

DINCON 2011

10ª Conferência Brasileira de Dinâmica, Controle e Aplicações

28 de agosto a 1º de setembro de 2011



AEROELASTICIDADE DE ESTRUTURAS MUITO FLEXÍVEIS

Flávio Luiz Cardoso Ribeiro¹, Pedro Paglione², Roberto Gil Annes da Silva³

¹ Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, Brasil, flaviocr@ita.br

² Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, Brasil, paglione@ita.br

³ Instituto de Aeronáutica e Espaço, São José dos Campos, Brasil, gil@ita.br

Resumo: Este trabalho tem por objetivo apresentar a implementação de um código computacional para análise aeroelástica. Utilizou-se modelo de viga com deformações não-lineares e modelo aerodinâmico estacionário. A ferramenta permite determinar as velocidades de flutter e divergência, obter a resposta dinâmica e estudar oscilações de ciclo-limite devido à não-linearidades aerodinâmicas.

Palavras-Chave: aplicações de sistemas dinâmicos, aeroelasticidade, dinâmica estrutural.

1. INTRODUÇÃO

O estudo da dinâmica do voo e aeroelasticidade de aeronaves muito flexíveis ganhou relevância nos últimos anos, com o projeto de aeronaves solares não tripuladas com grande autonomia (ref. [1] e [2]). Entre suas características, esse tipo de aeronave apresenta pequena rigidez estrutural e grande alongamento; levando a grandes deflexões estruturais.

O presente trabalho tem por objetivo apresentar a implementação de um código computacional para análise aeroelástica de asas com grande flexibilidade. O trabalho é baseado nas Refs. [3],[4] e [5], que consistem em estudos da dinâmica do voo de aeronaves altamente flexíveis. Aqui, as equações foram simplificadas, desconsiderando os graus de liberdade de corpo rígido, para o estudo de uma asa engastada.

A estrutura é modelada como uma viga com deformações geométricas não-lineares, através da formulação de Hodges (Ref. [6]).

O trabalho permitiu fazer uma análise de estabilidade aeroelástica, identificando velocidade de flutter, bem como a resposta no tempo de perturbações para diferentes velocidades aerodinâmicas. Os resultados foram comparados com dados experimentais, obtidos em túnel de vento.

Por fim, é apresentado um breve estudo utilizando um modelo aerodinâmico não-linear, simulando o estol. Tal modelo permite a análise do fenômeno de oscilações de ciclo limite.

2. FORMULAÇÃO MATEMÁTICA

A dedução das equações do movimento é realizada através de métodos de energia: Princípio dos Trabalhos Virtuais e variação do funcional de energia. O modelo

estrutural tri-dimensional é decomposto em uma análise bidimensional (análise da seção transversal). Os resultados da seção transversal são utilizados para análise de viga unidimensional, com deformações de extensão, flexões e torção.

São obtidas as seguintes equações da dinâmica estrutural, em função do vetor de deformações ε :

$$M_{FF}\ddot{\varepsilon} + C_{FF}\dot{\varepsilon} + K_{FF}\varepsilon = R_F \quad (1)$$

onde:

$$\begin{aligned} M_{FF}(\varepsilon) &= J_{h\varepsilon}^T M J_{h\varepsilon} \\ C_{FF}(\varepsilon, \dot{\varepsilon}) &= J_{h\varepsilon}^T M \dot{J}_{h\varepsilon} + C \\ K_{FF} &= K \\ R_F &= J_{p\varepsilon}^T F^{pt} + J_{\theta\varepsilon}^T M^{pt} + J_{p\varepsilon}^T B^F F^{dis} + J_{\theta\varepsilon}^T B^M M^{dis} \end{aligned} \quad (2)$$

Nas equações acima, M_{FF} , C_{FF} e K_{FF} consistem nas matrizes de massa, amortecimento e rigidez estrutural. Os jacobianos ($J_{h\varepsilon}$, $J_{p\varepsilon}$, $J_{\theta\varepsilon}$, etc.) são matrizes que relacionam as deformações estruturais (ε) com translações e rotações em cada um dos nós. Essas matrizes são funções não-lineares do vetor de deformações ε (ref. [4]). Finalmente, R_F consiste no vetor de forças e momentos externos, obtido a partir das contribuições individuais de forças e momentos pontuais e distribuídos aplicados em cada nó.

