

PROBLEMY OBLICZANIA POWŁOK W TURBINOWYCH SILNIKACH LOTNICZYCH¹

ZBIGNIEW D Ź Y G A D Ł O (WARSZAWA)

1. Wstęp

Współczesne turbinowe silniki lotnicze (śmigłowe i odrzutowe) są konstrukcjami złożonymi z elementów powłokowych, płytowych i tarczowych. Buduje się je jako układy jedno lub dwuprzepływowe, wyposażone w jeden, dwa lub nawet trzy niezależne wirniki sprzężone termodynamicznie. Dzięki zastosowaniu wysokowytrzymałych i lekkich materiałów oraz odpowiednich rozwiązań uzyskuje się niezawodne w działaniu i trwałe konstrukcje charakteryzujące się małą masą jednostkową [1], [3].

Z uwagi na złożony kształt poszczególnych zespołów wirników i korpusów, obliczenia wytrzymałościowe przeprowadza się stosując różne przybliżone metody analityczne i numeryczne [2], [4] - [6].

Wprowadzenie metody elementów skończonych i macierzowej analizy numerycznej umożliwia opracowanie jednolitego podejścia do statycznych i dynamicznych obliczeń różnych zespołów konstrukcyjnych [7] - [13], [16], [17].

W niniejszym referacie przedstawiono metodykę obliczeń zespołów wirnikowych sprzężarek i turbin silników lotniczych (na przykład rys. 1a i b), opartą na podziale konstrukcji na powłokowe, płytowe lub tarczowe pierścieniowe elementy skończone.

Zakładamy, że rozpatrywane zespoły wirują ze stałą prędkością kątową Ω . Na elementy konstrukcji działają siły masowe spowodowane wirowaniem, siły ciągnięć promieniowych od wieńców łopatek, siły i momenty gnące od sił aerodynamicznych przyłożonych do piór łopatek oraz obciążenia powierzchniowe od różnicy ciśnień na poszczególnych stopniach sprężarki lub turbiny.

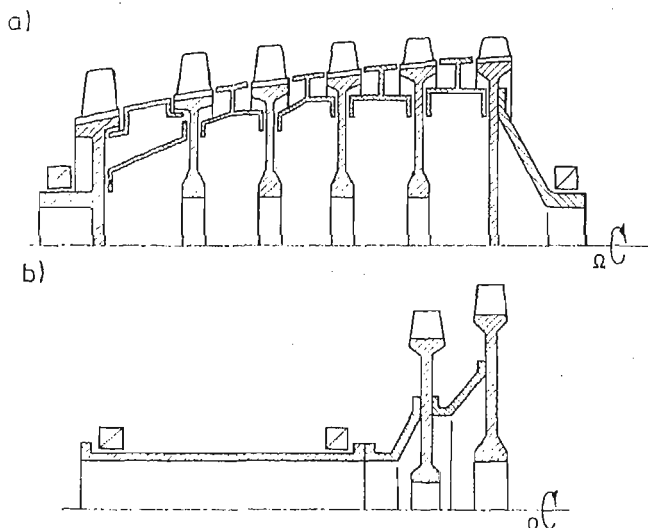
Poza tym uwzględnimy fakt, że badane zespoły pracują na ogół w warunkach silnego nagrzania, gdy moduł sprężystości, liczba Poissona i współczynnik rozszerzalności cieplnej materiału zależą od temperatury i z uwagi na duże gradienty temperatury w kierunku osiowym i promieniowym stają się funkcjami zmiennej osiowej lub promieniowej.

W związku z tym w konstrukcji mogą występować naprężenia termiczne, a materiał należy rozpatrywać jako niejednorodny (por. [10]).

Jako podstawowy element stosowany w omawianej metodzie przyjęto powłokowy, stożkowy element o zmiennej grubości i niejednorodnym materiale. Za pomocą odpowiedniej transformacji można przekształcić go na element tarczowy, płytowy lub powłokowy cylindryczny.

¹⁾ Referat problemowy przedstawiony na II Konferencji „Konstrukcje powłokowe, teoria i zastosowania”, w Gołuniu 6-10 XI 1978 r.

