

MODELAGEM DE UMA ASA AEROELÁSTICA EXPERIMENTAL FABRICADA EM COMPÓSITO

André Balbi Aguiar, andre_balbi@hotmail.com

Carlos Eduardo de Souza, carloseduardos@iae.cta.br¹

Adolfo Gomes Marto, agmarto@iae.cta.br¹

¹Divisão de Aerodinâmica, Instituto de Aeronáutica e Espaço, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Campus do CTA - Vila das Acácias, CEP 12228-904 - São José dos Campos - SP - Brasil

Resumo. *É investigada a viabilidade da utilização de um modelo experimental de uma placa plana fabricada em compósito no estudo do comportamento aeroelástico não-linear deste tipo de estrutura. Partindo da montagem do modelo numérico estrutural e aerodinâmico, passando pela análise modal experimental, chega-se à análise aeroelástica experimental em túnel de vento. Softwares comerciais de engenharia são utilizados para realizar a análise modal pelo Método de Elementos Finitos e a análise de estabilidade aeroelástica pelo método do Doublet-Lattice. Os ensaios experimentais são realizados em um túnel de vento subsônico, contínuo, de circuito fechado, com pressão e temperatura ambiente, em seção aberta. São observados efeitos aeroelásticos estáticos e não-lineares, como divergência e oscilação de ciclo limite, que são relacionados com alto amortecimento estrutural característico de estruturas em compósito. Os resultados obtidos das análises numéricas e experimentais foram considerados satisfatórios, demonstrando uma adequação da metodologia aos modelos utilizados e aos fins desejados.*

Palavras-chave: *aeroelasticidade; flutter; ensaio aeroelástico, compósitos laminados; oscilação de ciclo limite*

1. INTRODUÇÃO

Paralelamente à rápida expansão da aplicação dos compósitos na indústria aeroespacial, há um grande avanço no desenvolvimento dos materiais, processos de fabricação, e métodos de análise deste tipo de estrutura. Conseqüentemente, surgem questões a serem discutidas, principalmente com relação às inúmeras possibilidades de arranjos e tipos de materiais que podem ser combinados em busca de determinadas propriedades físicas. Tais recursos proporcionados pelos materiais compósitos tornam sua utilização extremamente atrativa em projetos que visam aumento da relação entre a carga útil e a massa estrutural e também a melhoria de características operacionais.

Com essas modificações em requisitos de projeto, os envelopes operacionais se expandem. Os métodos de análise atualmente estabelecidos já não permitem avaliar o comportamento aeroelástico próximo ou além desses envelopes. Pois juntamente com a capacidade de aumentar a eficiência no desempenho estrutural e a redução de massa nos projetos, as propriedades ortotrópicas de compósitos laminados podem levar a alta flexibilidade estrutural, fator muito importante para o desempenho e estabilidade da aeronave, relacionando diretamente com a segurança em voo.

Este contexto foi motivador para a criação de um modelo de asa aeroelástica, fabricado em tecido de fibra de vidro, para investigar o comportamento aeroelástico deste tipo de estrutura. As investigações serão feitas através de análises numéricas e experimentais. O modelo caracteriza uma placa plana, o que diminui o número de parâmetros construtivos, garantindo baixa massa estrutural e alta flexibilidade. Nessa etapa inicial, o que se deseja é justamente uma análise com um pequeno número de variáveis de projeto, focando no comportamento aeroelástico não-linear de uma asa flexível fabricada em compósito.

As propriedades elásticas de compósitos laminados dependem de uma série de parâmetros construtivos, como tempo e pressão de cura, condições ambientais durante a cura, percentual de fibra e resina utilizados, entre outros. Dessa maneira, torna-se necessário caracterizar essas propriedades através de ensaios. Para o uso em análises aeroelásticas, é necessário que o comportamento modal seja bem representado. Através de aproximações, que serão discutidas ao longo do documento, foi possível criar um modelo numérico relativamente fiel ao modelo físico real.

Neste trabalho apresenta-se, então, um procedimento de caracterização de uma placa plana feita de material compósito, partindo da análise modal experimental da mesma, passando pela montagem do modelo numérico e completando com a análise aeroelástica numérica. Complementarmente, ensaios em túnel de vento serão realizados, permitindo identificar parâmetros de ensaio e ajustes necessários para trabalhos futuros.

2. ESTABILIDADE AEROELÁSTICA

Estuda-se, na aeroelasticidade, a interação entre as forças de inércia, forças elásticas e forças aerodinâmicas atuando em um corpo em movimento na atmosfera. Para caracterizar um problema aeroelástico, pode-se partir da equação do movimento, que pode ser escrita como:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{F}(t) \quad (1)$$

onde \mathbf{M} é a matriz de massa do sistema, \mathbf{C} é matriz de amortecimento, \mathbf{K} é matriz de rigidez, \mathbf{x} é o vetor de deslocamentos, $\ddot{\mathbf{x}}$ e $\dot{\mathbf{x}}$ são as suas derivadas primeira e segunda no tempo (velocidade e aceleração) e \mathbf{F} é o vetor de forças aerodinâmicas, que inclui uma parcelas devidas a excitações como rajada e controle e as parcelas de aerodinâmica não-estacionária, as quais dependem justamente do deslocamento a da velocidade ao longo do tempo.

O problema de aeroelasticidade aceita diversos tipos de solução, como por exemplo:

- análise estática, cujo exemplo é a verificação do fenômeno da divergência;
- análise de estabilidade, característica da análise de flutter;
- análise de resposta, em que se avaliam o comportamento do sistema em resposta a uma excitação como rajada ou atuação de controle.

