

ANÁLISE CONCEITUAL DA AEROELASTICIDADE, FENÔMENOS AEROELÁSTICOS E TECNOLOGIA DA ASA AEROELÁSTICA ATIVA

Andrés Serrano¹

Artigo submetido em 05/01/2010.

Aceito para publicação em 05/03/2010.

RESUMO: A influência de corpos em movimento em meios fluídos ou a influência do fluxo na resposta dinâmica de corpos elásticos é uma área de estudo para várias engenharias, em especial para a engenharia aeronáutica. Neste contexto, o intuito deste trabalho é apresentar uma análise conceitual da aeroelasticidade e do *flutter* e buffeting, fenômenos aeroelásticos mais amplamente estudado pelos projetistas de aeronaves para garantir a segurança dos projetos. Ainda porque, deformações excessivas podem levar à destruição de uma estrutura, fato catastrófico para a operação aérea. Por fim, é efetuada uma revisão bibliográfica para disponibilizar referências dos dispositivos de controle ativo de resposta aeroelástica para evitar este fenômeno. Neste artigo, apresenta-se a tecnologia de Asa Aeroelástica Ativa (AAW pelas siglas em inglês).

PALAVRAS-CHAVE: Aeroelasticidade. Flutter. Asa Aeroelástica Ativa.

1 INTRODUÇÃO

Na concepção de uma nova aeronave, a aeroelasticidade desempenha um papel significativo. A introdução de asas mais finas, de superfícies estabilizadoras horizontal e vertical, de configurações de cauda em T, entre outras, aumentam a probabilidade do fenômeno de flutter dentro do envelope de voo desejado. Hoje, os projetos de aeronaves envolvem análises sofisticadas para garantir que estão livres de flutter. Estes resultados analíticos muitas vezes são verificados por testes em túnel-de-vento e testes de vibração em solo. Testes em voo do flutter fornecem a verificação final das previsões analíticas.

¹ Mestrando em Segurança de Voo e Aeronavegabilidade Continuada pelo ITA. Especialista em Administração Aeronáutica, Engenheiro Aeronáutico, experiência na manutenção de aeronaves e engenharia de estruturas aeronáuticas, experiência na coordenação da Especialização em Segurança Aérea da Força Aérea Colombiana. easerrano7@gmail.com .

Para aeronaves do tipo caça, os projetistas procuram proporcionar o melhor desempenho nos envelopes subsônico, transônico e supersônico para seus projetos. Uma aeronave do tipo caça deve ter a capacidade de acelerar rapidamente e de manobrar de forma eficiente tanto em números de Mach, subsônicos, como em supersônicos. Para atingir este objetivo, o projeto da asa deve ter excelentes características e geralmente requer grandes compromissos no enflechamento e no alongamento. Estas asas também têm torção variável, geralmente através do uso de arqueamento variável e tolerância aeroelástica. Sob altas pressões dinâmicas, as asas tradicionalmente sofrem de perda de eficácia da superfície de controle devido à torção aeroelástica causada pelo momento aerodinâmico produzido pela deflexão da superfície de controle. Por conseguinte, os projetistas tiveram de alterar muitos projetos para reduzir as perdas associadas e controlar este problema de aeroelasticidade.

No início dos anos oitenta, o conceito de Asa Flexível Ativa pela Rockwell Aerospace veio para solucionar o problema de reversão de controle inerente à aeroelasticidade. A Rockwell Aerospace realizou um estudo conceitual para aplicar a uma classe de aeronaves de tipo caça tático avançado (ATF pelas siglas em inglês).

Este artigo apresenta uma análise conceitual da aeroelasticidade, seus fenômenos inerentes e a tecnologia de Asa Aeroelástica Ativa, também conhecida como asa flexível.