W referacie podano równania równowagi dynamicznej takiego elementu oraz sposób wyznaczania przemieszczeń, odkształceń i naprężeń w wirnikach składających się z elementów powłokowych, płytowych i tarczowych przy uwzględnieniu gradientów temperatury i niejednorodności materiału.



Rys. 1.

Przedstawiono również metodykę kształtowania wytrzymałościowego konstrukcji oraz badania drgań własnych i wymuszonych.

Omówiono stosowane sposoby składania równań elementów w macierzowe równanie całej struktury, a także przekształcania równań elementów w układ rekurencyjny, co umożliwia następnie proste rozwiązanie rozpatrywanych problemów.

2. Równania równowagi dynamicznej wirującego, niejednorodnego elementu stożkowego

Rozpatrzmy cienki, stożkowy element powłokowy o zmiennej grubości $h = h(\xi)$, wirujący dokoła osi symetrii Ox z prędkością kątową Ω (rys. 2a).

Przyjmujemy, że element jest umieszczony w osiowosymetrycznym polu temperatury zmiennym wzdłuż tworzącej, przy czym wzdłuż grubości ścianki temperatura jest stała,

$$(2.1) \quad T = T_{\text{nag},j}(\xi) - T_0 = T_j(\xi),$$

gdzie

$T_{\text{nag},j}(\xi)$ — temperatura nagrzanego elementu,

T_0 — początkowa temperatura stała dla całego zespołu.

W związku z silnym nagraniem elementu zakładamy, że moduł sprężystości E , liczba Poissona ν i współczynnik cieplnej rozszerzalności materiału α zależą od temperatury $T_{\text{nag},j}(\xi)$, a więc — od współrzędnej ξ

$$(2.2) \quad \begin{aligned} E &= E_j(\xi), & \nu &= \nu_j(\xi), \\ \varepsilon_T &= \alpha T = \alpha_j(\xi) T_j(\xi) = \varepsilon_{T,j}(\xi), \end{aligned}$$

gdzie ε_T — odkształcenie termiczne.

Na powierzchnię elementu działa obciążenie pochodzące od różnicy ciśnień $p = p_j(\xi, \beta, t)$, które w ogólnym przypadku zależy od współrzędnych przestrzennych ξ, β (rys. 2) oraz czasu t .

Równanie równowagi dynamicznej elementu wyznaczono wykorzystując zasadę prac wirtualnych przy zastosowaniu liniowej teorii cienkich powłok [6], [7], [14], a w przypadku rozpatrywania wpływu napięć błonowych na sztywność elementu uwzględniono nieliniowe składowe odkształcenia [15].

Składowe przemieszczenia środkowej powierzchni powłoki u, v, w , odniesiono do lokalnego, ortogonalnego układu współrzędnych $s\beta\eta$ (rys. 2c), gdzie s — zmienna wzdłuż tworzącej, β — zmienna obwodowa, a n — zmienna normalna do środkowej powierzchni.

Siły i momenty działające w przekrojach powłoki mają dodatnie zwroty takie jak pokazano na rys. 2c. gdzie

Q_s, Q_β — siły poprzeczne,

N_s, N_β — siły normalne

$S_{s\beta}, S_{\beta s}$ — siły styczne

M_s, M_β — momenty zginające

$M_{s\beta}, M_{\beta s}$ — momenty skręcające

Powierzchniowe obciążenie zewnętrzne $p_j(\xi, \beta, t)$ przyjmiemy w postaci

$$(2.3) \quad p_j(\xi, \beta, t) = p_{j0}(\xi) \cos k\beta e^{i\omega t}.$$

$$k = 0, 1, 2, \dots$$

W związku z tym wektor przemieszczeń elementu będziemy poszukiwać w następującej formie

$$(2.4) \quad \mathbf{q}_j = \mathbf{q}_j(\xi, \beta, t) = [u_j(\xi, \beta, t), v_j(\xi, \beta, t), w_j(\xi, \beta, t)]^T = \\ = L_0 \Phi(\beta) \mathbf{N}(\xi) \delta_j e^{i\omega t},$$

