ANA PAULA FRANCO BUENO

**ANÁLISE EXPERIMENTAL DAS MEDIDAS
DE PRESSÃO EM REGIME NÃO-ESTACIONÁRIO EM
UM PERFIL DE AEROFÓLIO NACA0012.**

<p>Serviço de Pós-Graduação EESC/USP</p> <p>EXEMPLAR REVISADO</p> <p>Data de entrada no Serviço. 03/01/08</p> <p>Ass.: <i>Morisa</i></p>

Dissertação apresentada à Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para a obtenção do título de Mestre Engenharia Mecânica.

Área de Concentração : Aeronaves

Orientador: Prof. Dr. Fernando Martini Catalano

SÃO CARLOS
2007

DEDALUS - Acervo - EESC

31100108018

Class.	TESE
Cult.	6479
Tombo	T001108
Syno	1638848

AUTORIZO A REPRODUÇÃO E DIVULGAÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO, POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica preparada pela Seção de Tratamento
da Informação do Serviço de Biblioteca – EESC/USP

B928a

Bueno, Ana Paula Franco Bueno

Análise experimental das medidas de pressão em regime não-estacionário das medidas em um perfil aerofólio, NACA0012 / Ana Paula Franco Bueno ; orientador Fernando Martini Catalano. -- São Carlos, 2007.

Dissertação (Mestrado) - Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica e Área de Concentração em Aeronaves - Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo.

1. Aeronaves. 2. Testes experimentais em túnel de vento. 3. Asa modelo NACA0012. 4. Regime não-estacionário. 5. Medidas de pressão. 6. Estol dinâmico. 1.Título.

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidata: Licenciada **ANA PAULA FRANCO BUENO**

Dissertação defendida e julgada em 29/10/2007 perante a Comissão Julgadora:

Prof. Titular **FERNANDO MARTINI CATALANO (Orientador)**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

Aprovado

Prof. Dr. **MICHAEL GEORGE MAUNSELL**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

Aprovada

Dr. **ROGÉRIO FRAUENDORF DE FARIA COIMBRA**
(Centro Tecnológico Aeroespacial/CTA)

Aprovado

Prof. Associado **JONAS DE CARVALHO**
Coordenador do Programa de Pós-Graduação
em Engenharia Mecânica

Prof. Associado **GERALDO ROBERTO MARTINS DA COSTA**
Presidente da Comissão da Pós-Graduação da EESC

Dedico este trabalho a três pessoas fundamentais na minha trajetória, sem as quais eu não teria alcançado êxito: ao meu Pai, que me ensinou o valor do trabalho, a minha Mãe, meu esteio, meu exemplo de vida, e ao meu filho, minha jóia preciosa, motivo principal dessa conquista.

“ Quem acredita sempre alcança ” !!!

(Renato Russo)

AGRADECIMENTOS

A Deus primeiramente por toda graça derramada sobre minha trajetória e ao meu anjo da guarda, que ilumina meu caminho.

Aos meus pais, Luis Antônio e Edméia, ao meu filho Kaíque, por todo o amor que recebi nesta caminhada e ao meu noivo Fabrício Gambini, pelo amor carinho e dedicação.

Ao Professor Fernando Martini Catalano, pela amizade, fornecimento da infra-estrutura necessária para realização deste trabalho, pela oportunidade de realização do mesmo e pela sua orientação e assistência.

Ao Professor Eduardo Morgado Belo por fornecer equipamentos importantes na realização deste trabalho e ao Professor Paulo Greco, por colaborar para o início deste estudo.

A todos meus amigos do LAE e LADINC, que estiveram presentes nesta minha caminhada e pelo apoio e amizade. Em especial a Luciane de Fátima pelas caronas pra casa, aos meus amigos Jose Laércio Doricio e Antônio Carlos H. Marques, por todos os bons momentos e conselhos que foram muito importantes nessa caminhada, sem os quais jamais teria alcançado este trabalho com êxito, serei eternamente grata a vocês dois. Aos meus colegas Igor e Natanael por colaboraram muito no desenvolvimento da parte experimental deste estudo.

As minhas colegas de quarto Danira, Daniela, Andressa e Amanda pelo apoio e carinho, nos momentos difíceis. O “31” estará pra sempre em meu coração, assim como todas vocês.

A minha ex-cordenadora Mariana Fraga, pelo incentivo na busca desse título.

Aos técnicos do LAE, pela grande contribuição e ajuda da construção mecânica deste trabalho, em especial ao senhor Jose Cláudio P. Azevedo (Claudinho) e ao senhor Osnan. Sem esquecer da secretaria Gisele, pela amizade e por colaborar no fornecimento de materiais.

A todos os amigos de Riversul, por todos os momentos juntos da minha vida, sendo uma grande felicidade ter amigos como vocês e aos meus irmãos Emonique, Diego, Bianca e Karen, que, mesmo distantes, estão sempre em meus pensamentos.

Resumo

BUENO, A. P. .F. (2007) – Análise Experimental das Medidas de Pressão em Regime Não-Estacionário em um Perfil de Aerofólio NACA0012, 2007. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2007.

As estruturas aeronáuticas estão sujeitas a diversas solicitações, devido principalmente às interações com o escoamento aerodinâmico, que podem causar distúrbios e vibrações, comprometendo seu desempenho. As medidas aerodinâmicas aplicadas em uma aeronave podem ser obtidas por simulações computacionais ou testes experimentais. No entanto, podem existir imperfeições na simulação computacional, como por exemplo, se conseguir reproduzir algumas condições de voo real. Sendo assim, diversas pesquisas vêm sendo realizadas para solucionar estes problemas. Dentre elas estão os testes experimentais feitos em túnel de vento com modelos de escala real em diversas condições de voo. Desta forma, a construção de um modelo físico de um aerofólio em escala reduzida e a implementação de sensores a este modelo torna-se uma ferramenta bastante importante para validar resultados teóricos e experimentais. Assim, nesse trabalho realizou-se a construção de um modelo de aerofólio NACA0012, o desenvolvimento de um mecanismo de fixação do modelo ao túnel de vento e a implementação de um controlador de oscilação forçada. O modelo físico realiza oscilações harmônicas, em regime não-estacionário. O objetivo do trabalho foi mapear as medidas de pressão atuantes sobre modelo ensaiado em regime estacionário e não-estacionário e fazer a comparação entre os dois casos.

Palavras-Chaves: Testes Experimentais em Túnel de Vento; Asa modelo NACA0012; Regime Não-Estacionário; Medidas de Pressão, Estol dinâmico.

ABSTRACT

BUENO, A. P. .F. (2007)- Experimental Analysis of the Measures of Pressures in Unsteady Regimen in a Profile of Airfoil NACA0012, 2007. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2007.

Aeronautical structures are affected by many loads, most of them given by the aerodynamic flow interactions. These flow interactions may cause vibration leading to structural failure, such as cracks and fatigue. The aerodynamic flow interactions can be measured by experiment or predicted by computational simulation. Otherwise, computational simulations on its own are not reliable and can not reproduce a real flight condition, such as the mean atmospheric turbulence dynamic. Many researches has been done to solve these problems for computational simulations. One of them are the wind tunnel experiments with a full scale models in many flight conditions for posterior comparison. For a smaller wind tunnel, a small scale physical prototype well instrumented becomes an important solution to validate theoretical and experimental results. In the present work the construction of a NACA 0012 airfoil model, the development of a constraint mechanism and the implementation of a forced oscilation control system were done. The physical model oscilates with a given frequency. The aim of present work is to map the pressure measurements actuating on the model, testing it under a steady state condition and a transient condition for posterior comparison of both conditions.

Keywords: Experimental tests in Tunnel of Wind; Wing model NACA0012; Unsteady Regimen; Measures of Pressure; Dynamic stall.

LISTA DE FIGURAS

Figura	Descrição	Página
FIGURA 2-1-	Diagrama de blocos representando um problema aeroelástico típico.....	06
FIGURA 2-2 -	Diagrama de forças proposto por Collar (1946).....	08
FIGURA 2-3 –	Geometria de uma seção típica de um aerofólio.....	11
FIGURA 2-4 -	Oscilação abaixo do CL_{max}	13
FIGURA 2-5 –	Estol dinâmico com oscilação ao redor de CL_{max}	14
FIGURA 2-6 –	Efeito do estol dinâmico no C_m com a asa oscilando em torno de CL_{max} ...	15
FIGURA 2-7 –	Efeito do estol dinâmico no arrasto com a asa oscilando em torno de CL_{max}	16
FIGURA 2-8–	Oscilações em torno do CL_{max}	16
FIGURA 2-9–	Modelo NACA0012 usado no estudo de (McALISTER ET. AL., 1978).....	18
FIGURA 2-10 -	Modelo da seção de teste (NIVEN et al, 1996).	20
FIGURA 2-11 –	Escala 1/ 6 de um F/A-18 testado em túnel de vento.....	21
FIGURA 2-12 –	Visualização da asa: a) Vista lateral b) Vista superior.....	22
FIGURA 2-13 –	Visualização dos atuadores piezelétricos na asa.....	22
FIGURA 2-14 –	Modelo da seção de teste (COTON et al, 1999).....	23
FIGURA 2-15 –	Modelo da seção de teste (STERN et al, 2004).....	24
FIGURA 3-1 -	Característica do aerofólio NACA0012 construído para esse estudo.....	27
FIGURA 3-2 –	Característica do aerofólio a ser construído para esse estudo.....	27
FIGURA 3-3 –	Perfil NACA0012, com as coordenadas x e x/c	28
FIGURA 3-4 -	Visualização da asa pronta pra ser instrumentada neste estudo	29
FIGURA 3-5 –	Suporte de ferro usado para a instrumentação da asa.....	30

FIGURA 3-6 – Motor BLD23-15, com o suporte de ferro e o acoplador elástico.....	32
FIGURA 3-7 – Amplificador TD50-2315B do motor elétrico.....	32
FIGURA 3-8 – Perturbação Senoidal do <i>encoder</i> para baixa frequência (a) e para alta frequência (b).....	34
FIGURA 3-9 – Aparelho de “Scanivalve” para as tomadas de pressão (LEMES,2004)	35
FIGURA 3-10 – Diagrama esquemático do túnel de vento do LAE-1.....	37
FIGURA 3-11 – Túnel LAE-1.....	37
FIGURA 3-12 – Visualização do aparato experimental completo	38
FIGURA 4 -1– Programa feito no <i>Control Desk</i> para gerenciamento e visualização dos dados de saída do experimento para o controle do motor.....	43
FIGURA 4-2 – Programa <i>LabView</i> usado para controle da <i>scanivalve</i>	46
FIGURA 4-3 – Fluxograma do aparato experimental.....	48
FIGURA 5-1 – Mapeamento do C_P em regime não-estacionário com frequência de 0,5 Hz	53
FIGURA 5-2 – Mapeamento do C_P em regime não-estacionário com frequência de 1,0 Hz.....	54
FIGURA 5-3 – Mapeamento do C_P em regime não-estacionário com frequência de 1,5 Hz.....	55
FIGURA 5-4 – Mapeamento do C_P em regime não-estacionário com frequência de 2,0 Hz.....	56
FIGURA 5-5 - Mapeamento do C_P em regime não-estacionário com frequência de 3,0 Hz.....	57

