

DETERMINAÇÃO DA VELOCIDADE DE *FLUTTER* EM ASA DE AERONAVES ULTRALEVES DE CONSTRUÇÃO MISTA

Jens Peter Theodor Geiger Wentz

Eduardo Bauzer Medeiros

Maria Lúcia Machado Duarte

Universidade Federal de Minas Gerais, Escola de Engenharia, Departamento de Engenharia Mecânica, Av. Pres. Antônio Carlos, 6627, CEP 31270-901, Belo Horizonte, MG, Brasil.

E-mail: bauzer@vesper.demec.ufmg.br

Resumo

O uso de novos materiais leves, flexíveis, e mais resistentes, favoreceu o desenvolvimento de aeronaves mais eficientes. Este fato introduziu porém novos desafios para o projetista, principalmente na área de aeroelasticidade. Fenômenos aeroelásticos tem portanto sido objeto de pesquisa base, particularmente em aeronaves de transporte e militares. Em função da relação custo/benefício aeronaves leves tem recebido menor atenção, com efeitos aeroelásticos avaliados através de normas que geralmente conduzem a um superdimensionamento. Este trabalho considera o primeiro passo no projeto aeroelástico de uma aeronave ultraleve com alto desempenho, utilizando-se a asa da aeronave CB-9 “Curumim”, submetida a um ensaio para a determinação de sua velocidade crítica de *flutter*. Os principais parâmetros são discutidos considerando-se seu potencial uso em projetos futuros e suas implicações no envelope de vôo da aeronave.

Palavras-chave: Aeronave leve, Aeroelasticidade, *Flutter*, Vibrações

1. INTRODUÇÃO

Durante a década de 40, com o aumento da velocidade média das aeronaves e da carga transportada, em conjunto com novas concepções de projeto, as estruturas aeronáuticas tornaram-se mais flexíveis e com menor amortecimento. Como resultado, uma “nova” classe de fenômeno começou a ser objeto de preocupação: os fenômenos aeroelásticos. Nos anos seguintes, iniciou-se um grande esforço de pesquisa com o objetivo de entender e controlar estes fenômenos. Na década de 60, os engenheiros aeronáuticos desenvolveram asas com o dobro da esbeltez de 40 anos antes, pois já possuíam todo o conhecimento necessário para entender e controlar o problema (Bisplinghof & Ashley, 1962). Na mesma década surgiam também normas (British Civil Airworthiness Requirements, 1969) que viriam a prevenir o fenômeno de *flutter* em aeronaves convencionais através de cálculos relativamente simples, porém simplificados e sem boa precisão.

A introdução de técnicas de construção mistas, utilizando uma combinação de materiais tradicionais e modernos, tem cada vez mais exigido melhores técnicas de cálculo aeroelástico. Felizmente, o presente desenvolvimento dos recursos computacionais, tem permitido um tratamento mais preciso nos modelos aeroelásticos disponíveis.

No cenário da aviação leve, uma situação peculiar começa a tomar forma devido ao au-

mento do número de aeronaves construídas por particulares e a queda na produção de aeronaves de fabricantes grandes. Esta situação se deu devido ao alto preço e pouco avanço tecnológico das aeronaves leves dos grandes fabricantes. A partir desta situação, é de suma importância a adaptação e desenvolvimento dos cálculos aeroelásticos para aeronaves leves, antes apenas desenvolvidos para aeronaves de transporte e militares, devendo ser o mesmo de tecnologia acessível aos pequenos fabricantes.

2. MODELO CLÁSSICO DE FLUTTER

O *flutter* clássico de uma aeronave é definido como uma oscilação auto excitada, envolvendo um acoplamento inercial, elástico e aerodinâmico. A descrição geral do fenômeno é útil no estudo do profundor. Entretanto, é possível e recomendável que se considere a asa em combinação com o profundor. Procedimentos mais exatos são exemplificados na literatura (Huang, 1987), (Lu & Huang, 1992) e (Luton & Mook, 1993). Contudo, o objetivo do presente trabalho é descrever um procedimento ligeiramente menos preciso, porém mais simples e de menor custo (CEA,1999).

