

A INFLUÊNCIA DO AMORTECIMENTO VISCOELÁSTICO NA ESTABILIDADE AEROELÁSTICA DE PLACAS

André Garcia Cunha Filho, Faculdade de Engenharia Mecânica-FEMEC, andregc@gmail.com

Antônio Marcos Gonçalves de Lima, Faculdade de Engenharia Mecânica-FEMEC, amglima@mecanica.ufu.br

Maurício Vicente Donadon, Instituto Tecnológico de Aeronáutica - ITA – donadon@ita.br

Resumo. A análise de flutter supersônico em painéis aeronáuticos tem sido feita utilizando o método dos Elementos Finitos aliado à Teoria dos Pistões. Neste trabalho o amortecimento estrutural é abordado utilizando material viscoelástico através de um modelo de placa sanduiche no qual uma camada viscoelástica é restringida por duas camadas elásticas de espessuras diferentes. A estrutura é submetida a um carregamento aerodinâmico gerado por um escoamento supersônico e seu comportamento aerodinâmico é avaliado de acordo com o monitoramento dos parâmetros: pressão dinâmica crítica, temperatura e frequência.

Palavras chave: Elementos finitos, viscoelástico, aeroelasticidade.

1. INTRODUÇÃO

Por volta dos anos 50, logo após a segunda guerra mundial, período em que o fenômeno de flutter surgiu em função dos avanços tecnológicos na indústria militar aeronáutica, o mesmo começou a ser estudado a fundo por pesquisadores, principalmente, dos Estados Unidos e Europa.

O flutter em painéis aeronáuticos é um tipo de oscilação auto excitada possível de ocorrer somente em voos supersônicos. Quando a pressão dinâmica crítica é atingida, as amplitudes de vibração no painel se tornam instáveis e crescentes com o tempo. Entretanto, nesta faixa de operação, tais amplitudes são restringidas devido às tensões normais internas no plano do painel, induzidas por não-linearidades geométricas do mesmo, fato que impede o conhecido colapso explosivo da estrutura e afeta significativamente sua vida em fadiga. Apesar destas não-linearidades, teorias lineares são capazes de determinar os valores de pressão dinâmica crítica, modos e frequências de vibrar. Neste contexto, a Teoria dos Pistões é aqui adotada para o modelamento do carregamento aerodinâmico em voo supersônico, no qual, o amortecimento linear aerodinâmico não é considerado, levando assim ao modelo quase-estático de Ackeret (Krumhaar, 1963).

Objetivando melhorar a eficiência dinâmica dos painéis, a estratégia do controle passivo pelo uso de materiais viscoelásticos pode ser utilizada segundo uma configuração conhecida como amortecimento devido à camada restringida. Assim, um modelo em elementos finitos utilizando um elemento de placa sanduiche de três camadas é desenvolvido.

Entretanto, uma dificuldade de se trabalhar com materiais viscoelásticos é a não-linearidade destes devido à dependência simultânea da temperatura e da frequência, o que é possível de ser representado pelo módulo complexo, porém a um alto custo computacional. Em seguida a matriz de rigidez aerodinâmica é determinada através do trabalho das forças aerodinâmicas e depois agregada ao modelo baseado nos procedimentos padrões de elementos finitos. Finalmente, é demonstrada a influência da temperatura do material viscoelástico e da espessura da camada restringente na performance da estrutura sanduiche.

2. FORMULAÇÃO EM ELEMENTOS FINITOS: PLACA SANDUICHE

Nesta seção será apresentada a formulação de um elemento de placa sanduiche finita de três camadas, resumida segundo os desenvolvimento originais feitos por He & Ma (1988) e Ioannides & Groothenhuis (1979).

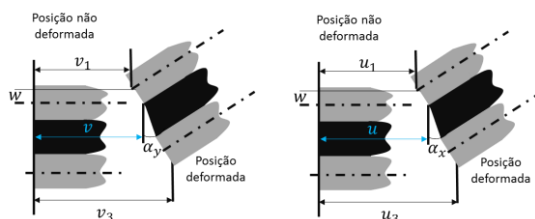


Figura 1. Movimento relativo entre as camadas.

