



XXVIII CREEM

Congresso Nacional de Estudantes
de Engenharia Mecânica
Santa Maria - RS



XXVIII Congresso Nacional de Estudantes de Engenharia Mecânica
09 a 13 de maio de 2022, Santa Maria, Rio Grande do Sul, Brasil

Análise do comportamento aeroelástico da instabilidade de *whirl-flutter* em rotores de aeronaves

**Sérvio Túlio Suenai Haramura Bastos, tulio.haramura@unesp.br
Rui Marcos Grombone de Vasconcellos, ru.vasconcellos@unesp.br**

Universidade Estadual Paulista (UNESP), Av. Professora. Isette Corrêa Fontão, 505, São João da Boa Vista, SP, 13876-750

Resumo. *O fenômeno do whirl-flutter é entendido como uma instabilidade aeroelástica que deve ser considerada durante o projeto de uma aeronave. Esse é provocado pelo acoplamento dos modos de vibração estruturais da asa com as forças aerodinâmicas que atuam nas pás das hélices e pelo efeito giroscópico que age no rotor produzindo um movimento instável que pode causar danos e até falhas estruturais na aeronave. Normalmente, hélices ou rotores acoplados a um nacelle de uma asa são susceptíveis a tal fenômeno, especialmente quando esses possuem grande diâmetro, como no caso das aeronaves com capacidade de decolagem e pouso vertical (VTOL) com rotores móveis, como as tilt-rotors. Para uma determinada velocidade de cruzeiro tal instabilidade influencia no projeto dos rotores, da asa e dos pylons. Dessa forma, a presente pesquisa busca realizar uma análise paramétrica dos fatores geométricos e estruturais e suas influências no comportamento aeroelástico da presente instabilidade em um modelo analítico para rotores de aeronaves com dois graus de liberdade. Como principais observações notou-se que a variação dos parâmetros geométricos e estruturais influenciam diretamente na velocidade linear de flutter.*

Palavras chave: Whirl-flutter. Análise paramétrica. Comportamento aeroelástico.

Abstract. *The whirl-flutter phenomenon is understood as aeroelastic instability which must be considered during the project of an aircraft. The coupling of structural wing's modes with the aerodynamic forces acting on the propellers and the gyroscopic effect generate an unstable movement that can cause damages and structural failures in the aircraft. Propellers and rotors in a nacelle's wing are susceptible to such phenomenon, especially when they have large diameters, as the vertical take-off and landing aircrafts such as tilt-rotors. For certain cruise speed such instability influences the rotors, wing and pylons design. Therefore, the present research seeks to perform a geometric and structural parametric analysis and their influence on the aeroelastic behavior. Such analysis are done using an analytical model with two degrees of freedom to describe the present instability in aircraft rotors. As main observations it was noticed that the geometric and structural parameters directly influence the linear flutter speed.*

Keywords: Whirl-flutter, parametric analysis, aeroelastic behavior

1. INTRODUÇÃO

As aeronaves com a capacidade de pouso e decolagem verticais (VTOL) com rotores móveis de grande diâmetro, como as *tilt-rotors*, têm ganhado um novo destaque no cenário aeronáutico. Por atrelarem características de um helicóptero com de uma aeronave de asa fixa *turboprop*, apenas mudando a inclinação dos seus rotores, essas podem ser aplicadas em ramos militares e comerciais (Adeyemi *et al.*, 2019). Contudo, a flexibilidade dos rotores torna-as susceptíveis ao *whirl-flutter*, que influencia no *design* dos rotores, da asa e dos *pylons* e deve ser considerado durante o projeto (Kunz, 2005).

Embora tal fenômeno tenha sido descoberto por Taylor e Browne (1938), seguido pelas análises de Ribner (1945a) e Ribner (1945b), esse teve sua importância reconhecida em 1959 e 1960 com os acidentes do *Lockheed L-188 C Electra II*.

Čečrdle (2018) afirma que o *whirl-flutter* é um tipo específico de *flutter* decorrente de efeitos dinâmicos e aerodinâmicos providos de partes que rotacionam, como as hélices. 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*. Essas últimas são relacionadas aos modos de *backward (BW)*, com menor frequência e velocidade de precessão e no sentido oposto a rotação da hélice, e o modo de *forward (FW)*, com maior frequência e velocidade de precessão e no mesmo sentido da rotação da hélice. Se as pás forem corpos rígidos, o sistema torna-se divergente e instável para o modo *BW* quando a velocidade do escoamento for maior que a linear de *flutter*. Logo, pode haver a falha das instalações do motor ou de toda a asa (Čečrdle, 2015). Dada a importância do presente fenômeno, diversas pesquisas têm buscado formas de previsão, controle e aumento das margens de estabilidade como os estudos de Ribner (1945a); Ribner (1945b); Mueller *et al.* (2004); Kruger (2009) e Quintana *et al.* (2021) com o fim de aumentar a vida útil dos diversos componentes presentes em aeronaves, reduzindo o custo de manutenção e melhorando

a performance das mesmas durante suas operações.