2 REFERENCIAL TEÓRICO

2.1 Aerodinâmica não-estacionária

O termo não-estacionário é usado para representar os casos em que as condições de contorno mudam de posição ao longo do tempo ou os casos onde as condições de contorno são estacionárias, e o escoamento é não-estacionário devido à turbulência ou outros efeitos. O primeiro modelo não-estacionário de grande

importância usado para cálculos aeroelásticos foi desenvolvido por Theodorsen (1935) para uma seção típica da asa. O modelo é potencial, bidimensional, baseado na teoria de sustentação de uma placa plana e trata de uma solução harmônica do carregamento.

Uma revisão sobre aerodinâmica não-estacionária foi apresentada por Mabey (1999) e basicamente classifica os casos como de aerodinâmica do escoamento colado e do escoamento separado. No primeiro caso, os fluxos são normalmente relacionados às análises de flutter, características dinâmicas e manobrabilidade da aeronave, e resposta a rajadas. O escoamento separado normalmente é utilizado em análises de buffeting e ciclos limites.

2.2 Aeroelasticidade

A aeroelasticidade é o estudo do efeito das forças aerodinâmicas em corpos elásticos. A teoria clássica da elasticidade lida com a tensão e a deformação de um corpo elástico no qual incidem forças externas ou deslocamentos (PORTELA, 2004).

A estabilidade de uma estrutura exposta ao vento é um dos problemas mais interessantes de analisar em aeroelasticidade. As forças aerodinâmicas, para uma dada configuração de um corpo elástico, crescem significativamente com a velocidade do vento. Logo pode haver uma velocidade crítica que torna a estrutura instável. Esta instabilidade pode causar deformações excessivas e até levar à destruição da estrutura comprometendo a segurança do voo.

A Figura 1 apresenta o esquema do acidente envolvendo um avião Beech 1900C em 28 de dezembro de 1991; esse acidente matou três pessoas a bordo da aeronave. A Agência Nacional de Segurança nos Transportes dos Estados Unidos (NTSB) investigou o acidente e determinou como possível causa do acidente a perda de consciência da altitude e desorientação espacial do piloto instrutor (NTSB, 1991), mas uma investigação independente feita pela Associação de Pilotos de Linhas Aéreas (ALPA) determinou que o motor direito separou-se da asa e bateu

no estabilizador horizontal, causando a perda catastrófica do controle da aeronave durante o voo. Segundo a investigação da ALPA, o rompimento de um suporte do motor direito causou um fenômeno de *whirl-flutter*.

