UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS
ÁREA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

UM CONTROLADOR DE *FLUTTER* BASEADO EM LÓGICA DIFUSA

José Celso Rocha

Orientador: Prof. Dr. Eduardo Morgado Belo

Serviço de Pós-Gradução EESC/USP
EXEMPLAR REVISADO
Data de entrada no Serviço: 02/10/03
Ass.:

Tese apresentada à Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Doutor em Engenharia Mecânica.

EESC-USP Biblioteca CAMPUS DE S. CARLOS

São Carlos
2003

DEDALUS - Acervo - EESC
31100044227

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Licenciado **JOSÉ CELSO ROCHA**

Tese defendida e julgada em 23-06-2003 perante a Comissão Julgadora:

aprovado

Prof. Assoc. **EDUARDO MORGADO BELO (Orientador)**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

aprovado

Prof. Dr. **PAULO CELSO GRECO JUNIOR**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

aprovado

Profa. Assoc. **VILMA ALVES DE OLIVEIRA**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

Aprovado

Prof. Dr. **JOSÉ MANOEL BALTHAZAR**
(UNESP/Campus de Rio Claro)

Aprovado

Prof. Dr. **MAURICIO PAZINI BRANDÃO**
(Instituto de Estudos Aeroespaciais/IEA)

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

Profa. Assoc. **MARIA DO CARMO CALIJURI**
Presidente da Comissão de Pós-Graduação

À minha esposa, Carmen e a meus filhos
Natália, Rafael e Beatriz pelos momentos em que estive ausente.

A Deus que está sempre ao nosso lado.

AGRADECIMENTOS

Ao Prof. Dr Eduardo Morgado Belo por ter me oferecido a oportunidade de realizar este trabalho e por ter proporcionado as condições necessárias à sua execução.

Ao Prof. Dr Flávio Donizeti Marques, pelo incentivo e apoio dado nos momentos mais difíceis da realização deste trabalho.

Aos professores e técnicos da EESC, especialmente aos do Laboratório do Núcleo de Manufatura Avançada (NUMA), aos do Laboratório de Metrologia, aos do Laboratório de Aerodinâmica (LAE) e aos do Laboratório de Máquinas e Ferramentas (LAMAFE).

Aos colegas do Laboratório de Aeroelasticidade, Dinâmica de vôo e Controle – LADinC, em especial ao meu amigo Carlos De Marque Junior pela sua ajuda e companheirismo no desenvolvimento deste trabalho.

À Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo - FAPESP, pelo apoio financeiro concedido para o projeto.

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS iv
LISTA DE TABELAS x
LISTA DE SÍMBOLOS xi
RESUMO xv
ABSTRACT xvi

CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO 1
1.1 - O Fenômeno de *Flutter* 1
1.2 - Objetivo da Pesquisa e Metodologia a ser Empregada 2
1.3 - Organização da Tese 3

CAPÍTULO 2 – REVISÃO DA LITERATURA 5
2.1 - A Aeroelasticidade 5
2.2 - O *Flutter* 8
2.3 - A Aeroservoelasticidade 13
2.4 - A Lógica Difusa e suas Aplicações 21
2.5 - Conclusão da Revisão da Literatura 28

CAPÍTULO 3 - MODELO MATEMÁTICO DO SISTEMA DINÂMICO – ASA-DISPOSITIVO DE SUSTENTAÇÃO. 30
3.1 - O Modelo Físico da Asa-Dispositivo de Sustentação 30
3.2 - A Energia Cinética do Sistema 32
3.3 - A Energia Potencial do Sistema 34
3.4 - As Equações de Lagrange 35
3.5 - Aplicação do Princípio do Trabalho Virtual - Determinação das Forças Generalizadas 38
3.5.1 - Forças de amortecimento Estrutural 39
3.5.2 - Forças externas (aerodinâmicas) 40
3.6 - As Equações do Movimento 44

CAPÍTULO 4 - MODELO DIFUSO PARA O CONTROLE 48
4.1 - Breve Histórico 48
4.2 - O Controlador Difuso 52
4.2.1 - Interface de Difusificação 53
4.2.2 - Base de Conhecimento 54
4.2.3 - Procedimento de Inferência 56
4.2.4 - Dedifusificação 57
4.2.5 - Controlador Difuso Lingüístico ou Clássico 58
4.2.6 - Controlador Difuso Interpolativo 59
4.2.7 - Estratégias de Controle Difuso 60