2.1 Um modelo aerodinâmico

O valor da excitação aerodinâmica é geralmente expresso como função de L (sustentação), M' (arfagem) e T (articulação). Esta última não será considerada no presente trabalho onde o *aileron* é considerado como fixo e integrado à asa. Supõe-se que o fluxo de ar é bidimensional, e para este problema em particular, por se tratar de aeronave leve, o fluxo de ar também é considerado, com boa aproximação, incompressível e não-viscoso.

As forças aerodinâmicas atuando no perfil com o fluxo permanente são função da circulação, requerendo um esforço moderado para a resolução. Para o caso de superfícies alares oscilantes, entretanto, as forças de inércia aerodinâmicas e a sustentação quase permanente aparecem como o resultado da aceleração do aerofólio. Portanto, a determinação precisa da contribuição quase não permanente pode ser de difícil obtenção. Como toda mudança na circulação produz uma emissão de vórtices no bordo de fuga, a solução completa do fluxo instável é excessivamente complexa para os objetivos do presente texto. Além disto, a presença de vórtices contra rotativos faz com que o fluxo em um certo instante seja perturbado pela circulação anterior (ver Figura 1 abaixo). É interessante, portanto, introduzir outra metodologia (Jones & Platzer, 1996) que oferece resultados muito próximos, conforme descrito pela eq. (1).

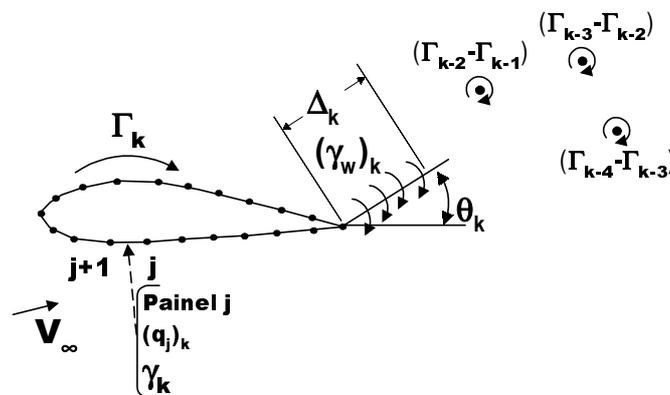


Figura 1. Representação esquemática da esteira não permanente (Jones & Platzer, 1996)

$$\Delta_k (\gamma_w)_k + \Gamma_k = \Gamma_{k-1} \quad (1)$$

Como primeira aproximação é razoável supor-se que a mudança na circulação Γ e, por

consequência, da emissão de vórtice, são contínuos e senoidais. A folha de vórtices resultante produz velocidades verticais na vizinhança do aerofólio, originando uma força periódica que é função da intensidade do vórtice. Esta força pode ser representada por $U=U_0e^{i(kx/(b+\theta))}$ (CEA, 1999), onde s é a distância da folha de vórtices em $t=0$ e $k=b\omega/V_\infty$, sendo ω a frequência circular da oscilação, ou seja, a frequência de *flutter*, b a semicorda e V_∞ a velocidade de deslocamento do aerofólio.

2.2. Dinâmica Estrutural

Um modelo simplificado clássico para a asa é mostrado na Figura 2. A asa (o corpo) é representado por um perfil rígido suportado por uma suspensão flexível composta por duas molas. Uma mola é equivalente a rigidez torcional e outra equivalente a rigidez flexural.

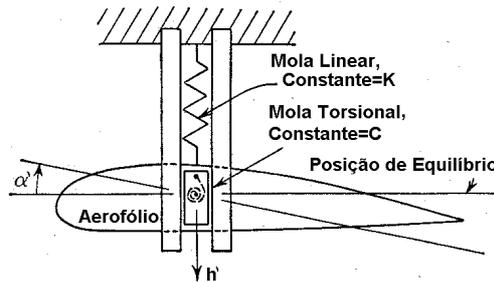


Figura 2. Modelo simplificado de *flutter* clássico

O trabalho clássico desenvolvido por Theodorsen (Scanlan & Rosenbaum, 1951) indica que as propriedades médias podem ser obtidas na posição de 75% da meia-envergadura. Usando-se as equações de Lagrange de movimento, conforme as simplificações mencionadas, encontra-se que:

$$mh' + S_\alpha\alpha' + m\omega_h^2h' = -L' \quad (2)$$

$$S_\alpha h' + I_\alpha\alpha' + I_\alpha\omega_\alpha^2\alpha' = M' \quad (3)$$

onde S_α é momento estático, h' e α' são as acelerações verticais e rotacionais respectivamente, I_α é o momento de inércia sobre o eixo elástico, ω_h e ω_α são as frequências naturais, m é a massa da asa por unidade de envergadura, L' e M' são a sustentação e momento, respectivamente, por unidade de envergadura.