gdzie $\Phi(\beta)$ jest macierzą diagonalną

$$(2.5) \quad \Phi(\beta) = \begin{bmatrix} \cos k\beta, & 0, & 0 \\ 0, & \sin k\beta, & 0 \\ 0, & 0, & \cos k\beta \end{bmatrix},$$

a $\mathbf{N}(\xi)$ jest macierzą 3×8 o postaci

$$(2.6) \quad \mathbf{N}(\xi) = [\mathbf{N}_1(\xi), \mathbf{N}_2(\xi)],$$

której składowe są

$$(2.7) \quad \mathbf{N}_1(\xi) = \begin{bmatrix} 1-\xi, & 0, & 0, & 0 \\ 0, & 1-\xi, & 0, & 0 \\ 0, & 0, & 1-3\xi^2+2\xi^3, & (\xi-2\xi^2+\xi^3)\lambda_j \\ \xi, & 0, & 0, & 0 \\ 0, & \xi, & 0, & 0 \\ 0, & 0, & 3\xi^2-2\xi^3, & (\xi^3-\xi^2)\lambda_j \end{bmatrix},$$

oraz

$$\xi = (s - s_{j-1})/l_j, \quad \lambda_j = l_j/L_0,$$

L_0 jest wielkością charakterystyczną przyjętą jako długość odniesieniowa.

δ_j jest wektorem uogólnionych przemieszczeń krawędzi rozpatrywanego elementu (rys. 2b)

$$(2.8) \quad \delta_j = [\bar{u}_{j-1}, \bar{v}_{j-1}, \bar{w}_{j-1}, w_{j-1}, \bar{u}_j, \bar{v}_j, \bar{w}_j, w'_j]^T,$$

gdzie wielkości $\bar{u}_{j-1}, \bar{v}_{j-1}, \bar{w}_{j-1}, \bar{u}_j, \bar{v}_j, \bar{w}_j$ są odpowiednimi przemieszczeniami krawędzi odniesionymi do L_0 , a w'_{j-1}, w'_j — kąty obrotu tych krawędzi.

Wektor przemieszczeń δ_j jest odniesiony do lokalnego układu współrzędnych $S\beta n$.

Dla analizy złożonych konstrukcji wirników wygodnie jest wprowadzić wektor przemieszczeń krawędzi elementu w globalnym układzie xOz (rys. 2a). Oznaczmy go δ_j^* , przy czym

$$(2.9) \quad \delta_j = \Theta_j \delta_j^*,$$

gdzie

$$(2.10) \quad \Theta_j = \begin{bmatrix} \Theta_1 & 0 \\ 0 & \Theta_1 \end{bmatrix},$$

$$(2.11) \quad \Theta_1 = \begin{bmatrix} \cos \varphi_j & 0 & \sin \varphi_j & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin \varphi_j & 0 & \cos \varphi_j & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

oraz

$$(2.12) \quad \delta_j^* = [\bar{u}_{j-1}^*, \bar{v}_{j-1}^*, w_{j-1}^*, \bar{w}_{j-1}^*, w'_{j-1}, \bar{u}_j^*, \bar{v}_j^*, \bar{w}_j^*, w'_j]^T$$

$\bar{u}_{j-1}^*, \bar{v}_{j-1}^*, \bar{u}_j^*, \bar{w}_j^*$ — odpowiednie bezwymiarowe składowe przemieszczeń krawędzi elementu w globalnym układzie współrzędnych.