Utilizou-se um modelo aerodinâmico linear estacionário. Para placa plana, o coeficiente de proporcionalidade entre o ângulo de ataque e o coeficiente de sustentação local é 2π . O ângulo de ataque local pode ser decomposto em duas partes: devido à torção local da asa, e devido ao movimento vertical do perfil:

$$C_l = 2\pi \left(\theta + \arctan\left(\frac{\dot{z}}{V_\infty}\right) \right) \quad (3)$$

A força de sustentação local, por unidade de comprimento, é dada por:

$$L' = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 c C_l \quad (4)$$

onde c é a corda da seção.

Já o momento local é obtido simplesmente multiplicando a sustentação pela distância entre o nó (no eixo de referência da viga) e centro aerodinâmico do perfil:

$$M' = eL' \quad (5)$$

Os vetores força e momento aerodinâmico são calculados para cada nó, como forças e momentos distribuídos.

2.1. Resolução das equações, linearização e estabilidade

A Equação 1 trata-se de uma equação diferencial de segunda ordem não linear (os coeficientes M_{FF} , C_{FF} e R_F apresentam dependência de ε e $\dot{\varepsilon}$). Podemos reescrever como um sistema de primeira ordem, criando um estado $X = \dot{\varepsilon}$:

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{\varepsilon} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -M_{FF}^{-1}C_{FF} & -M_{FF}^{-1}K_{FF} \\ I & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ \varepsilon \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} R_F \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

Esse sistema pode ser resolvido, obtendo a evolução das deformações ao longo do tempo, para condições iniciais de X e ε . Pode-se utilizar algum método de integração numérica. No presente trabalho, utilizou-se a função *ode15s*, do MATLAB. Note que as matrizes de massa, amortecimento e de forças externas R_F são dependentes de ε (algumas também de $\dot{\varepsilon}$). A cada iteração da integração é necessário recalcular todos os jacobianos estruturais, o que pode tornar a integração lenta.

Com o objetivo de fazer um estudo de estabilidade aeroelástica, permitindo calcular a velocidade de flutter da asa, fez-se a linearização do sistema acima em torno de um ponto de equilíbrio (que no caso é de deformação nula). Note que podemos representar o sistema da seguinte forma:

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{\varepsilon} \end{bmatrix} = f(X, \varepsilon) \quad (7)$$

Onde f é uma função não linear.

Pode-se linearizar o sistema, obtendo:

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{\varepsilon} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} X \\ \varepsilon \end{bmatrix} \quad (8)$$

A linearização foi feita de forma numérica. Analisando os autovalores da matriz A , pode-se determinar se o sistema é estável. Para determinar a velocidade de flutter adotou-se o seguinte procedimento: variou-se a velocidade do escoamento V_∞ e, para cada velocidade, determinou-se o maior valor real entre os autovalores de A . Assim que a parte real de algum autovalor deixa de ser negativa o sistema torna-se instável, identificando-se assim a velocidade de flutter.

2.2. Características da asa modelada

Utilizou-se para o estudo uma asa reta de alumínio 2024 T3, a qual consiste em uma placa de 0.032 polegadas de espessura, engastada na raiz, com 40 mm de corda e 350 mm de envergadura.

As propriedades de inércia seccional foram calculadas a partir das expressões de inércia para vigas de seção retangular. Os momentos de inércia I_{ij} , apresentados na matriz $M(s)$ anteriormente nada mais são do que os momentos de inércia de área multiplicados pela massa específica do elemento. Para uma seção retangular (corda 'c', e espessura 'e'):

$$I_{yy} = \rho \frac{ce^3}{12}, I_{zz} = \rho \frac{ec^3}{12}, I_{xx} = I_{yy} + I_{zz} \quad (9)$$

os produtos de inércia são nulos, devido à simetria da seção.

A matriz de rigidez pode ser expressa como:

$$K = \begin{bmatrix} EA & 0 & 0 & 0 \\ 0 & GJ & 0 & 0 \\ 0 & 0 & EI_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & EI_z \end{bmatrix} \quad (10)$$

onde E é o módulo de Young do alumínio 2024 T3 (73.1 GPa), G é o módulo de cisalhamento (28.0 GPa), J é a constante de torção: $J = ce^3/3$ (equação válida para seções retangulares tal que $c/e > 10$), I_y e I_z são os momentos de inércia de área da seção transversal.

