

ANÁLISE AEROELÁSTICA TEÓRICA E EXPERIMENTAL DE UMA SEÇÃO TÍPICA

Carlos De Marqui Junior, demarqui@sc.usp.br¹

Wander Gustavo Rocha Vieira, wandergrv@gmail.com¹

Tarcísio Marinelli Pereira Silva, tarcismarinelli@hotmail.com¹

¹Universidade de São Paulo, Escola de Engenharia de São Carlos, Departamento de Engenharia de Materiais, Aeronáutica e Automobilística, Av. Trabalhador Sancarlense, 400. Cep 13566-590, São Carlos, São Paulo

Resumo: Os fenômenos relacionados à interação entre fluidos e estruturas elásticas despertam interesse desde a invenção das aeronaves. A aeroelasticidade é a ciéncia que estuda a interação entre forças aerodinâmicas, elásticas e iniciais e a influéncia desta interação no projeto de aeronaves. Flutter é uma instabilidade aeroelástica dinâmica que resulta em oscilações auto-excitadas da estrutura a partir de uma velocidade crítica, ou velocidade de flutter. Um modelo aeroelástico representando uma seção típica com dois graus de liberdade, flexão e torção, em escoamento bidimensional incompressível foi desenvolvido. As equações de movimento são obtidas a partir das equações de Lagrange e a aerodinâmica não-estacionária é representada pelo método de Theodorsen. O movimento harmônico é assumido para ambos graus de liberdade e o método V-g utilizado para a análise do flutter. Este método assume um amortecimento virtual no sistema, que indica o amortecimento requerido para o movimento harmônico. O problema da autovalores complexos é resolvido para diversas velocidades. Como o amortecimento estrutural não foi inicialmente considerado nas equações de movimento, a velocidade crítica é encontrada quando o amortecimento artificial for zero, ou movimento harmônico. A partir dos resultados teóricos um modelo experimental foi projetado e fabricado para representar a seção típica aeroelástica com dois graus de liberdade. Uma asa rígida com perfil NACA 0012 foi associada a dois suportes elásticos independentes, um para cada grau de liberdade. Este modelo experimental foi instrumentado e testado em túnel de vento. A evolução aeroelástica das freqüências e amortecimentos dos modos são obtidas e a velocidade crítica comparada com a previsão teórica.

Palavras-chave: Aeroelasticidade, flutter, método V-g, túnel de vento

1. INTRODUÇÃO

Aeroelasticidade é a ciéncia que estuda a interação entre forças aerodinâmicas, iniciais e elásticas e suas implicações na construção e projeto de aeronaves. Forças aerodinâmicas induzem deformações estáticas ou dinâmicas na estrutura, a nova configuração gerada resulta em um novo carregamento aerodinâmico, que implicará em novas deformações e assim sucessivamente até que alguma instabilidade ou falha ocorra (Bisplinghoff et al., 1955).

Dentro da aeroelasticidade um dos fenômenos de maior destaque é o *flutter*. Ele ocorre devido a interações entre forças aerodinâmicas, elásticas e iniciais, resultando em oscilações auto-excitadas com amplitudes crescentes a partir de uma velocidade crítica, causando danos a uma aeronave. Devido aos seus efeitos catastróficos, o *flutter* não pode acontecer em velocidades presentes no envelope de operação de vôo de uma aeronave. Com isso o estudo de previsão teórica da velocidade de ocorrência do mesmo deve ser realizado como requisito de projeto. Experimentos em túnel de vento devem ser feitos para validar os modelos de previsão e ensaios em vôo confirmam a solução encontrada.

Um dispositivo experimental tem o objetivo de possibilitar a ocorrência do fenômeno aeroelástico *flutter* em túnel de vento. Assim ele deve representar experimentalmente as propriedades calculadas analítica e/ou numericamente em um modelo teórico. Vários autores sugerem configurações de suspensões aeroelásticas. A seguir serão mostradas montagens que auxiliaram na escolha e projeto da configuração do experimento.

De Marqui (2005) realiza uma montagem para testes de técnicas de supressão de *flutter* com auxílio de atuadores elétricos. Ela é composta de uma asa rígida com uma superfície de controle. As características estruturais do sistema são dadas por uma suspensão composta de placa central e um conjunto de quatro eixos, os quais influenciam tanto modos de flexão e torção. Essa montagem apresenta dificuldades para se alterar a rigidez dos modos de forma independente, uma vez que o redimensionamento da placa e do eixo afeta simultaneamente a rigidez em flexão e torção.

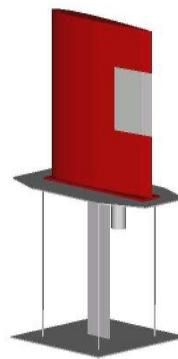


Figura 1 - Dispositivo proposto por De Marqui (2005).