CAPÍTULO 5 - DESCRIÇÃO DO SISTEMA EXPERIMENTAL 65
5.1 - Elementos do Ensaio Experimental 65
5.2 - Projeto do Dispositivo Elástico de Sustentação da Asa - DESA 80
5.2.1 - Análise via Resistência dos Materiais 81
5.2.2 - Análise via Elementos Finitos 86
5.2.3 - Análise Modal Experimental 91
5.2.4 - Comparações entre as Análises Realizadas para o DESA 95
5.3 - Caracterização do *Flutter* 96
5.3.1 - Simulação Computacional em Malha Aberta 96
5.3.2 - Análise Experimental em Malha Aberta 101
5.3.3 - Conclusão da Caracterização do *Flutter* 105

CAPÍTULO 6 - SUPRESSÃO ATIVA DE *FLUTTER* VIA LÓGICA DIFUSA 107
6.1 - Descrição do Controlador Difuso 107
6.2 - Simulação Computacional em Malha Fechada 114
6.3 - Montagem Experimental para o Controle 122
6.4 - Dinâmica do Controlador Difuso 128
6.5 - Ensaio Experimental para o Controle de *Flutter* 143

CAPÍTULO 7 - CONSIDERAÇÕES FINAIS..... 161
7.1 - Conclusão..... 161
7.2 - Sugestões para Trabalhos Futuros..... 163

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS 165

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1	Diagrama de Collar	6
Figura 2.2	Resultado do primeiro modelo de teste de *flutter* feito por Von Schippe (KEHOE, 1995)	11
Figura 2.3	Modelo de asa utilizada por BLOCK & STRGANAC (1998)	17
Figura 3.1	Esquema do sistema aeroelástico construído para ensaio em túnel de vento	31
Figura 3.2	Representação estrutural do sistema físico	31
Figura 3.3	Representação da distribuição de pressão na asa	41
Figura 4.1	Estrutura do controlador difuso	53
Figura 4.2	Variável lingüística no universo de discurso	54
Figura 4.3	Funções de pertinência triangulares e trapezoidais	54
Figura 4.4	Superposição das funções de pertinência	55
Figura 4.5	Exemplo do modelo difuso de Mamdani	59
Figura 4.6	Exemplo do modelo difuso de Takagi-Sugeno-Kang	60
Figura 4.7	Controlador difuso PI	61
Figura 4.8	Controlador difuso PD	62
Figura 4.9	Controlador difuso PID	63
Figura 5.1	Asa em alumínio	66
Figura 5.2	As duas metades da asa com alguns equipamentos em seu interior	67
Figura 5.3	Espaçadores e sobre metal	68
Figura 5.4	Dispositivo Elástico de Sustentação da Asa - DESA	69
Figura 5.5	Esquema de fixação para a barra central	70
Figura 5.6	Detalhes da superfície de controle (*flap*)	71
Figura5.7	Foto com detalhes do eixo que movimenta o *flap*	71
Figura 5.8	Fixações realizadas para movimentação do *flap*	72
Figura 5.9	Esquema para a conversão de linhas do encoder para graus e o controle PID	72
Figura 5.10	Detalhe do acelerômetro e seu posicionamento	73

