

Análise numérica de resposta aeroelástica de asa flexível de alta razão de aspecto

Orlando Tomaz da Silva Neto*, Aldemir Ap Cavalini Jr, Valder Steffen Jr.

*LMEst-UFU, orlandoparahy@ufu.br

Palavras-chave

Aeroelasticidade, flutter, modelo numérico

1. INTRODUÇÃO

Na indústria aeronáutica, as demandas por aumento de desempenho das aeronaves vêm impactando diversos aspectos ligados ao projeto e, também outros, operacionais, das aeronaves em desenvolvimento ou já em uso no mundo. Neste meio, há uma busca incessante na melhoria de desempenho aerodinâmico, pois este altera fundamentalmente a capacidade de transporte de carga útil quando asas com alta razão de aspecto são empregadas. Esta alternativa resulta em asas com grande alongamento longitudinal e, conseqüentemente, bem mais flexíveis (Versiani, 2016).

A flexibilidade experimentada pelas aeronaves facilita a ocorrência dos fenômenos aeroelásticos, principalmente o conhecido fenômeno de *flutter*. O estudo desse fenômeno é de extrema relevância, pois ele deve ser previsto e impedido de ocorrer dentro do envelope de voo, ainda na fase de projeto. Se a instabilidade associada for inevitável com mudanças estruturais ou aerodinâmicas, a solução apontada é o desenvolvimento de sistemas de controle para a supressão ou mitigação do problema.

Dentre os muitos métodos de estudo das respostas aeroelásticas e de sistemas de controle destacam-se os métodos numéricos. Nessa perspectiva, esse trabalho tem por objetivo analisar em ambiente virtual um sistema de engenharia que apresenta o fenômeno aeroelástico de *flutter*.

2. MODELO DE PESQUISA ANALISADO

O modelo de pesquisa utilizado foi inspirado naquele proposto por Tang e Dowell (2001), como pode ser visualizado na Fig. 1, e as alterações propostas por Arantes (2009) e Westin (2010). Basicamente, o sistema representa uma asa retangular flexível com alta razão de aspecto engastada na raiz em um suporte com elevada rigidez e massa. Este modelo apresenta características construtivas que proporcionam a ocorrência do *flutter* sem comprometer sua integridade ou permitir a ocorrência de falha quando submetida ao escoamento. Para tanto, adotou-se uma longarina de alumínio 6060 com seção retangular (comprimento ou envergadura x largura x espessura: 457 mm x 12,7 mm x 3,4 mm) com massa uniformemente distribuída. A precisão do contorno aerodinâmico foi garantida por nervuras de preenchimento no perfil NACA 0012. Combinadas nove nervuras, formou-se as seções que foram distribuídas uniformemente ao longo da envergadura, totalizando 16. Entre as nervuras foi dado um espaçamento de 1 mm, para que não interferissem na dinâmica da asa; além disso, foram acoplados cilindros de latão com diâmetro de 3,17 x 27 mm de comprimento para correção da posição do centro de gravidade. Na ponta da asa foi instalado um lastro, que é basicamente um cilindro de latão (comprimento x diâmetro: 167,48 mm x 9,52 mm) com chanfros a 45° e 4,5 mm de comprimento em suas extremidades, possuindo ainda um rebaixo (comprimento x largura x profundidade: 19,15 mm x 3,4 mm x 4,76 mm) para seu acoplamento à longarina da asa. O rebaixo com essas dimensões possibilita variar a posição do centro de gravidade (CG) do lastro em relação ao eixo elástico da asa.

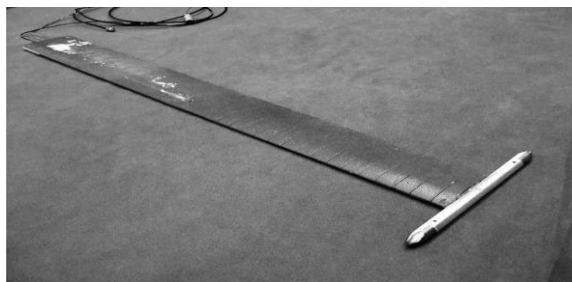


Figura 1 - Modelo proposto por Tang e Dowell
Fonte – Tang e Dowell (2009)

Para análise numérica do modelo utilizou-se um pacote comercial de elementos finitos (MSC NASTRAN/PATRAN), para desenvolver um modelo CAD da longarina com dimensões (457 mm x 12,7 mm x 3,40 mm). Em seguida, o modelo CAD foi discretizado em elementos de placa (CQUAD4), os quais foram usados para representar a longarina, um elemento de massa concentrada (CONM2) para o lastro da ponta e um elemento rígido (RBE2) para conectá-los. A extremidade oposta à massa concentrada é declarada como engaste perfeito, configurando assim uma condição de longarina engatada em balanço livre. Uma representação gráfica desse modelo pode ser observada na Figura 2.