Heeg (1993) realiza experimentos de supressão de *flutter* com o auxílio de atuadores piezelétricos. Para o dispositivo de *flutter* propõe-se um modelo composto pela associação de vigas elásticas. Duas vigas paralelas são responsáveis pelas características estruturais do modo de flexão e uma viga normal a estas é responsável pelas características do modo de torção, como se pode observar na Fig. (2). Com esta configuração se consegue a independência entre a rigidez de flexão e torção.

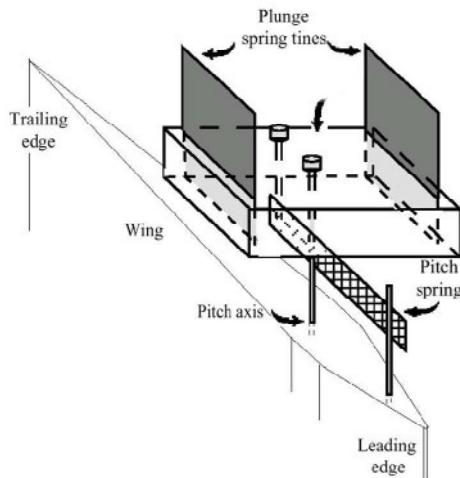


Figura 2 – Dispositivo proposto por Heeg (1993).

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.

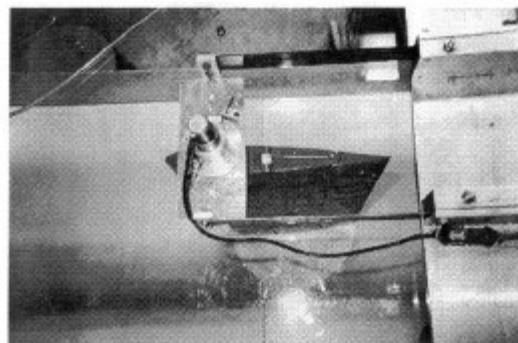


Figura 3 - Dispositivo proposto por Conner (1996)

A configuração do experimento deste trabalho baseia-se no modelo de dispositivo apresentado por Conner (1996). Esta configuração garante a possibilidade de se alterar de forma independente as características de rigidez de cada grau de liberdade e também se mostrou bastante adequada para montagem no túnel de vento disponível.

Assim, definem-se os objetivos deste trabalho como o desenvolvimento de um modelo aeroelástico, o projeto de um dispositivo experimental de *flutter* e a realização de testes de tal dispositivo em túnel de vento para eventual comparação de resultados teóricos e experimentais.

2. MODELO AEROELÁSTICO

Na figura abaixo é mostrada uma seção típica (Theordosen *et al.*, 1942) de parâmetros concentrados. Ela é um aerofólio rígido de semi-corda b com 2 graus-de-liberdade: w deslocamento vertical e α deslocamento angular. As rigidezes destes graus-de-liberdade são representadas respectivamente por molas, k_w e k_α , fixadas no eixo elástico (*e.e.*). O aerofólio possui massa m ; distância do eixo elástico ao CG x_α ; momento de inércia I_α e momento estático S_α ($S_\alpha = mx_\alpha$) medidos em relação ao eixo elástico.

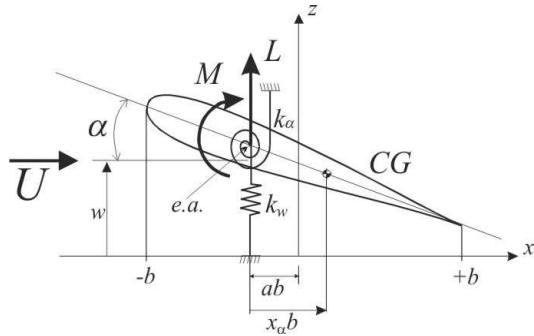


Figura 4 - Seção típica aeroelástica.

Utilizam-se as equações de Lagrange como ferramenta para a obtenção das equações de movimento do sistema e o princípio do trabalho virtual aplicados a sistemas dinâmicos para a determinação das forças generalizadas atuantes no sistema. Utilizando as coordenadas generalizadas convenientes, o equacionamento torna-se mais simples. Este enfoque é bastante difundido e é encontrado em Bisplinghoff *et al.* (1955), Dowell (1995). Determinam-se as equações de movimento do sistema aeroelástico,

$$\mathbf{M} \begin{Bmatrix} \ddot{w} \\ \ddot{\alpha} \end{Bmatrix} + \mathbf{K} \begin{Bmatrix} w \\ \alpha \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} L \\ M \end{Bmatrix} \quad (1)$$

onde a matriz de massa \mathbf{M} é representada por

$$\mathbf{M} = \begin{pmatrix} m & S_\alpha \\ S_\alpha & I_\alpha \end{pmatrix}$$

e a matriz de rigidez \mathbf{K} representada por

$$\mathbf{K} = \begin{pmatrix} k_w & 0 \\ 0 & k_\alpha \end{pmatrix}$$

L e M representam a sustentação e momento aerodinâmico, respectivamente. Verifica-se através da matriz de massa que se tem um sistema acoplado, onde o termo S_α é o momento estático por unidade de comprimento, fator de acoplamento, resultado da distância relativa existente entre o centro de gravidade e o eixo elástico do sistema; I_α o momento de inércia por unidade de comprimento.