FIGURA 5-6 - Mapeamento do C_P em regime não-estacionário com frequência de 4,0 Hz.....	58
FIGURA 5-7 - Mapeamento do C_P em regime estacionário com frequência de.....	59
FIGURA 5-8 Curva do Coeficiente da Força Normal para frequência de 0,5Hz.....	61
FIGURA 5-9- Curva do Coeficiente da Força Normal para frequência de 1,0Hz	62
FIGURA 5-10- Curva do Coeficiente da Força Normal para frequência de 1,5Hz.....	63
FIGURA 5-11 - Curva do Coeficiente da Força Normal para frequência de 2,0Hz.....	64
FIGURA 5-12- Curva do Coeficiente da Força Normal para frequência de 3,0Hz.....	65
FIGURA 5-13- Curva do Coeficiente da Força Normal para frequência de 4,0Hz.....	66
FIGURA 5-14 - Gráfico do C_p no ponto de sucção.....	67
FIGURA 5-15 - Gráfico do C_p na ida com $\alpha = 10^\circ$	68
FIGURA 5-16- Gráfico do C_p na volta com $\alpha = 10^\circ$	68
FIGURA 5-17- Gráfico do C_p na ida com $\alpha = 12^\circ$	69
FIGURA 5-18- Gráfico do C_p na volta com $\alpha = 12^\circ$	69
FIGURA 5-19- Gráfico do C_p na ida com $\alpha = 14^\circ$	70
FIGURA 5-20- Gráfico do C_p na volta com $\alpha = 14^\circ$	70
FIGURA 5-21- Gráfico do C_p na ida com $\alpha = 16^\circ$	71
FIGURA 5-22 - Gráfico do C_p na volta com $\alpha = 16^\circ$	71
FIGURA 5-23- Gráfico do C_p na ida com $\alpha = 20^\circ$	72
FIGURA 5-24 - Gráfico do C_p na volta com $\alpha = 20^\circ$	72
FIGURA 5-25- Gráfico do C_p na ida com $\alpha = 24^\circ$	73
FIGURA 5-26- Gráfico do C_p na volta com $\alpha = 24^\circ$	73

LISTA DE TABELAS

Tabela	Descrição	Página
TABELA 1 –	Classificação dos problemas aeroelásticos.....	08
TABELA 2- Dimensões do modelo em mm.....		09
TABELA 3 – Cronograma dos ângulos e as frequências para o teste experimental.....		45

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

NACA0012	- Espessura do Perfil de Aerofólio;
NACA23012A	- Espessura Perfil de Aerofólio;
NACA0015	- Espessura Perfil de Aerofólio;
LAE	- Laboratório de Aerodinâmica Experimental;
PSP	- Tinta Sensível a Pressão;
F/A 18	- Modelo de Aeronave;
TDT	- Túnel de Vento de Dinâmica Transônica;
NASA	- Sigla Estrangeira (<i>National Aeronautics and Space Administration</i>);
NPA	- Núcleo de Pesquisa em Aeronáutica;
EESC-USP	- Escola de Engenharia de São Carlos ;
USP	- Universidade de São Paulo;
C.G.	- Centro Gravitacional;
BLD23-15	- Código do Modelo do Motor Elétrico de Corrente Contínua;
NEMA23 BRUSHL	- Modelo do Motor Elétrico de Corrente Contínua;
TD50-2315B	- Modelo do Servo amplificador do Motor Elétrico;

VAC	- Tensão de Alimentação;
dSPACE®	- Placa usada no experimento;
MHZ	- Mega hertz;
Mbytes	- Mega bytes;
A/D	- Analógico/ Digital;
RAM	- Número de memória usada na placa para processamento de dados;
PWM	- Geradores, do inglês , <i>Pulse Windth Modulation</i> – Modulação (de Largura de Pulso);
RTW	- Pacote do software Matlab, (<i>Real Time Workshop</i>);
SCSG2/+5V/VG	- Modelo de condicionadores de sinal da válvula <i>scanivalve</i> ;
LabView®	- Programa usado para captar e operar os dados recebidos pela válvula <i>scanivalve</i> (<i>Graphical Programming for Instrumentation</i>);
Matlab®	- Software usado para o processamento dos programas de controle e sincronização do experimento;
psi	- Unidades de Medidas de Pressão;
PCI 6030	- Modelo de placa de Micro processador;
C++	- Software usado para o processamento dos dados.

LISTA DE SÍMBOLOS

A	Operador Aerodinâmico;
a	Velocidade do som, (m/s);
C	Corda;
C_p	Coefficiente de pressão, $= (p - p_\infty) / (0.5 \rho U_\infty^2)$;
C_p 's	Coefficiente de várias pressões;
$C_{Lmáx}$	Coefficiente de sustentação máximo;
C_L	Coefficiente de sustentação, $= L / (0.5 \rho U_\infty^2 S_{ref})$;
C_N	Coefficiente de força normal;
C_{Np}	Coefficiente de força normal para o elemento principal;
C_{NMAX}	Coefficiente Máximo de força normal;
g	Aceleração da gravidade, $= 9.81 \text{ m/s}^2$;
Hz	Unidade em Hertz para as frequências de oscilações;
I	Operador Inercial;
L	Componente de força de sustentação (N);
t	Tempo em segundos;
x	Versus;
S	Operador Estrutural;
mm	medidas em milímetros
m/s	metros por segundo , velocidade do túnel de vento;
P	Pressão Estática (N/m^2);
P_i	Pressão de Estagnação;
P_v	Pressão Dinâmica;
Re	Número de Reynolds;
Smm	Medida da superfície;;
S	Área do modelo;
T	Temperatura

U	Velocidade do escoamento (escoamento);
U_{∞}	Velocidade do escoamento livre;
x,y,z	Coordenadas cartesianas;
x/c	Coordenada cartesiana adimensional;
ΔC_p	Variação do Coeficiente de pressão;
ΔC_p 's	Variação de vários Coeficientes de pressão;
$\Delta C_{p,i}$	Diferença da variação da pressão do extradoso pro intradorso;

LISTA DE SÍMBOLOS GREGOS

α	Ângulo de ataque para o elemento principal (graus);
α_e	Ângulo estático;
α_{estol}	Ângulo de estol;
α_T	Soma total dos ângulos de ataque;
ρ	Densidade do fluido (Kg/m ³);
θ_i	Ângulo da força normal em relação á superfície do fluxo do ar;
σ	Valor de desvio padrão de;

SUMÁRIO

Capítulo	Página
1. INTRODUÇÃO	01
1.1 Objetivos	04
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	05
2.1 INTRODUÇÃO	05
2.1.1 Aeroelasticidade	05
2.1.2 Aerodinâmica Não-Estacionária	11
2.1.3 Parâmetros adimensionais	12
2.1.4 Frequência reduzida	13
2.1.5 Oscilações abaixo do C_{lmax}	13
2.1.6 Teoria das Pequenas Perturbações	14
2.1.7 Oscilações em torno do C_{lmax}	14
2.1.8 Oscilações acima do C_{lmax}	16
2.2 TESTES EXPERIMENTAIS EM TÚNEL DE VENTO	17
3. DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO	26
3.1 INTRODUÇÃO	26
3.2 DESCRIÇÃO EXPERIMENTAL	26
3.2.1 Projeto e Construção do Modelo da ASA	26
3.2.2 Mecanismo de Fixação para a Asa	30
3.2.3 Dispositivo de Oscilação Forçada	30
3.2.4 Calibração do Motor	33
3.2.5 Sistema de Medição de Pressão nas Superfícies do Modelo	35
3.2.6 Túnel de Vento LAE-1	36

3.3 APARATO EXPERIMENTAL II.....	38
3.5.1 Montagem da Asa no Túnel de Vento.....	38
4- PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL.....	40
4.1 INTRODUÇÃO.....	40
4.2 DESCRIÇÃO DO PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL.....	41
4.3 AQUISIÇÃO DE DADOS.....	48
4.4 ERROS EXPERIMENTAIS.....	50
5. RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	51
5.1 INTRODUÇÃO.....	51
5.2 RESULTADOS EXPERIMENTAIS.....	53
5.2.1 Mapeamento do C_P em Regime Não-Estacionário.....	53
5.2.2 Resposta do C_N em função do ângulo de ataque	61
5.2.3 Resposta do C_P entre os dois casos usando todas as frequências	67
5.2.4 Comparação da Resposta do C_P entre os dois casos: estático e não- estacionário.....	68
6. CONCLUSÕES.....	75
6.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....	76
7. REFERÊNCIAS.....	77

1. INTRODUÇÃO

A principal ciência envolvida no ato de voar, a que se desenvolveu desde os primórdios da aviação e que continua em grande desenvolvimento, é a aerodinâmica. Os aerodinamicistas sempre se preocuparam com todos os componentes do avião que estivessem imersos no escoamento de ar e, empenharam-se em projetar formas aerodinâmicas muito otimizadas. Mas nenhum componente recebeu maior atenção que a asa, pois se trata da alma da aeronave. Seu projeto está relacionado diretamente com o perfil da aeronave, ou seja, com a missão para a qual está sendo concebida.

Asas de aeronaves são elementos estruturais elásticos e estão sujeitos a efeitos aeroelásticos. A aeroelasticidade é uma área da aerodinâmica relacionada com o estudo do movimento de um corpo flexível através de um fluido. Os fenômenos aeroelásticos podem ser classificados como fenômenos de estabilidade ou de resposta e, estes, divididos em fenômenos estáticos e dinâmicos. Problemas aeroelásticos de estabilidade surgem quando deformações estruturais, que ocorrem em um corpo flexível em movimento em um fluido, induzem forças aerodinâmicas adicionais que produzem novas deformações, que induzirão novas forças aerodinâmicas, que, por sua vez, provocarão maiores deformações e assim sucessivamente (FORSCHING, 1979). Um corpo perfeitamente rígido exposto a um fluxo de ar não apresentaria problemas aeroelásticos. Assim, tendo a estrutura de uma aeronave um

sistema flexível, esta poderá estar sujeita a problemas aeroelásticos em certas condições de voo.

Esses fenômenos vêm sendo identificados nas aeronaves desde os primeiros vôos, conforme relatado em (GARRICK; REEDE, 1981), (COLLAR, 1959), (FRIEDMANN, 1999) e (GARRICK, 1976). Os efeitos aeroelásticos resultam da interação entre forças aerodinâmicas, elásticas e inerciais, na qual, as forças aerodinâmicas induzem em deformações elásticas, oscilação da estrutura ou por forças externas resultantes de rajadas. Esses fenômenos aeroelásticos (interação aerodinâmico-estrutural) são de grande importância no projeto aeronáutico. Estes fenômenos são tipicamente não-estacionário.

A aeroelasticidade experimental compreende o uso de modelos em escala em túnel de vento ou em ensaios da aeronave em situação real. A construção de um modelo de aeronave para ensaios em túnel de vento é um processo muito menos demorado e dispendioso que a construção de um protótipo de aeronave para ensaios em voo. Os testes em túneis de vento são também utilizados para validar teorias e métodos computacionais aplicados à análise de aeronaves. Os custos associados a estes testes são muito menores que aqueles de ensaios em vôos e têm maior flexibilidade de alteração. Os resultados obtidos em túnel de vento podem ser comparados com a simulação de um modelo matemático que eventualmente incorporará os dados experimentais, (STEVENS; LEWIS, 1992).

Dentre os possíveis métodos para a análise aerodinâmica de fenômenos aeroelásticos destaca-se ora neste estudo a medida da distribuição de pressão na superfície de uma asa em oscilação simulando uma condição não-estacionário. Existem vários sensores de alta precisão, capazes de capturar medidas de pressão em diversas condições de voo. Esses sensores ajudam a analisar experimentalmente problemas envolvendo interação entre fluido e estrutura. Analisar a Distribuição de Pressão pode ser considerado um dos métodos eficazes para de

maneira direta medir a variação de pressão em um ponto na superfície do modelo ensaiado no túnel de vento.

Em regime não estacionário a asa oscila, ou seja, realiza movimentos harmônicos de acordo a variação do ângulo de ataque, podendo ser movimentos de translação e ou de rotação, essa abordagem foi relatada em vários trabalhos (MOSES , 1996, 1997a,b,c). Os testes em túnel de vento podem ser realizados com modelos de asas flexíveis como mostra (MUKHOPADHYAY, 1998), ou com modelos de asas rígidas associadas a dispositivos flexíveis, (WASZAK, 1996 e 1998).

