

SIMULAÇÕES NUMÉRICA E EXPERIMENTAL DE FLUTTER

Eduardo Jesus Tavares, tavaresduda@yahoo.com.br¹
Carlos De Marqui Júnior, demarqui@sc.usp.br²

^{1,2}Universidade de São Paulo – Escola de Engenharia de São Carlos – Laboratório de Aeroelasticidade, Av. Trabalhador São Carlense, 400, CEP 13560 – São Carlos – SP - Brasil,

Resumo: O flutter é um fenômeno aeroelástico que ocorre devido à interações entre forças aerodinâmicas, elásticas e inerciais, resultando em oscilações auto-excitadas com amplitudes crescentes, causando danos a uma aeronave. Desenvolve-se um modelo aeroelástico para flutter considerando-se uma seção típica com dois-graus-de-liberdade, flexão e torção. Utiliza-se o método dos vórtices concentrados não estacionário para obtenção dos esforços aerodinâmicos. Da solução do modelo encontram-se respostas no domínio do tempo, determinando assim a velocidade de flutter. A fim de verificar tal modelo comparam-se a velocidade crítica encontrada com o da velocidade obtido pelo método V-g, utilizando-se o modelo aerodinâmico analítico baseado na teoria de Theodorsen. No V-g assume-se um amortecimento artificial g , indicando o amortecimento necessário para que ocorra o movimento harmônico do sistema. Como nenhum amortecimento é assumido, a fronteira de estabilidade (velocidade crítica) é encontrada quando o amortecimento artificial g , é zero. Para que o modelo aeroelástico dos vórtices concentrados possa definitivamente ser validado, será feita uma última etapa que é confrontar os valores teóricos das velocidades obtidos pelos dois modelos com o valor da velocidade obtido por um modelo experimental em túnel de vento. O modelo experimental é composto por uma asa rígida com perfil NACA 0012 e uma suspensão elástica de dois-graus-de-liberdade.

Palavras-chave: flutter, modelo aeroelástico, método dos vórtices concentrados, método V-g.

1. INTRODUÇÃO

A aeroelasticidade é o ramo da aeronáutica que estuda os fenômenos associados à interação fluido-estrutura (Bisplinghoff et al., 1996). Basicamente, os fenômenos aeroelásticos são devido ao movimento de corpos elásticos imersos em fluidos que provocam uma perturbação neste meio. Essa perturbação ou influência, por sua vez, é realimentada para a estrutura na forma de variações nos esforços sobre o corpo. Tais variações nos esforços provocam movimentos adicionais na estrutura que, conseqüentemente, influenciam o escoamento ao redor do mesmo. As conseqüências dessa interação dependem das propriedades elásticas e inerciais da estrutura, bem como das propriedades do fluido em questão. Em certas condições tal interação pode levar a um comportamento instável.

Fenômenos de instabilidade aeroelástica, tais como o flutter e a divergência, têm sido bastante estudados (Bisplinghoff et al., 1996; Fung, 1955; Heeg, 1993). Eles têm sido tratados rotineiramente durante o processo de projeto de aeronaves até a sua homologação. Além do interesse de se prever as instabilidades aeroelásticas, é de grande importância para a área saber sobre a resposta aeroelástica, podendo com isso suprimir fontes de vibrações e aumentar a vida em fadiga de componentes estruturais.

Os modelos aeroelásticos são aqueles capazes de capturar o comportamento da interação fluido-estrutura. Em princípio, é possível fazer o desacoplamento entre modelos da dinâmica estrutural e o aerodinâmico, o que torna prático o desenvolvimento de metodologias de análise aeroelástica. Os modelos aerodinâmicos devem calcular os esforços aerodinâmicos sobre a estrutura elástica e, com isso, sua resposta aeroelástica, que por sua vez mudará os esforços aerodinâmicos, o que resultará em um ciclo interativo entre o fluido e a estrutura (Benini, 2002).

Dentre os pioneiros na modelagem do comportamento não estacionário de escoamentos aerodinâmicos pode-se citar Theodorsen, Wagner e Küssner (Bisplinghoff et al., 1996; Fung, 1955). Esses modelos proporcionam os primeiros avanços no entendimento de fenômenos como o flutter. Muitas limitações, contudo, impossibilitaram um maior desenvolvimento nos modelos aeroelásticos que utilizam tais metodologias de modelagem aerodinâmica. Por exemplo, configurações completas de aeronaves não eram possíveis de se modelar para análise aeroelástica por meio de tais métodos.