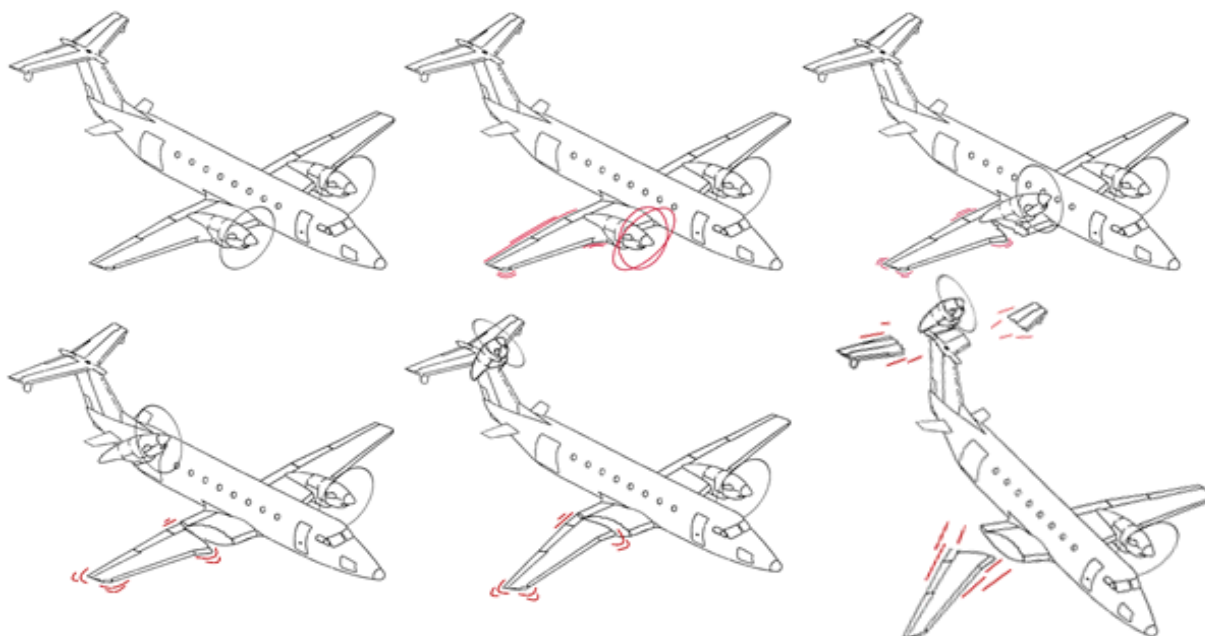


FIGURA 1. Whirl Flutter no motor da aeronave Beechcraft 1900C N811BE (Adaptado de STEARMAN et al., 1997)

O *Whirl Flutter* no motor é um fenômeno aeroelástico que envolve uma complexa interação na rigidez na montagem dos motores, torques giroscópicos da combinação motor – hélice e a frequência de vibração natural da estrutura da asa.

O problema central em aeroelasticidade é o efeito da deformação elástica na distribuição da sustentação do avião. Em baixas velocidades, o efeito das deformações elásticas é pequeno, porém, em altas velocidades os efeitos de tais deformações podem-se tornar muito sérios, levando à instabilidade da asa, perda da efetividade da superfície de controle e até mesmo, reversão do controle. Os fenômenos aeroelásticos normalmente aparecem descritos como interações entre diversas forças, permitindo então classificar os diversos tipos de problema de acordo com a Tabela 1.

Tabela 1. Classificação dos problemas aeroelásticos (Adaptado de CUNHA, 2004)

	Estático	Dinâmico
Estabilidade	Divergência	<i>Flutter</i> <i>Stall flutter</i>
Resposta	Distribuição de carregamento Efetividade de controle Reverso de controle	Resposta a rajadas Resposta a comandos <i>Buffeting</i>

A classificação de fenômenos aeroelásticos estáticos representa casos que não têm dependência do tempo.

A Figura 2, resume algumas áreas de estudo aeronáuticas relacionadas com a aeroelasticidade.

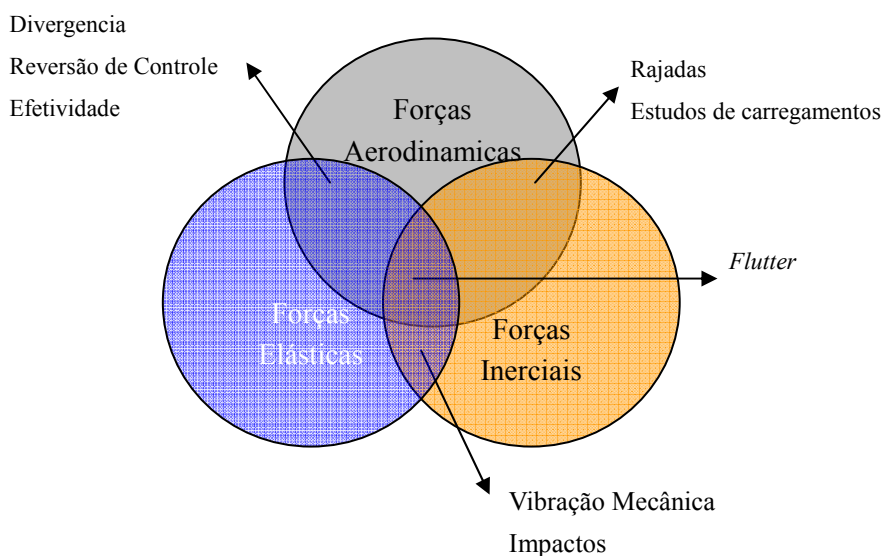


FIGURA 2. Áreas de estudo aeronáuticas relacionadas com a aeroelasticidade (Adaptado de STRGANAC et al., 2003)

3 FLUTTER

O *flutter* é um fenômeno aeroelástico que caracteriza um acoplamento instável entre a estrutura flexível e o escoamento aerodinâmico não-estacionário. Pode ser descrito como um acoplamento instável entre as forças de inércia,

elásticas e aerodinâmicas. Quando a modificação da estrutura ou da aerodinâmica da asa não é viável o uso de sistemas de controle passa a ser uma boa opção.