As forças aerodinâmicas não-estacionárias são calculadas a partir da teoria linearizada de aerofólios finos. A abordagem de uma seção típica realizada por Theordosen (1934) determina uma representação para o carregamento aerodinâmico não-estacionário do sistema assumindo a hipótese de movimento harmônico para ambos os graus de liberdade, assim, a sustentação e o momento são representados por,

$$L = \pi \rho b^2 [\ddot{w} + U \ddot{\alpha} - b a \dot{\alpha}] + 2 \pi \rho U b C(k) [\dot{h} + U \alpha + b(1/2 - a) \dot{\alpha}] \quad (2)$$

$$M = \pi \rho b^2 [b a \ddot{w} - U b (1/2 - a) \dot{\alpha} - b^2 (1/8 - a^2) \ddot{\alpha}] + 2 \pi \rho U b^2 (a + 1/2 b) C(k) [\dot{h} + U \alpha + b(1/2 - a) \dot{\alpha}] \quad (3)$$

onde ρ é a densidade do meio, U a velocidade de escoamento, a a posição do eixo elástico em relação a semi-corda e x_α a posição relativa entre eixo elástico e centro de massa, e k a freqüência reduzida definida na relacao entre freqüência, semi-corda e velocidade, $k = \omega b/V$. $C(k)$ é a função de Theodorsen que é representada pela função complexa,

$$C(k) = F(k) + iG(k) \quad (4)$$

E podendo ser aproximada numericamente por,

$$C(k) = 0.5 + \frac{0.0075}{ik + 0.0455} + \frac{0.10055}{ik + 0.3} \quad (5)$$

A função de Theodorsen introduz os efeitos aerodinâmicos não-estacionarios no cálculo da sustentação e do momento.

2.1. Método V-g de solução do problema de *flutter*

O método V-g de solução do problema de *flutter* também assume movimento harmônico para os graus de liberdade da Eq.(1), $w = w_0 e^{i\omega t}$ e $\alpha = \alpha_0 e^{i\omega t}$, assim como para o carregamento aerodinâmico. Assim, também é possível utilizar a solução de Theodorsen das Eq. (2) e (3) nesta mesma equação. Assim, adimensionalizando a Eq.(1),

$$-\omega^2 \begin{bmatrix} 1 & x_\alpha \\ x_\alpha & r_\alpha^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} w_0/b \\ \alpha_0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_w^2 & 0 \\ 0 & \omega_\alpha^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} w_0/b \\ \alpha_0 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} L_0/mb \\ M_0/mb^2 \end{Bmatrix} \quad (6)$$

onde r_α é o raio de giração, ω_w e ω_α as freqüências naturais desacopladas.

A Eq.(6) pode ainda ser escrita na forma,

$$\begin{bmatrix} K_{ij}^* \\ \alpha_0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} w_0/b \\ \alpha_0 \end{Bmatrix} = \Omega^2 \begin{bmatrix} A_{ij}^* + M_{ij}^* \\ \alpha_0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} w_0/b \\ \alpha_0 \end{Bmatrix} \quad (7)$$

onde K^* é a nova matriz de rigidez, A^* a nova matriz aerodinâmica e M^* a nova matriz de massa, Ω definida como a relação entre a freqüência harmônica ω e a freqüência natural desacoplada em torção ω_α .

O método V-g assume um amortecimento artificial g na forma

$$\begin{bmatrix} K_{ij}^* \\ \alpha_0 \end{bmatrix} = (1 + ig) \begin{bmatrix} K_{ij}^* \\ \alpha_0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

que é o amortecimento requerido para que ocorra o movimento harmônico em ambos os graus de liberdade do sistema aeroelástico, ou seja, condição encontrada na velocidade crítica de *flutter*. Para uma dada freqüência reduzida k tem-se o problema de autovalor,

$$\frac{(1+ig)}{\Omega^2} \begin{bmatrix} K_{ij}^* \\ \alpha_0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} w_0/b \\ \alpha_0 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{ij}^* + M_{ij}^* \\ \alpha_0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} w_0/b \\ \alpha_0 \end{Bmatrix} \quad (9)$$

o autovalor será

$$\lambda = \frac{(1+ig)}{\Omega^2} \quad (10)$$

de onde sabe-se

$$\frac{1}{\lambda_{\text{Re}}} = \frac{\omega_i^2}{\omega_\alpha^2} \quad (11)$$

$$g = \frac{\lambda_{\text{Im}}}{\lambda_{\text{Re}}}$$

O problema de autovalor é resolvido desde grandes valores de freqüência reduzida k reduzindo-o até que a velocidade de *flutter* seja encontrada. Como nenhum amortecimento estrutural foi assumido, esta velocidade ocorre quando o amortecimento de um dos modos se igualar a zero. Vale ressaltar que como a solução V-g e a representação de Theodorsen são válidas para o movimento harmônico, este método é adequado para se encontrar a velocidade crítica, porém, valores de amortecimento e freqüências encontrados em velocidades diferentes desta não são fisicamente representativos.