Com o exposto, nota-se que é fundamental a análise dos possíveis efeitos aeroelásticos provocados por parâmetros geométricos e estruturais sobre a instabilidade de *whirl-flutter* em rotores de aeronaves. De tal forma que se possa obter uma melhoria das margens de estabilidade e do controle vibracional e, por conseguinte, se reduzir os custos de manutenção e operação de diversas aeronaves.

2. MODELO PARA ANÁLISE DO WHIRL-FLUTTER EM ROTORES

O modelo, aqui utilizado, baseá-se na abordagem utilizada por Mair *et al.* (2018) para a descrição do fenômeno do *whirl-flutter* em rotores com dois graus de liberdade (2GDL). Sejam R o raio do rotor, Ω a velocidade angular de rotação, I_x o momento de inércia em relação ao eixo de rotação, θ o ângulo de oscilação em arfagem e ψ o de oscilação em guinada em relação ao ponto de pivotamento efetivo com momento de inércia I_n . Além disso, as contribuições da estrutura da asa são modeladas como uma rigidez equivalente, K , e um amortecimento, C , em ambas as direções de arfagem e guinada. Por fim, o rotor é conectado a uma distância a , múltipla do raio, e está submetido a uma condição de fluxo axial de intensidade V que é incidente ao rotor e paralelo ao eixo x , como apresentado na Fig. 1.

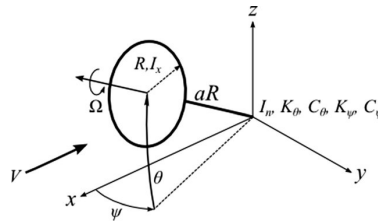


Figura 1. Esquema do modelo para a análise de *whirl-flutter*
 Fonte: Retirado de Mair *et al.* (2018)

Bielawa (1992) descreve as equações que governam o movimento do sistema como:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{I}_n & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{I}_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{C}_\theta & -\mathbf{I}_x \Omega \\ \mathbf{I}_x \Omega & \mathbf{C}_\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{k}_\theta & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{k}_\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{M}_\theta \\ \mathbf{M}_\psi \end{bmatrix} \quad (1)$$

com M_θ e M_ψ sendo, respectivamente, os momentos aerodinâmicos de arfagem e guinada. Ribner (1945b) utiliza a teoria do elemento de pá (do inglês - *Blade element theory*) e adota uma aerodinâmica *quasi*-estacionária para obter tais momentos como:

$$M_\theta = \frac{N_B}{2} K_a R \left[- (A_3 + a^2 A_1) \frac{\dot{\theta}}{\Omega} - A'_2 \psi + a A'_1 \theta \right] \quad (2)$$

$$M_\psi = \frac{N_B}{2} K_a R \left[- (A_3 + a^2 A_1) \frac{\dot{\psi}}{\Omega} + A'_2 \theta + a A'_1 \psi \right] \quad (3)$$

$$K_a = \frac{1}{2} \rho c_{l,\alpha} R^4 \Omega^2 \quad (4)$$

onde K_a é um termo para tornar a notação mais concisa. Já ρ é a densidade do ar, $c_{l,\alpha}$ é a inclinação do gráfico do coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque do perfil de uma seção da pá. Além disso, os termos A_i são as integrais aerodinâmicas que surgem a partir da integração da sustentação ao longo de cada uma das pás e são definidas como:

$$A_1 = \frac{c}{R} \int_0^1 \frac{\mu^2}{\sqrt{\mu^2 + \eta^2}} d\eta \quad (5)$$

$$A'_1 = \mu A_1 \quad (6)$$

$$A'_2 = \frac{c}{R} \int_0^1 \frac{\eta^2 \mu^2}{\sqrt{\mu^2 + \eta^2}} d\eta \quad (7)$$

$$A_3 = \frac{c}{R} \int_0^1 \frac{\eta^4}{\sqrt{\mu^2 + \eta^2}} d\eta \quad (8)$$

$$\mu = \frac{V}{\Omega R} \quad (9)$$

Mair *et al.* (2018) ainda utilizam o espaço de estados para obter a Jacobiana do sistema, \mathbf{J} , em um determinado ponto de equilíbrio. Assim, escreve-se:

$$\dot{\mathbf{Y}} = \mathbf{J}\mathbf{Y} \quad (10)$$

onde \mathbf{Y} é o vetor de estado definido como $\mathbf{Y} = [\theta, \psi, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T$.