O *flutter* observado na Figura 3 pode ser iniciado por uma rotação do aerofólio ($t = 0$). Como o aumento da força causa a elevação do aerofólio, a rigidez em torção da estrutura do aerofólio volta à rotação zero ($t = T/4$). A flexão da estrutura do aerofólio tenta retornar-lo à posição neutra, mas agora o aerofólio gira em uma posição de nariz abaixo ($t = T/2$). Novamente o aumento da força o mergulho do aerofólio e da rigidez torcional e retorna a zero a rotação do aerofólio ($t = 3T/4$). O ciclo é concluído quando o aerofólio retorna à posição neutra.

Deve ser notado que a máxima rotação leva à máxima elevação ou mergulho a 90 graus ($T/4$). À medida que o tempo aumenta, o movimento da asa tende a ser para baixo, mas o movimento rotativo diverge. Se a tendência do movimento continua, as forças devido à rotação farão com que a estrutura falhe em *flutter*.

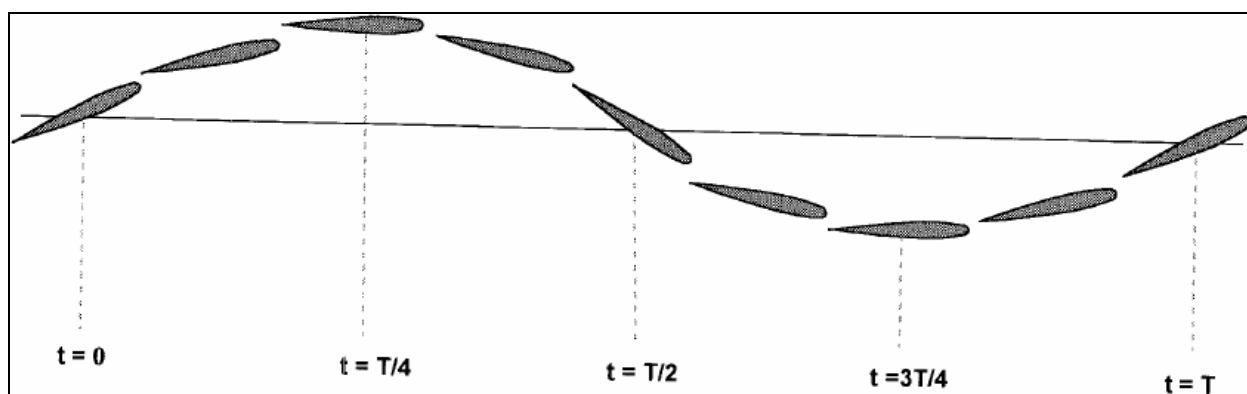


FIGURA 3. Movimento de rotação e mergulho para um aerofólio apresentando flutter (Adaptado de HEBERT et al., 1996)

3.1 Outros Fenômenos Aeroelásticos

A teoria do *flutter* clássico foi desenvolvida por Theodorsen, mas existem outros fenômenos aeroelásticos também muito importantes os quais são considerados pelos projetistas de aeronaves em projetos estruturais para contribuir

com o desempenho, confiabilidade, segurança entre outros. São: Flutter de estol, Buffeting, Divergência, Perda de eficiência e reversão dos controles.

Flutter de estol: é igual ao flutter clássico, porém, leva em consideração os efeitos do descolamento da camada limite, já que ocorre em uma superfície de sustentação quando esta opera com altos ângulos de ataque no escoamento durante, ao menos, parte de cada ciclo de oscilação.