Este trabalho realiza uma análise que envolve a aerodinâmica experimental não-estacionária para obter as características aerodinâmicas de uma asa oscilando. Ensaiou-se um modelo de asa NACA0012 com uma amplitude de 30° de oscilação com variação das faixas de frequência para cada caso de 1/2 Hz, 1Hz, 1,5Hz e 2Hz. Realizou-se os testes experimentais no túnel de vento de circuito aberto nas dependências da Escola de Engenharia de São Carlos (EESC), do Núcleo de Pesquisa em Aeronáutica (NPA), No Laboratório de Aerodinâmica (LAE). Foram analisadas as medidas da distribuição do coeficiente de pressão C_p em regime estacionário e não-estacionário.

Em linhas gerais, considerando as definições acima estabelecidas, este trabalho pode ser dividido em duas partes. A primeira inclui a construção de um modelo experimental que possibilite a obtenção das medidas da distribuição do coeficiente de pressão (C_p) e da variação do coeficiente de pressão (ΔC_p), nas condições do túnel de vento existente no (LAE). A segunda é composta pela busca e avaliação dos resultados experimentais de acordo com o modelo do aerofólio proposto para a realização dos ensaios.

1.1.Objetivos

Este trabalho tem como objetivo obter o mapeamento das pressões atuantes sobre um perfil de aerofólio NACA0012, com 1 grau de liberdade, em regime não estacionário e estacionário, em teste experimental em túnel de vento, para comparação entre os dois casos e para a análise da ocorrência do fenômeno do estol dinâmico.

O capítulo 2 apresenta uma revisão bibliográfica sobre os problemas e trabalhos que envolvem análises experimentais não-estacionárias.

O capítulo 3 apresenta o estudo dos quesitos necessários para a realização de um experimento, que se enquadram neste trabalho, sendo eles: a escolha do sensor adequado para o aparato experimental, a construção do modelo a ser ensaiado, o túnel de vento e das equações matemáticas convenientes para o sistema de aquisição de dados.

O capítulo 4 descreve como foram feitos a montagem do aparato experimental e o processamento de dados obtidos no decorrer do experimento.

O capítulo 5 mostra os resultados obtidos e as suas respectivas discussões, analisando as medidas do mapeamento da pressão e a comparação de medidas estáticas com dinâmicas.

O capítulo 6 mostra as conclusões obtidas e sugestões para trabalhos futuros.

O capítulo 7 apresenta as referências bibliográficas.

2. REVISAO BIBLIOGRÁFICA

2.1. Introdução

2.1.1. Aeroelasticidade

Aeroelasticidade é uma área do conhecimento a qual refere-se ao estudo do efeito das forças aerodinâmicas nos corpos elásticos. Os efeitos aeroelásticos resultam da interação entre forças elásticas, inerciais e aerodinâmicas, ou seja, forças aerodinâmicas são induzidas por deformações estáticas ou oscilatórias da estrutura ou por forças externas resultantes de rajadas (DE MARQUI, 2004).

Conforme descrito em Fung (1955), a teoria clássica da elasticidade trabalha com tensões e deformações de corpos elásticos sob efeitos de forças externas ou deslocamentos conhecidos. O carregamento externo agindo no corpo é, em geral, independente da deformação do corpo, pois assume-se que as deformações são pequenas e que não afetam significativamente a ação de forças externas. Nestes casos, desprezam-se as deformações e realizam-se os cálculos baseando-se na forma inicial. Em grande parte dos problemas aeroelásticos a situação ocorre de forma distinta a anterior. As forças aerodinâmicas atuando em um corpo flexível em movimento dependem do comportamento deste corpo flexível em relação ao escoamento de ar. A magnitude das forças aerodinâmicas não é conhecida até que a deformação elástica seja determinada.

Um problema aeroelástico interessante é o de estabilidade de uma estrutura flexível sob ação do fluxo do ar. Dada uma configuração de um corpo elástico, as solicitações aerodinâmicas crescem rapidamente com a velocidade do escoamento. Sendo a rigidez independente desta velocidade, haverá uma velocidade crítica na qual a estrutura se tornará instável. Esta instabilidade pode causar deformações excessivas ou oscilações auto-excitadas que podem resultar na destruição da estrutura, (DE MARQUI, 2004).

O diagrama de blocos da figura 2-1 representa o problema aeroelástico típico em termos de estabilidade para uma aeronave. A aeronave possui suas características estruturais, independentes da velocidade, e as características aerodinâmicas variáveis com a velocidade. O ângulo de ataque inicial (α_0) é modificado para um ângulo de ataque elástico (α_e) devido à interação aerodinâmica-estrutural. Este processo de interação é retroagido nas variadas condições de voo da aeronave, até que se atinja uma condição de equilíbrio (condição estável) ou ocorra uma falha estrutural (condição instável), (DE MARQUI, 2004).

Figura 2-1- Diagrama de blocos representando um problema aeroelástico típico

Entre os possíveis problemas aeroelásticos em corpos flexíveis expostos à ação de um fluxo de ar destaca-se o *flutter*, um fenômeno aeroelástico dinâmico onde dois ou mais modos de vibrar da estrutura estão acoplados e excitados por cargas aerodinâmicas.

Além dos problemas aeroelásticos de estabilidade existem os problemas aeroelásticos de respostas, no qual a resposta de um sistema aeroelástico a uma carga externa aplicada deve ser encontrada (FUNG, 1955).

A carga externa pode ser causada por uma deformação de um corpo elástico ou distúrbios como rajadas, impactos no pouso ou por turbulências atmosféricas. A resposta a ser encontrada pode ser o deslocamento, movimento ou as tensões induzidas no corpo elástico. Assim como nos casos de estabilidade, os problemas de resposta podem ser divididos em estáticos, onde as forças inerciais são desprezadas, e problemas dinâmicos, nas quais as forças inerciais, elásticas e aerodinâmicas são consideradas.

Na figura 2-2 observa-se o diagrama proposto por Collar (1946), onde os problemas surgidos da interação entre as forças ficam claros. A Dinâmica (forças inércias), Mecânica dos Fluidos (forças aerodinâmicas) e a Mecânica dos Sólidos (forças elásticas) são os vértices do triângulo, enquanto os lados que ligam os vértices são os problemas surgidos da interação entre estas disciplinas. Assim, a interação entre todas estas forças define a aeroelasticidade dinâmica representada no interior do diagrama de COLLAR. Nos casos aeroelásticos modernos, tensões induzidas por altas temperaturas podem ter uma influencia significativa, definindo o termo Aerotermoelasticidade. Em outras aplicações, o desenvolvimento de controladores ativos para a modificação do comportamento aeroelástico de um sistema define o termo Aeroservoelasticidade.

A forças aerodinâmicas

E forças elásticas

I forças de inércia

F flutter

B buffeting

D divergencia

R rajadas

V vibrações mecânicas

C estabilidade e controle

L problemas de carregamento

Z impactos

Figura 2-2- Diagrama de forças proposto por (COLLAR, 1946).

Os problemas aeroelásticos podem ser classificados conforme a tabela 1 a seguir:

Tabela 1- Classificação dos problemas aeroelásticos.

	Estático	Dinâmico
Estabilidade	<ul style="list-style-type: none"> • Divergência 	<ul style="list-style-type: none"> • Flutter • Stall Flutter
Resposta	<ul style="list-style-type: none"> • Distribuição de carregamento • Efetividade de controle • Reverso de controle 	<ul style="list-style-type: none"> • Resposta a rajadas • Resposta a comandos • Buffeting

Há uma relação estreita entre os problemas de estabilidade e resposta. Matematicamente a maioria dos problemas de estabilidade pode ser descrita pela solução de um sistema de equações homogêneas (problema de autovalores). Por outro lado, os problemas de resposta são representados pela solução de um sistema não homogêneo no quais as condições iniciais e as forças externas são tais que tornam as equações do sistema não homogêneas. Matematicamente, os problemas de estabilidade e resposta estão descritos na equação 2-1,

$$(S + A + I) [X] = \begin{cases} 0 \\ f(t) \end{cases} \quad \text{estabilidade e resposta} \quad (2-1)$$

em que S é o operador estrutural, A o operador aerodinâmico e I o operador inercial.

Segundo Fung (1955), a equação 2-1 é verdadeira em praticamente todos os problemas semelhantes de estabilidade e de resposta. O sistema homogêneo tem uma solução não trivial enquanto o correspondente sistema não homogêneo não tem solução, ou o sistema não homogêneo tem uma solução enquanto o correspondente sistema homogêneo não tem solução além da trivial. É apropriado então discutir os problemas de respostas e estabilidade juntos, como duas componentes de um mesmo problema. Em se tratando da Aeroelasticidade Estática, a partir do diagrama de COLLAR da figura 2-2, verifica-se seu envolvimento com problemas provenientes da interação das forças aerodinâmicas e das forças elásticas.

No caso deste estudo, os problemas aeroelásticos estáticos, tanto de estabilidade quanto de resposta, não fazem parte do objetivo do trabalho. Sendo assim, serão exemplificados alguns trabalhos que abordem problemas da aeroelasticidade experimental que envolva medidas aerodinâmicas, principalmente as que relatam sobre medidas de pressão em regime não estacionário.

Os problemas aeroelásticos foram observados desde os primeiros vôos realizados no início do século 20. A ocorrência destes fenômenos e sua influência no desenvolvimento das

aeronaves podem ser encontradas em diversos artigos de revisão sobre Aeroelasticidade como em Garrick e Reed (1981); Collar (1959); Noor e Venneri (1993).

Por volta de 1903, o professor SAMUEL P. LANGLEY observou a falha estrutural de sua aeronave na tentativa de vôo no rio Potomac em sua aeronave. Collar, (1959), cita o projeto do professor Langley como sendo o possível primeiro caso de aeronave afetada por problemas aeroelásticos. Na época de sua tentativa de vôo, alguns autores sugeriram que a falha ocorreu devida à falta de rigidez estrutural nas pontas das asas, resultando no fenômeno de divergência, ele também cita que alguns anos após morte de Langley, sua aeronave foi reestruturada e voou com sucesso. Concluiu-se que na versão original a asa do avião não tinha rigidez torcional suficiente e que problemas aeroelásticos foram realmente responsáveis pelas falhas anteriores. Outros casos de problemas aeroelásticos estáticos foram observados ao longo de todo período da evolução da aviação.

Garrick e Reed (1981), descrevem os problemas aeroelásticos estáticos que ocorreram durante a Primeira Guerra Mundial com o Albatros D-III e o Fokker D-VIII além de uma versão modificada para operações em grandes altitudes do Messerschmitt Me 109T durante a 2ª G.

Divergência em uma seção típica, ocorre numa asa em um fluxo estabelecido e submetida a um pequeno distúrbio de sua posição de equilíbrio. Surge um momento aerodinâmico que é balanceado por um momento elástico, restabelecendo-se o equilíbrio. O momento elástico é independente da velocidade do fluxo de ar, sendo que o momento aerodinâmico é proporcional ao quadrado da velocidade crítica a partir do instante em que o equilíbrio não poderá ser reestabelecido, ocorrendo à falha estrutural. Esta velocidade é definida como a velocidade crítica de divergência.

É possível a determinação teórica da velocidade crítica de divergência, considerando-se a seção típica da figura 2-3, sendo a mais simples, podendo ser ampliados para o caso de asas completas.

Figura 2-3- Geometria de uma seção típica de um aerofólio.

Define-se o ângulo de ataque total (α_T) como a soma de um ângulo de ataque inicial α (com a mola rotacional não deformada) e um ângulo de ataque adicional θ devido à deformação angular da mola.

$$\alpha_T = \alpha + \theta \quad (2-2)$$

2.1.2 . Aerodinâmica Não-Estacionária.