No presente trabalho, faz-se uma verificação de estabilidade aeroelástica, que consiste na solução de problemas de autovalores de uma matriz de aeroelástica para diversos valores de velocidade de escoamento, buscando encontrar valores para velocidades de *flutter*. Numa análise de *flutter* típica, a equação do movimento da Eq. 1 passa a ser escrita como

$$\overline{\mathbf{M}}_e \ddot{\mathbf{q}} + \overline{\mathbf{K}}_e \dot{\mathbf{q}} - \overline{\mathbf{F}}_a(\mathbf{q}) = 0, \quad (2)$$

a qual está escrita em uma forma generalizada, onde implicitamente incluem-se os efeitos aerodinâmicos não-estacionários.

Diversas metodologias podem ser utilizadas para a solução da equação acima. No presente trabalho, escolheu-se utilizar o pacote comercial ZAERO (ZONA Technology, 2007), utilizando uma modelagem aerodinâmica pelo método do *Doublet-Lattice*. Nessa análise, a modelagem é realizada no espaço modal, ou seja, utilizam-se as matrizes estruturais generalizadas:

$$\overline{\mathbf{M}}_e = \Phi^T \mathbf{M} \Phi \quad \overline{\mathbf{K}}_e = \Phi^T \mathbf{K} \Phi \quad \mathbf{q} = \Phi \mathbf{x}, \quad (3)$$

onde Φ é a matriz de deslocamentos modais no espaço estrutural. Dessa maneira, também o vetor de carregamentos aerodinâmicos deve ser normalizado. Para tal, é necessário considerar que as forças aerodinâmicas são dadas em pontos de um modelo aerodinâmico, que não necessariamente coincide com o modelo estrutural, o que leva à necessidade de se fazer uma interpolação entre ambos. Para a compreensão desse processo, parte-se da matriz de coeficientes de influência aerodinâmicos $\mathbf{A}(ik)$, que surge na expressão:

$$\mathbf{F}_a = q_\infty \mathbf{A}(ik) \mathbf{x}_a. \quad (4)$$

Nessa expressão, \mathbf{F}_a é o vetor de forças aerodinâmicas nos pontos do modelo aerodinâmico, relacionadas com \mathbf{x}_a , que é o vetor de deformadas estruturais dadas nos pontos do modelo aerodinâmico, e q_{infly} é a pressão dinâmica. A matriz $\mathbf{A}(ik)$ é função de k , a frequência reduzida, um parâmetro adimensional que relaciona a frequência de emissão de vórtices de um perfil, uma dimensão de referência do mesmo, e a velocidade de escoamento: $k = \omega b / V_\infty$. Na presente análise, uma lista de valores possíveis para esse parâmetro é fornecida ao programa de cálculo como uma lista montada com base nas frequências naturais do modelo, na corda de referência e nas velocidades de ensaio. Uma formulação baseada no método de Roger (Roger, 1977) e utilizando Polinômios de Padé (Vepa, 1977) é utilizada. Desenvolvimentos de tal equacionamento podem ser encontrado em trabalhos como Eversman and Tewari (1991) e da Silva (1994), entre outros.

Para que se conheçam as deformadas estruturais nos pontos do modelo aerodinâmico, é necessário fazer:

$$\mathbf{x}_a = \mathbf{G} \mathbf{x}, \quad (5)$$

onde \mathbf{G} é a matriz de transferência de deslocamentos, a qual pode ser obtida por diversos métodos de interpolação, todos baseados em *splines*. A descrição desses métodos pode ser encontrada em Rodden and Johnson (1994) e em ZONA Technology (2007). Usando-se essa relação, também se pode fazer

$$\Phi_a = \mathbf{G} \Phi. \quad (6)$$

E portanto a normalização pode agora ser feita também matriz aerodinâmica, considerando-se que $\mathbf{q}_a = \Phi_a \mathbf{x}_a$, o que leva então a

$$\overline{\mathbf{F}}_a = q_\infty \Phi^T \mathbf{G}^T \mathbf{A}(ik) \mathbf{x} = q_\infty \Phi^T \mathbf{G}^T \mathbf{A}(ik) \mathbf{G} \Phi \mathbf{q} = q_\infty \Phi_a^T \mathbf{A}(ik) \Phi_a \mathbf{q}. \quad (7)$$

Finalmente, o vetor de forças aerodinâmicas normalizado pode ser expresso por:

$$\bar{\mathbf{F}}_a = q_\infty \bar{\mathbf{A}}(ik) \mathbf{q} \quad (8)$$

Os métodos para a montagem da matriz de coeficientes de influência são diversos, podendo-se utilizar os métodos da seção típica, método das faixas, método do *Doublet-Lattice*, entre outros. Também em Rodden and Johnson (1994) e em ZONA Technology (2007) podem ser encontradas descrições sucintas sobre tais métodos.

Para a realização dessas transformações, é necessário apenas o conhecimento da posição dos pontos do modelo estrutural, além dos seus deslocamentos modais. Pelas metodologias utilizadas, a informação modal é obtida de uma análise prévia, normalmente realizada pelo Método de Elementos Finitos (MEF). No caso de compósitos laminados, essa informação dependerá da construção de matrizes estruturais que levem em conta as propriedades elásticas de cada lâmina.

2.1 Modelo estrutural de compósitos laminados

A modelagem de compósitos laminados usando o MEF já é bastante difundida. Diferentes práticas costumam ser usadas, mas elas normalmente se baseiam na Teoria Clássica de Laminados (*Classical Laminated Theory - CLT*) descritos em Jones (1999) e Reddy (1997), entre outros. Nessa teoria, a contribuição de cada camada é levada em conta através da integração das suas propriedades ao longo da espessura do laminado. Parte-se da relação entre deslocamento-tensão para uma material ortotrópico, que pode ser expressa como $\epsilon = \mathbf{S}\sigma$, ou, invertendo essa relação, como $\sigma = \mathbf{S}^{-1}\epsilon = \mathbf{C}\epsilon$. Os termos de \mathbf{C} são então obtidos da inversa da matriz \mathbf{S} . No entanto, no caso de se considerar apenas estado plano de tensões, sem levar em conta a tensão normal à placa, esta matriz \mathbf{C} passa ser chamada de *matriz de rigidez reduzida de estado plano de tensões*, \mathbf{Q} , e seus elementos são dados pelas equações (4.4-3b) e (4.4-3c) de Reddy (1997):