3. MODELO EXPERIMENTAL

O modelo experimental projetado, fabricado e testado neste trabalho representa fisicamente uma seção típica aeroelástica, Fig. (4). Para isso, optou-se pelo dimensionamento de uma configuração experimental semelhante a proposta por Conner (1996). O sistema consiste em uma asa rígida suportada por dispositivos que fornecem as características elásticas necessárias aos modos de flexão e torção. A grande vantagem de tal dispositivo é a possibilidade de se alterar de forma independente tais características de cada modo. A Fig. (5) mostra a configuração básica do dispositivo.

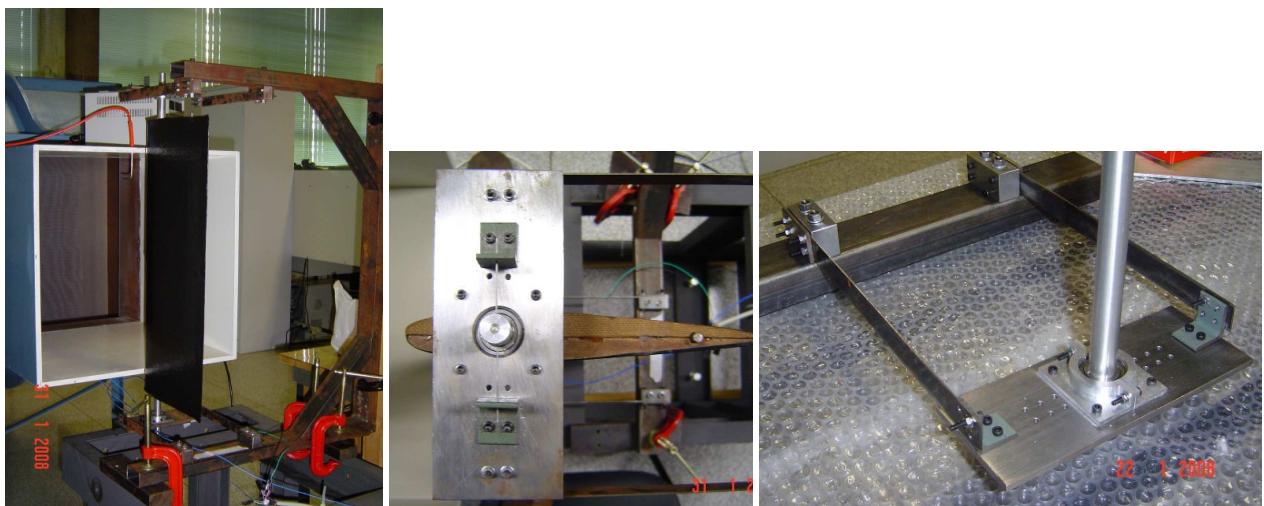


Figura 5 – Dispositivo completo, detalhe do fio mola para o modo de torção e duas das vigas relativas ao modo de flexão.

O parâmetro inicial para o projeto foi a asa rígida e o eixo de alumínio passando por seu ponto de $\frac{1}{4}$ da corda em relação ao bordo de ataque. Assim, os elementos que fornecem a rigidez em flexão e torção foram dimensionados de tal forma que a velocidade crítica de *flutter* ocorresse dentro da faixa de velocidades do túnel de vento soprador disponível, ou seja, até 15 m/s. As quatro vigas bi-engastadas funcionam como molas em paralelo e fornecem a rigidez k_w ao sistema. Tal parâmetro, associado às características de massa de todo o dispositivo, conferem a freqüência natural em flexão do sistema. Estas vigas foram modeladas como vigas de Euler-Bernoulli. O fio mola preso ao eixo e placa superior do sistema fornece a rigidez em torção k_α . Este parâmetro associado com a inércia das massas em rotação do sistema, mais precisamente asa e eixo, determinam a freqüência natural de torção do sistema.

Dimensionados todos os elementos do modelo experimental, realizou-se o projeto em Catia®, de onde se extraiu parâmetros de massa, momento de inércia, momento estático e raio de giração do sistema. Tudo isso, juntamente com as características de freqüência, alimentou o modelo aeroelástico da Eq. (6) que foi resolvido pelo método V-g para a determinação da velocidade crítica de *flutter*. Assim, determinou-se as seguintes dimensões do sistema experimental,

Tabela 1 – Parâmetros do sistema experimental.