Com o desenvolvimento de métodos computacionais em aerodinâmica os modelos aeroelásticos puderam progredir. Métodos como o dos vórtices concentrados (Katz & Plotkin, 1991) puderam ser modificados para o caso não estacionário possibilitando o acoplamento com modelos estruturais. Análise no domínio do tempo e na frequência para configurações completas podem ser alcançadas, fornecendo ferramentas adequadas para a previsão do flutter ou simplesmente da resposta aeroelástica.

O objetivo desse trabalho é o desenvolvimento de um modelo aeroelástico para o caso de uma seção típica visando analisar condições críticas para o flutter e a resposta aeroelástica no domínio do tempo. O modelo aerodinâmico não-estacionário é o método dos vórtices concentrados para um aerofólio, segundo Katz & Plotkin (1991). As equações de movimento são então resolvidas resultando nos movimentos nos dois graus de liberdade.

2. SEÇÃO TÍPICA

Na figura abaixo é mostrada uma seção típica de parâmetros concentrados (Theordorsen *et al*, 1940). Ela é um aerofólio rígido de semi-corda b com 2 graus-de-liberdade: w deslocamento vertical e α deslocamento angular. Estes graus-de-liberdade são restringidos respectivamente por molas, k_w e k_α , fixadas no eixo elástico (*e.e.*). O aerofólio possui massa m ; momento de inércia I_α e momento estático S_α medido em relação ao eixo elástico.

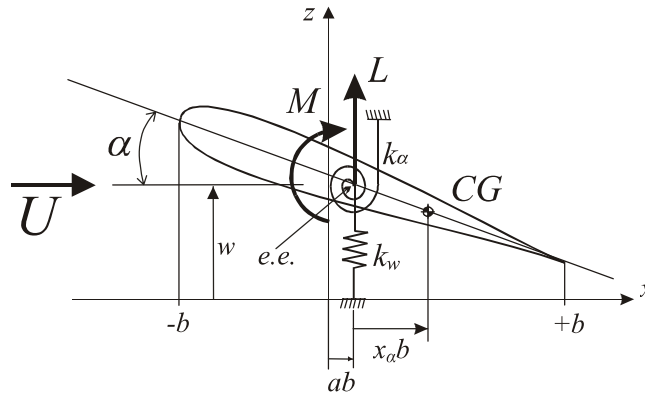


Figura 1 - Seção Típica

As equações aeroelásticas do aerofólio são obtidas a partir das Equações de Lagrange. O modelo aeroelástico é o resultado do acoplamento das equações de movimento com a aerodinâmica não-estacionária. Equacionando-se o modelo descrito, segundo Fung *et al* (1955), chega-se às seguintes equações diferenciais,

$$\frac{\ddot{w}}{b} - x_\alpha \ddot{\alpha} + \omega_w^2 \frac{w}{b} = C_L \beta \quad (1)$$

$$-x_\alpha \frac{\ddot{w}}{b} + r_\alpha^2 \omega_\alpha^2 \alpha = 2C_M \beta \quad (2)$$

onde w representa o movimento vertical do aerofólio e α o seu movimento angular. Ambos em relação a um sistema de coordenadas onde w é positivo quando para cima e α é positivo quando no sentido horário. As variáveis apresentadas nas Eq. (1) e (2) são,

- b : semi-corda;
- ω_w : frequência de oscilação vertical;
- ω_α : frequência de oscilação torcional;
- $r_\alpha^2 = I_\alpha / mb^2$;
- $x_\alpha = S_\alpha / mb$;
- $\beta = U^2 / \mu \pi b^2$;
- $m = \mu \pi \rho b^2$;
- ρ : densidade do ar;
- I_α : momento de inércia;
- S_α : momento estático;
- U : velocidade do escoamento;
- μ : razão de massa.