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix}, \quad \begin{aligned} Q_{11} &= E_1/(1 - \nu_{12}\nu_{21}) \\ Q_{22} &= E_2/(1 - \nu_{12}\nu_{21}) \\ Q_{12} &= \nu_{12}E_2/(1 - \nu_{12}\nu_{21}) \\ Q_{44} &= G_{23} \\ Q_{55} &= G_{13} \\ Q_{66} &= G_{12} \end{aligned} \quad (9)$$

Essa matriz \mathbf{Q} está expressa no sistema de coordenadas na lâmina, e não do laminado. Uma transformação de coordenadas é necessária, o que é feito através da rotação da matriz \mathbf{Q} no plano da lâmina, fazendo

$$\bar{\mathbf{Q}} = \mathbf{T}^T \mathbf{Q} \mathbf{T} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & 0 & 0 & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & 0 & 0 & \bar{Q}_{26} \\ 0 & 0 & \bar{Q}_{44} & \bar{Q}_{45} & 0 \\ 0 & 0 & \bar{Q}_{45} & \bar{Q}_{55} & 0 \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & 0 & 0 & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}. \quad (10)$$

A matriz de rotação \mathbf{T} é formada utilizando os senos e cossenos de θ , a orientação da direção principal da lâmina no sistema de coordenadas do laminado:

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} \cos^2(\theta) & \sin^2(\theta) & 0 & 0 & \cos(\theta)\sin(\theta) \\ \sin^2(\theta) & \cos^2(\theta) & 0 & 0 & -\sin(\theta)\cos(\theta) \\ 0 & 0 & \cos(\theta) & -\sin(\theta) & 0 \\ 0 & 0 & \sin(\theta) & \cos(\theta) & 0 \\ -2\cos(\theta)\sin(\theta) & 2\cos(\theta)\sin(\theta) & 0 & 0 & \cos^2(\theta) - \sin^2(\theta) \end{bmatrix}. \quad (11)$$

Definem-se, então, as matrizes \mathbf{A} (rigidez extensional), \mathbf{B} (rigidez de acoplamento flexão-extensão) e \mathbf{D} (rigidez de flexão):

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^{nl} \bar{Q}_{ij}^{(k)} (z_{k+1} - z_k); \quad B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{nl} \bar{Q}_{ij}^{(k)} (z_{k+1}^2 - z_k^2); \quad D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^{nl} \bar{Q}_{ij}^{(k)} (z_{k+1}^3 - z_k^3), \quad (12)$$

onde $\bar{Q}_{ij}^{(k)}$ são os elementos da matriz constitutiva da lâmina na orientação da placa. Esta matriz é obtida da matriz constitutiva da lâmina em coordenadas do material. Com isso, a equação constitutiva do laminado é dada por:

$$\begin{Bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon^0 \\ \epsilon^1 \end{Bmatrix}, \quad (13)$$

onde \mathbf{N} é o vetor de forças resultantes no plano da placa, \mathbf{M} é o vetor de momentos resultantes, e ϵ^0 e ϵ^1 são os vetores das deformações de extensão e flexão.

As propriedades ortotrópicas de cada lâmina são levadas em conta, portanto, através de um somatório ao longo da espessura da placa (ou laminado), trabalhando-se com a orientação de cada lâmina, através da equação 11. Essas propriedades da lâmina podem ser encontradas em literatura, e então utilizadas em primeira aproximação. No entanto, devido à grande quantidade de parâmetros que podem sofrer alteração durante a fabricação, é uma prática necessária buscar-se a confirmação das propriedades elásticas através de algum ensaio. No caso de análises aeroelásticas do presente trabalho, não se está interessado nas propriedades estáticas ou de resistência, mas no comportamento dos modos naturais. Os procedimentos abaixo descritos são baseados nessa premissa.

3. MODELAGEM DO EXPERIMENTO

A modelagem do experimento é essencial para um melhor aproveitamento dos ensaios em túnel. O conhecimento prévio das características elásticas e de inércia do modelo e uma estimativa inicial dos resultados a serem obtidos fazem com que o ajuste dos parâmetros de ensaio seja feito de maneira mais eficiente. Com isso, pode-se inclusive diminuir o tempo de ensaio, e portanto os custos do mesmo.

Inicialmente, é feita uma modelagem computacional do modelo a ser ensaiado, através de uma análise por Elementos Finitos e de uma análise de estabilidade aeroelástica. Essas análises preliminares permitem que alguns parâmetros de ensaio sejam definidos, como por exemplo os limites de velocidade em túnel, as dimensões e massa do modelo físico, entre outros.

Depois dessa etapa inicial, o modelo foi fabricado de acordo com as medidas pré-estabelecidas. A etapa seguinte consiste em verificar experimentalmente as propriedades do modelo estrutural. Isso é feito através de uma análise modal experimental, utilizando técnicas de identificação de sinal.

Uma vez identificadas as frequências e modos naturais do modelo físico, fez-se um ajuste do modelo de elementos finitos. Esse modelo foi utilizado novamente na análise aeroelástica numérica com o objetivo de prever as velocidades de divergência e/ou *flutter* que a serem encontradas nos ensaios em túnel de vento. Na seções a seguir são apresentados maiores detalhes das etapas desse procedimento.