Para exemplificar o amortecimento gerado pela camada restringida, um esquema de como as camadas se comportam frente a uma flexão é mostrado na Figura 1.

Onde u_i é o campo de deslocamento na direção x , v_i é o campo de deslocamento na direção y , w é o campo de deslocamento na direção vertical, α_x e α_y são os ângulos de rotação da seção transversal da camada central da placa. Os ângulos de rotação são:

$$\alpha_x = \frac{1}{h_2} \left[\left(u_1 - \frac{h_1}{2} w' \right) - \left(u_3 + \frac{h_3}{2} w' \right) \right], \quad \alpha_y = \frac{1}{h_2} \left[\left(v_1 - \frac{h_1}{2} w^* \right) - \left(v_3 + \frac{h_3}{2} w^* \right) \right] \quad (1)$$

Em que $'$ e $*$ representam respectivamente $\partial/\partial x$ e $\partial/\partial y$. Além disso, podemos escrever que o campo de deslocamento u e v relativos à camada viscoelástica podem ser descritos como sendo uma relação entre os movimentos das camadas elásticas 1 e 3:

$$u_2 = \frac{u_1 + u_3}{2} - \frac{1}{4}(h_1 - h_3)w' \quad \text{e} \quad v_2 = \frac{v_1 + v_3}{2} - \frac{1}{4}(h_1 - h_3)w^* \quad (3)$$

Afim de melhorar a precisão do modelo, serão considerados os seguintes termos: U_c , U_{exi} e U_{bi} , representando respectivamente energia de deformação devido ao cisalhamento, energia de deformação devido aos esforços de membrana e energia de deformação devido aos esforços de flexão.

$$U_c = \frac{G_2}{2h_2} \iint_A \left\{ (u_1 - u_3 - dw')^2 + (v_1 - v_3 - dw^*)^2 \right\} dx dy \quad (9)$$

$$U_{exi} = \frac{E_i h_i}{2(1 - \nu_i^2)} \iint_A \left\{ u_i'^2 + v_i'^2 + 2\nu_i u_i' v_i' + \frac{1 - \nu_i}{2} (u_i'' + v_i'')^2 \right\} dx dy \quad (10)$$

Onde $i = 1, 2, 3$.

$$U_{bi} = \frac{E_i h_i^3}{24(1 - \nu_i^2)} \iint_A \left\{ w''^2 + w^{*2} + 2(1 - \nu_i)w'' w^{*2} + 2\nu_i w'' w^{*2} \right\} dx dy \quad (11)$$

Onde $i = 1, 3$. Fazendo a soma de todas as energias, chega-se na energia total de deformação por elemento da placa.

$$U = U_{b1} + U_{b3} + \sum_{i=1}^3 U_{exi} + U_c \quad (12)$$

Em seguida, a energia cinética é descrita como sendo

$$T_i = \frac{1}{2} \left(\rho_i h_i \iint_A \dot{w}^2 dx dy + \rho_i \iint_A dx dy \int_{-H_i}^{H_i} \left\{ \left(\dot{u}_i - z \dot{\theta}_i \right)^2 + \left(\dot{v}_i - z \dot{\phi}_i \right)^2 \right\} dz \right) \quad (13)$$

Sabendo que o ponto denota derivada temporal, ρ_i é a densidade do material da camada, $\theta_1 = \theta_3 = \partial w / \partial x$, $\theta_2 = \alpha_x$, $\phi_1 = \phi_3 = \partial w / \partial y$, $\phi_2 = \alpha_y$ e $H_i = h_i / 2$.