Stosując zasadę prac wirtualnych oraz wykorzystując zależności teorii cienkich powłok [6], [7], [14] i [15], przy uwzględnieniu wzorów (2.3) - (2.12) oraz (2.1), (2.2), otrzymamy równanie równowagi dynamicznej wirującego, niejednorodnego elementu stożkowego

$$(2.13) \quad (\mathbf{K}_j + \mathbf{K}_j^{(d)} - \omega^2 \mathbf{m}_j + i\omega \mu \mathbf{K}_j) \delta_j^* = \mathbf{F}_j^{(eT)} + \mathbf{F}_j^{(\Omega)} + \mathbf{F}_j^{(p)} + \mathbf{F}_j^{(kr)},$$

gdzie kolejne składniki mają następujące znaczenie:

\mathbf{K}_j — macierz sztywności elementu,

$\mathbf{K}_j^{(d)}$ — dodatkowa macierz sztywności, wynikająca z początkowego, osiowosymetrycznego stanu napięć błonowych [15],

\mathbf{m}_j — macierz mas elementu,

$\mu \mathbf{K}_j$ — macierz tłumienia wewnętrznego materiału powłoki przy założeniu lepko-sprężystego modelu Voigta [8],

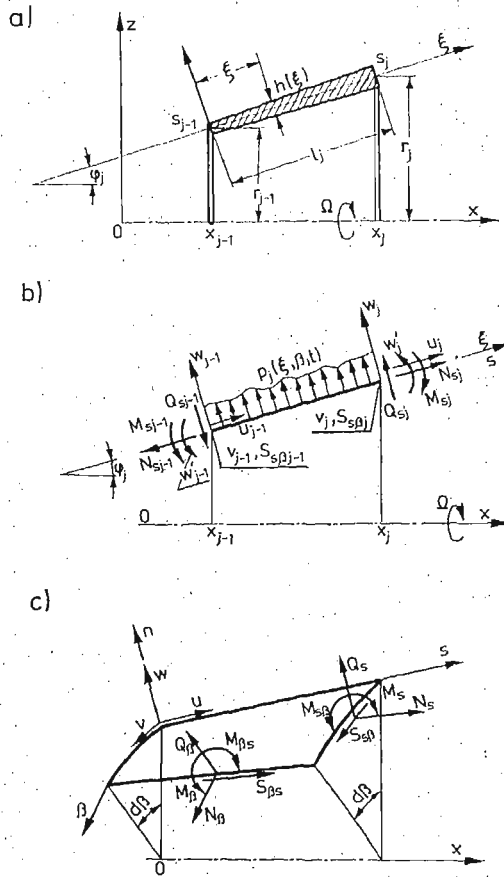
μ — współczynnik tłumienia materiału,

$\mathbf{F}_j^{(eT)}$ — wektor obciążeń termicznych,

$\mathbf{F}_j^{(\Omega)}$ — wektor obciążeń masowych, spowodowanych wirowaniem elementu,

$\mathbf{F}_j^{(p)}$ — wektor obciążenia powierzchniowego (2,8),

$\mathbf{F}_j^{(kr)}$ — wektor sił krawędziowych.



Rys. 2

Szczegółowych wyrażeń na poszczególne składniki nie będziemy podawać (por. [10], [13], [16], zwrócimy jedynie uwagę na postać wektora sił krawędziowych $F_j^{(kr)}$, który będzie potrzebny w dalszym ciągu

$$(2.14) \quad F_j^{(kr)} = R_j F_j^*$$

gdzie R_j jest macierzą diagonalną 8×8

$$(2.15) \quad R_j = [r_{j-1}, r_{j-1}, r_{j-1}, r_{j-1}, r_j, r_j, r_j, r_j],$$

a F_j^* jest wektorem o postaci:

$$(2.16) \quad F_j^* = [-N_{xj-1}^*, -S_{s\beta j-1}, -Q_{xj-1}^*, M_{sj-1}, N_{xj}^*, S_{s\beta j}, Q_{xj}^*, -M_{sj}]^T$$

przy czym wielkości $S_{s\beta j-1}$, M_{sj-1} , $S_{s\beta j}$, M_{sj} są siłami i momentami określonymi wyżej (rys. 2b),

N_{xj-1}^* , Q_{xj-1}^* , N_{xj}^* , Q_{xj}^* — odpowiednie siły w globalnym układzie współrzędnych xOz .

Przyjmując w poszczególnych składnikach równania (2.13) kąt pochylenia tworzącej elementu (rys. 2a) $\varphi_j = \pi/2$ otrzymamy zależności dla elementu tarczowo-płytkowego, a przy $\varphi_j = 0$ — zależności dla cylindrycznego elementu powłokowego.