3.1 Descrição do Modelo Físico

A placa plana foi construída inicialmente com as seguintes dimensões: 0,08 m de corda (eixo x), 0,45 m de comprimento (eixo y) e 1,5 mm de espessura, consistindo de 3 camadas de tecido de fibra de vidro bi-direcional e resina epóxi. O tecido está orientado em 0° com relação ao eixo x do sistema de coordenadas adotado para a construção e laminação da estrutura, ou seja, ao longo da sua envergadura. Para posicionar o modelo no túnel, foi utilizado um suporte de aço com formato de perfil aerodinâmico, e um encosto de madeira foi utilizado para fixar o modelo a este suporte. Dessa maneira, o modelo em compósito foi fabricada com uma extensão de 150 mm para inserir no suporte (ver Fig. 1). A massa total do modelo, incluindo a região de fixação, é de 120,0 g. A massa da área molhada é de 96,7 g.

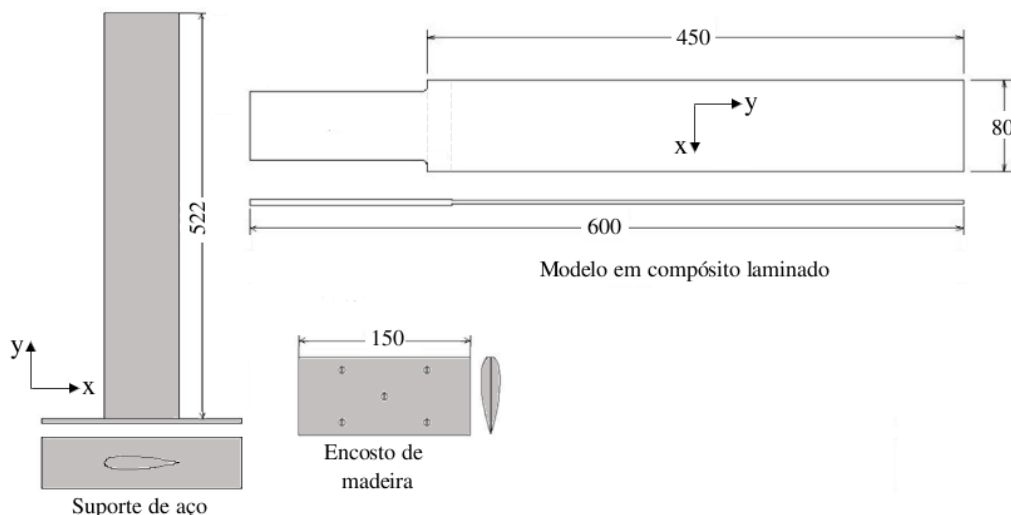


Figura 1: Dimensões do modelo em placa plana, do suporte e do encosto de madeira (dimensões em mm).

3.2 Análise Modal Experimental

A fabricação de peças estruturais em compósitos está normalmente sujeita a uma série de parâmetros, como umidade, temperatura durante a cura, o próprio tempo de cura, propriedades da resina, entre vários outros. Dessa maneira, torna-se fundamental realizar uma verificação experimental do modelo com o objetivo de se conhecer as propriedades físicas do laminado real. No presente estudo, a técnica utilizada foi a análise modal experimental para determinar o comportamento dos modos naturais da estrutura.

Os parâmetros modais (frequências naturais, formas modais e amortecimentos) são extraídos por meio da estimativa da Função de Resposta em Frequência (FRF). Entre as técnicas de estimativa das FRFs, adotou-se a de *Single Input Multiple Output* (SIMO) com uma entrada impulsiva. O estimador adotado é $H_{iv}(\omega)$, descrito em Ratcliffe and Lieven (1999), que relaciona os espectros de frequência da seguinte forma:

$$H_{iv}(\omega) = \frac{1}{2} [H_1(\omega) + H_2(\omega)] , \quad (14)$$

sendo

$$H_1(\omega) = \frac{S_{fx}}{S_{xx}} \quad \text{e} \quad H_2(\omega) = \frac{S_{ff}}{S_{fx}} , \quad (15)$$

quando S_{ff} , S_{xx} e S_{fx} são espectros de potência de entrada, de resposta e os espectros cruzados definidos em Bendat and Piersol (1980).

Oito acelerômetros foram colocados de maneira intercalada, com o intuito de deixar o peso de toda a estrutura equilibrado, de acordo com os eixos de coordenadas adotado para a fixação dos acelerômetros. A massa de cada acelerômetro é de 4,8g, o que levou a massa total do modelo a 167,5 g.

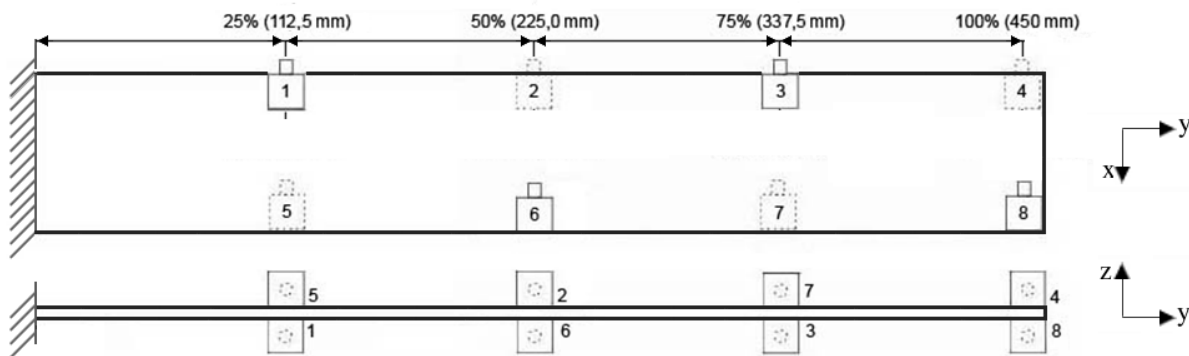


Figura 2: Esquema de posicionamento dos acelerômetros sobre o modelo.

Com todos os cabos dos acelerômetros já instalados, a estrutura é perturbada por meio de um martelo dinamométrico, que contém uma célula de carga na ponta para medição da intensidade da força aplicada. Como resposta, são adquiridos, simultaneamente, os sinais de aceleração.