Incorporando os termos da direita nas matrizes a esquerda da Eq.(1) e considerando $\mathbf{X} = [\theta, \psi]^T$, obtém-se:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{X}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{X}} + \mathbf{K}\mathbf{X} = \mathbf{0} \quad (11)$$

Assim, a matriz Jacobiana do sistema pode ser descrita como:

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{1} \\ -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{K} & -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{C} \end{bmatrix} \quad (12)$$

com $\mathbf{0}$ e $\mathbf{1}$ são matrizes nula e identidade, respectivamente, 2×2 .

Com \mathbf{J} pode-se compreender sobre a estabilidade dos modos vibracionais do rotor (Mair *et al.*, 2018). Logo, pode-se escrever a frequência natural, ω , e a razão de amortecimento, ζ , para um determinado modo em função do autovalor, λ , como:

$$\omega = \sqrt{Re(\lambda)^2 + Im(\lambda)^2} \quad (13)$$

$$\zeta = \frac{-Re(\lambda)}{\omega} \quad (14)$$

Assim, pode-se analisar a estabilidade linear do sistema e quantificá-la em termos de margens. Ademais, a ocorrência de alguma instabilidade pode ser determinada pela localização e o movimento dos autovalores no plano complexo (Mair *et al.*, 2018).

3. RESULTADOS E DISCUSSÕES

3.1 VALIDAÇÃO DO MODELO IMPLEMENTADO

Em seus estudos, Mair *et al.* (2018) apresentam os dados contidos na Tab. 1.

Tabela 1. Parâmetros físicos para a validação do modelo implementado.
Fonte: Retirado de Mair *et al.* (2018)

Descrição	Valor
Raio do rotor, R	0,152 m
Velocidade angular do rotor, Ω	40 rad/s
Razão do comprimento do eixo de pivotamento pelo raio do rotor, a	0,25
Momento de inércia do rotor, I_x	0,000103 kg m^2
Momento de inércia do nacele, I_n	0,000178 kg m^2
Amortecimento estrutural de arfagem, C_θ	0,001 Nms/rad
Rigidez estrutural de arfagem, K_θ	0,4 N m/rad
Amortecimento estrutural de guinada, C_ψ	0,001 N m s/rad
Rigidez estrutural de guinada, K_ψ	0,4 N m/rad
Número de pás, N_B	4
Corde da pá, c	0,026 m
Inclinação da sustentação da pá, $C_{l,\alpha}$	$2\pi rad^{-1}$

Com tais parâmetros, Mair *et al.* (2018) representaram as variações dos autovalores no plano complexo e do amortecimento modal (do inglês - *modal damping ratio*) e da frequência modal (do inglês - *modal frequency*) em relação a razão de velocidades do escoamento, V , e da ponta da pá, V_{tip} , como apresentado na Fig. 2.

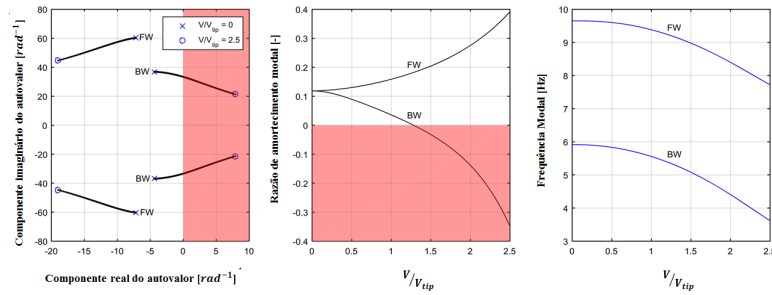


Figura 2. Resultados obtidos por Mair *et al.* (2018)
 Fonte: Adaptado de Mair *et al.* (2018)