Buffeting: é a resposta estrutural à excitação produzida pelo choque induzido por separação do escoamento, ou seja, a separação causada por movimentos turbulentos das camadas de ar em torno da própria aeronave. O Buffeting pode afetar diferentes partes da aeronave, mas o que acontece sobre a asa é o mais importante.

O Buffeting pode aparecer durante as manobras em velocidade de cruzeiro. Dependendo do ângulo de ataque, o fluxo pode conter separações, que constituem uma excitação aerodinâmica que podem pôr em perigo a estabilidade do voo.

Divergência: Bisplinghoff e Ashley (1962) definiram a divergência como uma instabilidade estática da superfície de sustentação de uma aeronave em voo, ou seja, como uma instabilidade aeroelástica de frequência nula. Ocorre quando a superfície sustentadora da aeronave sofre deflexão devido ao carregamento aerodinâmico, aumentando a carga sobre o perfil, se está carga sobre passa a carga limite a estrutura da aeronave pode falhar.

Perda de eficiência e reversão dos controles: as deformações elásticas dos componentes onde se montam as superfícies de controle podem diminuir a eficiência dos controles levando a uma reversão dos mesmos. Nessa reversão, a aeronave responde ao contrário do que o piloto deseja. Um exemplo claro acontece com os ailerons que dispostos próximos à ponta da asa, para que o momento de rolamento seja mais eficiente. Nesta região, a rigidez à torção é menor que na raiz; com isso, a altas velocidades, uma deflexão no aileron pode gerar uma força tão grande a ponto de torcer toda a ponta da asa. Esta torção altera o ângulo de ataque

no sentido de diminuir o rolamento na asa. Dependendo da intensidade da torção, o controle pode perder eficiência e até reverter-se.

4 TECNOLOGIA DA ASA AEROELÁSTICA ATIVA (AAW)

A denominada asa aeroelástica ativa, apresentada na Figura 4, é uma tecnologia multidisciplinar, que integra aerodinâmica, controles ativos e estruturas avançadas para maximizar o desempenho exigido pelas futuras aeronaves caça em manobras em alta velocidade.

Nos estudos iniciais, na abordagem tradicional de projetos de veículos aéreos, as asas e as superfícies de controle foram tratadas como "rígidos" e a aeroelasticidade foi tratada como uma resposta negativa que deveria ser superada. Tradicionalmente, as superfícies de controle são empregadas para produzir uma força de controle, alterando a curvatura da superfície sustentadora. Em aeronaves com alto desempenho, considerando-se a flexibilidade da asa, geralmente a torção da mesma provoca um efeito adverso que degrada a eficácia do controle em altas pressões dinâmicas. Tradicionalmente as asas das aeronaves de alto desempenho são mais rígidas para reduzir a torção adversa. Isso acrescenta um peso estrutural significativo e penalidades pelo arrasto.

A tecnologia da Asa Aeroelástica Ativa gera um benefício com a utilização de múltiplos sistemas de controle de voo digital (FCS) nos bordos de ataque e de fuga. Em altos valores de pressão dinâmica, as superfícies de controle da AAW são utilizadas como "guias" que promovem a torção da asa em vez de tentar reduzi-la. A energia do escoamento do ar é empregada para torcer a asa com pouco movimento da superfície de controle. É a asa que cria as forças de controle na tecnologia AAW. Aplicada corretamente, uma asa AAW irá atuar com menos torção que uma asa convencional.



FIGURA 4. F/A-18A Hornet, AAW em testes (Adaptado de DFRC², 2001)

As vantagens da tecnologia são atingidas por aeronaves do tipo caça quando no projeto emprega-se valor elevado de alongamento ($AR > 3,0$) e o revestimento da asa, bem como os elementos estruturais são projetados usando apenas a resistência, flexão, e limitações pelo flutter.

O conceito de AAW funciona melhor com asas com várias superfícies no bordo de ataque e no bordo de fuga. As superfícies do bordo de fuga são eficazes em baixa pressão dinâmica, mas perdem a eficácia com o aumento da pressão dinâmica até que a reversão aeroelástica ocorra.