Como a asa tem propriedades constantes, temos agora as matrizes de inércia (M_i) e rigidez (K_i) para cada nó. A matriz de amortecimento é dada por $C_i = \alpha K_i$,

A asa é dotada de um lastro em sua extremidade livre. Trata-se de um lastro de latão, confeccionado de forma que o mesmo possa correr ao longo da corda da ponta da asa. Para modelá-lo, utilizou-se a seguinte técnica: um elemento de viga adicional foi incluído na extremidade da asa; para que o elemento tivesse influencia apenas nas propriedades de massa da viga, a dimensão do elemento foi escolhida pequena (1mm) em relação ao comprimento total da asa (350mm). A posição do CG do lastro é modificada alterando o valor o CG dos nós do elemento. A massa total desse elemento é de 0.03458 kg, e suas propriedades de inércia são: $I_{xx} = I_{zz} = 1.858e-5 \text{ kg m}^2$, $I_{yy} = 0$.

2.3. Determinação da velocidade de flutter

A Fig. 1 apresenta o valor da maior parte real dos autovalores da matriz A em função da velocidade aerodinâmica. O gráfico foi traçado para o lastro localizado exatamente no centro da extremidade da asa:

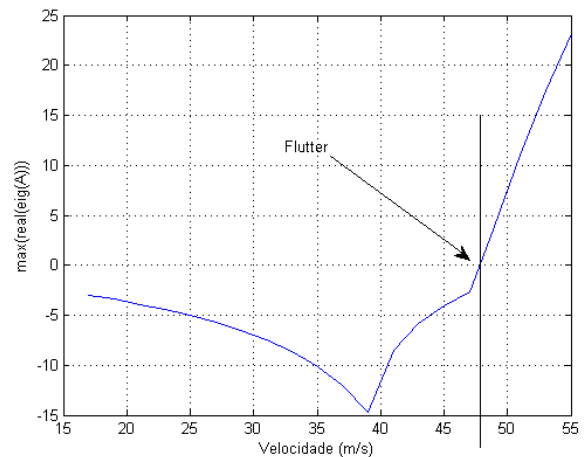


Fig. 1. Determinação da velocidade de flutter

Note que para velocidades acima de aproximadamente 47.5 m/s, o sistema torna-se instável, caracterizando o flutter. Da mesma forma, para diferentes posições do lastro, é possível determinar a velocidade de flutter. A seguinte tabela foi gerada para condição de massa específica do ar igual à 1.225 kg/m^3 , e um coeficiente de amortecimento α



DINCON 2011

10ª Conferência Brasileira de Dinâmica, Controle e Aplicações

28 de agosto a 1º de setembro de 2011



= 0.05%, tal valor foi inicialmente escolhido de forma arbitrária.

Tabela 1. Velocidade de flutter obtida no software para diferentes posições de lastro (nível do mar, ISA, $\alpha = 0.05\%$)

Posição do lastro (mm)	0	5	10	15	20
Velocidade de flutter (m/s)	47.5	19.2	18.2	22.35	31.55

Com o objetivo de comparar os resultados obtidos com aqueles observados em laboratório, através de teste em túnel de vento, a seguir são apresentadas as pressões dinâmicas referentes à velocidade de flutter para cada situação:

Tabela 2. Pressão dinâmica de flutter obtida no software e obtida em laboratório para diferentes posições de lastro ($\alpha = 0.05\%$)

Posição do lastro (mm)	0	5	10	15	20
Pressão dinâmica de flutter – software (mmH ₂ O)	140	23.0	20.7	31.2	62.2
Pressão dinâmica de flutter – laboratório (mmH ₂ O)	3.5	5.5	9.9	12.5	-

Nota-se que os valores obtidos através do software desenvolvido diferem e muito dos obtidos em laboratório. Uma curiosidade em especial é o fato de que para o lastro posicionado no centro, o resultado computacional leva a crer que a pressão dinâmica de flutter é muito alta - isso não foi observado na prática.

Várias são as possíveis explicações para as discrepâncias observadas: modelo aerodinâmico simplificado demais (estacionário e não leva em conta a distribuição de sustentação ao longo da asa); desconhecimento do amortecimento estrutural (valor foi arbitrado em 0.05%).

Ao reduzir o amortecimento estrutural, espera-se uma redução também na velocidade de flutter. Procurou-se reduzir o amortecimento estrutural até que a pressão dinâmica de flutter simulada fosse aproximadamente igual à do laboratório, para posição central do lastro (10mm do bordo de ataque). Chegou-se aos seguintes resultados:

Tabela 3. Pressão dinâmica de flutter obtida no software e obtida em laboratório para diferentes posições de lastro ($\alpha = 0.011\%$)

Posição do lastro (mm)	0	5	10	15	20
Pressão dinâmica de flutter – software (mmH ₂ O)	140	5.8	9.85	17.6	37.7
Pressão dinâmica de flutter – laboratório (mmH ₂ O)	3.5	5.5	9.9	12.5	-

Nota-se agora uma melhor coerência entre os resultados, exceto pela pressão dinâmica de flutter para lastro

localizado no centro da asa. Uma possível explicação para essa discrepância é o fato de que no modelo matemático, o lastro é colocado exatamente no centro da asa. Isso faz com que o modelo matemático seja completamente simétrico nesse caso, e não deve haver acoplamento entre os modos de torção e flexão devido à essa distribuição simétrica de massa. Por outro lado, no modelo real, é impossível posicionar o lastro exatamente no centro da asa.