Para a solução das equações se faz necessário a determinação dos esforços aerodinâmicos, ou seja, encontrar os coeficientes de sustentação (C_L) e de momento (C_M). É feita aqui a hipótese de que o aerofólio é fino, ou seja, não tem espessura, pois apenas a linha de arqueamento do aerofólio permite que se calcule os referidos coeficientes aerodinâmicos.

A primeira condição de contorno deste problema é especificada pelo fato de que a velocidade do escoamento é nula na direção normal à superfície do aerofólio. Essa formulação é denominada Condição de Contorno de Neumann. A outra condição de contorno é a Condição de Kutta, que diz que a velocidade no bordo de fuga do aerofólio não pode ser infinita, o que se traduz no fato de que o fluxo não faz curva no bordo de fuga.

O Método dos Painéis consiste em dividir o aerofólio em N segmentos (que são denominados painéis), e colocar em cada um deles uma singularidade, que é uma solução da Equação de Laplace. No presente modelo, foi utilizada uma

singularidade vórtice concentrado. Esta é uma singularidade que induz velocidades apenas na direção tangencial. A velocidade em um ponto arbitrário (x, z) devido a um vórtice concentrado de circulação Γ_j localizado em (x_j, y_j) é dada por:

$$\begin{pmatrix} u \\ w \end{pmatrix} = \frac{\Gamma_j}{2r_j^2\pi} \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x - x_j \\ z - z_j \end{pmatrix} \quad (3)$$

onde:

$$r_j^2 = (x - x_j)^2 + (z - z_j)^2 \quad (4)$$

e u e w são as componentes horizontal e vertical da velocidade, respectivamente.

O conjunto de vórtices colocado nos painéis irá produzir uma circulação em torno do aerofólio, resultando em variações de pressão, gerando a sustentação e o momento de arfagem.

A linha de arqueamento de aerofólio fino é então dividida em N painéis. Os N vórtices serão colocados a um quarto da corda de cada painel. A condição de contorno de velocidade normal nula pode ser satisfeita na linha de arqueamento a três quartos da corda de cada painel (pontos de colocação).

Como o caso tratado aqui é o não-estacionário, a circulação no aerofólio varia com o tempo, o que induz à formação de vórtices no bordo de fuga que formarão a esteira, que será modelada utilizando-se os mesmos vórtices concentrados. A figura a baixo ilustra o método dos vórtices concentrados.

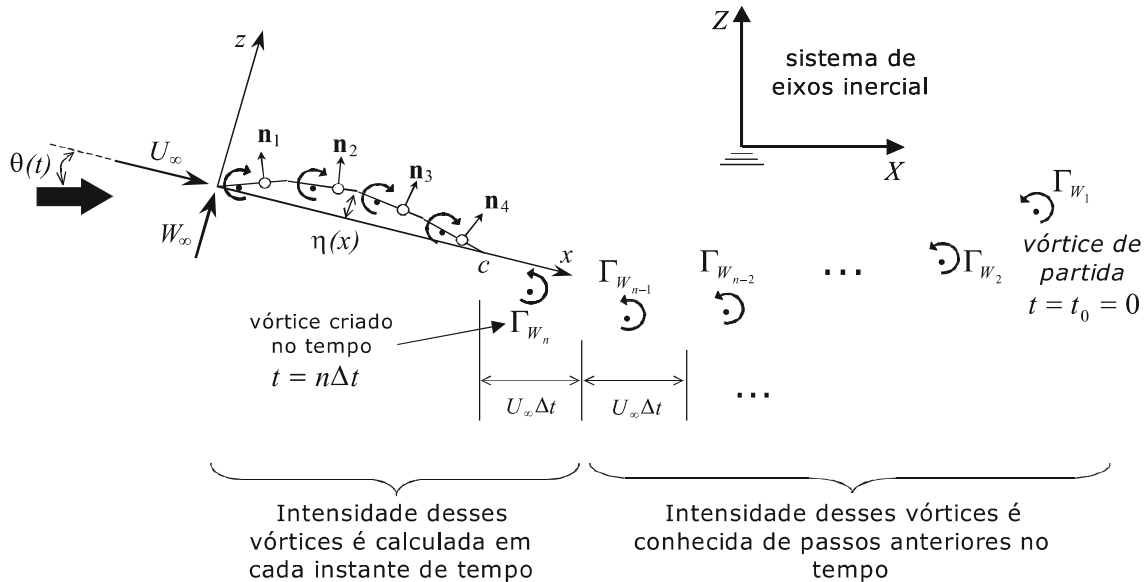


Figura 2. Ilustração do Método dos Painéis não-estacionário (Katz & Plotkin, 1991).