Parâmetro	Valores
Massa	2.23 Kg
Momento de inércia	0.0024 kg m ²
Momento estático	0.0494 kg.m
Viga	2 x 20 x 200 mm
Fio mola	Diâmetro 2 mm Distância do apoio ao eixo 28 mm Raio do eixo 7.5 mm
Asa	Perfil Aerodinâmico: NACA0012 Corda 0.250 m Envergadura 0.5 m

4. RESULTADOS

A previsão teórica da velocidade de *flutter* do dispositivo projetado é realizada resolvendo-se a equação de movimento aeroelástica segundo o método V-g descrito. Para transformar os valores apresentados na Tab. (1) em valores consistentes para um modelo por parâmetros concentrados realiza-se a divisão dos parâmetros de massa, momento de inércia e momento estático pela envergadura da asa testada (0.5 m). Essa conversão é necessária pois a representação do sistema experimental é realizada com um modelo de parâmetros concentrados. A partir destes, se calculam os parâmetros adimensionais necessários como, raio de geração e fatores de acoplamento. Estes dados são apresentados na Tab.(2).

Tabela 2 – Valores utilizados na simulação da seção típica.

Parâmetro	Valores	
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
b	0.250	m
l	0.500	m
ρ	1.1	kg/m^3
a	-0.5	

4.1. Resultados Teóricos

Com os valores da Tab. (2) resolveu-se a equação de movimento aeroelástica segundo o método V-g. Verifica-se que da solução do problema de autovalores complexos obtém-se a variação do amortecimento e da freqüência de cada modo envolvido para diversas freqüências reduzidas e, consequentemente, diversas velocidades.

A Fig. (6) mostra a evolução do amortecimento e a Fig. (7) das freqüências. Verifica-se que a velocidade crítica de *flutter* é encontrada quando uma das curvas de amortecimento cruza o valor zero, o que ocorre na velocidade de 7.7 m/s para o caso em questão. Nesta mesma velocidade verifica-se a tendência de aproximação das freqüências. Vale ressaltar novamente que somente os valores encontrados para o ponto de amortecimento nulo podem ter sentido físico, já que neste ponto o amortecimento artificial assumido pelo método V-g também se anula.

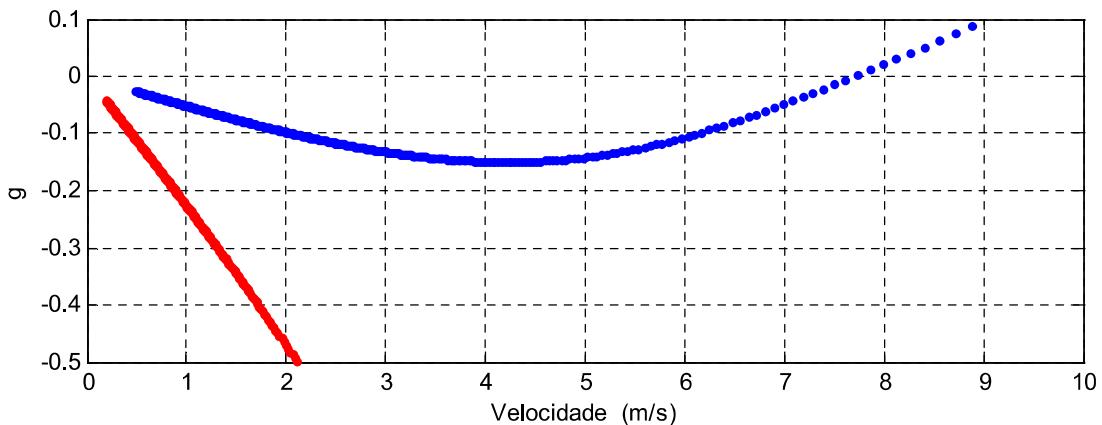


Figura 6 – Variação de amortecimento segundo método V-g.

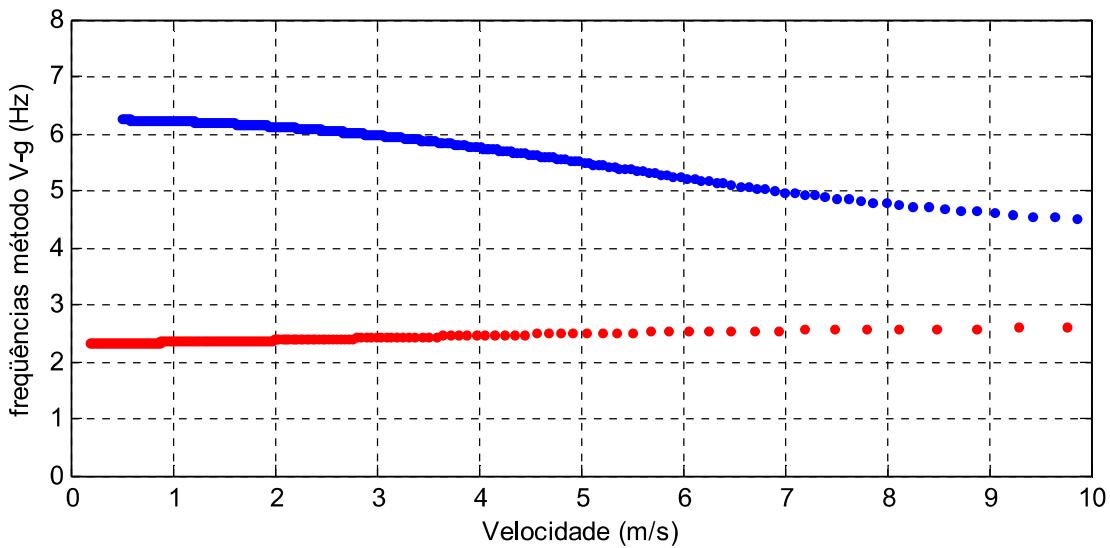


Figura 7 - Variação de freqüências segundo método V-g.