Uma superfície no bordo de fuga exterior (Trailing Edge Outboard – TEO) perde eficácia a uma velocidade de voo mais baixa do que uma superfície no bordo de fuga interior (Trailing Edge Inboard – TEI). As superfícies de controle no bordo de ataque exterior (Leading Edge Outboard – LEO) tornam-se mais eficazes como dispositivos de rolamento com o aumento da velocidade de voo. A Figura 5 mostra uma comparação da eficácia das superfícies de controle típicas versus a pressão dinâmica para uma asa com rigidez acrescentada e uma asa flexível sem incremento rigidez. A Figura 5 mostra o grande controle de potência gerado usando superfícies de controle no bordo de ataque externo sobre uma asa flexível. A Figura

² Dryden Flight Research Center

6 mostra também que o controle pode ser gerado defletindo a superfície do bordo de fuga oposta à convenção além inversão.

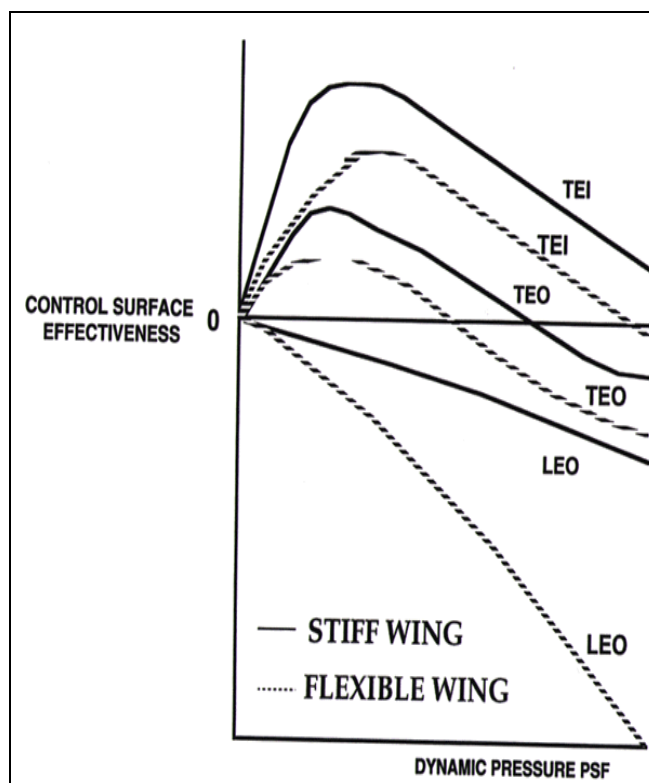


FIGURA 5. Comparação da eficácia das superfícies de controle típicas versus a pressão dinâmica para uma asa com rigidez acrescentada e uma asa flexível sem incremento de rigidez. (Adaptado de PENDLETON et al., 1996)

5 CONCLUSÕES

As estruturas dos aviões, devido aos grandes carregamentos aerodinâmicos, estão sujeitas a distorções. Pela atuação de forças aerodinâmicas dependentes da geometria da estrutura e da orientação dos componentes estruturais em relação ao escoamento, provocam-se alterações nas cargas aerodinâmicas dando origem a mais distorções. Surge assim a importância para os projetistas de estudar as interações entre forças elásticas, forças inerciais e forças aerodinâmicas para controlar os efeitos dos fenômenos aeroelásticos e contribuir com a segurança no projeto de novas aeronaves.

Um dos fenômenos analisados refere-se ao flutter, frequentemente encontrado em estruturas de aviões sujeitas a elevadas cargas aerodinâmicas, tais

como as asas, as caudas e superfícies de controle. O flutter ocorre à velocidade crítica de flutter V_f , que é definida como a velocidade mais baixa na qual uma dada estrutura irá oscilar com movimento harmônico permanente.

Pode-se perceber, então, que na aviação o problema de estabilidade aeroelástica tem alta relevância porque atualmente as aeronaves são cada vez mais elásticas e mais velozes para atender aos requisitos de desempenho impostos.

