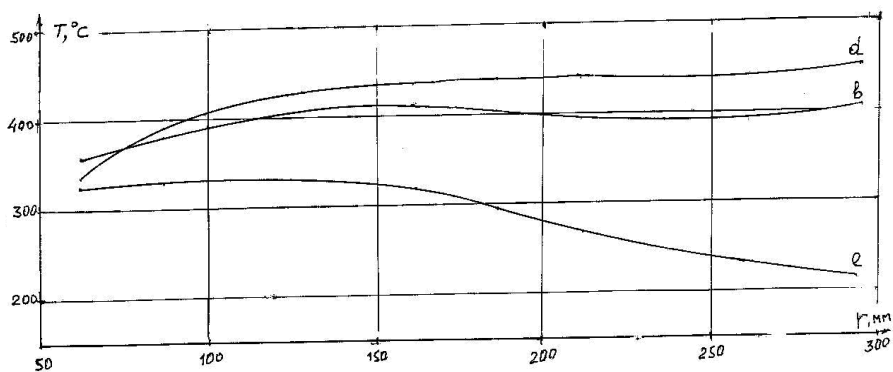


Рис. 3. Розподіл температури по радіусу диска.

Проведені розрахунки показали, що пластичні деформації в диску виникають уже в момент часу, який на рис.2 позначений буквою а, в перетині 1-1 (рис.1) біля правої бокової поверхні диску. З часом роботи двигуна вони розповсюджуються в глибину. На рис.1 заштрихована та частина поперечного перетину диска, де виникли пластичні деформації протягом всього циклу навантаження, тобто до 48 етапу. По формі області пластичності можна зробити висновок, що під дією відцентрових сил і прикладеного поверхневого навантаження відбувається згин диску.

Для оцінки зміни напружено-деформованого стану з ростом числа циклів було проведено розрахунок поведінки диску при циклічному навантаженні по спрощеній програмі. Спрощення програми проводилось таким чином, що на етапах 18-30 та 34-39 вилучались відрізки, на кінцях яких значення числа оборотів однакові, а різниця температур була меншою 5-7 градусів. Такі відрізки при проведенні розрахунків замінювались однією точкою з температурою, середньою по відрізку. Результати такого розрахунку в трьох циклах навантаження посередині меридіонального перетину диску біля внутрішнього отвору показали, що врахування циклічності навантаження проявляються тільки в другому та третьому циклі. Уже в четвертому циклі вплив попередньо накопичених пластичних деформацій не проявляється.

Висновки. Таким чином запропонована методика дозволила прослідити кінетику деформування диску при першому робочому запуску двигуна з врахуванням реальних умов навантаження, а також на модельній задачі оцінити вплив повторних запусків двигуна на напружено-деформований стан диску, що досліджується. По результатах цих досліджень можна зробити висновок, що напружено-деформований стан поблизу обода та в ступиці диска носить явно виражений просторовий характер. Тому дослідження напружено-деформованого стану на основі плоскої теорії або теорії оболонки внесе істотні похибки. Ще більшу похибку в результати внесе не врахування зміни числа обертів диска в процесі роботи двигуна при польоті. В той же час при повторному навантаженні диска, тобто при наступній роботі двигуна по цій самій програмі, уже після третього циклу напружено-деформований стан стабілізується. Оцінка міцності диска при даній програмі роботи двигуна показала, що відношення інтенсивності дотичних максимальних напружень до величини допустимого значення не досягає 0,6-0,7, що вказує на достатній запас міцності.

ЛІТЕРАТУРА

1. Галишин А.З. Определение термовязкопластического состояния оболочек вращения с учетом повреждаемости материала при ползучести / Галишин А.З. // Прикладная механика. – 2004. – № 5 (40). – С.71-79.
2. Savchenko V.G. Solution of nonaxisymmetric three-dimensional thermoplasticity problem by the secondary-stress method / Savchenko V.G., Babeshko M.E. // Int. Appl. Mech. – 1999. – № 12 (40). – P.1207-1213.
3. Успехи механики: В 6-ти томах / под общей редакцией А.Н.Гузя. Т.1. – Киев: “АСК”, 2005. – 776с. – Савченко В.Г., Шевченко Ю.Н. Пространственные задачи термовязкопластичности. – С.625-660.

Надійшла до редколегії 09.04.2014.