A componente normal da velocidade em cada ponto da linha de arqueamento é uma combinação da velocidade auto-induzida no aerofólio devido à circulação, da velocidade do aerofólio e da velocidade induzida no aerofólio pela esteira. Portanto, a condição de contorno de velocidade normal numa pode ser representada por,

$$(u, w) \cdot \vec{n} + (U + u_w, W + w_w) \cdot \vec{n} = 0 \quad (5)$$

onde o primeiro termo é a velocidade induzida pela distribuição de vórtices nela mesma e o segundo é a velocidade do aerofólio mais a induzida pela esteira, especificando a condição de contorno para os N pontos de colocação, obtém-se o seguinte sistema de equações lineares:

$$\begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1N} & a_{1W} \\ a_{21} & a_{22} & \dots & a_{2N} & a_{2W} \\ a_{31} & a_{32} & \dots & a_{3N} & a_{3W} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ a_{N1} & a_{N2} & \dots & a_{NN} & a_{NW} \\ 1 & 1 & \dots & 1 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \Gamma_3 \\ \vdots \\ \Gamma_N \\ \Gamma_{wi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} RHS_1 \\ RHS_2 \\ RHS_3 \\ \vdots \\ RHS_N \\ \Gamma(t - \Delta t) \end{pmatrix} \quad (6)$$

A última equação representa a condição de Kelvin, que postula que a circulação total dentro de uma região que contém o aerofólio e a esteira permanece constante com o tempo:

$$\Gamma(t) - \Gamma(t - \Delta t) + \Gamma_{wi} = 0 \quad (5)$$

O vetor RHS é estabelecido calculando-se a componente normal da velocidade do aerofólio e a componente normal da velocidade induzida pelos vórtices concentrados da esteira em cada ponto de colocação.

Uma vez conhecidas as intensidades de cada vórtice, é possível calcular o gradiente de pressão no aerofólio e com isso os esforços aerodinâmicos. A diferença de pressão entre as superfícies superior e inferior do aerofólio pode ser calculada através da equação:

$$\Delta p_j = \rho \left[(U + u_w, W + w_w)_j \cdot \vec{\tau}_j \frac{\Gamma_j}{\Delta l_j} \right] \quad (6)$$

onde ρ é a densidade do ar, $\vec{\tau}_j$ é o vetor tangencial a cada painel e Δl_j é o comprimento de cada painel.

A sustentação e o momento (no ponto x_C) totais são obtidos integrando-se a diferença de pressão ao longo do aerofólio, o modelo matemático elaborado para representar a esteira formada pelo escoamento ao redor de um aerofólio fino foi baseado em Katz & Plotkin (1991). A representação da esteira e o cálculo de sua influência são fundamentais para o estudo da ocorrência do flutter.

3. HIPÓTESES DE THEODORSEN E MÉTODO V-g

As forças aerodinâmicas não-estacionárias são calculadas a partir da teoria linearizada de aerofólios finos. A abordagem de uma seção típica realizada por Theodorsen (1934) determinada uma representação para o carregamento aerodinâmico não-estacionário do sistema assumindo a hipótese de movimento harmônico,

$$w = w_0 e^{i\omega t} \quad e \quad \alpha = \alpha_0 e^{i\omega t} \quad (9)$$

Com as hipóteses apresentadas por Theodorsen, usamos o Método V-g para a resolução das equações, o qual supõe um amortecimento artificial na matriz de rigidez, e depois de vários passos obtemos:

$$\frac{1 + ig}{\Omega^2} \begin{Bmatrix} w/b \\ \alpha \end{Bmatrix} = [K_{ij}]^{-1} [M_{ij} + A_{ij}] \begin{Bmatrix} w/b \\ \alpha \end{Bmatrix} \quad (10)$$

A parte imaginária do autovalor mostra a quantidade de amortecimento artificial necessária para a condição de movimento harmônico. A velocidade crítica em que acontece o *flutter* é quando não existe o amortecimento artificial ($g = 0$).