4.2. Resultados Experimentais

O modelo experimental projetado com base nos resultados obtidos a partir do método V-g de solução de uma equação aeroelástica com dois graus de liberdade foi construído e montado em um túnel de vento soprador, conforme se verifica na Fig. (5). Este túnel de vento possui velocidade máxima de 15 m/s, um dos parâmetros limitadores das características aeroelásticas do sistema experimental.

As dimensões, características iniciais, dinâmicas e estruturais obtidas para o sistema experimental foram apresentadas em itens anteriores. O modelo experimental foi instrumentado com dois acelerômetros piezelétricos PCB333B30 associados a um amplificador B&K Nexus. Um dos acelerômetros foi instalado em uma das vigas elásticas do experimento na direção do eixo elástico do sistema, medindo sinais relativos a sinal de flexão. O outro acelerômetro foi instalado na região do bordo de ataque da asa. A partir dos sinais de ambos os acelerômetros pôde se calcular a aceleração angular do sistema experimental. Utilizou-se também um extensômetro elétrico uniaxial associado a uma Ponte de Wheatstone HBM MGCPlus, instalado em uma das vigas elásticas. Este extensômetro foi calibrado possibilitando a medição do sinal de deslocamento linear (w) em metros do sistema experimental.

Os resultados experimentais foram obtidos no domínio do tempo e da freqüência utilizando-se um sistema de aquisição dSPACE DS1104 e taxa de aquisição de 1000 hz. Os testes foram realizados em diversas velocidades, desde a estabilidade até a instabilidade do sistema. Os dados no tempo foram convertidos para o domínio da freqüência, possibilitando a verificação da evolução aeroelástica das freqüências.

A Fig. (8) mostra a resposta do sistema em velocidade 0 m/s medido com o extensômetro e condição inicial $w \sim 0.01m$. A Fig. (9) o sinal medido por um dos acelerômetros (bordo de ataque) e convertido para a freqüência. Verifica-se um sistema estável e as freqüências obtidas experimentalmente (5.2 Hz e 2.8 Hz) estão próximas das freqüências calculadas durante o projeto (5.16 Hz e 2.73 Hz).

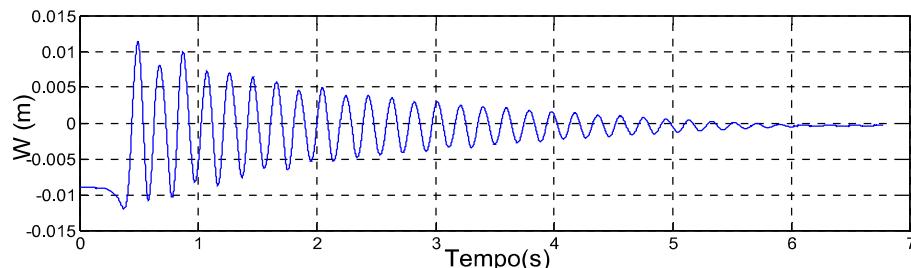


Figura 8 – Resposta medida com velocidade 0 m/s.

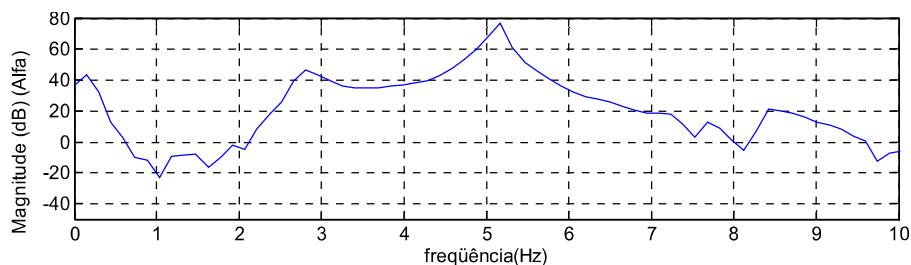


Figura 9 – Resposta do sistema no domínio da freqüência para velocidade 0 m/s.

Para a velocidade de 6 m/s verifica-se na Fig. (10) a resposta do sistema no domínio do tempo. A resposta na freqüência da Fig. (11) para esta velocidade já mostra que os picos estão sendo descaracterizados devido ao efeito aeroelástico.