2.2.3. Resolução de *Flutter* Bidimensional

O problema de *flutter* clássico pode ser modelado por uma asa de alongamento infinito, movendo-se com oscilações de pequena amplitude, à velocidade constante, em um fluido incompressível e não viscoso. Para simulação da asa real constatou-se também que a utilização das propriedades a 75% da envergadura e com alongamento infinito poderiam representar razoavelmente, ainda que de forma conservativa, a asa real.

Ao resolver o problema de *flutter* clássico bidimensional é possível utilizar-se o sistema clássico equações lineares mostrados nas eqs. (9), onde h é a deflexão (m) do centro de rotação (eixo elástico), positivo para baixo, α é a deflexão angular (rad) do perfil em torno do centro de torção, positivo quando o bordo de ataque sobe, e β é a deflexão angular (rad) do aileron em torno do seu ponto de articulação, positivo quando o bordo de ataque do aileron está para cima.

$$\bar{A}h/b + \bar{B}\alpha + \bar{C}\beta = 0 \quad (9a)$$

$$\bar{D}h/b + \bar{E}\alpha + \bar{F}\beta = 0 \quad (9b)$$

$$\bar{G}h/\bar{b} + \bar{H}\alpha + \bar{I}\beta = 0 \quad (9c)$$

Para que exista solução desse sistema de equações que não a solução trivial $h/b = \alpha = \beta = 0$, o determinante da matriz de coeficientes deve ser igual a zero, conforme mostrado na eq. (10), resultando em um problema de autovalor (determinante de estabilidade).

$$\begin{vmatrix} \bar{A} & \bar{B} & \bar{C} \\ \bar{D} & \bar{E} & \bar{F} \\ \bar{G} & \bar{H} & \bar{I} \end{vmatrix} = 0 \quad (10)$$

Se o *aileron* for considerado rígido em relação à asa, o determinante simplifica-se a:

$$\begin{vmatrix} \bar{A} & \bar{B} \\ \bar{D} & \bar{E} \end{vmatrix} = 0 \quad (11)$$

onde:

$$\bar{A} = \mu \left[1 - \left(\frac{\omega_\alpha}{\omega} \right)^2 \left(\frac{\omega_\alpha}{\omega_h} \right) (1 + igh) \right] + L_h \quad (12)$$

$$\bar{B} = \mu x \alpha + L_\alpha - L_h \left(\frac{1}{2} + a \right) \quad (13)$$

$$\bar{D} = \mu x \alpha + \frac{1}{2} - L_h \left(\frac{1}{2} + a \right) \quad (14)$$

$$\bar{E} = \mu r \alpha^2 \left[1 - \left(\frac{\omega_\alpha}{\omega} \right)^2 (1 + ig\alpha) \right] - \frac{1}{2} \left(\frac{1}{2} + a \right) + M_\alpha - L_\alpha \left(\frac{1}{2} + a \right) + L_h \left(\frac{1}{2} + a \right)^2 \quad (15)$$

e L_α , L_h , e M_α são coeficientes aerodinâmicos de força e momento e $\mu = m/\pi b^2$.