A evolução das estimativas das FRFs foi avaliada em 5 amostragens. A duração de cada amostragem foi de 4s, suficiente para evitar o fenômeno de *leakage* durante o processamento dos sinais no domínio de frequência. A qualidade de cada amostragem foi avaliada pela ausência de repiques no sinal do martelo, na forma da FRF estimada e na função de coerência:

$$\gamma = \frac{|S_{fx}(\omega)|^2}{S_{ff}(\omega) S_{xx}(\omega)} . \quad (16)$$

que correlaciona as amostragens entre si e cujo valor deve se aproximar da unidade, como descrito em Ewins (1984).

3.3 Análise Modal Numérica

Com os resultados da análise modal experimental, uma nova análise em elementos finitos foi realizada, considerando a massa dos acelerômetros como sendo elementos de massa concentrada localizados nos pontos onde foram fixados no modelo físico original (3). A condição de contorno considerada foi de engaste, com restrição de todos os graus de liberdade na raiz, com a outra ponta livre.

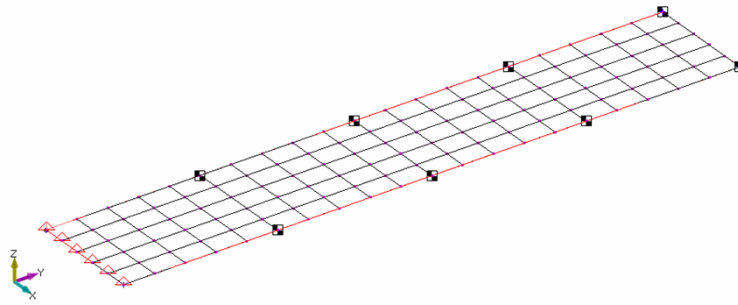


Figura 3: Modelo em elementos finitos da placa plana com as massas concentradas.

As propriedades elásticas do material foram ajustadas até que houvesse uma coincidência dos 3 primeiros modos de flexão do modelo numérico com os modos encontrados na análise numérica experimental. Também ajustou-se a densidade, de modo que a massa total do modelo de EF coincidisse com a massa do modelo, medida em balança. Nas Tabelas 1 e 2 a seguir estão apresentadas as frequências obtidas e as propriedades ajustadas do modelo numérico.

Tabela 1: Frequências naturais.

Modos	Experimental [Hz]	Numérico [Hz]
1º Flexão	3	3
2º Flexão	18	18,61
1º Torção	-	26,02
3º Flexão	51	51,48

Tabela 2: Propriedades ajustadas do modelo numérico.

E_1 [Gpa]	38,0
E_2, E_3 [Gpa]	7,5
G_{23} [Gpa]	3,3
G_{12}, G_{13} [Gpa]	7,7
ν_{23} [Gpa]	0,34
ν_{12}, ν_{13} [Gpa]	0,25
Dens [Kg/m ³]	2685,00

Ajustado o modelo numérico, as massas concentradas simulando os acelerômetros foram retiradas e novas análises foram feitas, simulando-se, assim, a estrutura que será usada na análise aeroelástica. As frequências obtidas estão apresentadas na Fig. 4, juntamente com uma plotagem das respectivas formas modais.

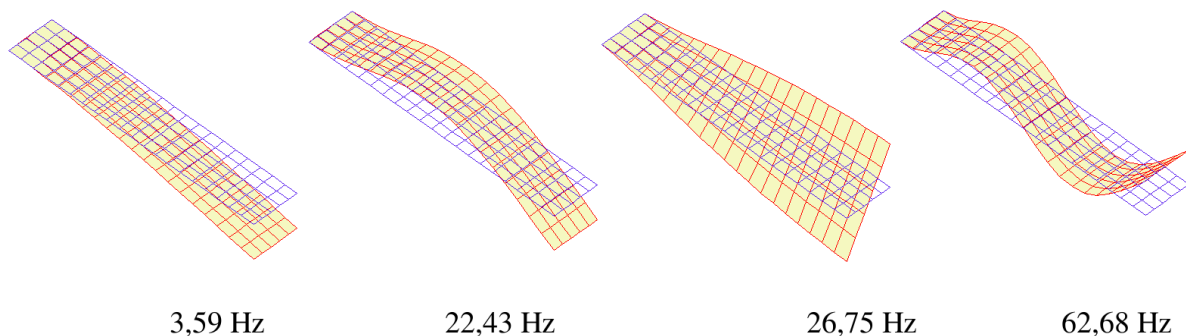


Figura 4: Modos e frequências naturais do modelo físico numérico o após ajuste de propriedades.

3.4 Análise Aeroelástica Numérica

Com os resultados das análises modais numéricas do modelo corrigido, faz-se a análise aeroelástica utilizando o software ZAERO. O modelamento aerodinâmico empregado é baseada no método *Doublet-Lattice*. As análises aeroelásticas para as configurações propostas empregam o método numérico *pk*, utilizando a metodologia *non-matched point*, a qual permite identificar pontos com tendência à instabilidade aeroelástica.

Essa análise *non-matched point* é definida através do comando *FIXMDEN*, e é realizada com um número de Mach e densidade fixos e variando-se a velocidade. A faixa de velocidades inicialmente escolhida compreendia 1 a 70 m/s. Nessa primeira análise, duas velocidades de flutter foram encontradas, 25,8 m/s, associada ao amortecimento do modo 2, 32,2 m/s associada ao amortecimento do modo 1. Reduzindo-se a faixa de velocidades para o máximo de 35 m/s, as velocidades de flutter ficaram em 26,6m/s e 31,8 m/s, respectivamente. Para o presente trabalho, apenas a primeira velocidade é de interesse. Em ambas as análises foi identificada uma velocidade de divergência um pouco abaixo da primeira velocidade de flutter a 24 m/s.

As curvas de evolução modal são apresentadas na Fig. 5(a). Pode-se observar claramente a coalescência entre o segundo e o terceiro modo e o ponto de divergência, em que a curva de frequência chega a zero. Na Fig. 5(b) estão apresentados os modos de flutter associados a cada uma das velocidades de flutter encontradas.

