

Estudo Numérico de um Modelo Aeroelástico para Aplicações em Projetos de Rotores em Escalas Reduzidas.

André Florentino Ribeiro¹, Murilo Sartorato², Carlos do Carmo Pagani Júnior³
FESJ/UNESP, Departamento de Engenharia Aeronáutica, São João da Boa Vista, SP

Este trabalho apresenta resultados preliminares obtidos pela simulação numérica de um modelo aeroelástico estático em desenvolvimento para aplicações à otimização paramétrica, estabilidade aeroelástica e desempenho aerodinâmico de rotores de helicópteros em escala real ou reduzida. O modelo aeroelástico é definido pela integração entre um modelo estrutural de viga rotativa geometricamente não linear e um modelo aerodinâmico aplicado ao escoamento estacionário induzido pelo rotor em condição de voo pairado.

O modelo estrutural deriva de método variacional assintótico VAM - *Variational-Asymptotic Method* [1, 2]. As equações de equilíbrio dinâmico da viga rotativa derivam dos princípios de Hamilton e dos trabalhos virtuais:

$$\int_{t_1}^{t_2} \int_0^l [\delta(K - U) + \delta\bar{W}] dx_1 dt = \delta\bar{A}, \quad (1)$$

sendo t_1 e t_2 instantes de tempo arbitrários, l o comprimento da viga, K e U são as energias cinética e de deformação elástica por unidade de comprimento, respectivamente, \bar{W} é o trabalho virtual exercido pelas forças externas por unidade de comprimento, e $\delta\bar{A}$ é a ação virtual entre t_1 e t_2 .

O método VAM propõe a representação de uma formulação tridimensional de vigas geometricamente não lineares em termos de duas formulações complementares: 1) uma formulação unidimensional (1D), concisa e geometricamente exata ao longo da linha de referência da viga, e 2) uma análise bidimensional (2D), em geral linear, aplicada em seções transversais da viga. A combinação das formulações 1D e 2D confere exatidão e um alto nível de eficiência computacional à solução numérica do modelo de viga rotativa, comparativamente à solução de modelos tridimensionais equivalentes pelo método clássico dos elementos finitos [3]. A solução do sistema de equações não lineares é feita pelo método de Newton-Raphson, fornecendo as respostas estática e dinâmica (estacionária e transiente) da viga na forma de deslocamentos e rotações nodais, forças e momentos internos. Em modelos estacionários, a resposta convergirá para uma condição de equilíbrio do sistema. Para modelos transientes, a resposta no tempo é discretizada e o método é utilizado para resolver um determinado tempo discreto, iterando o método em cada passo de tempo.

O modelo estrutural generalizado permite a simulação de asas rotativas modeladas com materiais compósitos e seções transversais com perfis aerodinâmicos específicos. As relações constitutivas e as correspondentes matrizes de momento de inércia e rigidez estrutural para materiais compósitos são obtidas pela aplicação do método VABS (*Variational Asymptotic Beam Section Analysis*) [4, 5]. Os coeficientes de forças aerodinâmicas adimensionais são obtidos com o uso do software XFOIL [6]. O carregamento aerodinâmico distribuído, representado por forças e momentos generalizados,

¹andre.florentino@unesp.br

²murilo.sartorato@unesp.br

³c.pagani@unesp.br

é deduzido pela teoria do aerofólio fino [7]. A distribuição radial da velocidade induzida pelo rotor, sob hipótese de escoamento potencial e invíscido, é obtida pela aplicação do método *Blade Element Momentum* [8].

Este trabalho apresenta resultados complementares ao estudo desenvolvido no contexto do projeto FAPESP n° 2020/07335-1 [9, 10]. Em particular, a convergência numérica do modelo aeroelástico é avaliada em termos das condições operacionais e de parâmetros geométricos de projeto do rotor. A principal vantagem deste modelo é que considera a influência da flexibilidade das asas na estrutura e nos carregamentos aerodinâmicos, o que permite modelar de forma mais precisa pás com alta razão de aspecto.

Agradecimentos

Os autores agradecem à Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP) pelo suporte financeiro concedido do projeto de pesquisa n° 2020/07335-1.

Referências

- [1] D. H. HODGES. “A Mixed Variational Formulation Based on Exact Intrinsic Equations for Dynamics of Moving Beams”. Em: **Journal of Solids and Structures** 26.11 (1990), pp. 1253–1273.
- [2] D.H. Hodges. **Nonlinear Composite Beam Theory**. Progress in Astronautics and A. American Institute of Aeronautics e Astronautics, 2006. ISBN: 9781563475009.
- [3] D. H. HODGES. “Unified Approach for Accurate and Efficient Modeling of Composite Rotor Blade Dynamics – The 34th Alexander A. Nikolsky Honorary Lecture”. Em: **Journal of the American Helicopter Society** 60.1 (2015), pp. 1–28.
- [4] W. Yu, Volovoi V. V., Hodges D. H. e X. Hong. “Validation of the Variational Asymptotic Beam Sectional Analysis”. Em: **AIAA journal** 40.10 (2002), pp. 2105–2112. DOI: 10.2514/2.1545.
- [5] W. Yu, Volovoi V. V., Hodges D. H. e C. J. Ho. “Variational asymptotic beam sectional analysis – An updated version”. Em: **International Journal of Engineering Science** 59 (2012). The Special Issue in honor of VICTOR L. BERDICHEVSKY, pp. 40–64. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijengsci.2012.03.006>.
- [6] M. DRELA. “XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils”. Em: **Low Reynolds Number Aerodynamics** Vol. 54 of Lecture Notes in Engineering, Springer-Verlag (1989), pp. 1–12.
- [7] D. ANDRADE. “Application of Finite-State Inflow to flap-Lag-Torsion Damping in Hover”. Tese de doutorado. Georgia Institute of Technology, Georgia, 1992.
- [8] J. G. LEISHMAN. **Principles of Helicopter Aerodynamics**. Volume 12 de Cambridge Aerospace Series. Cambridge Univeristy Press, 2016. ISBN: 9781107013353.
- [9] A. F. RIBEIRO, M. SARTORATO e C. C. J. PAGANI. “Numerical Nonlinear Structural Analysis of a Rotary Blade Under Aerodynamic Load”. Em: **Proceedings of the 26th ABCM International Congress of Mechanical Engineering, Florianopolis SC, Brazil, November 22th to 26th**. 2021.
- [10] A. F. RIBEIRO, M. SARTORATO e C. C. J. PAGANI. “Aeroelastic Study of a Rotary-Wing using Non-linear Numerical Analysis”. Em: **Proceedings of the 8th International Symposium on Solid Mechanics, Campinas SP, Brazil, October 17th to 19th**. 2022.