Estol dinâmico é um fenômeno que afeta aerofólios, asas e rotores de helicópteros em escoamento não estacionário. Esse fenômeno ocorre devido as variações periódicas ou não, nas condições do escoamento livre e/ou no ângulo de ataque. Em alguns casos, como nos rotores de helicópteros em voo horizontais, o estol dinâmico está intrínseco no seu estado de

operação. Métodos computacionais para a simulação do estol dinâmico já são comumente utilizados e uma revisão completa pode ser encontrada nos trabalhos de Ekaterinaris e Platzer (1997); e uma visão fenomenológica do problema é apresentada por McCroskey (1981).

Em turbinas eólicas o fenômeno do estol dinâmico é resultado da turbulência atmosférica, camadas cisalhantes e a camada limite atmosférica. As características aerodinâmicas são afetadas a uma extensão que depende da frequência e amplitude das mudanças e o ponto de operação das turbinas.

Outros fatores que afetam o estol dinâmico são o número de Reynolds, o número de Mach e a forma geométrica. Existem outros fatores de menor importância tais como vórtices, “flapping”, flexão e arfagem.

Nas discussões a seguir será considerado o estol dinâmico de aerofólios, que é um caso particular de estol de rotores e asas. Um aerofólio está sujeito a dois tipos fundamentais de oscilações periódicas: *plunging* e *pitching*. A oscilação tipo “*plunging*” é um movimento periódico de translação do aerofólio numa direção normal ao escoamento livre e, a oscilação tipo “*pitching*” é uma variação periódica do ângulo de ataque.

2.1.3. Parâmetros adimensionais

Os parâmetros mais importantes que afetam o comportamento dinâmico de um aerofólio sobre variações periódicas do escoamento são: a amplitude de oscilação, o ângulo de ataque médio, frequência reduzida, números de Reynolds e Mach, a forma do aerofólio (espessura, raio do bordo de ataque, etc), rugosidade superficial e a turbulência do escoamento livre. A maioria das análises disponíveis atualmente, são dados de ensaios em túnel de vento apesar de que, os recentes desenvolvimentos de aerodinâmica computacional têm obtido resultados razoáveis na simulação do estol dinâmico.

2.1.4. Freqüência reduzida

Os efeitos de uma oscilação periódica são comparados em termos de uma freqüência reduzida. A importância da freqüência reduzida é que os testes em túnel de vento serão representativos do fenômeno em escala real somente se a freqüência for constante, os números de Reynolds e Mach forem os mesmos e, os efeitos não-lineares forem relativamente leves.

2.1.5. Oscilações abaixo do CL_{max}

O comportamento do aerofólio em baixos ângulos de ataque e freqüência reduzida relativamente pequena Figura 2-4, pode ser tratado com uma aproximação de escoamento potencial. Em outras palavras, o efeito da viscosidade pode ser desprezado.

Figura 2-4 Oscilação abaixo do CL_{max}

2.1.6. Teoria das Pequenas Perturbações

Theodorsen em 1930 foi o primeiro a propor uma teoria linearizada do flutter aerodinâmico e a instabilidade decorrente. De fato, o estol dinâmico impõe consequências maiores em relação ao comportamento estrutural uma vez que a camada limite permanece colada. Nesse caso, o aerofólio gera uma esteira senoidal. O efeito da esteira oscilante está na geração de um atraso temporal entre as condições locais e o estado da camada limite. Como um resultado, a sustentação (e outras forças) estará em defasagem e as características aparecem na forma de um *looping* fechado no sentido horário.

2.1.7. Oscilações em torno do CL_{max}

Se as oscilações ocorrem a um ângulo de ataque médio próximo ao ângulo de ataque para CL_{max} (estol estático) os efeitos viscosos se tornam predominantes e a descrição física dos eventos fica então mais difíceis. A Figura 2-5 mostra um exemplo da histerese de sustentação para um aerofólio oscilando ao redor de CL_{max} (esses efeitos mudam com a frequência reduzida).

Figura 2-5- Estol dinâmico com oscilação ao redor de CL_{max} .

Partindo do ponto de incidência mínima, a sustentação dinâmica segue a curva de sustentação estática, até um ponto onde a curva estática deflete devido ao aumento da separação no bordo de fuga. A curva da sustentação dinâmica, ao contrário, continua crescendo quase linearmente (2 ao 4) até quando uma quebra de sustentação abrupta ocorre (4). Nesse ponto existe uma separação massiva e a sustentação diminui a níveis bem abaixo dos encontrados na curva estática (5). Levará algum tempo para que seja restabelecido um comportamento mais regular (5 a 6), mas os valores permanecerão sempre abaixo da curva estática (6 a 1). O aumento da sustentação acima do CL_{max} estático é atribuído ao desenvolvimento de um vórtice no extradorso da asa originário do bordo de ataque que cresce e se move na direção do bordo de fuga. A quebra de sustentação (*breakdown*) está associada com o ponto quando o vórtice de bordo de ataque tenha percorrido o extradorso e passado pelo bordo de fuga da asa. O *loop* acontece no sentido horário.

As figuras 2-6 e 2-7, mostram o comportamento do momento de arfagem e do arrasto no processo de estol dinâmico ao redor do CL_{max} . Os *loops* descritos acima e abaixo são chamados *loops* de histerese. Eles são caracterizados como uma perda de energia devido à dissipação viscosa que é proporcional à área fechada pelo *loop*.

Figura 2-6 - Efeito do estol dinâmico no C_m com a asa oscilando em torno de CL_{max}

Figura 2-7 - Efeito do estol dinâmico no arrasto com a asa oscilando em torno de CL_{max}

2.1.8. Oscilações acima do CL_{max}

Quando as oscilações ocorrem a partir de um ângulo médio acima além daquele para o CL_{max} , o *loop* de histerese ocorre no pós-estol como mostra a figura 2-8. Nota-se que o vórtice de bordo de ataque aparece menos intenso provocando um aumento do CL menor que para os casos anteriores.

Figura 2-8- Oscilações em torno do CL_{max}

Compreender os estágios iniciais da separação da instabilidade é de extremamente importância. Tendo em vista as definições mencionadas anteriormente sabe-se então que a maior parte da separação da instabilidade é dada por problemas invíscidos.

2. 2 Testes experimentais em Túnel de Vento

A garantia dos testes realizados em túnel de vento para a validação de teorias, estudos e tendências para determinação de margens de segurança já era razoável para aeronaves de baixas velocidades desenvolvidas nos primeiros trinta anos do século passado. Alguns trabalhos reportam estudos de medidas aerodinâmicas para validar teorias ou aplicações de novos métodos, como exemplo o trabalho de Jones e A.F.R.Ae.S.,(1953), que estudaram o problema da estimação das forças aerodinâmicas que agem nos aerofólios bidimensionais que oscilam em baixos ângulos de incidências. Sugerem um método de cálculo que emprega as características constantes do movimento do aerofólio em baixas frequências. De acordo as medidas aerodinâmicas e suas derivadas, o método dos cálculos deve ser obtido de maneira que se encontre valores corretos para frequência zero.

Nos trabalhos de McCroskey, Carr e McAlister (1976), reportaram um estudo sobre um teste experimental em túnel de vento com modelo de asa de NACA0012, na qual relatam que a maioria dos experimentos é considerada majoritária, quando se tratam das respostas aerodinâmicas devido aos movimentos oscilatórios a cada passo no tempo. Quando estes valores ficam altos demais, o detalhe da sequência da estabilidade se misturará ao movimento do aerofólio, tornando-o estável simultaneamente. Obtiveram nesse estudo resultados de estol dinâmico no modelo ensaiado e realizaram um estudo da característica de cada estol.

McAlister; Carr e McCroskey, (1978), abordaram um estudo sobre as medidas aerodinâmicas atuantes em um perfil NACA0012 e as características do fenômeno do estol

dinâmico. As medidas aerodinâmicas foram realizadas a um número de Reynolds de $2,5 \times 10^6$ e o número de Mach foi de 0,09, seguindo uma escala de várias frequências e várias amplitudes. Usou-se nesse estudo uma sonda de fio-quente e tomadas de pressão para quantificar as cargas aerodinâmicas resultantes. Várias frequências foram impostas ao movimento de oscilação forçada do modelo, uma delas foi à frequência de 2Hz, uma das quais usou-se nesta dissertação. O modelo NACA0012 construído para esse estudo, mostra a boa colocação das tomadas de pressão sobre o perfil, que pode ser visto pela Figura 2-9.

Figura 2-9- Modelo NACA0012 usado no estudo de (McALISTER ET. AL., 1978).

Garrick e Reed (1981), citam que experimentos aeroelásticos em túneis de vento passaram a ser mais comuns naquela época. Sendo assim, perante a análise matemática, levaram os projetistas a obter conhecimentos que dificilmente seriam obtidos através de experimentos ou teoria individualmente.

Maccain (1984), relatou o estudo de testes experimentais em túneis de vento, com vários modelos de asa, das quais uma delas tinha o perfil NACA0012, sendo um modelo de asa simétrica, de elevado alongamento, tendo superfícies de controle oscilando em várias

freqüências. Os testes, foram realizados em regime estacionário, para comparar as soluções analíticas com as experimentais. Usou-se nesse trabalho um numero de Mach de 0,78.

De Filippo (1991), relatou a busca feita para analisar alguns fenômenos associados à medição de pressão em um escoamento turbulento de ar em duto cilíndrico no qual se superpõe uma perturbação acústica periódica. O objetivo desta análise foi de estudar os fatores que interferem na determinação das medidas de pressões atuantes sobre um perfil, foram realizados vários experimentos em túnel de vento com aparelhos tipo como manômetros e acelerômetros.

Rivera et al. (1991), realizou um estudo experimental, com limites para a vibração do modelo ensaiado. Foram obtidas medidas de pressão um modelo de asa NACA0012, modelo este flexível, montados em dois graus de liberdade. Diversas medidas aerodinâmicas de instabilidades foram investigados com um limite convencional de vibração. Este estudo teve continuidade em novas pesquisas experimentais durante os anos seguintes, com uma seção típica de uma asa bidimensional com dois graus de liberdade, apresentados por (RIVERA ET AL., 1992).

Soave Junior e Lauria (1992), estudaram o processo de escoamentos e mapeamentos de pressões em perfis aerodinâmicos para análise de pressões atuantes, o que possibilitou calcular a força de arrasto e de sustentação, verificando as tensões agentes e, se necessário, otimizando a sua forma.

Galbraith et al., (1992), apresentaram um estudo experimental realizado em túnel de vento, analisando quinze modelos diferentes de asas, para quais obtiveram dados com medidas de pressão, um dos modelos ensaiados foi o NACA0012.

Niven e Galbraith (1997), ensaiaram um modelo de asa NACA23012A, em teste experimental em túnel de vento em regime não-estacionário para o estudo das características do estol dinâmico, sendo o modelo ensaiado com baixo número de Mach. Percebe-se que o

dispositivo usado para a oscilação forçada foi um atuador hidráulico. A figura 2-10, mostra como foi implementado o dispositivo de oscilação forçada no modelo.

Figura 2-10- Modelo da seção de teste (NIVEN; GALBRAITH, 1997).

No estudo mencionado apresenta-se uma análise das características do estol dinâmico, obtidas através do ensaio experimental do modelo em escala no túnel de vento que pode ser observada com os gráficos de C_P e C_N mostrando o efeito do estol e as características de histerese.

Schairer e Hand (1997), reportaram um documento no qual mostra o estudo experimental realizado em túnel de vento para captar sinais de pressão em uma asa. O sensor usado para a realização desse experimento foi a Tinta Sensível a Pressão (PSP), que varia de cor conforme a variação da pressão. Os valores de pressão são obtidos através de

processamento de imagens, usou-se também vídeo e câmera para sincronizar melhor as imagens do experimento. Nos resultados obtiveram-se oscilações de pressão. A tinta PSP também é um bom método para se fazer o mapeamento das pressões atuantes em um modelo de asa.