2.1. Módulo Complexo

O comportamento dinâmico de materiais viscoelásticos no domínio da frequência, segundo a abordagem do módulo complexo, pode ser representado como sendo dependente da temperatura e frequência de operação, afim de melhor representar o seu comportamento real, da seguinte maneira:

$$G(\omega, T) = G'(\omega, T)[1 + i\eta_G(\omega, T)] \quad (15)$$

Adotando o modelo empírico desenvolvido por Drake and Soovere o qual foi retirado e resumido a partir do trabalho de Lima, Faria, & Rade, (2010), o módulo complexo pode ser incorporado ao modelo de elementos finitos descrito previamente.

$$\log(\alpha_T) = a\left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_r}\right) + 2.303\left(\frac{2a}{T_r} - b\right)\log\left(\frac{T}{T_r}\right) + \left(\frac{b}{T_r} - \frac{a}{T_r^2} - S_{AZ}\right)(T - T_r) \quad (16)$$

Onde α_T é o fator de deslocamento utilizado para o cálculo da frequência reduzida, $\omega_r = \omega\alpha_T$

$$G(\omega_r) = B_1 + B_2/(1 + B_5(i\omega_r/B_3))^{-B_6} + (i\omega_r/B_3)^{-B_4} \quad (17)$$

2.2. Matriz Aerodinâmica

A matriz aerodinâmica é determinada de acordo com o desenvolvimento realizado por Kuo, (2011) e se desprezado o termo temporal da equação, pois não será considerado aqui o amortecimento aerodinâmico, obtêm-se a Teoria dos Pistões simplificada, ou, o modelo quase-estático de Ackeret que pode ser escrito como:

$$W_a = -\frac{\rho_\infty V_\infty^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \int \frac{dw}{dx} w dA \quad (18)$$

Resolvendo a integral, obtêm-se

$$W_a = -\frac{\rho_\infty V_\infty^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} [q]^T [A][q] \quad (19)$$

Onde $[q]$ é o vetor que contém os graus de liberdade e $[A]$ é a matriz de rigidez aerodinâmica, responsável por introduzir instabilidade no sistema.

2.3. Equação do movimento

Uma vez determinadas as matrizes de massa e rigidez influentes no sistema, a equação de movimento é escrita

$$[M]\{\ddot{Q}(t)\} + (K(\omega, T) + \lambda[A])\{Q(t)\} = \{0\} \quad (20)$$

Resultando em um problema de auto valor dependente da frequência e da temperatura tornando-o altamente não linear. Para tal, é sugerido um procedimento iterativo de resolução, como é mostrado no fluxograma abaixo.



Figura 2. Fluxograma do algoritmo do processo iterativo para resolução do problema não-linear de autovalor

3. RESULTADOS

No intuito de verificar a funcionalidade da estratégia de controle passivo de vibrações através do uso de materiais viscoelásticos, uma placa de material elástico isotrópico de módulo de elasticidade, $E = 70\text{GPa}$, coeficiente de Poisson, $\nu = 0.34$, espessura, $h = 1.5\text{mm}$ e dimensões $L_x = 0.39\text{m}$, $L_y = 0.33\text{m}$ tendo seus quatro bordos engastados é submetida a um fluxo aerodinâmico supersônico. Seu comportamento aerodinâmico é avaliado e comparado a uma placa sanduíche com as seguintes características: uma camada estrutural de mesmo material elástico isotrópico, uma camada central de material viscoelástico ISD112 3M® e uma camada de restrição do mesmo material elástico, porém com uma espessura de 0.5mm . Foi avaliada a influência da espessura da camada restrigente e temperatura do material viscoelástico