Figura 5.11 Detalhes dos extensômetros (foto e esquema) 74
Figura 5.12 Caixa de conectores do sistema dSPACE 75
Figura 5.13 HBM 76
Figura 5.14 Vista aérea do túnel de vento 77
Figura 5.15 Esquema para determinação da velocidade dentro da câmara de ensaio do túnel de vento 78
Figura 5.16 Martelo de impacto e o amplificador à esquerda da foto 79
Figura 5.17 Sistema com o uso da placa ACE 79
Figura 5.18 Esquema da base inercial construída por baixo da câmara de ensaio do túnel de vento 80
Figura 5.19 Forças e momentos agindo no movimento de torção 82
Figura 5.20 Forças agindo no movimento de flexão 83
Figura 5.21 Esquema do sistema completo (DESA e asa) para o modelamento em elementos finitos 86
Figura 5.22 Primeiro modo de flexão determinado por elementos finitos a 1,64 Hz. 89
Figura 5.23 Primeiro modo de torção determinado por elementos finitos a 2.42 Hz 89
Figura 5.24 Segundo modo de flexão determinado por elementos finitos a 15,91 Hz 90
Figura 5.25 Primeiro modo de flexão da barra central determinado por elementos finitos a 27,62 Hz 90
Figura 5.26 Modo de flexão das hastes determinado por elementos finitos a 46,27 Hz 90
Figura 5.27 Esquema do sistema completo (conjunto DESA e a asa) 91
Figura 5.28 Discretização da barra central para a realização da análise modal 92
Figura 5.29 Montagem experimental para a realização da análise modal 92
Figura 5.30 Gráficos de três FRFs medidas durante a análise modal 93
Figura 5.31 Primeiro modo de flexão determinado pelo ERA a 1,16 Hz 94
Figura 5.32 Primeiro modo de torção determinado pelo ERA a 2,63 Hz 94
Figura 5.33 Segundo modo de flexão determinado pelo ERA a 15,6 Hz 94

Figura 5.34	Primeiro modo de flexão da barra central determinado pelo ERA a 30,8 Hz	95
Figura 5.35	Resposta em freqüência para velocidade de 10m/s	98
Figura 5.36	Resposta em freqüência para velocidade de 15m/s	98
Figura 5.37	Resposta em freqüência para velocidade de 18m/s	99
Figura 5.38	Resposta em freqüência para velocidade de 20m/s	99
Figura 5.39	Resposta em freqüência para velocidade de 22m/s	100
Figura 5.40	Resposta em freqüência para velocidade de 25 m/s	100
Figura 5.41	Esquema da montagem experimental para caracterização de *flutter*	101
Figura 5.42	Resposta em freqüência para velocidade de 9,9m/s	102
Figura 5.43	Resposta em freqüência para velocidade de 15,3m/s	102
Figura 5.44	Resposta em freqüência para velocidade de 18,4m/s	103
Figura 5.45	Resposta em freqüência para velocidade de 20,8m/s	103
Figura 5.46	Resposta em freqüência para velocidade de 22,4m/s	104
Figura 5.47	Resposta em freqüência para velocidade de 24,7m/s	104
Figura 5.48	Resposta em freqüências para várias velocidades mostrando o acoplamento dos modos - Simulação Computacional	105
Figura 5.49	Respostas em freqüências para várias velocidades mostrando o acoplamento dos modos - Resultados Experimentais	106
Figura 6.1	Controlador difuso PD	108
Figura 6.2	Controlador Difuso com ganhos para as variáveis de entrada e saída	109
Figura 6.3	Funções de pertinência para erro e	111
Figura 6.4	Funções de pertinência para a variação do erro Δe	111
Figura 6.5	Funções de pertinência para a variável de controle δ_{cd}	112
Figura 6.6	Superfície de decisão para o modelo Mamdani	114
Figura 6.7	Superfície de decisão para o modelo TSK	114
Figura 6.8	Diagrama de Blocos Representando o sistema em malha fechada	115
Figura 6.9	Resposta para variável θ (modelo Mamdani com velocidade de 25 m/s)	116