Równanie równowagi elementu (2.13) umożliwia rozpatrzenie problemów statycznych odkształceń i naprężeń (przy $\omega = 0$) w termicznie niejednorodnych układach wirnikowych, a dla $\omega \neq 0$ — analizę drgań własnych i wymuszonych tych zespołów.

3. Statyczna analiza stanu odkształceń i naprężeń w wirnikach

W tym przypadku rozpatrujemy osiowosymetryczny stan odkształceń i naprężeń w układach powłokowo-płytowo-tarczowych wirujących z prędkością kątową Ω .

Do szczegółowych obliczeń przyjęto, że temperatura, grubość elementu oraz charakterystyki materiału mogą zmieniać się wzdłuż tworzącej w sposób liniowy.

Opracowano program do obliczeń na maszynie Odra 1305 służący do analizy statycznej złożonego układu typu wirnik sprężarki osiowej (rys. 1a). Zastosowano algorytm składania równań równowagi elementów z jednoczesnym ich rozwiązywaniem (metoda frontalna), wykorzystując pasmowość macierzy sztywności. Niektóre wyniki obliczeń były przedstawione w szczegółowym referacie [13].

W przypadku rozpatrywania konstrukcji typu turbiny gazowej (rys. 1b) zastosowano inną metodę obliczeń. Polega ona na przekształceniu równań równowagi elementów w układ rekurencyjny (por. [10]).

W tym celu wprowadzamy wektor bezwymiarowych parametrów krawędziowych

$$(3.1) \quad \mathbf{p}_j = [\bar{u}_j^*, \bar{v}_j, \bar{w}_j^*, w_j', \bar{N}_{xj}^*, \bar{S}_{s\beta j}, \bar{Q}_{xj}^*, \bar{M}_{sj}],$$

którego składowymi są bezwymiarowe przemieszczenia krawędzi elementu $\bar{u}_j^*, \bar{v}_j, \bar{w}_j^*, w_j'$, określone wyżej, oraz bezwymiarowe siły i momenty przekrojowe

$$(3.2) \quad \begin{aligned} \bar{N}_{xj}^* &= N_{xj}^* L_0 / D_0, & \bar{S}_{s\beta j} &= S_{s\beta j} L_0 / D_0, \\ \bar{Q}_{xj}^* &= Q_{xj}^* L_0 / D_0, & \bar{M}_{sj} &= M_{sj} L_0^2 / D_0, \end{aligned}$$

gdzie

$$(3.3) \quad D_0 = \frac{E_0 h_0^3}{12(1-\nu_0^2)}$$

jest sztywnością giętą powłoki, którą przyjęto jako wielkość odniesieniową.

Wykorzystując wektor \mathbf{p} możemy przekształcić równanie (2.13) do postaci bezwymiarowej

$$(3.4) \quad \mathbf{p}_j = \mathbf{A}_j \mathbf{p}_{j-1} + \mathbf{f}_j,$$

gdzie współczynniki macierzy \mathbf{A} wyrażają się w zależności od współczynników macierzy występujących po lewej stronie równania (2.13), a składowe wektora \mathbf{f}_j wynikają ze składowych wektorów obciążeń termicznych, masowych i powierzchniowych.

Następnie, uwzględniając rekurencyjny charakter równania (3.1), przekształćmy je w następujący sposób

$$(3.5) \quad \mathbf{p}_j = \mathbf{Y}_j \mathbf{p}_0 + \mathbf{y}_j,$$

gdzie macierz \mathbf{Y}_j i wektor \mathbf{y} wyznaczamy z zależności rekurencyjnych

$$(3.6) \quad \begin{aligned} \mathbf{Y}_j &= \mathbf{A}_j \mathbf{Y}_{j-1}, \\ \mathbf{y}_j &= \mathbf{A}_j \mathbf{y}_{j-1} + \mathbf{f}_j, \end{aligned}$$

$$j = 2, 3, 4, \dots,$$

z warunkami początkowymi

$$(3.7) \quad \mathbf{Y}_1 = \mathbf{A}_1, \quad \mathbf{y}_1 = \mathbf{f}_1.$$

Równanie (3.5) stanowiło podstawę do opracowania algorytmu i programów obliczeń statycznych tarcz turbin gazowych i różnych układów płytowo-powłokowych [9], [11], [12], [16].