Os coeficientes aerodinâmicos podem ser determinados pelos cálculos da circulação permanente e transiente, usando como exemplo o método dos painéis de esteira (*Panel Wake Method*) (Jones & Platzer, 1996), (CEA, 1999). Outras técnicas como o método de “*Vortex Lattice*” também produz resultados satisfatórios. Há também um método simples como alternativa efetiva, muito interessante para projetos simples de aeronaves leves, avaliado pelo laboratório da USAF (Scanlan & Rosenbaum, 1951). Esta referência apresenta na forma tabular, em função do parâmetro k , as raízes da equação característica, tendo como incógnitas as frequências naturais. Alguns métodos simplificados tem sido empregados para a determinação média destas frequências. Entretanto, a maioria destes métodos são válidos para técnicas construtivas convencionais, e inadequados para os ultraleves modernos. Eles são apenas úteis na fase inicial de projeto. Entretanto, como os dados podem não ser suficientes, é recomendável confirmar os parâmetros na asa do primeiro protótipo. Este é o procedimento utilizado no presente trabalho.

3. PROCEDIMENTOS EXPERIMENTAIS

A figura 3 mostra a aeronave CB-9 Curumim, utilizada neste estudo, e que foi projetada e construída no Centro de Estudos Aeronáuticos da Universidade Federal de Minas Gerais.



Figura 3. Vista frontal da aeronave CB-9 durante ensaio com a asa na aeronave

O procedimento experimental aqui apresentado é parte do programa de teste do Curumim e consiste dos seguintes passos:

3.1. Determinação estática da posição dos eixos de torção e flexão

O primeiro passo foi determinar estaticamente a posição dos eixos de torção e flexão, utilizando-se um transferidor ótico, níveis e pesos suspensos por roldanas para se aplicar as cargas de ensaio. Em seguida efetuaram-se as medidas para a primeira avaliação da resposta dinâmica.

3.2. Ensaio no solo para determinação das frequências naturais e amortecimento da asa.

A medição das propriedades dinâmicas foram realizadas sob três condições básicas, citadas abaixo. Em todos os casos, a asa foi excitada simplesmente por uma deflexão ou torção, sendo então solta de forma a vibrar livremente. Este método foi escolhido pelo seu baixo custo, dispensando o uso de excitador. Os acelerômetros foram fixados à asa com utilização de adesivo de baixa aderência (aceitável para a faixa considerada), de forma a não se danificar o revestimento da asa.

3.2.1. Ensaio “livre-livre”

O ensaio livre foi simulado sob câmaras de pneus, conforme croqui mostrado na Figura 4.

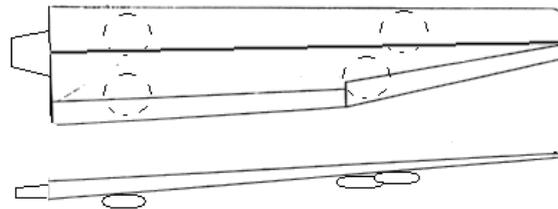


Figura 4. Croqui do ensaio livre

O teste de flexão foi executado em todas as interseções das 14 nervuras com a longarina. Supôs-se que a interseção da nervura com a longarina era o ponto que melhor representava a estrutura em análise devido a maior rigidez nestes pontos, além de ser na região da longarina que se localiza o eixo de torção. A opção por fazer os testes em todas as 14 nervuras foi feita para se ter um rastreamento dos pontos que produzem resultados mais visíveis.

Após o mapeamento feito no teste de flexão observou-se que os melhores resultados tinham sido obtidos nas nervuras próximas à ponta, e nas nervuras próximas à raiz da asa, sendo estes os pontos usados nas outras medições.

O teste de torção foi efetuado em duas posições diferentes. Primeiramente nas duas nervuras próximas a raiz e em seguida nas duas nervuras próximas a ponta.

No primeiro caso, um dos acelerômetros foi afixado no bordo de ataque da nervura mais próxima a raiz, e o outro, num primeiro momento, no bordo de fuga da mesma nervura. Posteriormente este segundo acelerômetro foi fixado no bordo de fuga da nervura antecessora. Essa mudança foi feita para se verificar o comportamento da torção em nervuras diferentes. A colocação dos acelerômetros nos bordos foi definida por serem os pontos da estrutura mais distantes do eixo de torção, onde melhor seria avaliada a resposta de torção.