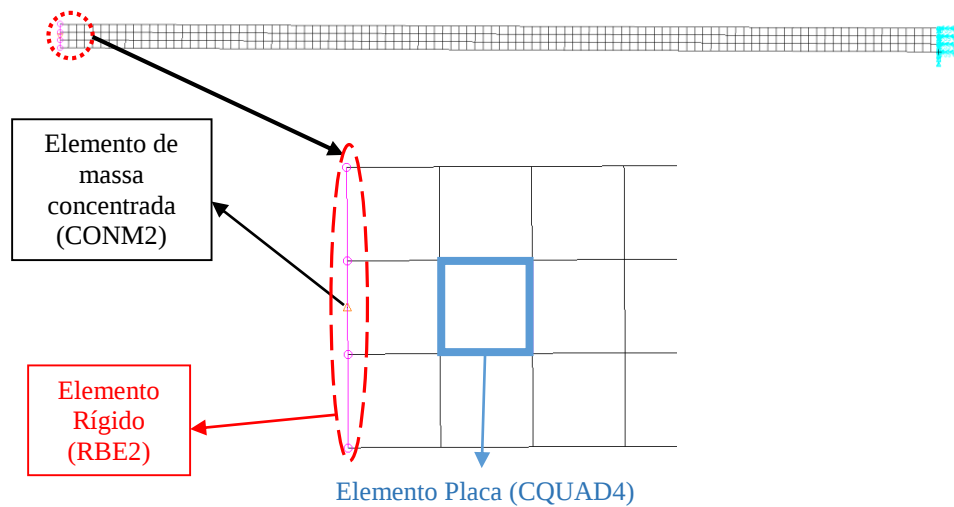


Figura 2 - Modelo em elementos finitos da longarina da asa
Fonte – Autoria própria

Construído o modelo em elementos finitos, parte-se para a análise modal numérica, obtendo-se os primeiros resultados para as frequências naturais associadas a cada modo de vibração. Com as matrizes de rigidez e de massa do sistema, uma outra etapa da análise numérica do problema foi realizada através do código (Zaero®) que utiliza as informações de saída do NASTRAN para estimar a velocidade crítica de ocorrência do *flutter*.

Dois arquivos são necessários para análise aeroelástica no Zaero®, a saber: o arquivo com extensão (.f06) gerado pelo NASTRAN e um arquivo de entrada contendo as instruções que o Zaero® irá executar cuja extensão é (.inp). O arquivo do NASTRAN contém as matrizes de rigidez e de massa, assim como os nós da malha estrutural; o arquivo de entrada do Zaero® apresenta instruções como: parâmetros aerodinâmicos, condições de voo, determinação da malha aerodinâmica, interpolação entre as malhas de Método de Elementos Finitos - MEF e aerodinâmica, as saídas desejadas, dentre outros detalhes. De posse desses arquivos executa-se o Zaero® e obtém a velocidade crítica de ocorrência do fenômeno, através do método *k*.

3. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Aplicada a metodologia acima descrita pode-se obter o diagrama (V-g-f) velocidade, amortecimento artificial e frequência que pode ser visualizado na Fig. 3, como saída do Zaero®.