4. DISPOSITIVO EXPERIMENTAL

O dispositivo experimental tem o objetivo de possibilitar a ocorrência do fenômeno aeroelástico *flutter*. Assim ele deve representar experimentalmente as propriedades presentes em uma seção típica teórica. Conner (1996) apresenta um dispositivo de ensaio aeroelástico para o estudo do efeito de folgas de superfícies de controle em relação à velocidade crítica de *flutter*. Dois conjuntos de duas vigas bi-engastadas em paralelo proporcionam a rigidez em flexão. Um fio-mola que atravessa um eixo tubular é responsável pela rigidez em torção.

4.1 Dispositivo a ser projetado e fabricado

O dispositivo consiste de uma asa rígida, montada verticalmente ao longo de sua envergadura, contendo um eixo de alumínio de 15 mm de diâmetro localizado a $\frac{1}{4}$ de corda. Em suas extremidades o eixo está conectado, através de rolamentos e flanges, à placas que permitem o deslocamento angular. A placa contém peças para o engaste de vigas de flexão. Na placa superior estão inseridos apoios referentes ao fio-mola de torção. A asa contém ainda um eixo de aço de diâmetro 6 mm colado a $\frac{3}{4}$ de corda com a finalidade de posicionar corretamente o c.g em relação ao eixo elástico. Um suporte em C engasta as outras extremidades das vigas.

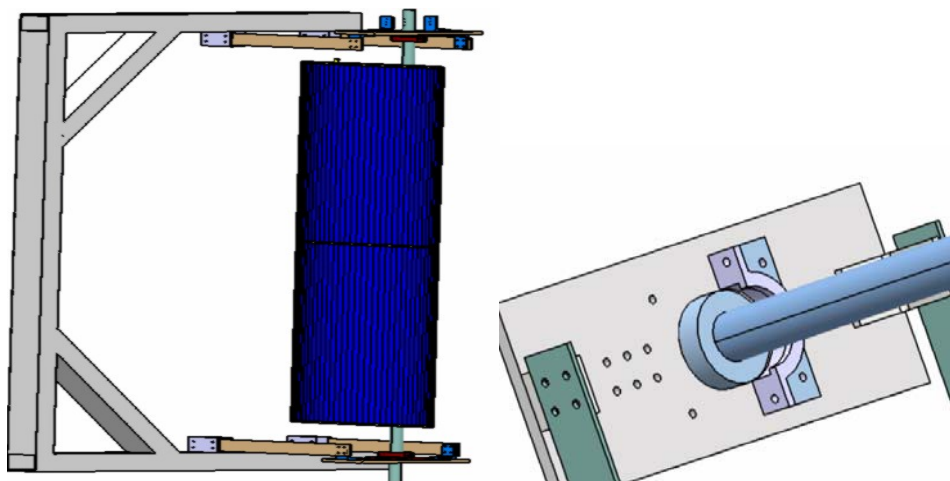


Figura 3. (a) Dispositivo desenhado (b) Detalhes da junção da flange e rolamento

O dispositivo foi desenhado no software de CAD Catia®. Utilizou-se extensivamente as ferramentas de estimativa de parâmetros inerciais a partir da geometria dos elementos e também dos materiais que seriam utilizados para a fabricação das peças.

Os valores dos parâmetros inerciais obtidos a partir do desenho do dispositivo e das estimativas apresentadas pelo Catia® são: Massa (m) = 2.23 kg, Momento de inércia (I_{α}) = 0.0024kg.m², Momento Estático (S_{α}) = 0.0494 kg.m. As dimensões dos elementos da viga são: espessura = 2 mm, a altura = 20mm e o comprimento = 200 mm, e as do fio mola são: diâmetro = 0.8, distância do apoio ao eixo = 27.6, raio do eixo = 7.5.