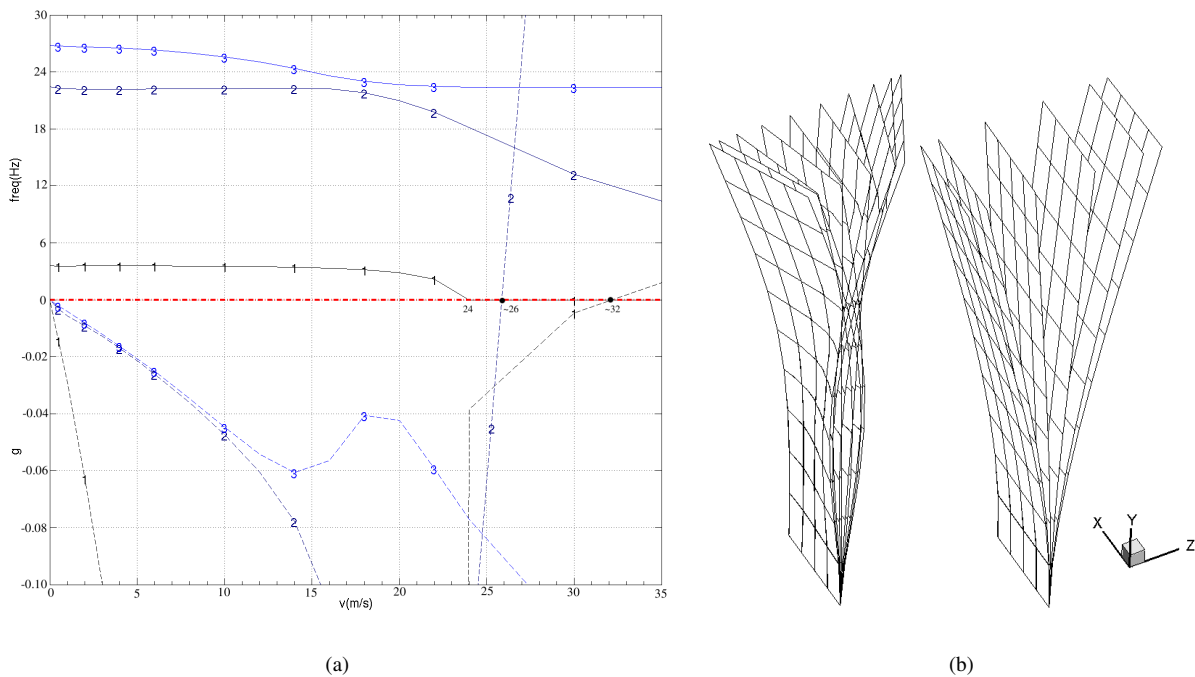


Figura 5: (a)Gráfico v-g-f do modelo atualizado (b)Formas modais para os modos de flutter encontrados..

4. ENSAIO EM TÚNEL

Após a obtenção dos resultados da análise de flutter numérica, o modelo físico da mesma foi submetido a ensaios aerolásticos experimentais em túnel de vento. O ensaio experimental da asa foi realizado no Túnel Aerodinâmico no. 3 (TA-3), cujo esquema pode ser visto na Fig. 6. Este é um túnel subsônico, contínuo e de circuito fechado, localizado na Divisão de Aerodinâmica do IAE (ALA), em São José dos Campos, SP. Informações sobre o TA-3 podem ser encontradas no endereço eletrônico <http://www.iae.cta.br/ALA/infra.php>.

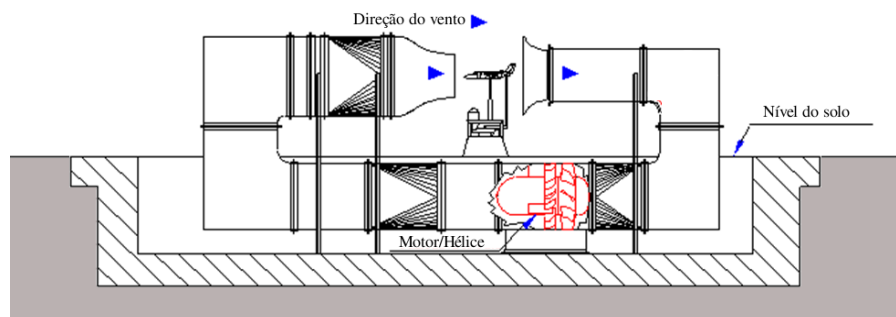


Figura 6: Circuito do TA-3.

O túnel dispõe de um sistema de controle de velocidades automatizado, utilizando um ambiente criado em *LABView*. Dessa maneira, é possível realizar os ensaios com uma lista de velocidades pré-programadas, e com um aumento gradual de velocidades, corrigidas através de um sistema de medição da pressão dinâmica.

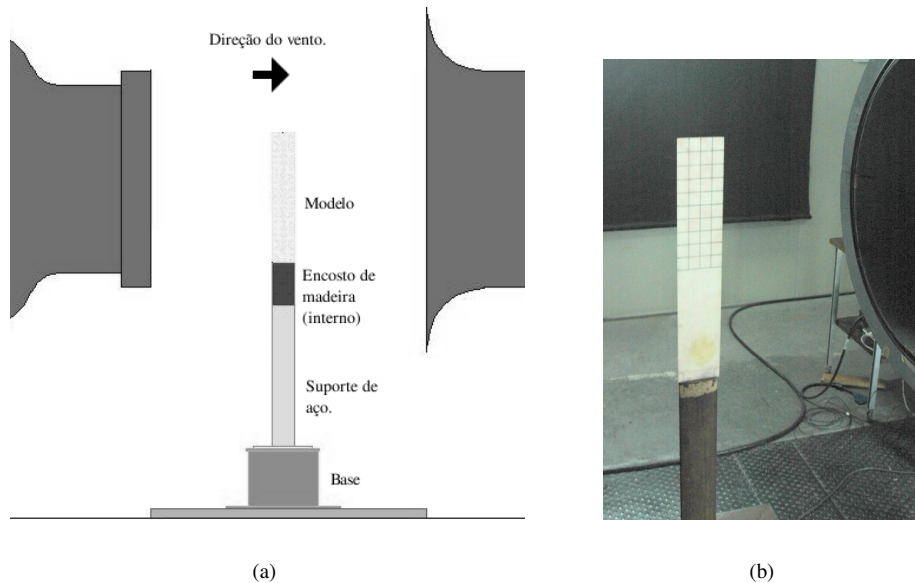


Figura 7: (a) Esquema de instalação do modelo na seção de testes. (b) Modelo instalado.