2.4. Resposta aeroelástica para diferentes velocidades

Para o valor estimado da constante de amortecimento (α), são apresentadas várias respostas no tempo. As simulações foram feitas resolvendo as equações do movimento. As simulações são feitas para uma situação de deformação inicial da asa (ponta da asa torcida em relação ao equilíbrio) para diferentes velocidades. Os resultados são apresentados nas Figuras 2 à 4.

Da tabela 3, verificou-se que a velocidade de flutter para a condição simulada (lastro em 10mm) é de pouco menos de 10 mmH₂O. As figuras mostram o resultado da simulação para condições de 1, 9 e 10 mmH₂O. Note que conforme a pressão dinâmica aumenta, o amortecimento das oscilações vai reduzindo, até que, para pressões dinâmicas acima do flutter, o sistema torna-se instável.

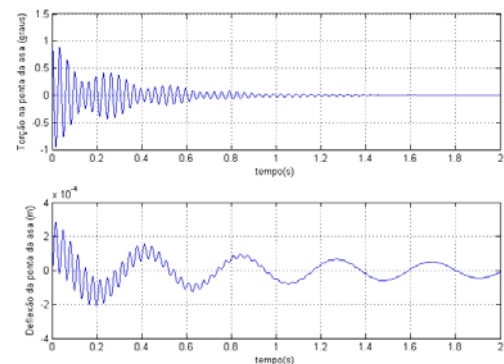


Fig. 2. Resposta aeroelástica para simulação posicionando lastro na distância de 10mm do bordo de ataque – Pressão dinâmica: 1 mmH₂O

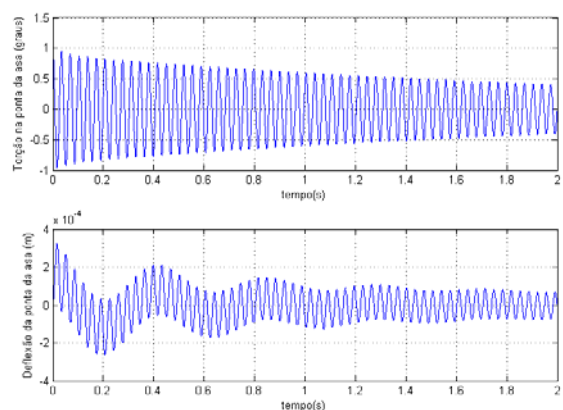


Fig. 3. Resposta aeroelástica para simulação posicionando lastro na distância de 10mm do bordo de ataque – Pressão dinâmica: 9 mmH₂O

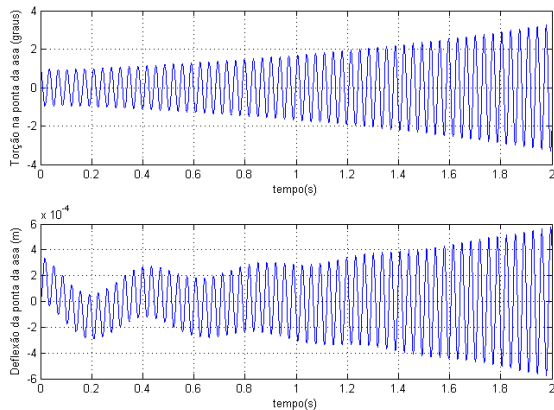


Fig. 4. Resposta aeroelástica para simulação posicionando lastro na distância de 10mm do bordo de ataque – Pressão dinâmica: 10 mmH2O

2.5. Oscilação de ciclo limite – aerodinâmica não linear

Através de uma simples modificação do modelo aerodinâmico, incluindo uma saturação dos valores de coeficiente de sustentação (de tal forma que para ângulos de ataque maiores que 1 grau, ou menores que -1 grau, o coeficiente de sustentação mantém-se constante), é possível fazer uma análise de aeroelasticidade não-linear. Obviamente, quanto mais completo for o modelo aerodinâmico não-linear, mais representativo será o resultado. Os resultados aqui obtidos são apenas para ilustração do fenômeno.