Moses (1997), testou um modelo de um caça F/A18 de escala 1/6 no Túnel de Vento Transônico (TDT) para ensaios dinâmicos, no centro de pesquisa da NASA Langley. Nos testes foi avaliado o uso de controles ativos em reduzir o buffeting da cauda vertical e foram usados atuadores piezelétricos, para supressão de vibrações no modelo e em escala real. As figuras 2-11; 2-12 e 2-13 mostram o modelo testado por MOSES, no túnel de vento e também se tem a empenagem vertical do modelo com os atuadores piezelétricos. Os testes experimentais de MOSES procederam-se com estudos futuros (MOSES , (b, c, d,)).

Figura 2-11- Escala 1/ 6 de um F/A-18 testado em túnel de vento, (MOSES, 1997)

a) vista lateral da asa

b) vista superior da asa

Figura 2-12- Visualização da empenagem vertical (a) vista lateral (b) vista superior, (MOSES, 1997).

a) tampa da asa no lugar

b) tampa da asa removida

Figura 2-13- Visualização dos atuadores piezelétricos na empenagem vertical (a) tampa no lugar (b) tampa removida, (MOSES, 1997).

Coton e Galbraith (1999), reportaram um estudo sobre a estabilidade dinâmica de uma asa NACA 0015 em constantes movimentos de oscilação. O experimento foi realizado em um túnel de vento, com o objetivo de mapear a distribuição do C_P ao longo da asa, verificar os pontos de instabilidade e as características do estol dinâmico, na qual usou 192 transdutores de pressão na superfície da asa e um mecanismo linear de atuador hidráulico para produzir a oscilação forçada do aerofólio em ângulos de ataque variando entre -26° a 45° . O esquema do aparato experimental pode ser visualizado na figura 2-14.

Figura 2-14- Modelo da seção de teste (COTON; GALBRAITH, 1999).

O fenômeno do estol dinâmico compressível coloca limites no envelope operacional de helicópteros de classes militares durante algumas manobras, também como o voo de alta velocidade e as operações em altitudes elevadas, Martin et al. (2003), abordaram um estudo

através de medidas experimentais e análises computacionais sobre esses limites no envelope de vôo, analisando precisamente as forças de arrasto e momentos de instabilidades severos, que caracteriza o desempenho de uma superfície de sustentação que se opera através do estol dinâmico. O modelo utilizado para esse estudo foi o VDLE. Os testes da superfície de sustentação de VDLE foram conduzidos em números de Mach que variam de 0.2 a 0.45 e em frequências reduzidas. Foram analisadas as medidas de C_P , C_N , C_M , C_D e C_L .

Stern et al., (2004), relataram um experimento para obter medidas de pressão de arrasto e sustentação, em regime não estacionário com um perfil NACA0012. Os testes foram realizados em túnel de vento de circuito aberto, com o objetivo de medir as pressões atuantes no aerofólio em vários ângulos de ataque e comparar os resultados incluindo suas incertezas. A figura 2-15 mostra o esquema do aparato experimental usado neste relatório.

Figura 2-15- Modelo da seção de teste (STERN ET AL., 2004).

Alguns trabalhos e estudos sobre medidas aerodinâmicas em regime não estacionário de aerofólio NACA de testes experimentais em túnel de vento foram citados neste capítulo.

Finaliza-se esta revisão com o intuito de sintetizar estes estudos para a construção de uma asa bidimensional rígida de modelo NACA0012 com engaste para rotação, que possibilite a obtenção das medidas aerodinâmicas em regime não-estacionário, na faixa de velocidade do túnel de vento do Laboratório de Aerodinâmica do Núcleo de Pesquisas em Aeronáutica da Escola de Engenharia de São Carlos (LAE). A escolha deste modelo para a seção típica deve-se à facilidade de construção e instalação nas condições do túnel de vento (LAE), um túnel de vento pequeno de circuito aberto.

3. DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO

3.1. Introdução

Este capítulo contém a descrição dos procedimentos experimentais adotados abrangendo: o projeto; a construção do modelo; os equipamentos para a instrumentação do modelo; o sensor de pressão; o dispositivo de oscilação forçada do modelo; o túnel aerodinâmico utilizado; os equipamentos de aquisição dados e os procedimentos de instrumentação do modelo.

3.2. Descrição Experimental I

3.2.1 Projeto e Construção do Modelo da ASA

O projeto da construção do modelo foi desenvolvido no Laboratório de Aeronaves da EESC-USP, pelos alunos da Iniciação Científica da Universidade de São Paulo (USP) de São Carlos (Grupo da *Aerodesign*). O modelo possui 24 tomadas de pressão, distribuídas ao longo da corda, feitos de tubos de silicone nas cores vermelho e branco, com 1mm de

diâmetro interno. Cada tubo possui comprimento de 452mm, e as tomadas de pressão estão espaçadas em 10mm cada. A asa foi construída com isopor e totalmente revestida de madeira compensada. Após sua confecção o modelo foi pintado externamente na cor preta, o que facilitou na visualização dos ensaios no túnel de vento.

Figura 3-2 - Característica do aerofólio NACA0012 construído para esse estudo.

Em se tratando de um modelo NACA0012, levou-se em consideração as garantias da sua forma construtiva dada pela associação de coordenadas x e x/c e pela facilidade de instalação no túnel de vento do laboratório, neste modelo de asa, é interessante fazer a análise das medidas de pressão, pois este constitui em ser um modelo simétrico, (McALISTER ET. AL., 1978).

As coordenadas dos pontos de pressão neste trabalho são de forma simétrica seguindo a mesma de (McALISTER ET. AL., 1978). A figura 3-3 mostra o perfil NACA0012 e o posicionamento das tomadas de pressão ao longo da corda.

Figura 3-3- Perfil NACA0012, com o posicionamento das tomadas de pressão.

As dimensões do modelo fabricado para este estudo foram limitadas pelas dimensões do túnel de vento. A tabela 2 mostra as dimensões do modelo.

Tabela 2- Dimensões do modelo em mm

Corda	150mm
Envergadura	256mm
Perfil	NACA0012

Este modelo apresenta uma razoável facilidade construtiva e fácil adaptação ao túnel de vento do laboratório de aerodinâmica (LAE), pois suas dimensões foram adequadas

exatamente para o túnel. A figura 3-4 mostra o modelo construído e concluído para este estudo.

Figura 3-4- Visualização da asa pronta pra ser instrumentada neste estudo.

O modelo possui dois eixos colocados a $\frac{1}{4}$ da corda. O eixo superior foi usado para ligar a asa ao motor, dispositivo de oscilação forçada da asa, através de um acoplador elástico. O eixo inferior foi usado pra encaixar o modelo na parte inferior do túnel. A figura 3-4 já mencionada mostra a asa modelo NACA0012, com os dois eixos de aço.

3.2.2. Mecanismo de Fixação para a Asa

O modelo foi fixado no túnel de vento através de um suporte de ferro parafusado. O suporte de ferro contou com um acoplador elástico, para encaixar o modelo ao dispositivo de oscilação forçada, que pode ser visto na figura 3-5.

Figura 3-5- Suporte de ferro usado para a instrumentação da asa.

O mecanismo de fixação do modelo foi construído pelos técnicos de laboratório do LAE, para ser parafusado no túnel de vento e não atrapalhar ou alterar a aerodinâmica do modelo. Ele permite que o modelo após ser fixado tenha um grau de liberdade. O suporte de ferro e o acoplador elástico foram escolhidos por serem de fácil acesso e de fácil instalação no túnel de vento.

3.2.3. Dispositivo de Oscilação Forçada.

O dispositivo utilizado para a oscilação forçada da asa foi um motor elétrico de corrente contínua de modelo BLD23-15, Motor *NEMA 23 BRUSHL*. Com o motor tem-se um servo

amplificador TD50-2315B, com as especificações da linha principal de tensão de entrada de 115/230 VAC $\pm$ 10 %, fase do sinal e condições para as frequências de 60Hz à 47Hz. A tensão interna de voltagem do motor DC para entrada de 115 VAC foi de 160 v e a de 230 VAC foi de 300v.

A escolha do motor elétrico para esse estudo deve-se a existência do mesmo no laboratório e a facilidade de instalação junto ao modelo de acordo com as condições encontradas do túnel de vento. As figuras 3-6 e 3-7 mostram o motor elétrico de corrente contínua e seu amplificador.

Figura 3-6- Motor BLD23-15, com o suporte de ferro e o acoplador elástico.

Figura 3-7- Amplificador TD50-2315B do motor elétrico.

Para o acionamento de controle do motor que conduziu a oscilação forçada no modelo foi utilizado um sistema de aquisição e processamento de sinais da dSPACE®, o qual também foi utilizado para a implementação do sistema de controle. Este sistema possui uma placa processadora designada DS1103 e que foi projetada para o desenvolvimento de controladores multivariáveis de alta velocidade e simulações em tempo real, equipada com um processador de 400MHZ e 128Mbytes de memória RAM (DSPACE, 2001).

Este sistema possui 4 conversores A/D (analógico-digital) com resolução de 16bits sendo cada conversor multiplexado entre 4 canais, num total de 16 canais de entrada e 8 canais de saída D/A (digital-analógico) de 12 bits de resolução, 6 interfaces para *encoder*, geradores de PWM (do inglês, *Pulse Width Modulation* – Modulação de Largura de Pulso) Pereira, N. C. (2005). A programação deste sistema para a aquisição dos sinais e acionamento do motor elétrico, bem como a implementação do controlador do motor, é feita no ambiente

MatLab/Simulink. Sua compilação é realizada no *Matlab*® utilizando-se seu pacote RTW (Real Time Workshop) e o programa passa a ser executado na placa dSPACE. A programação visual do experimento é desenvolvida no programa *Control Desk* da dSPACE onde se tem acesso a todas as variáveis criadas na programação feita no *Simulink*.

O movimento do motor foi dirigido por um controlador digital de PID. Este PID digital também foi compilado por rotinas no *Matlab*. O sinal do codificador forneceu um incremento a resposta pedida que também foi fornecida pelo controlador. A comunicação entre as rotinas de controle, o amplificador e o codificador foram todas feitas com um sistema multifuncional de dSPACE. Assim foi possível ajustar o ângulo médio de incidência do aerofólio de 15° e impor uma oscilação angular senoidal de 15°. Desse modo, o ângulo de incidência variou de 0° a 30°.

3.2.4. Calibração do Motor

O sinal de saída do motor é medido em v (Volts). O objetivo da calibração é encontrar a posição na qual o modelo esteja em zero grau de ângulo de ataque, e que a partir daí, possa ser acionado o funcionamento do mesmo, para visualização do sinal do *encoder*. A posição zero grau foi obtida nivelando-se o modelo e medindo-se, com uma escala métrica, a distância entre a base do túnel de vento e a região central do modelo onde está o centro de giro da rótula de fixação e essa medida foi colocada no centro de rotação, ou seja a $\frac{1}{4}$ da corda da asa, nivelando, dessa forma, o modelo no túnel de vento. A partir deste momento se obteve a figura representada por uma senóide, que mostra a função analítica e o comportamento da função do motor mostrada como sinal do *encoder*.

a) 0,5HZ

b) 2,0HZ

Figura 3-8- Perturbação Senoidal do *encoder* para baixa frequência (a) e para alta frequência (b).

Percebeu-se que para frequências mais altas, não se obteve precisão, pois o torque do motor aparentemente era insuficiente para altas frequências. Obteve-se uma diferença significativa entre o codificador e a função senoidal para frequência de 2Hz. Sendo esta diferença ignorada devido à natureza qualitativa da análise deste estudo.

3.2.5 Sistema de Medição de Pressão nas Superfícies do Modelo

Para as medidas de pressão atuantes no modelo NACA0012, foi usado uma válvula do tipo “scanivalve” modelo D com condicionador de sinal modelo SCSG2/+5V/VG, com 48 tomadas de pressão cada e um transdutor de pressão modelo PDCR23D de ± 10 psia.

Figura 3-9- Aparelho de “Scanivalve” para as tomadas de pressão (LEMES, 2004).