4. Wytrzymałościowe kształtowanie układów powłokowo-płytowo-tarczowych

Metodyka statycznych obliczeń wirników przedstawiona wyżej może być również wykorzystana do opracowania algorytmu wytrzymałościowego kształtowania konstrukcji wirników przy założonym rozkładzie naprężeń dopuszczalnych i uwzględnieniu termicznej niejednorodności materiału [11], [17].

Rozpatrzono osiowosymetryczne układy powłokowo-płytowo-tarczowe, wirujące ze stałą prędkością Ω , na które działają obciążenia masowe, termiczne i powierzchniowe, rozłożone w sposób osiowosymetryczny.

Przyjmujemy, że dany jest rozkład naprężeń dopuszczalnych wzdłuż osi lub promienia elementów konstrukcyjnych wirnika, zależny od własności materiału i temperatury, musimy zaś wyznaczyć rozkład grubości tych elementów tak, by zredukowane naprężenia były równe wartościom dopuszczalnym (por. [2]).

W związku z tym jako warunek kształtowania konstrukcji przyjmujemy

$$(4.1) \quad \sigma_{red\ max} = \max \left(\sqrt{\sigma_s^2 + \sigma_\beta^2 - \sigma_s \sigma_\beta} \right) = \sigma_{dop}$$

gdzie σ_s , σ_β oznaczają naprężenia osiowe i obwodowe, a σ_{dop} — naprężenia dopuszczalne.

W opracowanym algorytmie numerycznego kształtowania konstrukcji żądamy by warunek (4.1) był spełniony na wszystkich krawędziach elementów, na które podzielono rozpatrywany wirnik.

Algorytm oparty jest na rekurencyjnym cyklu obliczeń. W początkowym przybliżeniu przyjmujemy stałą grubość poszczególnych części wirnika, a następnie wykorzystując warunek (4.1) wyznaczamy zmianę grubości wzdłuż elementów wirnika.

Opracowano programy służące do numerycznego kształtowania tarcz turbin gazowych oraz układów powłokowo-płytowych [11], [16], [17].

5. Analiza drgań własnych i wymuszonych wirników

Pełne równanie dynamicznej równowagi wirującego, niejednorodnego elementu stożkowego (2.13) może stanowić podstawę do opracowania algorytmu numerycznej analizy drgań własnych i wymuszonych rozpatrywanych wirników.

W tym przypadku stosowano również metodę składania równań elementów w macierzowe równanie całej struktury oraz sposób przekształcenia równań do postaci rekurencyjnej, podobnie jak przy obliczeniach statycznych [11], [16].