Quando o teste do torção foi repetido nas duas nervuras próximas a ponta, um dos acelerômetros foi fixado no bordo de ataque da nervura mais próxima a ponta, e o outro, no bordo de fuga da mesma nervura. Posteriormente, este segundo acelerômetro foi fixado no bordo de fuga da nervura antecessora. Esta mudança foi feita novamente para se verificar o comporta-

mento da torção em nervuras diferentes. Detectou-se após este ensaio que o comportamento de torção não difere muito quando se posiciona os acelerômetros em nervuras diferentes. Portanto, este procedimento foi abandonado nas medições da asa na aeronave.

3.2.2. Asa na aeronave

O ensaio na aeronave foi efetuado nas duas semi asas utilizando o que já havia sido observado no ensaio livre, ou seja, tanto o ensaio de torção e flexão se deram nas nervuras próximas a raiz e a ponta. O ensaio de flexão foi feito com o acelerômetro na interseção nervura-longarina e o ensaio de torção com os acelerômetros afixados nos bordos de ataque e fuga na região da nervura. Posteriormente foi feito um teste de torção no intradorso da nervura próxima a ponta da semi asa direita, onde notou-se que os resultados não apresentaram qualquer diferença quanto aos resultados dos testes no extradorso; sendo portanto abandonado.

3.2.3 Asa na aeronave, sendo a aeronave apoiada sobre cavaletes

Como notou-se uma grande flexibilidade do trem de pouso, durante os ensaios na aeronave, decidiu-se por apoiá-la sobre cavaletes, para anular este efeito. Foram feitos os mesmos ensaios da asa na aeronave sem cavaletes, excetuando-se pelos ensaios no intradorso e na empenagem horizontal.

4 ANÁLISE E RESULTADOS

4.1. Determinação estática da posição dos eixos de torção e flexão

Efetuando o procedimento descrito no item 3.1, chegou-se ao seguinte resultado:

$x_a := 0.3$	Distância do centro de massa ao centro aerodinâmico
$\mu := 387$	Razão de massa
$a := -0.3$	Distância do centro de massa ao centro de torção
$r_x := \sqrt{0.3}$	Raio de Giração

4.2. Ensaio no solo para a determinação das frequências naturais e amortecimento da asa.

Os dados referentes à flexão, para o caso da simulação como corpo livre, foram obtidos do espectro linear de frequências. Deste, através da frequência de pico máximo obteve-se o valor da frequência natural a flexão. A partir da curva no tempo, obteve-se o amortecimento pelo método de decremento logarítmico utilizando-se o método de mínimos quadrados para o ajuste da curva exponencial (Duarte, 1990). O sinal de torção pura foi obtido também do espectro linear de frequência observando-se picos com diferença de fase de 180° (Duarte, 1990).

No caso das análises de torção ocorreram problemas em função da grande rigidez da caixa de torção fazendo com que a relação sinal ruído para a leitura de torção não fosse muito favorável. Na verdade em apenas dois ensaios foi possível detectar-se a torção (como exemplificado na Figura 5). Cabe acrescentar-se que neste caso ocorreu ainda uma indicação no sistema do bordo de ataque, que contém a caixa de torção, o que facilitou a leitura dos dados. Resultados obtidos em trabalho anterior também sugerem que o valor encontrado para esta aeronave esteja correto (CEA, 1999).

Devido aos problemas apresentados acima, não foi possível uma curva no tempo com dados apenas de torção. O amortecimento à torção foi estimado como se a amplitude do último pico da curva de flexão fosse transferida para o segundo pico de torção, sendo mostrado na Figura 6, possibilitando a partir desta formulação obter o amortecimento à flexão em relação ao amortecimento em torção.