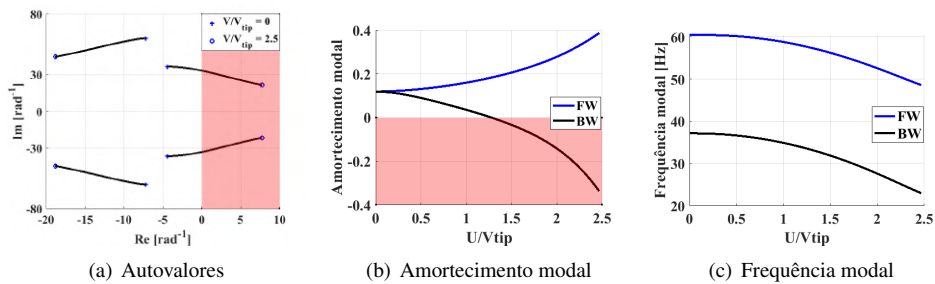


Figura 3. Validação dos resultados obtidos
 Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Implementando o modelo descrito por Mair *et al.* (2018) e utilizando os dados da Tab. 1 obteve-se os resultados apresentados na Fig. 3.

Os resultados apresentados na Fig. 3 abarcam os comportamentos apresentados na literatura por Mair *et al.* (2018) podendo ser considerado validado.

3.2 ANÁLISE PARAMÉTRICA

Com a utilização dos dados apresentados na Tab. 1, realizou-se análises acerca das variações do raio, da corda das pás, do número de pás, do eixo do rotor, da velocidade de rotação, do cl_α do perfil das pás do rotor, como se observa na Fig. 4. Além disso, avaliou-se os efeitos da rigidez e amortecimento em ambos os graus de liberdade, bem como a influência da inércia do rotor e do nacele, como apresentado na Fig. 5.

A partir do exposto das Fig. 4 observa-se que o aumento da inclinação cl_α , da corda, do número das pás, da velocidade de rotação e do raio do rotor provocam a redução da velocidade de *flutter*, sendo, portanto, fatores destabilizantes, ao passo que o aumento do eixo do rotor provoca o aumento da velocidade de *flutter*, de forma que esse pode ser considerado um fator estabilizante.

Adicionalmente, pelo disposto na Fig. 5, percebe-se que o aumento do coeficiente de amortecimento estrutural e da rigidez em ambos GDL aumentam a velocidade de *flutter*, logo engendram uma maior estabilidade, ao passo que o aumento das inércias do rotor e do nacele promovem a redução de tal velocidade. Ademais observam-se respostas simétricas com a variação do coeficiente de amortecimento e da rigidez. Por fim, com o aumento da rigidez até cerca de quatro vezes a rigidez original e utilizada no outro grau de liberdade, como apresentado na Fig. 5(d), o fenômeno do *whirl-flutter* deixa de ser presenciado. Tal fato corrobora o descrito por Čečrdle (2015).

Tais efeitos podem ser explicados devido a variação do amortecimento estrutural e aerodinâmico do sistema que influenciam no amortecimento global do mesmo. Vale notar que todos os resultados apresentados vão de acordo com o exposto por Čečrdle (2015) e Quintana *et al.* (2021).

4. CONSIDERAÇÕES FINAIS

O modelo analítico com 2GDL para a descrição do fenômeno do *whirl-flutter* em rotores de aeronaves foi inicialmente implementado e validado a partir da comparação das respostas da variação dos autovalores no plano complexo, do amortecimento modal e da frequência modal com resultados apresentados na literatura.

Com a presente validação, então passou-se a analisar os efeitos de distintos parâmetros. Dessa forma, notou-se que