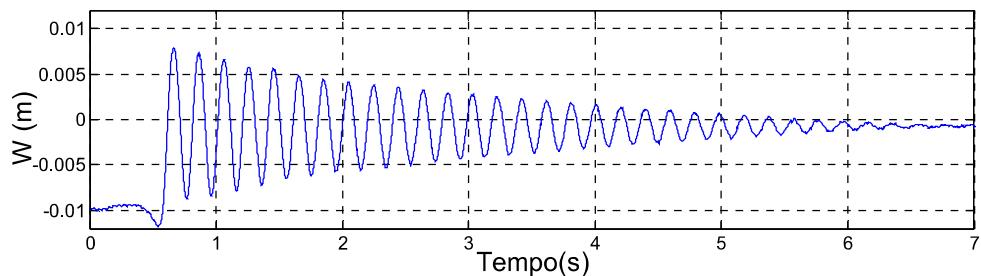


Figura 10 - Resposta medida com velocidade 6 m/s.

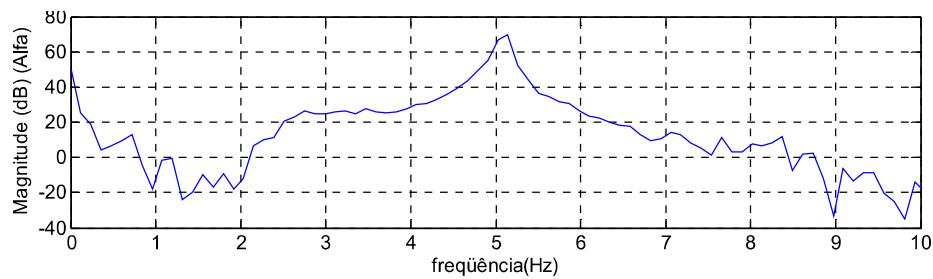


Figura 11 – Resposta do sistema no domínio da freqüência para velocidade 6 m/s.

A Fig. (12) mostra que o sistema apresenta movimento harmônico na velocidade de 9.0 m/s. Esta velocidade é considerada a velocidade crítica de *flutter* determinada experimentalmente. Na Fig. (13) verifica-se apenas um pico bem definido na resposta no domínio da freqüência. Caracteriza-se o acoplamento entre os modos e a ausência do efeito de amortecimento aerodinâmico.

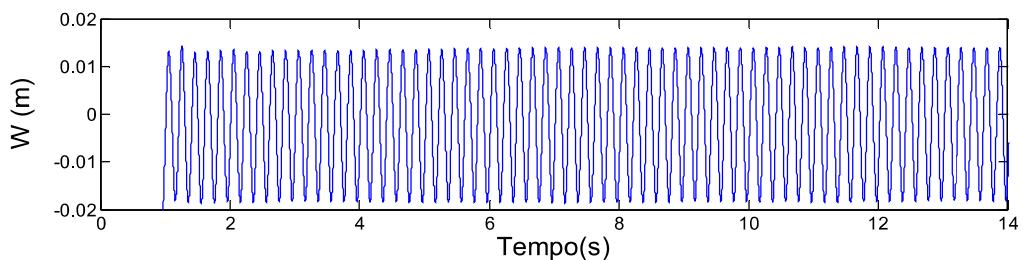


Figura 12 - Resposta medida com velocidade 9.0 m/s.

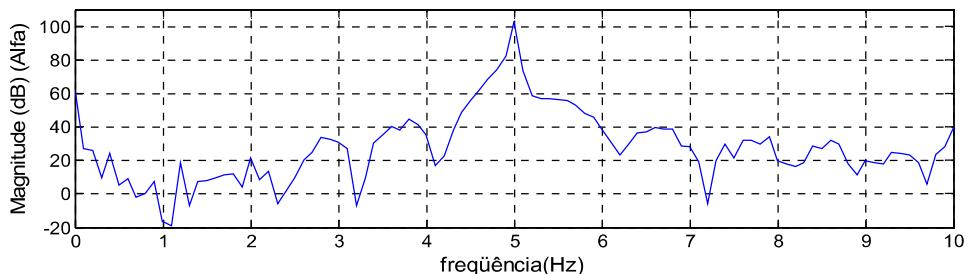


Figura 13 - Resposta do sistema no domínio da freqüência para velocidade 9.0 m/s.

A Fig. (14) mostra a resposta do sistema para a velocidade de 10.0 m/s, ou seja, um pouco acima da velocidade crítica. Verifica-se uma resposta típica de *flutter*, ou seja, resposta auto-excitada com amplitudes crescentes. Vale ressaltar que o túnel de vento era desligado a partir do momento que se verificava certa amplitude de oscilação, preservando o sistema experimental.

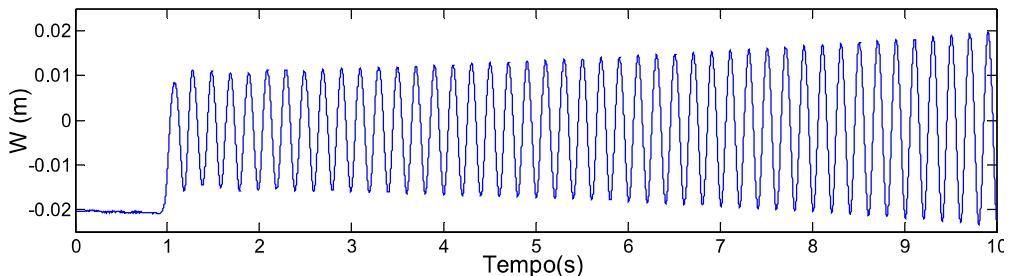


Figura 14 - Resposta medida com velocidade 10.0 m/s.