Foram medidas 24 tomadas de pressão na asa e mais as pressões estática e total. As medidas da pressão estática, total e das 24 tomadas de pressão na superfície do modelo foram obtidas em Volts, possibilitando o cálculo do coeficiente de pressão C_p para cada tomada de pressão em um valor adimensional. A instrumentação usada na medição de pressão pode ser visto na Figura 3-9. O programa usado para controlar o sistema de medidas da “scanivalve” foi o do sistema *LabView*. A escala do sensor usado no sistema foi de ± 1 psi. As leituras de todas as 24 tomadas da pressão do modelo, mais a pressão estática e pressão total da seção de teste foram obtidas multiplexando a entrada do sensor através de cada uma dessas tomadas. O sinal do transdutor de pressão foi digitalizado e adquirido por um conversor *National AD* de 16 bits, de modelo PCI 6030.

3.2.6 Túnel de Vento LAE-1

O túnel de vento utilizado para este trabalho é de circuito aberto, cujo, a câmara de ensaios é fechada, com nível de turbulência abaixo de 0,15%. A câmara de ensaios possui as seguintes dimensões: uma secção transversal de 0,26m x 0,39m e um comprimento de 1,0m. A figura 3-10 mostra um diagrama, em que podem ser observadas as dimensões do túnel de vento utilizado.

Figura 3-10- Diagrama esquemático do túnel de vento do LAE-1.

A velocidade máxima alcançada pelo escoamento no túnel é de 40m/s. O modelo do aerofólio utilizado nesse estudo foi construído justamente nas condições do túnel de vento do LAE-1. Por isso que se têm as dimensões da asa NACA0012, em 150mm x 260mm. A figura 3-11, mostra a visualização completa o túnel de vento do LAE-1 usado para ensaiar o modelo NACA0012 deste estudo.

Figura 3-11- Túnel LAE-1.

No túnel de vento da figura 3-11, o ar é aspirado por um ventilador axial movido por motor elétrico de corrente alternada. O ar passa por uma câmara de estabilidade de 1:10 na qual há cinco series de telas de nylon. Neste momento o ar sofre uma perda de pressão em decorrência das telas e do atrito com as paredes. A função das telas de nylon é diminuir as grandes perturbações (vórtices), proporcionando um escoamento mais uniforme e menos turbulento na saída da câmara. Após a câmara o escoamento sofre uma aceleração, devido a uma contração, na qual o escoamento sofre uma queda de pressão estática, isto é, converte-se

em energia cinética (velocidade) que se dirige à seção de ensaios (CARREGARI, 2006). A construção da estrutura (difusor e contração) do túnel aerodinâmico foi realizada nas dependências do LAE, mediante as técnicas por (CATALANO, 1998).

3.3 Aparato Experimental II

3.3.1. Montagem da Asa no Túnel de Vento

Na figura 3-12 pode-se observar o esquema da montagem da asa e sua instalação no túnel de vento do LAE-1. Instalou-se a asa verticalmente no túnel de vento, na posição central da câmara de ensaios. Fixou-se o modelo junto ao túnel com o suporte de ferro e com os pinos de aço, mencionados anteriormente. Conectou-se a asa ao motor elétrico de oscilação forçada com o auxílio do acoplador elástico.

O motor elétrico de corrente contínua pode ser visto com seus cabos conectado ao seu amplificador. Junto ao amplificador tem-se a placa dSPACE. A figura também mostra as tomadas de pressão, saindo pela parte inferior do túnel de vento, e conectadas a válvula “scanivalve”. Logo acima se tem o tubo de Pitot também conectado a válvula “scanivalve”.

A pressão dinâmica do túnel de vento foi medida por um tubo de Pitot estático e uma tomada. O tubo de Pitot e a tomada estática foram ligados nas posições 25 e 26 da válvula “scanivalve” respectivamente, de acordo com o mapeamento da asa.

Figura 3-12- Visualização do aparato experimental completo.

Detalhes sobre os testes realizados com esse aparato experimental serão mencionados no próximo capítulo.

4. PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL

4.1 Introdução

O procedimento experimental consiste primeiramente na construção do modelo e do mecanismo de fixação, bem como suas respectivas características e sua instrumentação, que já foram mencionados e mostrados anteriormente. As instalações do conjunto modelo no túnel de vento e de todo o aparato experimental também foram descritos no capítulo anterior. A realização desse experimento procedeu-se através de um cronograma de execução totalmente ordenado para a concretização dos ensaios experimentais, com todas as características de um experimento muito bem definidas, para evitar que qualquer imprevisto aconteça. Assim tem-se uma breve descrição do processo experimental esquematizado para a realização dos testes, com a margem de erros experimentais e o software utilizado para o processamento dos dados.

4.2 Descrição do Procedimento Experimental

Para o acionamento do amplificador do motor elétrico foram utilizados os geradores de PWM do sistema da dSPACE. Depois de montados todos os mecanismos de instrumentação, cabos para o acionamento do amplificador e a aquisição dos transdutores de pressão iniciaram-se as realizações dos testes experimentais.

Um teste preliminar foi realizado, utilizando o amplificador de controle do motor para acionar as frequências estipuladas para os ensaios do modelo no túnel de vento. Para isto, o modelo foi fixado, no mecanismo de fixação tipo suporte de ferro, na posição do $\frac{1}{4}$ da corda do aerofólio numa condição de movimentar-se harmonicamente. Neste primeiro teste, a oscilação forçada atribuída ao modelo foi liberada, fazendo com que a asa ficasse em regime não-estacionário, sem que esta estivesse conectada a válvula “scanivalve” até o momento, para evitar quaisquer danos nos instrumentos. Desta forma, observou-se que o modelo estava fixo e estável, mas com uma instabilidade lateral não satisfatória. O deslocamento horizontal, devido à velocidade no túnel de vento, ao coeficiente de sustentação da asa e as mudanças de frequências, não estavam numa condição razoável, pois com o aumento do ângulo de ataque, o modelo se deslocava perdendo a posição inicial, o qual podia ser visualizado perfeitamente pelo sistema de controle do motor. Sendo assim, optou-se por se restringir o deslocamento da asa para evitar quaisquer danos a “scanivalve” e demais componentes do experimento, permitindo uma garantia de que o modelo voltasse sempre na posição zero, no final de cada seção de teste, depois disso pode-se conectar as 24 tomadas de pressão na válvula “scanivalve”. A posição zero do modelo no túnel e sua movimentação, foram medidas pelo sinal do *encoder*. Para os testes de medidas de pressões em regime-estacionário, a restrição sobre o zero aerodinâmico procedeu-se de forma análoga.

Para o monitoramento da seção de teste, desde a alteração dos parâmetros do controlador, trimagem do modelo e até a visualização da resposta do modelo, fez-se um sistema de controle desenvolvido no *Simulink* no qual foi compilado através do *Matlab* e passou a ser gerenciado pelo “*Control Desk*”, programa esse baseado em (PEREIRA, N. C., 2005). A partir desse momento, foi desenvolvido no *Control Desk*, um programa para gerenciamento e visualização dos dados de saída do experimento mostrados na Figura 4-1.

Figura 4-1- Programa feito no “*Control Desk*” para gerenciamento e visualização dos dados de saída do experimento para o controle do motor.

Feita a calibração do motor, foi realizada outra bateria de teste preliminares, para a verificação de precisão da válvula “*scanivalve*”. A calibração da válvula fez-se a partir de um teste piloto do disparo do sistema de aquisição de dados que mostrou a eficiência da válvula. Vale ressaltar que por ser um teste piloto não se fez a calibração do túnel de vento, mas mesmo assim tomou-se um cuidado especial a fim de sincronizar o período de aquisição de dados com o ciclo da oscilação do aerofólio.

Esse experimento foi realizado para obter sinais de pressão em função do tempo e do ângulo de ataque. Para que isso fosse possível, foi preciso fazer uma sincronização entre o dispositivo de oscilação forçada e o sensor *scanivalve*. A sincronização foi precisa devido ter-se para esse experimento apenas um sensor de pressão para medir todas as tomadas de pressão ao mesmo tempo. A sincronização serve para garantir que todas as 24 tomadas de pressão existentes no modelo sejam captadas medindo, o mesmo comportamento ao longo do perfil, no mesmo tempo, por um mesmo ângulo de ataque. Enfim, para que quando disparasse o sistema de aquisição de dados, todas as 24 tomadas de pressão estivessem na mesma fase do motor, em relação ao ângulo de ataque fornecido. Sendo assim, implica-se que os sinais capturados ficaram todos no mesmo pulso no motor, ou seja, que todos os sinais foram sincronizados.

O movimento de oscilação do modelo e o sistema de aquisição de dados do sensor da “*scanivalve*” foram sincronizados a fim de permitir o uso de técnicas do conjunto das médias. Técnica essa de extrema importância para se reduzir à influência de ruídos não determinados nos dados e também para evitar uma possível filtragem nos dados experimentais, filtragem essa, capaz de suavizar dados importantes para a natureza do estudo atual.

Tem-se um cronograma dos testes realizados para esse estudo, que é mostrado pela tabela 3, contendo todos os ângulos de ataques estipulados para os ensaios e as faixas de frequências, que se limitou devido ao uso do dispositivo de oscilação.

Tabela 3 - Cronograma dos ângulos e das frequências para o teste experimental.

Ensaio pra caso estacionário: α	1°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 14°, 16°, 18°, 20°, 22° e 24°
Ensaio pra caso não-estacionário: α	0° à 30°
Frequências em Hz:	0.5Hz, 1Hz, 1,5Hz, 2Hz, 3Hz e 4Hz.

O programa usado para operar a válvula “scanivalve”, e o transdutor de pressão foi o *LabView®*, que pode ser mostrado pela Figura 4-2. O programa é responsável, pela visualização dos sinais capturados no túnel de vento e também, componente fundamental na sincronização do experimento. Em relação à figura 4-2, tem-se um exemplo de um teste piloto para testar a válvula *scanivalve* em sua calibração e o funcionamento do programa, com um sinal capturado no túnel, totalmente ruidoso, com 512 números de amostras.

Figura 4-2- Programa LabView® usado para o controle da scanivalve.

A amostragem de dados utilizadas nesse estudo para a realização dos testes foi de 2^9 , para evitar-se que o sinal capturado fosse cortado ou interrompido por algum imprevisto. A taxa de amostragem foi programada para fornecer os dados das variáveis x , x/c , C_p , tempo e ângulo de ataque do aerofólio, sendo essas, as principais variáveis para a

obtenção e análise dos resultados. A frequência de aquisição de dados foi ajustada em um total de 256 amostras por ciclo de oscilação do aerofólio, o suficientemente necessário para se trabalhar e fazer as análises. Nos testes experimentais os dados foram calculados pelo conjunto das medias através de 15 ciclos de oscilação do aerofólio. O túnel de vento foi ligado a uma velocidade de 20m/s com o modelo fixado na posição vertical no zero de ângulo de ataque. O nível de turbulência deste túnel na escala de 10-5000Hz era perto de 0.1% da velocidade livre do fluxo do ar. A seção de teste realizada compreende as medidas de pressão estática e dinâmica. A Figura 3-12, mencionada no capítulo anterior mostra o experimento instrumentado no túnel de vento pronto pra ser ensaiado.

Um fluxograma do esquema do aparato experimental é mostrado na Figura 4-3. Nele todo o sistema de sincronização entre o controle do motor para a oscilação forçada do modelo e a obtenção dos sinais capturados pela válvula *scanivalve* são representados de uma forma prática e de fácil entendimento. No fluxograma as figuras 4-1 e 4-2, são representadas por micro computadores com a finalidade de especificar os programas responsáveis pelo esquema da taxa de aquisição de dados. Enfim tem-se no fluxograma com toda representação da sincronização mencionada anteriormente e do sistema de aquisição de dados realizado pra esse estudo.

Figura 4-3- Fluxograma do aparato experimental.