Figura 4. Detalhes do dispositivo de flexão

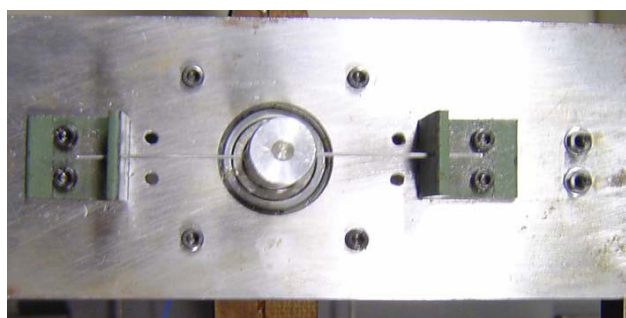


Figura 5. Detalhes do dispositivo de torção

Um túnel de vento de seção quadrada de lado l 500 mm do tipo soprador foi utilizado nos ensaios experimentais. A asa tem perfil Naca 0012 e foi construída com isopor e revestida com papel vinil. A envergadura da asa é maior do que o bocal do túnel de vento para minimizar os efeitos aerodinâmicos de ponta de asa, e suas dimensões são 250 mm de corda e 600mm de envergadura.

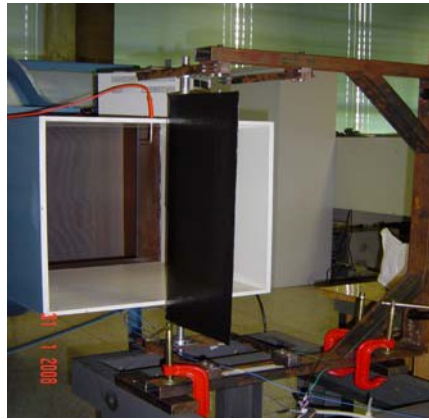


Figura 6. Sistema experimental montado a frente do túnel de vento.

5. RESULTADOS

Com os valores abaixo, se obtém a velocidade crítica de aproximadamente 8,5m/s, como verificado no gráfico da Fig. (7) obtido a partir do método V-g. A velocidade de flutter é aquela onde uma das linhas se encontra com o eixo $y = 0$. Verifica-se que o projeto do sistema experimental proporcionou uma velocidade crítica de flutter possível de ser obtida no túnel de vento disponível.

Tabela 1. Valores referentes à seção típica. (valores do dispositivo divididos pelo comprimento do bocal de saída do túnel de vento).

| | | |
|--------------------|--------|----------|
| m | 4.46 | kg/m |
| \bar{r}_α^2 | 0.0774 | |
| \bar{x}_α | 0.1976 | |
| ω_w | 32.40 | rad/s |
| ω_α | 17.15 | rad/s |
| f_w | 5.15 | Hz |
| f_α | 2.8 | Hz |
| R | 1.89 | |
| b | 250 | m |
| l | 500 | m |
| ρ | 1.1 | kg/m^3 |
| a | -0.5 | |

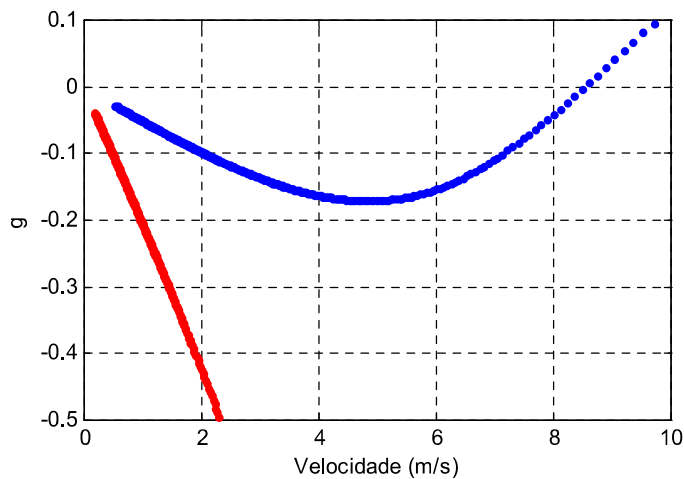


Figura 7. Gráfico de Amortecimento do Método V-g.

5.3 Resultados Numéricos e Experimentais

São apresentados os resultados experimentais reproduzidos em túnel de vento na cor azul comparados com os resultados numéricos do método dos vórtices concentrados gerados em linguagem Fortran na cor vermelho.