Figura 6.10 Atuação do controlador (modelo Mamdani com velocidade de 25m/s) 116
Figura 6.11 Resposta para a variável θ (modelo Mamdani com velocidade de 27 m/s) 117
Figura 6.12 Atuação do controlador (modelo Mamdani com velocidade de 27 m/s) 117
Figura 6.13 Resposta para a variável θ (modelo Mamdani com velocidade de 30 m/s) 118
Figura 6.14 Atuação do controlador (modelo Mamdani com velocidade de 30 m/s) 118
Figura 6.15 Resposta para a variável θ (modelo TSK com velocidade de 25 m/s) 119
Figura 6.16 Atuação do controlador (modelo TSK com velocidade de 25 m/s) 119
Figura 6.17 Resposta para a variável θ (modelo TSK com velocidade de 27 m/s) 120
Figura 6.18 Atuação do controlador (modelo TSK com velocidade de 27 m/s) 120
Figura 6.19 Resposta para a variável θ (modelo TSK com velocidade de 30 m/s) 121
Figura 6.20 Atuação do controlador (modelo TSK com velocidade de 30 m/s) 121
Figura 6.21 Esquema de montagem do conjunto – Base inercial, DESA e asa dentro da câmara de ensaios do Túnel de vento 123
Figura 6.22 Foto do conjunto montado na câmara de ensaio 123
Figura 6.23 Esquema das conexões do acelerômetro 124
Figura 6.24 Esquema das conexões dos extensômetros 125
Figura 6.25 Posição e conexões do motor elétrico 125
Figura 6.26 Medição de velocidade de escoamento 126
Figura 6.27 Esquema completo da montagem experimental 126
Figura 6.28 Fotos da montagem experimental da câmara de ensaios 127
Figura 6.29 Tratamento do sinal de entrada 128

Figura 6.30 Esquema parcial do sistema de controle 129
Figura 6.31 Esquema parcial do sistema de controle com o motor 129
Figura 6.32 Controlador PID para o motor 130
Figura 6.33 Sistema dinâmico construído no ambiente SIMULINK® 130
Figura 6.34 Sinal do motor seguindo uma entrada senoidal 131
Figura 6.35 Gráficos para ajuste do controlador Mamdani tipo PD – velocidade de 9,8 m/s 133
Figura 6.36 Gráficos para ajuste do controlador Mamdani tipo PD – velocidade de 15,3 m/s 134
Figura 6.37 Gráficos para ajuste do controlador Mamdani tipo PD – velocidade de 18,8 m/s 135
Figura 6.38 Gráficos para ajuste do controlador Mamdani tipo PD – velocidade de 20,8 m/s 136
Figura 6.39 Gráficos para ajuste do controlador Mamdani tipo PD – velocidade de 22,4 m/s 137
Figura 6.40 Gráficos para ajuste do controlador TSK tipo PD – velocidade de 9,9 m/s 138
Figura 6.41 Gráficos para ajuste do controlador TSK tipo PD – velocidade de 15,3 m/s 139
Figura 6.42 Gráficos para ajuste do controlador TSK tipo PD – velocidade de 18,4 m/s 140
Figura 6.43 Gráficos para ajuste do controlador TSK tipo PD – velocidade de 20,8 m/s 141
Figura 6.44 Gráficos para ajuste do controlador TSK tipo PD – velocidade de 22,4 m/s 142
Figura 6.45 Sinal de extensômetro de flexão na velocidade de *flutter* 143
Figura 6.46 Sinal do extensômetro de torção na velocidade de *flutter* 144
Figura 6.47 Atuação do controlador Mamdani para a velocidade de *flutter* – 26,1 m/s 146
Figura 6.48 Atuação do controlador TSK para a velocidade de *flutter* – 24,7 m/s 147

Figura 6.49 Sinal da entrada erro do controlador Mamdani para a velocidade de *flutter* – 26,1 m/s 148

Figura 6.50 Sinal de entrada variação do erro, Δe, do controlador Mamdani para a velocidade de *flutter* – 26,1 m/s 149

Figura 6.51 Sinal da saída δ_{cd}, do controlador Mamdani para a velocidade de *flutter* – 26,2 m/s 149

Figura 6.52 Sinal da entrada erro do controlador TSK para a velocidade de *flutter* – 24.7 m/s 150

Figura 6.53 Sinal da entrada variação do erro Δe, do controlador TSK para a velocidade de *flutter* – 24,7 m/s 150

Figura 6.54 Sinal da saída δ_{cd}, do controlador TSK para a velocidade de *flutter* – 24,7 m/s 151

Figura 6.55 Atuação do controlador Mamdani para a velocidade de *flutter* – 27,1 m/s 152

Figura 6.56 Atuação do controlador Mamdani para a velocidade de *flutter* – 28,6 m/s 153

Figura 6.57 Atuação do controlador Mamdani para a velocidade de *flutter* – 29,5 m/s 154

Figura 6.58 Atuação do controlador Mamdani para a velocidade de *flutter* – 30,2 m/s 155