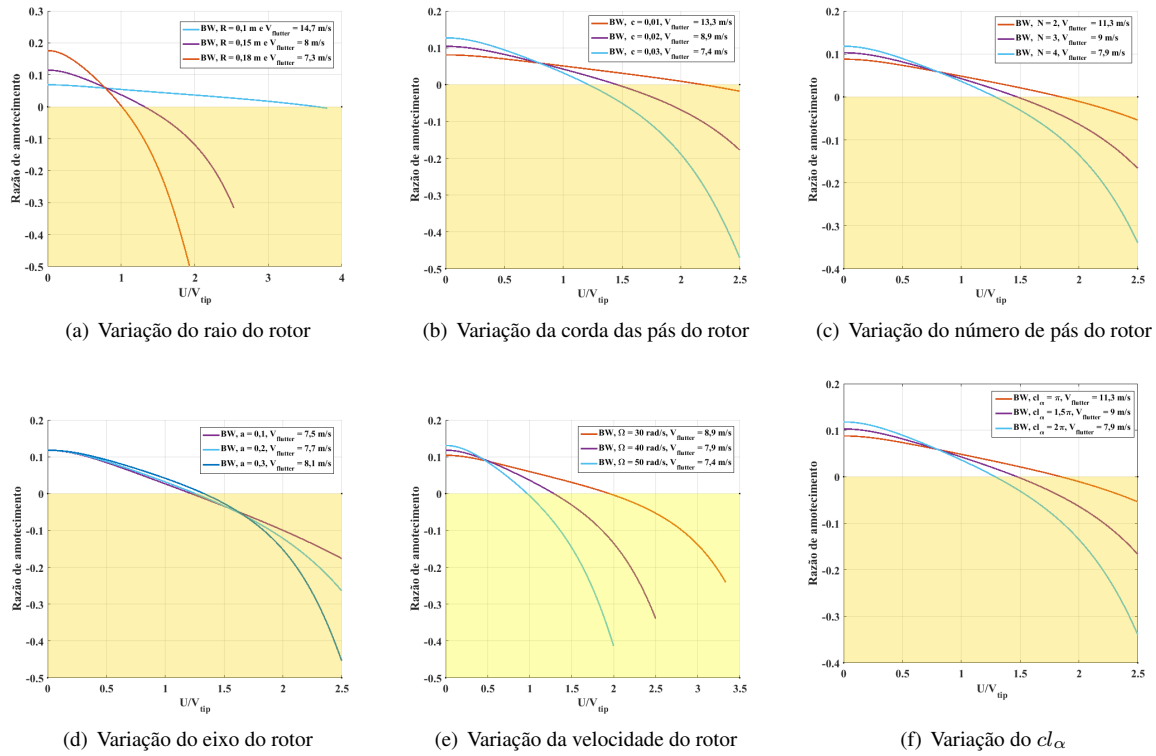


Figura 4. Efeitos do raio, da corda, do cl_α do perfil, do número de pás, do eixo do rotor e da velocidade de rotação na velocidade linear de *flutter*