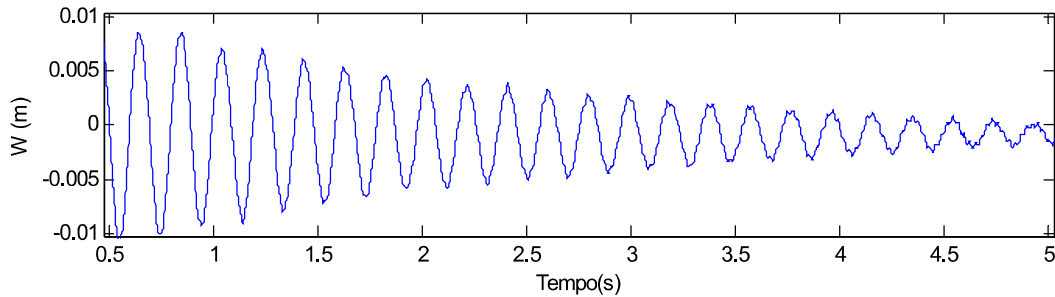


Figura 8. Gráfico experimental de flexão em função do tempo para a velocidade de 3 m/s.

Repara-se que a linha não fica centrada em seu ponto de equilíbrio, essa assimetria é dada por um pequeno ângulo de ataque inicial em relação ao escoamento, isso ocorreu devido a um erro de colagem entre o aerofólio e o eixo, e também devido a furação das cantoneiras que suportam o fio-mola não estar devidamente alinhada a furação do eixo. Na Fig. (9) se verifica o resultado numérico para a mesma velocidade.

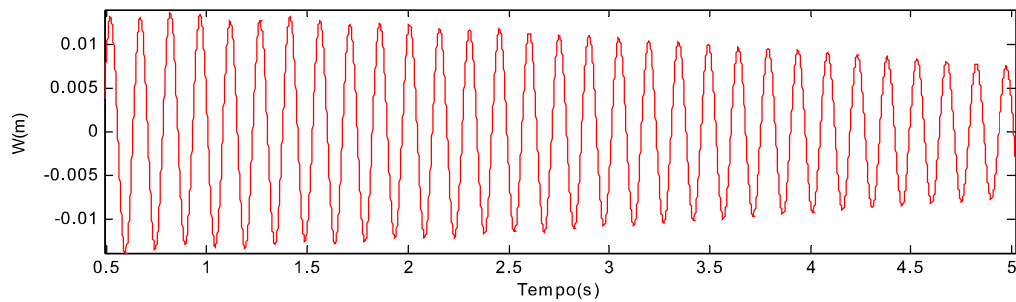


Figura 9. Gráfico numérico de flexão em função do tempo para a velocidade de 3 m/s.

No gráfico numérico verifica-se que o sistema também está estável. Observa-se que existem diferenças entre o resultado numérico e experimental. Tal diferença ocorre já que não se assumiu nenhum amortecimento estrutural no desenvolvimento do modelo aeroelástico.

Na Fig. (10) verifica-se a comparação entre o modelo numérico e experimental na fronteira do flutter. Como esperado, em tal velocidade se tem uma resposta harmônica do sistema, ou seja, não se tem influencia de amortecimento na resposta aeroelástica. Assim verifica-se uma boa comparação entre os modelos.

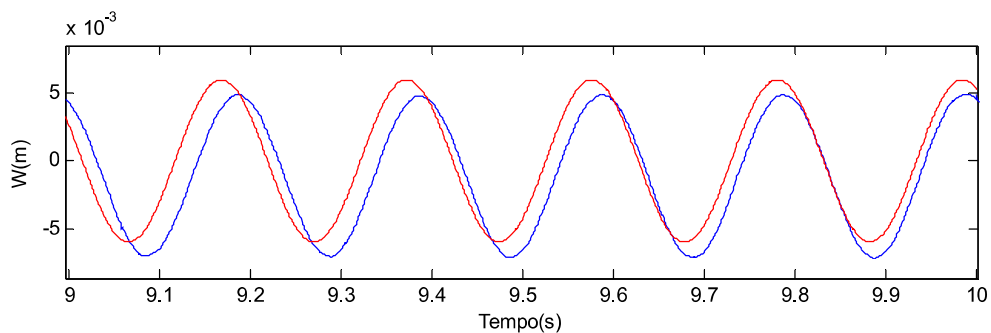


Figura 10. Gráfico numérico e experimental de flexão em função do tempo para a velocidade de 8.6 m/s.

