EFEITOS DA APLICAÇÃO DE PIEZOCERÂMICAS NO COMPORTAMENTO AEROELÁSTICO DE ROTORES SUBMETIDOS AO *WHIRL-FLUTTER*

Sérvio Túlio Suenai Haramura Bastos e Rui Marcos Grombone de Vasconcellos

Universidade Estadual Paulista (UNESP) /Faculdade de Engenharia de São João da Boa Vista

Introdução

O *whirl-flutter* é um tipo específico de *flutter* decorrente de efeitos dinâmicos e aerodinâmicos providos de partes que rotacionam, como as hélices. Aeronaves como as *tilt-rotors* são susceptíveis a tal fenômeno, Fig. 1, uma vez que com o aumento da rotação, a possibilidade de mudança de orientação e a flexibilidade do eixo dos rotores ocorre o efeito giroscópico e geram-se forças aerodinâmicas não estacionárias que podem induzir as instabilidades de *flutter,* Fig. 2. Logo, pode haver a falha das instalações do motor ou de toda a asa [1].

Figura 1 - CV-22B Osprey. Retirado de [2].

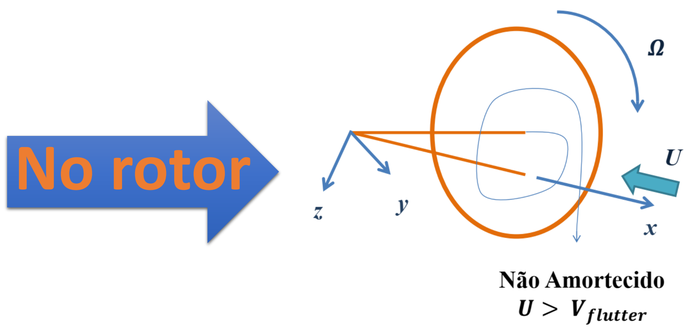

Figura 2 - Modo instável.

Com o advento da mobilidade aérea do futuro torna-se fundamental a análise de táticas de controle vibracional para o desenvolvimentos de aeronaves mais eficientes. Sendo que a aplicação de piezoelétricos para o controle do *whirl-flutter* devem ser analisadas para que se aumente das margens de estabilidade e se controle vibrações. .

Objetivos

Avaliação dos efeitos de piezocerâmicas na velocidade de *flutter* em rotores sob influência da instabilidade de *whirl-flutter*.

Materiais e Métodos

O modelo mecânico para a descrição do fenômeno do *whirl-flutter* em rotores aqui utilizado pauta-se na abordagem de [2] na qual se utiliza um modelo de dois graus de liberdade (2GDL) para a descrição dos movimentos angulares de arfagem e guinada de um rotor com pás consideradas rígidas, Fig. 3. Já para a descrição do acoplamento piezoelétrico utilizou-se um modelo amplamente adotado, como descrito por [4], pautado em vigas engastadas.

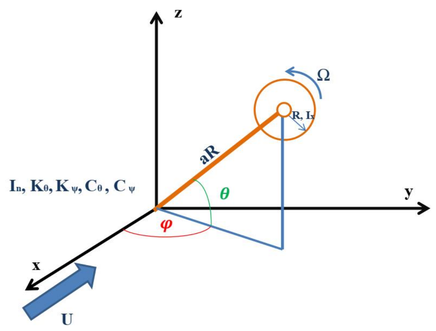

Figura 2 – Esquema para a descrição do *whirl-flutter* em rotores.

Considerando que a polarização ocorre na direção da espessura do material piezoelétrico e aplicando a lei de Gauss pode-se descrever o modelo piezo-aeroelástico como:

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{Y}} + \boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{Y}} + \boldsymbol{K}\boldsymbol{Y} - \boldsymbol{\Theta} v_p = \boldsymbol{F} \quad (1)$$

$$C_p \dot{v}_p + \frac{v_p}{R_e} + \boldsymbol{\Theta}^{\boldsymbol{T}} \dot{\boldsymbol{Y}} = 0 \quad (2)$$

com $\boldsymbol{M}$ a matriz de massa, $\boldsymbol{K}$ a matriz de rigidez, $\boldsymbol{C}$ a matriz de amortecimento, $\boldsymbol{\Theta}$ a matriz de acoplamento eletromecânico equivalente, v_p a tensão elétrica obtida da piezocerâmica, C_p a capacitância equivalente, $\boldsymbol{Y}$ o vetor de deslocamentos, R_e a resistência externa e $\boldsymbol{F}$ o vetor de forças generalizadas.