Uma Asa Aeroelástica Ativa é uma tecnologia multidisciplinar, que integra aerodinâmica, controles ativos e estruturas avançadas para maximizar o desempenho exigido pelas futuras aeronaves de caça em manobras em alta velocidade.

5.1 Futuros Trabalhos

Os avanços nas aeronaves modernas em termos de desempenho têm ocorrido devido a um projeto estrutural otimizado e multidisciplinar. Conseqüentemente tem sido muito maior a preocupação dos projetistas com relação aos eventuais problemas aeroelásticos e um grande esforço tem sido gasto na pesquisa de métodos de controle ativo de instabilidades aeroelásticas. Propõe-se o estudo do emprego de materiais piezoelétricos que surgem como uma alternativa apropriada de controle aeroelástico e sua aplicação em estruturas inteligentes.

REFERÊNCIAS

BISPLINGHOFF, R. L.; ASHLEY, H. **Principles of Aeroelasticity**. [S.l.]: Dover Publications Inc, 1962.

CUNHA, F.S. **Apostilla do curso Estruturas Aeroespaciais**. Lisboa: Universidade Tecnica de Lisboa, 2004.

DRYDEN FLIGHT RESEARCH CENTER. **Active Aeroelastic Wing Project (AAW)**. 2001. Disponível em: <<http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/photo/AAW/index.html>> Acesso em: 02 jun. 2008.

HEBERT, C. **Aerodynamic Flutter**. 1996 Disponível em: <<http://www.cs.wright.edu/~jslater/SDTCOutreachWebsite/sitemap.htm>> Acesso em: 02 jun. 2008.

MABEY, D.G. Unsteady aerodynamics: retrospect and prospect. **The Aeronautical Journal**, v. 103, n.

1019, p. 1-18, 1999

NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD. **Loss of control business express, inc., Beechcraft 1900C N811BE**. Washington, D.C. 1991. (Aircraft Accident/Incident Summary Report.)

PENDLETON, E.; et al. A flight research program for active aeroelastic wing technology. **AIAA Meeting Papers**. p. 2263-2273, 1996.

PORTELA, Marcelo. **Aeroelasticidade da seção típica com quarto grau de liberdade**, 2004. 57f. Trabalho de conclusão de curso. (Graduação) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São Jose dos Campos.

STEARMAN, R.O.; et al. Aircraft damage detection from acoustic signals found by a cockpit voice recorder. Austin, Texas : 1997.

Disponível em: <<http://www.acoustics.org/press/133rd/2psa1.html>> Acesso em: 02 jun. 2008.

STRGANAC, T.W.; et al. Investigations of Nonlinear Pathologies in Aeroelastic Systems. Texas, 2003

Disponível em: <http://www.aeweb.tamu.edu/aeroel/Galley/Current/seminar_auburn-s.pss> Acesso em: 02 jun. 2008.

THEODORSEN, T. **General theory of aerodynamics instability and the mechanism of flutter**. NACA Technical Report 496, 1935.

ANÁLISE CONCEITUAL DA AEROELASTICIDADE, FENÔMENOS AEROELÁSTICOS E TECNOLOGIA DA ASA AEROELÁSTICA ATIVA

ABSTRACT: The influence of bodies moving through fluid, or the influence of fluid flow in the dynamic response of elastic bodies is a field of study in different areas of engineering, especially aeronautical engineering. In this context, the objective of this work is to present a conceptual analysis of aeroelasticity, as well as flutter and buffeting, which are the aeroelastic phenomena most widely studied by aircraft designers to ensure the safety of the projects, because excessive deformation may lead to the destruction of a structure, something which is catastrophic for aircraft operations. Thus, a literature review is carried out to provide references of active control devices of aeroelastic response to prevent this phenomenon. This paper presents the Active Aeroelastic Wing (AAW) technology.

KEYWORDS: Aeroelasticity. Flutter. Active Aeroelastic Wing (AAW).