Foram realizados 3 ensaios, com variação de velocidade entre 15 e 30 m/s. As velocidades observadas em ensaio são as corrigidas pelo sistema de controle do túnel. Como o objetivo desses ensaios era de uma observação qualitativa do comportamento do modelo em túnel e de observação da velocidade de *flutter* ou de velocidade de estabelecimento de oscilação de ciclo limite, não foram realizadas medidas de aceleração no modelo ou no suporte.

A oscilação de ciclo limite (*Limit Cycle Oscillation - LCO*) é uma oscilação de alta amplitude com características estacionárias, ou seja, não há modificação na sua frequência ou amplitude com o tempo, a menos que alguma perturbação ocorra. De acordo com Bunton and Jr. (2000), o LCO está muito relacionado com o flutter, exceto que o acoplamento da resposta estrutural com as forças aerodinâmicas não-estacionárias é de natureza não-linear. Portanto, as análises de estabilidade aeroelástica para determinação de *flutter* fazem um excelente trabalho para prever tanto a frequência com a velocidade de surgimento do LCO.

Tabela 3: Comparação entre as velocidades de flutter calculadas e de LCO observadas em túnel.

Análise Aeroelástica	Velocidade de flutter/LCO (m/s)
Análise Numérica - 01:	25,85
Análise Numérica - 02:	26,6
Experimental 01 - LCO	23,74
Experimental 02 - LCO	23,10
Experimental 03 - LCO	24,66

Nos ensaios realizados a divergência espontânea não foi observada, o que só ocorria após alguma perturbação no fluxo em velocidades abaixo da prevista para a mesma. Logo após isso surge o LCO em torno da posição deformada. Se não houver perturbações, a asa permanece alinhada com o fluxo. Isso indica uma forte não-linearidade do modelo, que amortece o movimento e impede o aparecimento da divergência. Na Fig. 8(a) vê-se fotos com o modelo em condição de divergência.

No entanto, mesmo sem divergência, verificou-se sempre o estabelecimento de LCO próximo à velocidade prevista para a divergência e pouco abaixo das velocidades de *flutter* calculadas (ver Tab. 3). O LCO estabelecia-se abruptamente, ocorrendo apenas um aumento gradual da vibração do modelo e do suporte a velocidades próximas da divergência. Na Fig. 8(b) apresenta-se foto do modelo com LCO estabelecido, e uma plotagem do modo de *flutter* obtido na análise numérica, permitindo a comparação entre ambos os resultados.

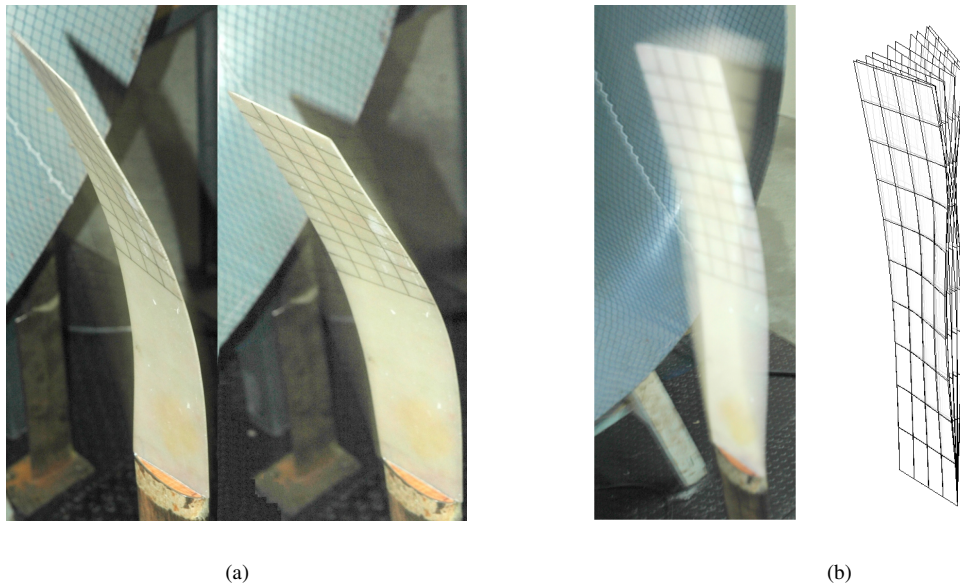


Figura 8: (a) Modelo na condição de divergência. (b) Modelo na condição de ciclo limite.

Foram identificados problemas relativos à forma de fixação do modelo no túnel de vento. O uso do encosto de madeira não demonstrou ser eficiente, por gerar uma pequena folga na raiz do modelo, a qual é suficiente para impedir uma repetibilidade adequada de resultados nos ensaios, especialmente quando há uma necessidade de desmontar e montar novamente o modelo. A folga na raiz indica um outro tipo de fenômeno não-linear, o *freeplay*. Uma correta investigação desse problema necessita que se faça uma modelagem adequada, incluindo a medição precisa da folga, o que não foi previsto para a presente etapa de trabalho.