6. CONCLUSÕES

O trabalho foi desenvolvido com o propósito de validarmos um modelo aeroelástico aplicado à uma seção típica de dois graus de liberdade. Foi usado o método numérico dos vórtices concentrados para um aerofólio não-estacionário, segundo Katz & Plotkin (1991), e foram comparados aos resultados obtidos pelo método V-g utilizando modelo aerodinâmico analítico baseado na teoria de Theodorsen. Finalmente para que o modelo seja realmente validado, seus resultados foram comparados à resultados colhidos em um experimento que foi construído com base na tese de Conner (1996).

Os resultados foram satisfatórios, pois pelo método analítico V-g baseado na teoria de Theodorsen a velocidade de flutter ou velocidade crítica encontrada foi aproximadamente de 7.8 m/s, e para os métodos numérico e experimental foi a mesma, aproximadamente de 8.6 m/s. As respostas no tempo em velocidades diferentes da crítica não puderam ser comparadas por não se considerar nenhum modelo de amortecimento no desenvolvimento do modelo aeroelástico. Na velocidade crítica verifica-se alguma coerência entre as repostas por não se ter influência do amortecimento no resultado experimental, como também se verifica na Fig. (7).

7. REFERÊNCIAS

- Benini, G.R., 2002, “*Modelo Numérico para Simulação da Resposta Aeroelástica de Asas Fixas*”. Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.
- Bisplinghoff, R. L., Ashley, H. e Halfman, R. L., 1996, “*Aeroelasticity*”, Ed. Dover, New York.
- Conner, M. D., 1996, “*Nonlinear aeroelasticity of an airfoil section with control surface freeplay*”, PhD thesis, Duke University.
- Dowell, E.H., 1995, “*A Modern Course in Aeroelasticity*”, Kluwer Academic Publishers, Netherlands, 699 p.
- Fung, I. C., 1955, “*An Introduction to the Theory of Aeroelasticity*”, Dover, New York.
- Heeg, J., 1993, “*Analytical and Experimental Investigation of Flutter Suppression by Piezoelectric Actuation*”, Langley Research Center Hampton, Virginia.
- Katz, J. e Plotkin, A., 1991, “*Low-Speed Aerodynamics: From Wing Theory to Panel Methods*”, McGraw-Hill International Editions, New York.
- Theodorsen, T. and Garrick, I.E., 1942, “Flutter Calculations in Three Degrees of Freedom” *NACA Report No. 741*, p.223-240.
- Theodorsen, T., 1934, “General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter”, *NACA Report No. 496*, p.413-433.

5. DIREITOS AUTORAIS

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

NUMERICAL AND EXPERIMENTAL SIMULATIONS OF FLUTTER

Eduardo Jesus Tavares, tavaresduda@yahoo.com.br¹
Carlos De Marqui Júnior, demarqui@sc.usp.br²

^{1,2}University of Sao Paulo – Engineering School of Sao Carlos – Lab. of Aeroelasticity,

Abstract: *Flutter is an aeroelastic phenomenon that results from the interaction between aerodynamic, inertial and elastic forces, resulting in a self-excited divergent oscillatory behavior of the structure, leading to structural failure. An aeroelastic model representing a typical section with two-degree-of-freedom, namely pitch and plunge, has been developed. The unsteady lumped vortex method is used to determine aerodynamic loads. Responses in time domain are obtained and critical flutter speed is determined. This critical speed is compared with the result obtained from the V-g method, considering Theodorsen aerodynamic model. This method assumes a virtual damping, which indicates the required damping for harmonic motion. The complex eigenvalue problem is solved for various speeds. As structural damping is not considered, the critical speed is found when the artificial damping is zero. The results from the numerical and analytical model is also compared with results obtained from experimental tests in wind tunnel. The numerical model has a NACA 0012 rigid wing and two independent elastic supports for pitch and plunge degrees-of-freedom.*

Keywords: *flutter, aeroelastic model, lumped vortex method, V-g method.*

RESPONSIBILITY NOTICE

The authors are the only responsible for the printed material included in this paper.