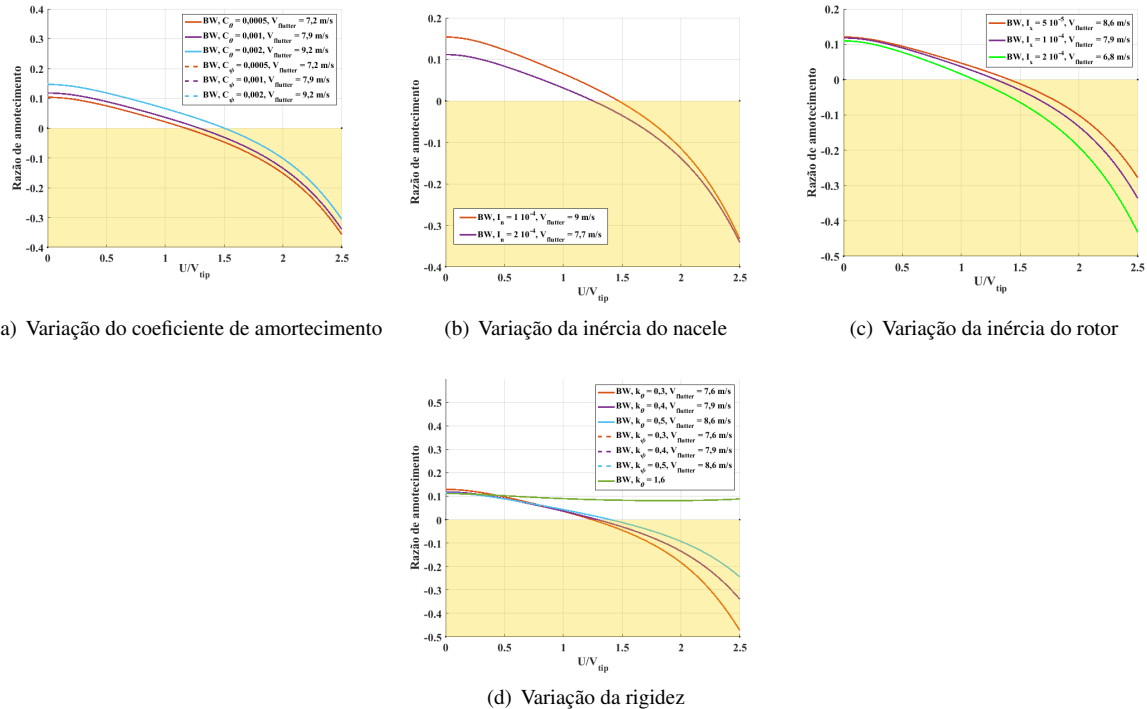


Figura 5. Efeitos da inércia, rigidez e amortecimento

com o aumento inclinação cl_α , da corda e do número das pás, da velocidade de rotação e do raio do rotor, bem como o aumento das inércias do rotor e da nacelle provocaram a redução da velocidade de *flutter*, sendo considerados parâmetros desestabilizantes. Ao mesmo tempo, o aumento do eixo do rotor, do coeficiente de amortecimento estrutural e da rigidez em ambos GDL aumentaram a velocidade de *flutter*, de forma a contribuir com a estabilidade do sistema, melhorando questões de controle passivo. Foi observado ainda que a rigidez e o amortecimento possuem efeitos simétricos quando se

varia tais parâmetros em seus respectivos graus de liberdade. Concomitantemente, se a rigidez em um grau de liberdade for aumentada de maneira significativa a presente instabilidade deixa de ser presenciada.

Todos os efeitos observados podem ser explicados pela variação do amortecimento estrutural e aerodinâmico que influenciam no amortecimento global do sistema.

5. AGRADECIMENTOS

O presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior - Brasil (CAPES) e da Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP), processo: 2021/09276-5.

6. REFERÊNCIAS

- Adeyemi, D.A., Cleaver, D.J. e Du Bois, J.L., 2019. “Whirl flutter modelling for active control”. The 4th Annual UK Vertical Lift Network Technical Workshop.
- Bielawa, R.L., 1992. *Rotary wing structural dynamics and aeroelasticity*. AIAA education series. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, DC. ISBN 9781621981541.
- Čečrdle, J., 2015. “Theoretical background of whirl flutter phenomenon”. In J. Čečrdle, ed., *Whirl flutter of turboprop aircraft structures*, Woodhead Publishing, Oxford, pp. 13–31. ISBN 978-1-78242-185-6. doi:<https://doi.org/10.1533/9781782421863.13>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9781782421856500027>.
- Čečrdle, J., 2018. “Aeroelastic stability of turboprop aircraft: whirl flutter”. In K. Volkov, ed., *Flight Physics*, IntechOpen, Rijeka, chapter 8. doi:10.5772/intechopen.70171. URL <https://doi.org/10.5772/intechopen.70171>.
- Kruger, W., 2009. “Analysis of whirl flutter dynamics on a tiltrotor wind tunnel model”. In *International Forum of Aeroelasticity and Structural Dynamics*. Seattle, WA, USA, Vol. 29, pp. 21–25.
- Kunz, D.L., 2005. “Analysis of proprotor whirl flutter: review and update”. *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 1, pp. 172–178. doi:10.2514/1.4953. URL <https://doi.org/10.2514/1.4953>.
- Mair, C., Rezgui, D., Titurus, B. e et al., 2018. “Nonlinear stability analysis of whirl flutter in a rotor-nacelle system”. *Nonlinear Dynamics*, Vol. 94. doi:10.1007/s11071-018-4472-y.
- Mueller, J., Gourinat, Y., Ferrer, R., K.T. e Kerdreux, B., 2004. “A numerical study on active control for tiltrotor whirl flutter stability augmentation, revised version of the paper: A multibody study on single and multi-variable control algorithms for tiltrotor whirl flutter stability augmentation”. In *American Helicopter Society 4th Decennial Specialist's Conference on Aeromechanics, Fisherman's Wharf*. San Francisco, CA, USA, Vol. 29, pp. 21–23.
- Quintana, A., Vasconcellos, R., Throneberry, G. e Abdelkefi, A., 2021. “Nonlinear analysis and bifurcation characteristics of whirl flutter in unmanned aerial systems”. *Drones*, Vol. 5, No. 4. ISSN 2504-446X. doi:10.3390/drones5040122. URL <https://www.mdpi.com/2504-446X/5/4/122>.
- Ribner, H.S., 1945a. “Formulas for propellers in yaw and charts of the side – force derivatives”. Technical report, NASA Langley Technical Report Server.
- Ribner, H.S., 1945b. “Propellers in yaw”. Technical report, NASA Langley Technical Report Server.
- Taylor, E.S. e Browne, K.A., 1938. “Vibration isolation of aircraft power plants”. *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 6, No. 2, pp. 43–49. doi:10.2514/8.760. URL <https://doi.org/10.2514/8.760>.

7. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

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