Entretanto, a forma modal identificada na análise numérica é bem representada no ensaio em túnel. Pode-se notar o acoplamento entre o segundo modo de flexão e o primeiro modo de torção - modos naturais 2 e 3 (ver Fig. 8(b)). Essa condição demonstra que os modelos numéricos são representativos do modelo real, e conseguem prever características importantes do comportamento aeroelástico do modelo. A compreensão dos fenômenos não-lineares surgidos serão objeto de estudo detalhado em etapas seguintes de trabalho. Para uma discussão sobre problema de aeroelasticidade não-linear, recomenda-se a leitura do capítulo 11 de Dowell *et al.* (2004).

5. CONCLUSÃO

No presente trabalho foi apresentado um procedimento de modelagem de uma asa aeroelástica, passando pela fabricação, análise modal experimental, análise aeroelástica numérica e experimental de um modelo de placa-plana fabricado em compósito. Esse é um primeiro modelo criado, buscando-se uma simplicidade suficiente para resolver questões a respeito de metodologia de ensaio e de observação de fenômenos aeroelásticos. Apesar de haver certa discrepância entre as análises aeroelásticas numéricas e experimentais, os resultados obtidos foram considerados satisfatórios. Foi possível observar o estabelecimento de oscilação de ciclo limite (LCO) em velocidades próximas às previstas para surgimento de *flutter*.

O trabalho permitiu também estabelecer um série de procedimentos e identificar alguns problemas a serem contornados nos próximos trabalhos. Entre as observações realizadas, está a necessidade de utilizar uma forma mais eficiente de fixação do modelo no túnel de vento. O principal é remover a folga na raiz do modelo, e permitir um ajuste fino do ângulo de ataque. Esses dois problemas impediram uma repetibilidade adequada dos ensaios. No entanto, indicaram a possibilidade de estudo de efeitos não-lineares como folga em fixações (*freeplay*).

As próximas etapas do estudo consistem em melhorar o aparato de ensaio (suportes e fixações) e em fabricar modelos com diferentes orientações. Novos ensaios aeroelásticos em túnel de vento serão realizados, com medição de frequências, amortecimento e de forma modal. Os resultados obtidos dessas análises serão utilizados no ajuste de códigos computacionais em desenvolvimento na Divisão de Aerodinâmica do IAE. Um estudo mais completo, em processo de planejamento, incluirá a utilização de materiais inteligentes no controle aeroelástico de estruturas com propriedades ortotrópicas.

6. AGRADECIMENTOS

Os autores gostariam de agradecer ao apoio fornecido pelos funcionários da Divisão de Aerodinâmica do IAE (ALA).

7. REFERÊNCIAS

- Bendat, J.S. and Piersol, A.G., 1980. *Engineering Applications of Correlation and Spectral Analysis*. John Wley & Sons.
- Bunton, R. and Jr., C.D., 2000. "Limit cycle oscillation characteristics of fighter aircraft". *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 5, pp. 916–918.
- da Silva, R.G.A., 1994. *Análise Aeroelástica no Espaço de Estados Aplicada a Aeronaves de Asa Fixa*. Master's thesis, Escola de Engenharia de São Carlos, USP.
- Dowell, E.H., Clark, R., Cox, D., Jr., H.C.C., Edwards, J.W., Hall, K.C., Peters, D.A., Scanlan, R., Simiu, E., Sist, F. and Strganac, T.W., 2004. *A Modern Course In Aeroelasticity*. Kluwer Academic Publishers, 4th edition.
- Eversman, W. and Tewari, A., 1991. "Modified exponential series approximation for the theodorsen function". *Journal of Aircraft*, Vol. 28, pp. 553–557.
- Ewins, D.J., 1984. *Modal Testing: Theory and Practice*. Research Studies Press Ltd., Hertfordshire, 1st edition. ISBN 0 86380 036 X.
- Jones, R., 1999. *Mechanics of Composite Materials*. Scripta Book Company, Washington, second edition edition.
- Ratcliffe, M.J. and Lieven, N.A.J., 1999. "An investigation into the effects of frequency response function estimators on model updating". *Mechanical Systems and Signal Processing*, Vol. 13, No. 2, pp. 315–334.
- Reddy, J., 1997. *Mechanics of Laminated Composite Plates: theory and analysis*. CRC Press, Boca Raton, FL.
- Rodden, W.P. and Johson, E.H., 1994. *MSC/NASTRAN Aeroelastic Analsysis - User's Guide*. Macneal-Schwendler Corporation.
- Roger, K., 1977. "Airplane math modeling methods for active control design". Technical Report AGARD-CP-228, AGARD.
- Vepa, R., 1977. "Finite state modeling of aeroelastic system". Technical Report NASA-CR-2779, NASA.
- ZONA Technology, ed., 2007. *ZAERO Theoretical Manual*. Version 8.0. ZONA Tech.

8. DIREITOS AUTORAIS

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

MODELING OF AN EXPERIMENTAL AEROELASTIC WING MADE OF COMPOSITE MATERIAL

Abstract. *It is investigated the feasibility of using an experimental model of a wing of the flat plate type made of composite material to study the aeroelastic behavior of this kind of structure. Starting with the structural and aerodynamic numerical models, passing by experimental modal analysis, to finally get to the aeroelastic experimental analysis in wind-tunnel. Commercial softwares were used to make the modal analysis by the Finite Element Method and the aeroelastic stability analysis by the Doublet-Lattice Method. The experimental tests are performed in a subsonic, continuous, closed loop type wind-tunnel, with ambient pressure and temperature and open section. Static and nonlinear aeroelastic effects are observed, like divergence and Limit Cycle Oscillations, what are related to the high structural damping that is characteristic of composite structures. The results of numerical analysis and experimental studies are satisfactory, showing that the chosen approach to the models used and the desired goals are adequate.*

Keywords: *aeroelasticity; flutter; aeroelastic tests; laminated composites; limit cycle oscillation.*

Responsibility notice

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