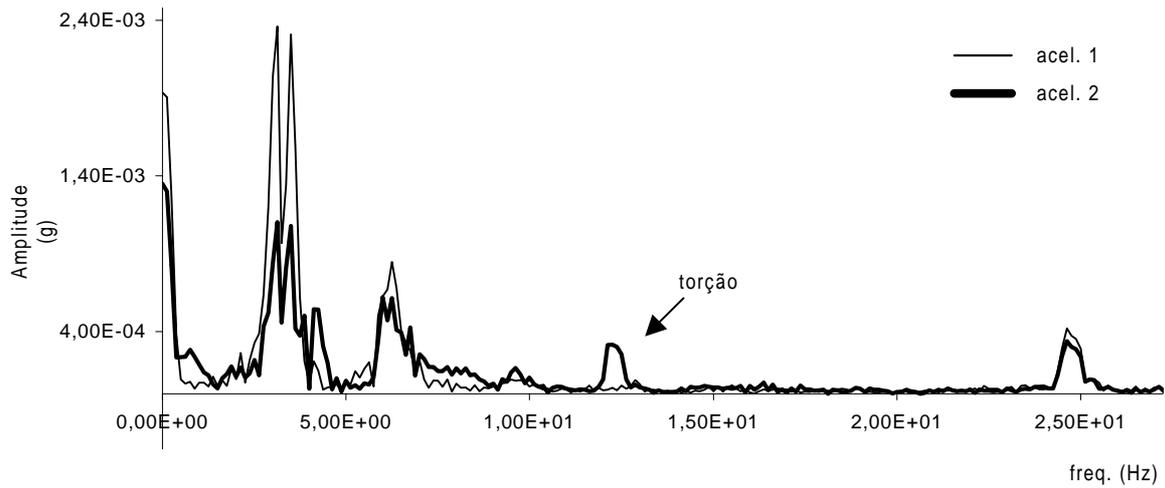


Figura 5. Espectro de frequência do ensaio livre de torção

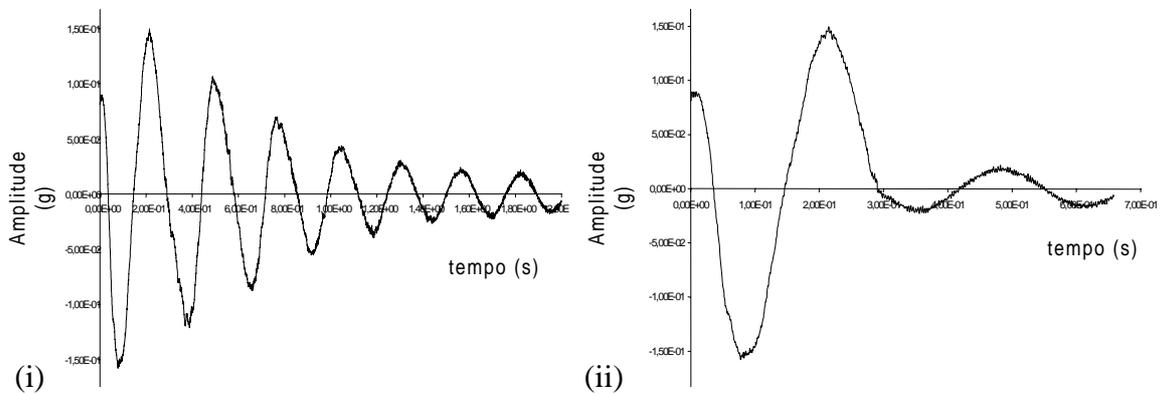


Figura 6. Curva no tempo do ensaio livre de (i) flexão e (ii) torção

No caso do ensaio na aeronave encontrou-se graves problemas devido a flexibilidade da fuselagem o que provocava uma modulação na curva do tempo, conforme exemplificado na Figura 7.

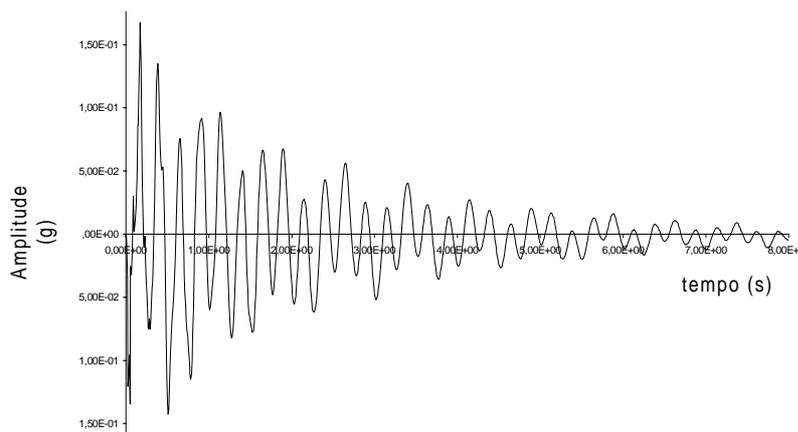


Figura 7. Curva no tempo do ensaio da aeronave em flexão

Mesmo com a aeronave sobre cavaletes, a modulação do sinal continuava, sendo difícil a separação dos dados correspondentes à asa, dos dados correspondentes à fuselagem. Este problema de flexibilidade encontra-se no momento em estudo.