4.3 Aquisição de Dados

Depois da construção do aparato experimental mencionado anteriormente, da instalação do mesmo, da calibração dos aparelhos, iniciaram-se as seções de testes. Os sinais elétricos capturados das tomadas de pressões pela válvula *scanivalve*, são dirigidos a um transdutor de pressão. O transdutor de pressão tem um tubo conectado a P_{∞} e outro tubo conectado ao ponto de saída da válvula “*scanivalve*”. O controle da “*scanivalve*” foi manejado pela placa *Multifunction National PCI 6030*, através do programa *Graphical Programming for Instrumentation LabView® 4*, que pode ser visualizado na figura 4-3. A equação de redução de dados para o coeficiente de C_p e U_{∞} da pressão é dada pelo:

$$C_p[(p_i - p_{\infty}), \rho(T), U_{\infty}] = \frac{2(p_i - p_{\infty})}{\rho U_{\infty}^2} \quad (4-1)$$

Sendo que o p_i é a pressão inicial medida no aerofólio, e p_{∞} é a pressão do fluxo do ar da superfície de sustentação do aerofólio (pressão estática medida pelo Tubo de Pitot), ρ é a densidade do ar, e U_{∞} é a velocidade do fluxo do ar dada pelo:

$$U_{\infty} = \sqrt{\frac{2(p_{stagn} - p_{\infty})}{\rho}} \quad (4-2)$$

Na qual a p_{stagn} é a pressão da estagnação medida na ponta do tubo Pitot no fluxo do ar. A equação reduzida dos dados para o coeficiente de sustentação, C_L , é dada por:

$$C_L [L, \rho, U_\infty, c] = \frac{2L}{\rho U_\infty^2 bc} \quad (4-3)$$

Na qual **L** é a força da sustentação que age na superfície da asa, **b** é a extensão da superfície de aerofólio, ou seja, a envergadura, e **c** é a corda do aerofólio. Estas dimensões são mostradas na figura 3-2. A força de sustentação pode ser obtida em duas maneiras, a de integração e a balança, mas neste estudo obteve-se a força de sustentação integrando a distribuição medida da pressão sobre a superfície de aerofólio em que :

$$L = \int_s (p_i - p_\infty) \sin(\theta_i) ds \quad (4-4)$$

Na qual o θ_i é o ângulo da força normal em relação á superfície do aerofólio em cada uma das tomadas de pressão.

Substituindo a equação (4-3) para as variáveis medidas e usando as notações fornecidas pela equação (4-4), a equação da redução de dados para o coeficiente de sustentação fica:

$$C_L = \frac{\int_s (p_i - p_\infty) \sin(\theta) ds}{1/2 \rho U_\infty^2 c} \quad (4-5)$$

4.4 Erros Experimentais

Os resultados quantitativos obtidos em ensaios experimentais apresentam pequenas discrepâncias (erros) que são decorrentes da calibração dos instrumentos de medição, (CARREGARI, 2006). Segundo Vuolo (1996), além do erro na calibração do instrumento, deve ser observado que a calibração pode se alterar em função de diversos fatores, tais como temperatura, alteração das características dos materiais e componentes, desgastes de partes moveis e outros. De acordo com Carregari (2006), um dos procedimentos para estimar a confiabilidades dos resultados é o emprego do calculo estatístico utilizando o critério de distribuição de Gaus para um valor de desvio padrão de (σ) de 95% , isto é, $\pm 2\sigma$. Vale ressaltar que para este estudo usou-se o sinal do *enconder* para estimar a confiabilidade dos resultados obtidos.

Os dados experimentais foram processados em linguagem de programação do tipo C++ e também no software Excel, com finalidade de mostrar os resultados através de gráficos encontrados produzidos da seção de teste. No próximo capítulo mostraremos os resultados obtidos na seção de testes e possíveis discussões.

5. RESULTADOS E DISCUSSÕES

5.1 Introdução

Este capítulo descreve os resultados experimentais do modelo ensaiado no túnel de vento e suas respectivas discussões.

Os resultados são apresentados na forma de distribuição de C_P ao longo da linha de corda central do modelo de asa ensaiado. Também são apresentados os resultados da integração da distribuição de C_P na forma do coeficiente da força normal à corda C_N . Devido ao fato do número de tomadas de pressão ser pequeno e não concentrado nas extremidades do perfil, optou-se para a comparação dos resultados somente na forma de C_N sem a obtenção do C_L e C_D de pressão. Todos os valores são comparados com o caso estático.

O objetivo principal dos experimentos foi captar o estol dinâmico e conseqüente histerese para o modelo oscilando em frequências de 0,5; 1,0; 1,5; 2,0; 3,0 e 4,0Hz para variações de ângulo de ataque de 0° a 30° . Os resultados experimentais para o caso estático foram obtidos para os ângulos de ataque de 0° a 24° .

5.2 Resultados Experimentais

5.2.1. Mapeamento de C_P em Regime Não-Estacionário e Estacionário

A figura 5-1 mostra o mapeamento do C_P , em regime não-estacionário, para a frequência de 0,5Hz. Obteve-se o mapeamento da distribuição de C_P ao longo da corda adimensional e do ângulo de ataque, que oscila em movimentos harmônicos. Os outros casos procedem de forma análoga, variando-se apenas a frequência. Então, as Figuras 5-2, 5-3, 5-4, 5-5 e 5-6 mostram os resultados para as frequências 1,0; 1,5; 2,0; 3,0 e 4,0Hz respectivamente.

Figura 5-1- Mapeamento do C_P em regime não-estacionário com frequência de 0,5 Hz.

Figura 5-2- Mapeamento do C_p em regime não-estacionário com frequência de 1Hz.

Figura 5-3- Mapeamento do C_p em regime não-estacionário com frequência de 1,5Hz.

Figura 5-4- Mapeamento do C_p em regime não-estacionário com frequência de 2Hz.

Figura 5-5- Mapeamento do C_p em regime não-estacionário com frequência de 3Hz.

Figura 5-6- Mapeamento do C_p em regime não-estacionário com frequência de 4Hz.

Figura 5-7- Mapeamento do C_P para o caso estacionário.

A distribuição de C_P desta análise experimental foi comparado as análises computacionais desse modelo NACA0012, em Bueno et al., (2007). Neste trabalho têm-se duas aproximações, em que uma consiste em uma investigação experimental e a outra é uma simulação computacional de uma superfície de sustentação oscilatória com carga aerodinâmica. Ambas as aproximações são executadas em circunstâncias similares a fim de

permitir uma comparação dos resultados. A figura 5-7 mostra o mapeamento da distribuição de C_P para o regime estacionário. Para este caso, a medida de pressão é obtida varrendo todas as tomadas ao longo da corda adimensional para cada ângulo de ataque, com o modelo esteja parado, apenas sujeito ao escoamento de ar. A distribuição do C_P para o caso estacionário, foi de forma simétrica como já era de se esperar Jacobs, Ward e Pinkerton (1933).

Das Figuras 5-1 a 5-6 ficam evidentes os efeitos da oscilação na recuperação das características aerodinâmicas da asa. Para todas as frequências ensaiadas, ocorre o fenômeno da histerese aerodinâmica, ou seja, com o ângulo de ataque aumentando a asa atinge a máxima sustentação a qual não é recuperada quando o ângulo de ataque diminui. A intensidade dessa histerese é diretamente proporcional com o aumento da frequência de oscilação. Para oscilações com frequência mais alta a recuperação é muito menor e a histerese mais intensa. Isso ocorre, pois o restabelecimento da camada limite na superfície da asa se dá de maneira mais lenta que a variação do ângulo de ataque, se a variação for mais rápida maior será o atraso. Como as oscilações foram feitas antes e acima do C_{Lmax} o experimento mostrou também o aumento do C_{Lmax} devido ao estol dinâmico. Essa constatação pode ser vista pela a diferença do pico de sustentação entre os casos não-estacionários e o estacionário da Figura 5-7. O aumento do C_{Lmax} pode ser constatado nas figuras 5-8; 5-9; 5-10, 5-11, 5-12 e 5-13.

O surgimento do vórtice que aumenta o C_{Lmax} da asa para todos os casos não-estacionários depende da frequência em que a oscilação ocorre em geral, para frequências baixas esse fenômeno pode ser muito pequeno ocasionando um aumento muito menor ou até insignificante. A partir de certa frequência ocorre a formação do vórtice e conseqüente aumento de C_L , quanto maior a frequência, mais intenso será o vórtice e ocorrerá mais sucção na superfície superior da asa. Isso pode ser observado tanto nas figuras 5-8; 5-9; 5-

10, 5-11, 5-12 e 5-13 com os casos de maior frequência apresentando maior $C_{N \max}$. A figura 5-14, mostra esse mesmo efeito comparando o pico de sucção para os casos testados, pela figura 5-14 fica evidente que o aumento da frequência aumenta o pico de sucção e também a histerese.

5.2.2 Resposta do C_N em função do ângulo de ataque

Figura 5-8- Curva do Coeficiente da Força Normal para frequência de 0,5Hz.

Figura 5-9- Curva do Coeficiente da Força Normal para frequência de 1,0Hz.

Figura 5-10- Curva do Coeficiente da Força Normal para frequência de 1,5Hz.

Figura 5-11- Curva do Coeficiente da Força Normal para frequência de 2,0Hz.

Figura 5-12- Curva do Coeficiente da Força Normal para frequência de 3,0Hz.

Figura 5-13- Curva do Coeficiente da Força Normal para frequência de 4,0Hz.

5.2.3 Resposta do C_p entre os dois casos usando todas as frequências

Figura 5-14- Gráfico do C_p no ponto de sucção.

5.2.4 Comparação da Resposta do C_p entre os dois casos: estático e não-estacionário

Figura 5-15 -Gráfico do C_p na ida com $\alpha = 10^\circ$.

Figura 5-16- Gráfico do C_p na volta com $\alpha = 10^\circ$

Figura 5-17- Gráfico do C_p na ida com $\alpha = 12^\circ$. Figura 5-18 - Gráfico do C_p na volta com $\alpha = 12^\circ$.

Figura 5-19 - Gráfico do C_p na ida com $\alpha = 14^\circ$.

Figura 5-20- Gráfico do C_p na volta com $\alpha = 14^\circ$.

Figura 5-21 - Gráfico do C_p na ida com $\alpha = 16^\circ$. Figura 5-22 - Gráfico do C_p na volta com $\alpha = 16^\circ$.

Figura 5-23- Gráfico do C_p na ida com $\alpha = 20^\circ$. Figura 5-24 - Gráfico do C_p na volta com $\alpha = 20^\circ$.

Figura 5-25 - Gráfico do C_p na ida com $\alpha = 24^\circ$.

Figura 5-26- Gráfico do C_p na volta com $\alpha = 24^\circ$.

As figuras 5-15 a 5-26 mostram a resposta do C_p com o efeito do estol dinâmico comparado o caso não-estacionário para as frequências de 0,5; 1,0; 1,5; e 2,0Hz com o caso estático, para alguns ângulos específicos. As figuras 5-15, 5-17, 5-19, 5-21, 5-23 e 5-25 mostram a distribuição de C_p para os casos quando o ângulo de ataque aumenta, já as figuras 5-16, 5-18, 5-20, 5-22 e 5-24 mostram a distribuição de C_p para os casos quando o ângulo de ataque diminui. Nesses resultados também ficam evidentes os efeitos da frequência de oscilação como o aumento do pico de sucção e a não recuperação para os casos quando o ângulo de ataque diminui.

6. CONCLUSÕES

Esse trabalho constituiu-se na montagem de um aparato de ensaio para o estudo das características aerodinâmicas de uma asa bidimensional oscilando num escoamento uniforme. Com esse experimento foi possível observar e medir as características inerentes da aerodinâmica não estacionária tais como estol dinâmico e a histerese aerodinâmica. Apesar das dificuldades experimentais envolvidas e do equipamento não necessariamente adequado para tal experimento, foi possível obter resultados bastante importantes que capacitam o Laboratório de Aerodinâmica da EESC-USP a realizar ensaio em aerodinâmica não-estacionária.