A figura 5 apresenta a resposta aeroelástica para ocorrência de flutter para uma condição de pressão dinâmica de 11 mmH2O, utilizando o modelo linear. Tal resposta é parecida com a da figura 4, com a única diferença de se estar utilizando uma pressão dinâmica maior. Na figura 6 utiliza-se o modelo aerodinâmico não-linear, com simulação de estol. Note que, enquanto a resposta ao utilizar modelo aerodinâmico linear diverge, para o modelo aerodinâmico não linear as oscilações aumentam até um certo limite, e em seguida o sistema estabiliza em um movimento oscilatório sem aumentos na amplitude da oscilação.

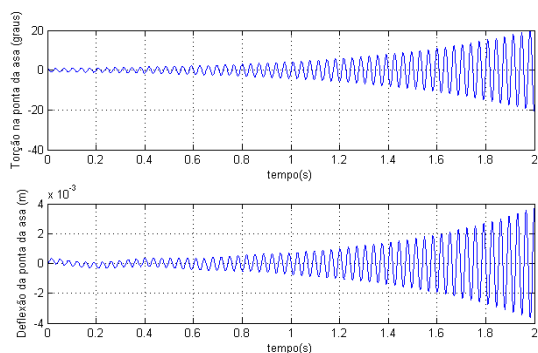


Fig. 5. Resposta aeroelástica para simulação posicionando lastro na distância de 10mm do bordo de ataque – Pressão dinâmica: 11 mmH2O – Modelo aerodinâmico linear

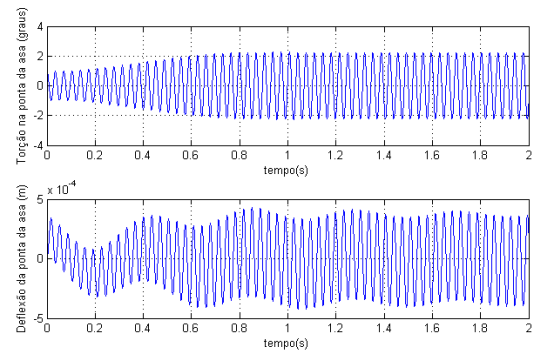


Fig. 6. Resposta aeroelástica para simulação posicionando lastro na distância de 10mm do bordo de ataque – Pressão dinâmica: 11 mmH2O – Modelo aerodinâmico não-linear – Oscilação de ciclo limite

3. CONCLUSÃO

Esse artigo apresenta a primeira etapa do desenvolvimento de um trabalho cujo objetivo principal é estudar a dinâmica do voo de aeronaves muito flexíveis. Ao fim dessa etapa, foi possível concluir um software de dinâmica de estruturas com deflexões não-lineares, acoplado a um modelo aerodinâmico estacionário.

Através dessa ferramenta, foi possível fazer um estudo preliminar de velocidade de flutter e comparação com resultados experimentais. Modificando o modelo aerodinâmico, através da introdução de não-linearidades, foi possível fazer simulações de oscilações de ciclo limite.

A próxima etapa desse trabalho é a implementação de um modelo aerodinâmico não-estacionário. Em seguida, o modelo aeroelástico aqui apresentado será utilizado juntamente com as equações do movimento de 6 graus de liberdade da aeronave rígida, permitindo estudar o movimento de aeronaves muito flexíveis.

REFERENCES

- [1] Cesnik, E.S.C. et al., “X-HALE: A Very Flexible UAV for Nonlinear Aeroelastic Tests”, 51st AIAA Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, April, 2010.
- [2] Noll, T. E., et al., “Investigation of the Helios Prototype Aircraft Mishap, Volume I, Mishap Report”, NASA Report, Jan., 2004.
- [3] Brown, E.L., “Integrated Strain Actuation In Aircraft With Highly Flexible Composite Wings”. Ph. D. Dissertation, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, Feb., 2003.
- [4] Schearer, C.M., “Coupled Nonlinear Flight Dynamics, Aeroelasticity and Control of Very Flexible Aircraft”. Ph.D. Dissertation, The University of Michigan, Ann Arbor, MI, Aug., 2006.
- [5] Su, W., “Coupled Nonlinear Aeroelasticity and Flight Dynamics of Fully Flexible Aircraft”. Ph.D. Dissertation, The University of Michigan, 2008.
- [6] Hodges, D.H., Ormiston, R.A., Peters, D.A. “On the Nonlinear Deformation Geometry of Euler-Bernoulli Beams”. NASA TP 1566, April, 1980.