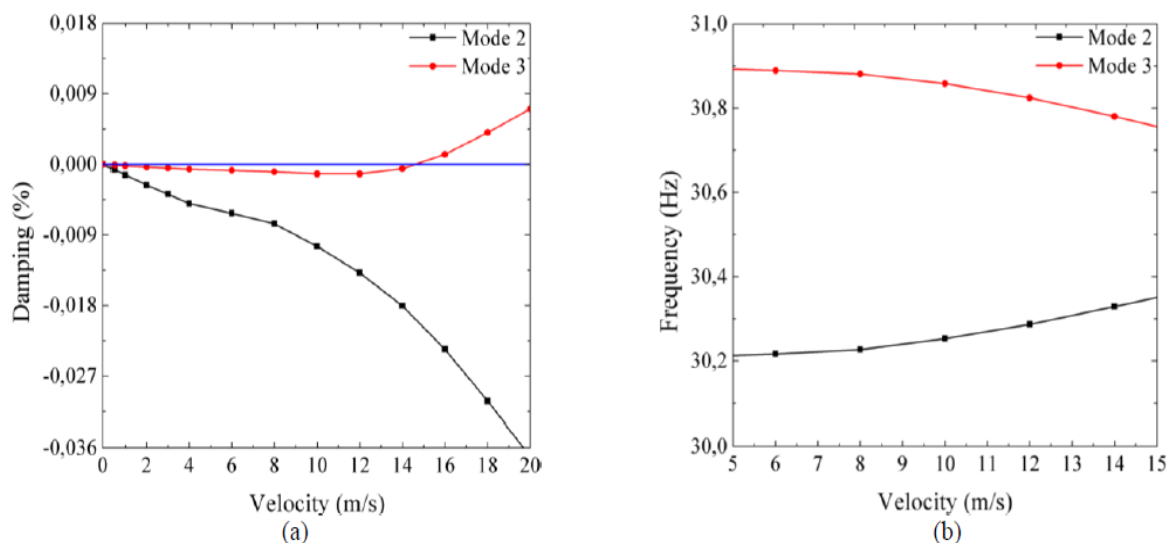


Figura 3 – Evolução do amortecimento artificial (a), e frequência (b) do segundo e terceiro modos de vibrar.
Fonte – Autoria própria

Na Fig. 3 (a) pode-se observar a evolução do amortecimento artificial em função da velocidade, quando esse se torna nulo tem-se a velocidade crítica de ocorrência de *flutter*, na Fig. 3 (b) é mostrada a evolução das frequências naturais que se acoplam.

Na Fig. 4 é mostrada o acoplamento entre as frequências naturais, o primeiro modo de torção se acopla ao segundo modo de flexão fazendo com que a asa entre em *flutter*.

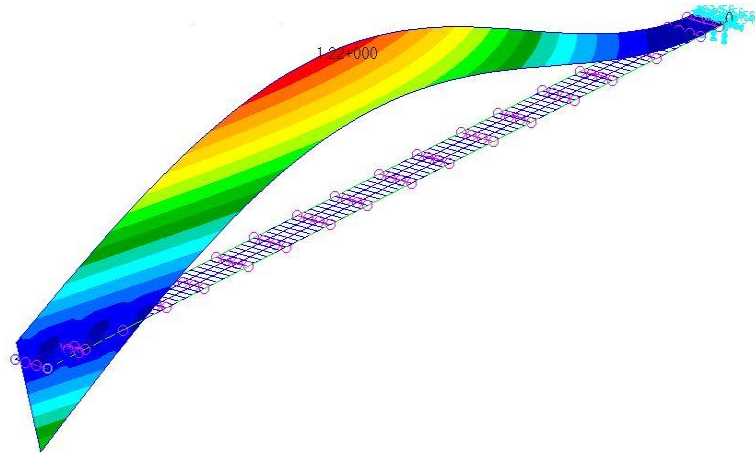


Figura 4 – Acoplamento do primeiro modo de torção com o segundo de flexão.
Fonte – Autoria própria

Os resultados preliminares se mostraram satisfatório uma vez que as simulações conseguiram representar a dinâmica do sistema, além de fornecer a velocidade de ocorrência de *flutter* e velocidade a qual ocorre o fenômeno aeroelástico nomeado de divergência. Através desses resultados é possível variar parâmetros, tais como: envergadura, corda, rigidez a flexão e a torção, parâmetros de voo, entre outros. Esses resultados servem também para o projeto do modelo experimental para confrontar os resultados teóricos, o qual será realizado como próxima etapa.

4. AGRADECIMENTOS

Ao Laboratório Multidisciplinar de Materiais e Estruturas Ativas da UFCG, ao laboratório de estruturas aeroespaciais do ITA, e ao instituto nacional de ciências e tecnologia de estruturas inteligente em engenharia (INCT - Process CNPq n. 574001/2008-5) e a Universidade Federal de Uberlândia.

5. REFERÊNCIAS

- Arantes filho, J. O. F., 2009. *Projeto e Modelagem Aeroelástica de uma Asa para Testes de Flutter em Túnel de Vento Subsônico*. Trabalho de Conclusão de Curso. (Graduação) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
- Tang, D. M.; Dowell, E. H. Experimental and Theoretical Study on Aeroelstic Response of High-Aspect-Ratio Wings. *AIAA Journal*, v. 39, n. 8, p. 1430–1441, 2001.
- Versiani, Thiago de Souza Siqueira. Alívio de Carga de Rajada em Asa Flexível Instrumentada Com Transdutores Piezelétricos. 2016. 118 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Aeronáutica, Engenharia Aeronáutica e Mecânica, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2016.
- Westin, Michelle Fernandino, 2010. *Aeroelastic Modeling and Experimental Analysis of a Flexible Wing for wind Tunnel Flutter Test*. Dissertação (Mestrado) - Curso de Aeronautics And Mechanics Engineering, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

6. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.