Para a aeronave CB-9 “Curumim” os resultados encontrados foram:

$\omega_h = 3.625 \times 2\pi \Rightarrow$ Frequência de Flexão (a partir da equação (4))

$\omega_\alpha = 12.4 \times 2\pi \Rightarrow$ Frequência de Torção (a partir da equação (4))

$v \cong 49.8 \text{ m/s} \cong 100 \text{ kt} \Rightarrow$ Velocidade Crítica de Flutter (a partir da equação (22))

5. CONCLUSÃO

Um método para a determinação do *flutter* de asa clássico foi descrito. Este método é adequado para aeronaves empregando várias técnicas e materiais, oferecendo vantagens adicionais em termos de custo de teste e equipamentos de simulação. Exceto pelas simplificações, este método foi aplicado numa aeronave ultraleve com bons resultados uma vez que a velocidade de *flutter* calculada se encontrou dentro dos parâmetros esperados.

Os inconvenientes ocorridos na medição de torção, terão que ser melhor estudados, sendo que no momento está se pensando na utilização de técnicas de extensimetria. Além disto para a próxima asa a ser fabricada, os extensômetros já poderão ser colocados no interior da asa durante sua fabricação. O presente trabalho encontra-se ainda em fase de desenvolvimento, onde uma segunda etapa deverá incluir ensaios em vôo, com auxílio de técnicas extensiométricas. Os resultados aqui apresentados seriam a primeira etapa dos ensaios em vôo. Após esta primeira avaliação os ensaios em vôo poderiam ser realizados com maior segurança, uma vez que a análise pode ser considerada bastante satisfatória em termos de resultados e custos.

6. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem à FAPEMIG (Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de Minas Gerais) pelo financiamento desta pesquisa. Os autores agradecem também ao Prof. Cláudio Pinto de Barros, projetista da aeronave CB-9 que viabilizou esta pesquisa com seus projetos.

7. REFERÊNCIAS

- Bisplinghof R.L. & Ashley H. *Principles of Aeroelasticity*, Dover Publications Inc, New York, 1962.
- British Civil Airworthiness Requirements. *Flutter Prevention and Structural Stiffness*, Chapter K3-9, Structures, 1969.
- CEA-UFMG (Centro de Estudos Aeronáuticos da Universidade Federal de Minas Gerais), *Avaliação Aeroelástica Inicial da Aeronave Ultraleve Curumim*, Relatório interno CEA-UFMG, Belo Horizonte, 1999.
- Duarte, M.L.M., *Estudo da Influência da Taxa de Amortecimento na Modelagem Reduzida via Teoria da Semelhança*, Dissertação de Mestrado, COPPE-UFRJ, Eng. Civil, 1987.
- Huang, X.J. *Active Control of Aerofoil Flutter*, AIAA Journal, vol. 25, No.8, 1987.
- Jones, K.D. & Platzer M.F. *Time Domain Analysis of Low Speed Airfoil Flutter*, AIAA Journal, vol. 34, No.5, 1996.
- Joint Airworthiness Requirements, *Flutter*, JAR-VLA 629, JAA *Airworthiness and Maintenance Documents*, 1996.
- Kapania, R.K. & Bergen Jr., F.D. *Shape Sensitivity Analysis of Flutter Response of a Laminated Wing*, AIAA Journal, vol. 29, No.4, 1991
- Luton, J.A. & Mook, D.T. *Numerical Simulations of Flutter and its Suppression by Active Control*, AIAA Journal, vol. 31, No.12, 1993
- Scanlan R.H. & Rosenbaum R. *Introduction to the Study of Aircraft Vibration & Flutter*, The McMillan Company, New York, 1951.
- Sousa, L.F.B. *Cálculo de Flutter do Curumim*, Relatório Interno CEA-UFMG, Belo Horizonte, 1993.