Dessa forma, escrevendo a Jacobiana do sistema possui-se:

$$\boldsymbol{J} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0_{2X2}} & \boldsymbol{1_{2X2}} & \boldsymbol{0_{2X1}} \\ -\boldsymbol{M^{-1}K} & -\boldsymbol{M^{-1}C} & \boldsymbol{M^{-1}\Theta} \\ \boldsymbol{0_{1X2}} & -\boldsymbol{\Theta^T}/C_p & -1/(R_e C_p) \end{bmatrix}$$

Com o cálculo dos autovalores de $\boldsymbol{J}$ pode-se calcular o amortecimento modal e determina-se a velocidade de *flutter*.

Resultados e Discussão

Com a aplicação do modelo piezo-aeroelástico com a configuração *unimorph harvester* pode-se notar que houve um aumento significativo na velocidade de *flutter.* Com o aumento da resistência observa-se que a velocidade de *flutter* é aumentada de *7,84 m/s* (modelo puramente mecânico) até *10,25 m/s,* quando se utiliza $R_e = 10^6 \Omega$. Porém, quando se atinge resistências com valores superiores como $R_e = 10^7 \Omega$ a velocidade *flutter* passa a ser reduzida, como se observa na Fig. 4.

Adicionamente, nota-se a aplicação da piezocerâmica em cada GDL, de forma independente, geram respostas simétricas do sistema.

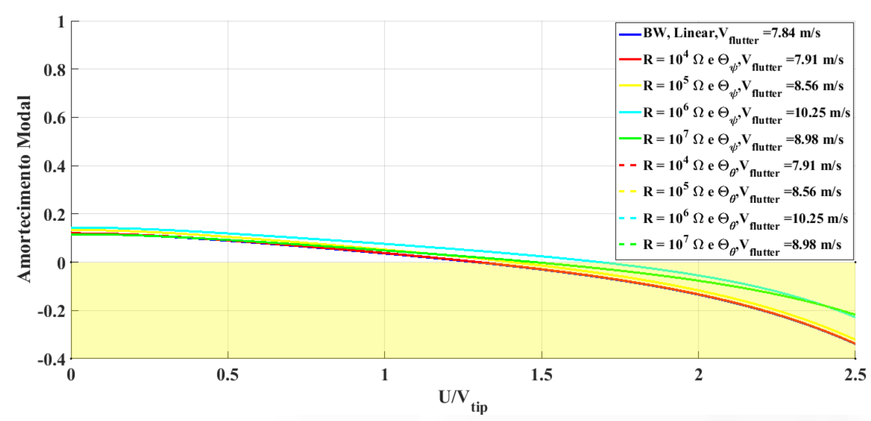

Figura 4– Resposta para o amortecimento modal

Considerações Finais

Com a aplicação de piezocerâmicas pode-se aumentar as margens de estabilidade do sistema analisado, uma vez que a velocidade de *flutter* pode ser aumentada em *2,41 m/s* com a utilização de uma resistência externa de $R_e = 10^6 \Omega$. Porém, quando se atingiu $R_e = 10^7 \Omega$ a velocidade de *flutter* foi menor que a do caso anterior. Ademais, notou-se uma resposta simétrica quando se aplicou a piezocerâmica em cada um dos graus de liberdade.

Como passos futuros da presente pesquisa estão a avaliação de efeitos não lineares estruturais e a avaliação do controle ativo e híbrido com a aplicação de piezoelétricos, bem como o *design* de aparato experimental.

Bibliografia

[1] CECRDLE, J. Theoretical background of whirl flutter phenomenon. In: CECRDLE, J. (Ed.). Whirl flutter of turboprop aircraft structures. Oxford: Woodhead Publishing, 2015. p. 13–31.

[2] ADEYEMI, D. A.; CLEAVER, D. J.; DU BOIS, J. L. Whirl flutter modelling for active control. *Proceedings of the The 4th Annual Uk Vertical Lift Network Technical Workshop*. [S.l.], 2019.

[3] MAIR, C. et al. Nonlinear stability analysis of whirl flutter in a rotor-nacelle system. *Nonlinear Dynamics*, v. 94, nov 2018.

[4] DE MARQUI JR, C.; ERTURK, A.; INMAN, D. Piezoaeroelastically coupled modeling and analysis of electrical power generation and shunt damping for a cantilever plate. *Proceedings of the 17th International Conference on Composite Materials, Edinburgh, UK, Jul*, p. 27–31, 01 2009.

Agradecimentos

Essa pesquisa foi financiada em parte pela Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior – Brasil (CAPES) e pela Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP), processo: 2021/09276-5.