Literatura cytowana w tekście

1. S. SZCZECIŃSKI, *Dwuwirnikowe i dwuprzepływowe lotnicze silniki turbinowe*, Wyd. KiŁ, Warszawa 1971.
2. J. LIPIKA, *Wytrzymałość maszyn wirnikowych*, Wyd. NT, Warszawa (1967).
3. Г. С. СКУБАЧЕВСКИЙ, *Авиационные газотурбинные двигатели*, Изд. Машиностроение, Москва (1974).
4. А. Д. КОВАЛЕНКО, *Пластины и оболочки в роторах турбомашин*, Изд. АН УССР, Киев (1955).
5. Д. В. ХРОНИН, *Теория и расчет колебаний в двигателях летательных аппаратов*, Изд. Машиностроение, Москва (1970).
6. Z. DŻYGADŁO, S. KALISKI, L. SOLARZ, E. WŁODARCZYK — pod red. S. KALISKIEGO, *Drgania i fale w ciałach stałych*, wyd. PWN, Warszawa (1966).
7. O. C. ZIENKIEWICZ, *Metoda elementów skończonych*, wyd. Arkady, Warszawa (1972).
8. J. SZMELTER i in., *Programy metody elementów skończonych*, wyd. Arkady, Warszawa (1973).
9. Z. DŻYGADŁO, J. KIERKOWSKI, *Numeryczna analiza metodą elementów skończonych przemieszczeń, odkształceń i naprężeń w wirującej tarczy chłodzonej symetrycznie*. Streszczenia referatów II Konferencji „Metody komputerowe w mechanice konstrukcji”, Gdańsk, 24 - 26 listopada 1975 r. oraz — Komputer w mechanice budowli, (praca zbiorowa), seria Mechanika i Komputer tom I, wyd. PWN, Warszawa (1978).
10. Z. DŻYGADŁO, *Dynamic model of a rotating, nonhomogeneous gas — turbine disc for flexural vibration analysis by the finite element method*, J. Techn. Phys., 18, 1, (1977).
11. Z. DŻYGADŁO, J. KIERKOWSKI, *Wytrzymałościowe kształtowanie wirujących, niejednorodnych tarcz turbin gazowych metodą elementów skończonych*, III Konferencja „Metody komputerowe w mechanice konstrukcji”, Referaty części ogólnej, tom I, Opole 26 - 28 maja (1977).
12. Z. DŻYGADŁO, J. KIERKOWSKI and S. SZCZECIŃSKI, *Numerical analysis of displacements, strains and stresses in thermally nonhomogeneous gas turbine discs*, J. Techn. Phys., 19, 4, (1978).
13. Z. DŻYGADŁO, I. NOWOTARSKI, *Numeryczna analiza osiowo-symetrycznego stanu odkształcenia i naprężenia wirujących układów powłokowo- płytowych*, Streszczenia referatów II Konferencji „Konstrukcje powłokowe, teoria i zastosowania”, Góluń, 6 - 10 listopada (1978) r.
14. J. L. SANDERS, *An improved first-approximation theory for thin shells*. NASA TR R-24, (1959).
15. D. R. NAVARATNA, T. H. H. PIAN and E. A. WITMER, *Stability analysis of shells of revolution by the finite-element method*, AIAA Journal, 6, 2, (1968).
16. A. OLEJNIK, *Analiza problemów statyki, stateczności i drgań osiowo-symetrycznych układów powłokowo-płytowych o zmiennej grubości metodą elementów skończonych*, Rozprawa doktorska, WAT, Warszawa (1978).
17. Z. DŻYGADŁO, *A numerical method of design of thermally nonhomogeneous gas turbine discs*, J. Techn. Phys., 20, 1, (1979).

Резюме

ПРОБЛЕМЫ РАСЧЕТА ОБОЛОЧЕК В ТУРБИННЫХ
АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Представлена методика расчетов роторных агрегатов компрессоров и турбин авиационных двигателей, опирающаяся на разделение конструкций на оболочечные, плиточные и дисковые конечные элементы.

Предположено, что рассматриваемые агрегаты вращаются с постоянной угловой скоростью.

На элементы конструкции действуют массовые силы, вызванные вращением, силы радиальных натяжений со стороны венцов лопастей и поверхностные нагрузки со стороны разницы давлений на отдельных степенях компрессора или турбины.

Дается способ определения перемещений, деформаций и напряжений в элементах ротора, а также способ прочностного формирования конструкций и исследования собственных и вынужденных колебаний.

Summary

ON THE PROBLEMS OF SHELL CALCULATIONS FOR THE AIRCRAFT TURBINE ENGINES

A method is presented for calculations of compressor and gas turbine rotors of the aircraft engines making use of shell, plate and disc finite elements.

It is assumed that the units under consideration rotate at a constant angular speed. Their elements are exposed to the action of mass forces caused by the rotation, tension forces of rims of blades, as well as surface forces due to the pressure difference at a compressor or turbine section.

In this paper a method is presented for determining the state of displacements, strains and stresses in the rotor, for the design of its elements under a prescribed distribution of the permissible stress and for calculations of natural and forced vibrations.

WAT
INSTYTUT TECHNIKI LOTNICZEJ

Praca została złożona w Redakcji dnia 20 marca 1979 roku.