5. CONCLUSÕES

O método V-g de solução do problema de *flutter* foi utilizado para a previsão da velocidade crítica de uma seção típica aeroelástica com dois graus de liberdade. O objetivo era projetar um sistema experimental que representasse tal seção típica e que pudesse apresentar o *flutter* dentro da faixa de velocidades do túnel de vento disponível. Optou-se pelo projeto de um sistema experimental apresentado por Conner (1996).

A metodologia apresentada para o projeto dos elementos que compõem o sistema experimental, mais especificamente os elementos que fornecem características de rigidez aos graus de liberdade, se mostrou eficiente, pois o modelo aeroelástico foi alimentado com tais dados e a velocidade crítica de *flutter* determinada estava na faixa de velocidades desejada e foi obtida experimentalmente.

Como a previsão da velocidade de *flutter* realizada com os parâmetros de massa extraídos do Catia® está próxima do verificado nos experimentos em túnel de vento, não se verificou tais dados experimentalmente. Porém, na continuidade da pesquisa estes dados serão verificados experimentalmente e o programa de simulação será aprimorado.

A velocidade crítica determinada experimentalmente não coincide com a velocidade determinada com o método V-g, embora os resultados estejam próximos. A diferença (7.7 e 9.0 m/s) é justificada por algumas simplificações assumidas na modelagem, principalmente pela não consideração do amortecimento estrutural nas equações aeroelásticas.

6. REFERÊNCIAS

- Bisplinghoff, R.L., and H. Ashley, and R. L. Halfman, 1955, "Aeroelasticity", Addison-Wesley Publishing Co., Inc.
- Conner, M. D., 1996, "Nonlinear aeroelasticity of an airfoil section with control surface freeplay". PhD thesis, Duke University.
- De Marqui Júnior , C., 2004, "Estudo Teórico e Experimental de um Controlador para Supressão de *Flutter*", PhD thesis EESC, 2004.
- Heeg, J., 1993, "Analytical and Experimental Investigation of *Flutter* Suppression by Piezoelectric Actuation", *Langley Research Center Hampton, Virginia*.
- Dowell, E.H., 1995, "A Modern Course in Aeroelasticity", Kluwer Academic Publishers, Netherlands, 699 p.
- Theodorsen, T., 1934, "General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of *Flutter*", *NACA Report No. 496*, p.413-433.
- Theodorsen, T. and Garrick, I.E., 1942, "Flutter Calculations in Three Degrees of Freedom" *NACA Report No. 741*, p.223-240.

7. DIREITOS AUTORAIS

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

THEORETICAL AND EXPERIMENTAL AEROELASTIC ANALYSIS OF A TYPICAL SECTION

Carlos De Marqui Junio, demarqui@sc.usp.br¹

Wander Gustavo Rocha Vieira, wandergrv@gmail.com¹

Tarcísio Marinelli Pereira Silva, tarcismarinelli@hotmail.com¹

¹Universidade de São Paulo, Escola de Engenharia de São Carlos, Departamento de Engenharia de Materiais, Aeronáutica e Automobilística, Av. Trabalhador Sancarlense, 400. Cep 13566-590, São Carlos, São Paulo

Abstract. The phenomena related to the interaction of fluids and elastic structures have been of interest since the invention of aircraft. Aeroelasticity is a science which studies the interaction between aerodynamic forces and elastic forces, and the influence of this interaction on airplane design. Flutter is an aeroelastic instability that results in a self-excited divergent oscillatory behavior of the structure, at a speed called flutter or critical speed. An aeroelastic model representing a typical section with two-degree-of-freedom, namely pitch and plunge, in two-dimensional incompressible flow has been developed. The equations of motion are obtained using Lagrange's equation and unsteady aerodynamic is modeled with an approximation to Theodorsen's theory. Harmonic motion is assumed for pitch and plunge degrees-of-freedom and the V-g method is used for flutter analysis. 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, or harmonic motion is achieved. Considering these theoretical results an experimental model is designed and built to simulate the two-degree-of-freedom aeroelastic typical section in two-dimensional incompressible flow. A NACA 0012 rigid wing is associated with two independent elastic supports for pitch and plunge degrees-of-freedom. This experimental model is instrumented with accelerometers and tested in a wind tunnel. The aeroelastic evolution of frequencies and damping are obtained for a range of speeds of interest and compared with the previous theoretical results.

Keywords: : Aeroelasticity, flutter, V-g method, wind-tunnel

RESPONSIBILITY NOTICE

The author(s) is (are) the only responsible for the printed material included in this paper.