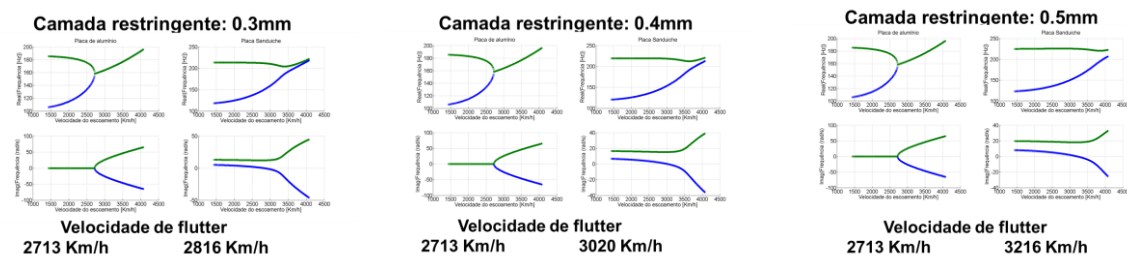


Figura 3. Avaliação da influência da camada restrigente

Uma última avaliação é feita afim de compreender a influência temperatura da camada viscoelástica sob o comportamento aerodinâmico da estrutura.

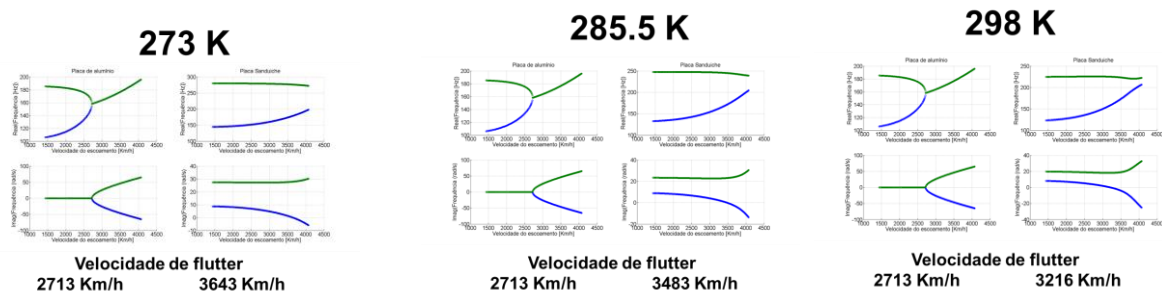


Figura 4: Influência da temperatura no comportamento dinâmico da estrutura

4. REFERÊNCIAS

- Bohon, H. K., & Dixon, S. C. (1964). Some recent Developments in Flutter of Flat Panels. *J. AIRCRAFT*, 1, 280-288.
- Dowell, E. H. (1970). Panel Flutter: A review of the Aeroelastic Stability of Plates and Shells. *AIAA Journal*, 8, 385-399.
- He, J.-F., & Ma, B.-A. (1988). ANALYSIS OF FLEXURAL VIBRATION OF VISCOELASTICALLY DAMPED SANDWICH PLATES. *Journal of Sound and Vibration*, 126, 37-47.
- Ioannides, E., & Groothuis, P. (1979). A FINITE ELEMENT ANALYSIS OF THE HARMONIC RESPONSE OF DAMPED THREE-LAYER PLATES. *Journal of Sound and Vibration*, 67, 203-218.
- Krumhaar, H. (1963). *THE ACCURACY OF APPLYING LINEAR PISTON THEORY TO CYLINDRICAL SHELLS*. Pasadena, California.
- Kuo, S.-Y. (2011). Flutter of rectangular composite plates with variable fiber pacing. *Composite Structures*, 93, 2533-2540.
- Lima, A., Faria, A., & Rade, D. (2010). Sensitivity analysis of frequency response functions of composite sandwich plates containing viscoelastic layers. *Composite Structures*, 92, 364-376.
- Ma, B.-A., & He, J.-F. (1992). A FINITE ELEMENT ANALYSIS OF VISCOELASTICALLY DAMPED SANDWICH PLATES. *Journal of Sound and Vibration*, 152, 107-123.
- Olson, M. D. (1967). Finite Elements applied to Panel Flutter. *AIAA Journal*, 5, 2267-2270.

5. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem o suporte financeiro da CNPq, CAPES, FAPEMIG e INCT-EIE

6. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

Os autores são os únicos responsáveis pelas informações incluídas neste trabalho.