Após as medidas da distribuição de pressão na linha de corda central da asa com perfil aerodinâmico NACA 0012 e posterior processamento dos resultados, foi possível chegar às seguintes conclusões:

- O estol dinâmico é um fenômeno cuja intensidade está diretamente relacionada com a intensidade da frequência de oscilação, em geral, frequências reduzidas induzem poucos efeitos no aumento de CL no pré-estol e estol. Já para frequências maiores esse aumento é bastante significativo com o surgimento de um vórtice que caminha ao longo da corda gerando sucção no extradorso da mesma.
- A histerese foi observada em todos os casos sendo mais intensa para frequências maiores. A histerese no caso estático não foi observada, pois não foram medidos todos os casos, somente os ângulos de ataque subindo até 24° . Devido ao baixo número de

Reynolds do experimento é esperado que ocorra histerese no pós-estol com recuperação imediatamente no pré-estol.

- É possível realizar experimentos em aerodinâmica não estacionaria com sensores de pressão ligados com tubulação curta, resultando numa demora de resposta muito pequena, no entanto o sistema requer uma calibração dinâmica para que esses efeitos sejam minimizados principalmente nos casos de altas frequências de oscilação.
- Os resultados aqui apresentados podem ser reproduzidos para outros aerofólios utilizando-se a mesma técnica experimental, esse procedimento será útil na análise de perfis aerodinâmicos de rotores de helicópteros onde o fenômeno do estol dinâmico esta sempre presente.

6.1-Sugestões para trabalhos Futuros

Utilizando-se o mesmo aparato experimental poderão ser realizados os seguintes trabalhos:

1. Análise de oscilações em torno de ângulos de ataque fora do estol;
2. Calibração dinâmica dos instrumentos;
3. Utilização de “*gurney flaps*” e “*droopin leading edg*” e no controle do estol dinâmico.
4. Utilizar os resultados como calibração de códigos computacionais em dinâmica dos fluidos não-estacionaria.

7- REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ALENCAR, W. V.,(2004), Adaptação de Distribuição Aerodinâmica para Uso em Cargas e Aeroelasticidade. Trabalho de Graduação ,ITA,2004.
- BUENO, A. P. F.,(2007), AND DORÍCIO, J. L. AND MARQUES, A. C. H. AND DE PAULA, I. B. AND CATALANO, F. M. AND GRECO JR., P. C. PRESSURE MEASUREMENTS OSCILLATORY NACA0012 AIRFOIL - EXPERIMENTAL AND COMPUTATIONAL RESULTS. COBEM-2007 19th International Congress of Mechanical Engineering. COBEM2007-1775, Brasília, DF, Brasil. 2007.
- CARREGARI, A. L., (2006), Estudo do escoamento de ar sobre a Carroceria de um Ônibus usando um programa de CFD e Comparação com Dados Experimentais. Dissertação (mestrado) – Escola de Engenharia de São carlos, Universidade Estadual de São Paulo.
- CATALANO, F. M., (1998), Projeto, Construção e Calibração de um túnel aerodinâmico de circuito aberto tipo N.P.L. de seção transversal hexagonal. 1998. Dissertação (mestrado)- Escola de Engenharia de São carlos, Universidade Estadual de São Paulo.
- COLLAR A.R., (1959), Aeroelasticity-Retrospect and Prospect. The Journal of the Royal Aeronautical Society, Vol.63, No.577, p.1-15.
- COTON F. N. AND GALBRAITH R. A. MCD., (1999), Na experimental study of dynamic stall on finite wing.The Aeronaltical Journal, vol. 103, nº 1023, may.
- DE FILIPPO, F. AND ALMEIDA, S. C. A., (1991), Erros Associados á Medida de Pressão em Escoamento Periódico. Universidade de São Paulo. X Congresso de iniciação Científica e Tecnológica em Engenharia, São Carlos 1991. Anais Ciete-91. p.487.
- DE MARQUI JR. CARLOS., (2004), Estudo Teórico e Experimental de um Controlador para

- Supressão de Flutter. Dissertação (Doutorado)- Universidade Estadual de São Paulo (USP).
- DSPACE, 2001, DS1103 PPC Contoller board, Installation and Configuration Guide, dSPACE, set. 2001.
- ENDRES, L. A. M. AND MOLLER, E. S. V., (1994), Estudo Experimental da Influência de Conexões entre Tomadas e Transdutores de Pressão. Anais do VIII SIBRAT, Simpósio Brasileiro sobre Tubulações e Vasos de Pressão, pp.416-424, Gramado, RS.
- FORSCHING, H., (1979), Aeroelastic Problems in Aircraft Design. Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Lecture series 08: A Survey of Aeroelastic Problems.
- FRIEDMANN, P. P., (1999), Renaissance of Aeroelasticity and Its Future. Journal of Aircraft, Vol.36, No.1, p.105-121.
- FUNG, Y.C., (1955), An Introduction to THE THEORY OF AEROELASTICITY. John Wiley & Sons Inc, Estados Unidos, 490p.
- FLEMING, G.A., (2002), Unified Instrumentation: Examining the Simultaneous Application of Advanced Measurement Techniques for Increased Wind Tunnel Testing Capability. In 22nd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, AIAA, Paper 2002-3244.
- GALBRAITH, R.A. MCD, GRACEY, M.W. AND LEITCH, E., (1992), Summary of pressure data for thirteen aerofoils on the University of Glasgow's aerofoil database, GU Aero Report: 9221.
- GARRICK I. E., (1976), Aeroelasticity-Frontiers and Beyond. 13th Von Karmam Lecture, J. of Aircraft, v.13, n.9, p.641-657.
- GARRICK, I. E. AND REED, W. H., (1981), Historical Development of Flutter. Journal of Aircraft, Vol.18, No.11, p.897-912.

- JACOBS E.N.; WARD, K.E. AND PINKERTON, R. M.(1933), The characteristics of related airfoil sections from test in the variable-density wind tunnel. Langley Memorial Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, V.A., Dezembro 1932. Report No.460.
- JONES, W. P. AND M.A., A.F.R.Ae.S.,(1953), Aerofoil Oscillations at High Incidences Mean. MINISTRY OF SUPPLY AERONAUTICAL RESEARCH COUNCIL REPORTS AND MEMORANDA. "Reports and Memoranda No. 2654", April, 1948.
- KAMAL, A. R. I., (1998), GONÇALVES M. M. AND BENEVENUTO F. J.(1998). Instrumentação Básica para Engenharia. Campinas, SP: Ed do autor.
- LEMES, R. C., (2004), Análise Experimental do Desempenho Aerodinâmico de Uma Asa com Flap, Cujo Elemento Principal Possui Bordo de Fuga Serrilhado. Dissertação (Mestrado)- Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos.
- McALISTER, K.W; CARR, L.W.; AND MCCROSKEY, J.W., (1978), Dynamic Stall Experiments on the NACA 0012 Airfoil. NASA, Scientific and Technical Information Office, January 1978.
- MCCROSKEY, W.J.; CARR, * L.W.; AND MCALISTER. K.W.,(1976), Dynamic Stall Experiments on Oscillating Airfoils. J U.S. Army Air Mobility R&D Laboratory, Moffett Field, Calif. Vol. 14, No. 1, J. 1976, AIAA JOURNAL.
- MCCAIN, E. W., (1984), Comparison of Analytical and Experimental Steady and Unsteady-Pressures Distributions at Mach Number 0.78 for a High-Aspect-Ratio Supercritical Wing Model With Oscillating Control Surfaces.
- MOSES, R. W., (1997), Vertical Tail Buffeting Alleviation Using Piezoelectric Actuators - Some Results of the Actively Controlled Response of Buffet- Affected Tails (ACROBAT) Program. Presented at SPIE's 4th Annual Symposium on Smart Structures and Materials,

- Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, Conference 3044, March 4-6, 1997, San Diego, CA.
- MOSES, R. W., (1997), Active Vertical Tail Buffeting on an F/A-18 in a Wind Tunnel. Aeroelasticity Branch, NASA Langley Research Center Hampton, VA 23681, USA.
- MOSES, R. W., (1997). "Spatial Characteristics of the Unsteady Differential Pressures on Vertical Tails of a Twin-Tailed Aircraft at High Angles of Attack with an Emphasis on Buffeting Alleviation," Ph.D. Dissertation, Stanford University, August.
- MUKHOPADHYAY V., (1998), Active Control Law for Flexible Aircraft. NASA Center for Aerospace Information (CASI). ASME Winter Annual Meeting, Chicago, IL, United States, Nov. 27-Dec. 2, 1988 , 19880101; JAN 1.
- NIVEN A. J. AND GALBRAITH R. A. MCD., (1997), Modeling Dynamic Stall Vortex Inception at Low Mach Numbers, The Aeronautical Journal, February 1997, Paper No. 2163.
- NOOR, A.K. AND VENNERI S.L., (1983), Flight-Vehicle Materials, Structures, and Dynamics-Assessment and Future Directions. The American Society of Mechanical Engineering, 511p.
- PEREIRA, N. C., (2005), Desenvolvimento de Sistemas de Controle Automático para Aumento da Estabilidade de Aeronaves com Ensaio em Túnel de Vento. Dissertação (mestrado) - Universidade Estadual de São Paulo (USP).
- RIVERA, A. J. JR., DANSBERRY, E. B., FARMER G. M., ECKSTROM V. C., SEIDEL A. D., AND BENNETT M. R., (1991), Experimental Flutter Boundaries with Unsteady Pressures Distributions for the NACA0012. NASA Center for Aerospace Information (CASI). NASA-TM-104072; NAS 1.15:104072; Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference,, Baltimore, MD, United States, 8-10 Apr. 1991 , 19910701; Jul

- RIVERA, A. J. JR., DANSBERRY E. B., BENNETT M. R., DURHAM H. M., AND SILVA A. W., (1992), NACA0012 Benchmark Model Experimental Flutter Results With Unsteady Pressures Distributions. NASA Center for Aerospace Information (CASI) NASA-TM-107581; NAS 1.15:107581; AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Dallas, TX, United States, 13-15 Apr. 1992 , 19920301; Mar1.
- SANDERS, B., EASTEP, F. E., AND FOSTER, E., (2003), Aerodynamic and Aeroelastic Characteristics of Wings whit Conformal Control Surface for Morphing Aircraft. Journal of Aircraft, Vol.40, No.1, pp 94-99.
- SOAVE JUNIOR, D N; LAURIA, DOUGLAS. (1992), Estudos das pressões atuantes sobre um perfil de asa imerso em escoamento de ar. In: CONGRESSO DE INICIACAO CIENTIFICA E TECNOLOGICA EM ENGENHARIA, 11., São Carlos, 1992. Anais Ciete-92. Sao Carlos; Cetepe, 1992. p.428
- STEVENS , B. L. AND LEWIS, F. L. (1992), Aircraft Control and Simulation, Jhon Wiley & Sons, New York, pg.51-52.
- STERN, F. , MUSTE, M., HOUSER D., WILSON, M. AND GHOSH , S., (2004), Measurement of Pressure Distribution and Forces Acting on an Airfoil. Mechanics of Fluids and Transfer Processes Laboratory Experiment #3.
- THEODORSEN, T. (1934). General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter. *NACA Report No. 496*, p.413-433.
- VUOLO, J.H., (1996), Fundamentos da teoria de erros. 2ed., Edgard Blucher.
- WASZAK, M. R. AND FUNG J., (1996), Parameter Estimation and Analysis of Actuators for the BACT Wind-Tunnel Model. AIAA-1996-3362, San Diego, CA, July 29-31, 1996, Technical Papers (A96-35084 09-08).
- WASZAK, M.R., (1998). Modeling the benchmark active technology wind-tunnel model for

active control design applications. NASA TP-1998-206270, jun.