Figura 6.59 Atuação do controlador TSK para a velocidade de *flutter* – 26,3 m/s 156

Figura 6.60 Atuação do controlador TSK para a velocidade de *flutter* – 27,1 m/s 157

Figura 6.61 Atuação do controlador TSK para a velocidade de *flutter* – 28,6 m/s 158

Figura 6.62 Atuação do controlador TSK para a velocidade de *flutter* – 30,2 m/s 159

LISTA DE TABELAS

Tabela 4.1	Modelo para a base de regras	56
Tabela 5.1	Valores para o DESA	85
Tabela 5.2	Valores estimados de rigidez e freqüência de flexão e torção, determinados por Resistência dos Materiais	86
Tabela 5.3	As freqüências naturais do sistema e suas descrições, determinadas por elementos finitos	88
Tabela 5.4	Valores de rigidez de flexão e torção, determinados a partir do modelo de elementos finitos	89
Tabela 5.5	As freqüências naturais do sistema, identificadas na análise modal.	93
Tabela 5.6	Parâmetros para simulação computacional	97
Tabela 5.7	Valores dos coeficientes aerodinâmicos utilizados na simulação computacional	97
Tabela 6.1	Termos lingüísticos para a variável erro e	109
Tabela 6.2	Termos lingüísticos para a variável variação do erro Δe	110
Tabela 6.3	Termos lingüísticos para a variável de controle δ_{cd}	110
Tabela 6.4	A base de regras	112

LISTA DE SÍMBOLOS

A	Matriz de estado
A_1 A_2	Coeficientes do polinômio utilizado para a variável de saída do modelo TSK
$A_{i,n}$	Conjunto difuso
B	Matriz de entrada
b	Largura da barra retangular (m)
$\mathbf{B_0}$ $\mathbf{B_1}$ $\mathbf{B_2}$	Matrizes de controle
c	Corda da asa (m)
$\bar{c}$	Corda média da asa (m)
C_i C_j	Conjunto difuso
C_{L_α}	Coeficiente de sustentação
C_{M_α}	Coeficiente de momento
C_n	Matriz de amortecimento
$\mathbf{D_a}$	Matriz de amortecimento aerodinâmico
$\mathbf{D_e}$	Matriz de amortecimento estrutural
E	Módulo de elasticidade para flexão
e	Erro entre o sinal de referência e o sinal de saída do sistema dinâmico
e_1	Distância do eixo elástico ao centro de gravidade da asa sem a superfície de controle (m)
e_2	Distância do eixo elástico ao centro de gravidade da superfície de controle (m)
e_h	Distância do eixo elástico ao eixo de dobradiça da superfície de controle (m)
e_δ	Distância do eixo de dobradiça ao centro da superfície de controle (m)
d	Diâmetro da barra circular (m)
F	Força perpendicular ao vetor **r** na torção do DESA, força de flexão total do DESA (N)

F_C	Força de flexão aplicada às hastes circulares (N)
G	Módulo de elasticidade transversal para torção
h	Deslocamento vertical (m), espessura da barra retangular (m)
H_δ	Momento da superfície de controle
I	Momento de inércia em relação ao centro de gravidade do corpo
I_1	Momento de inércia da massa m_1 em relação ao eixo elástico
I_2	Momento de inércia da massa m_2 em relação ao eixo elástico
I_θ	Momento de inércia do sistema
K_0	Constante do polinômio utilizado para a variável de saída do modelo TSK
$\mathbf{K}_a$	Matriz de rigidez aerodinâmica
$\mathbf{K}_e$	Matriz de rigidez estrutural, ganho para a variável erro do controlador difuso
K_h	Constante de rigidez de flexão (N/m)
K_δ	Constante de rigidez de dobradiça
K_θ	Constante de rigidez de torção (Nm)
$K_{\Delta e}$	Ganho para a variável variação do erro do controlador difuso
$K_{\delta cd}$	Ganho para a variável de saída do controlador difuso
l(x)	Distância entre o eixo elástico e o ponto onde se mede o ângulo de ataque
L	Força de sustentação (N), comprimento da haste circular e da barra central (m)
m	Massa do aerofólio (kg)
m_1	Massa do aerofólio sem a superfície de controle (kg)
m_2	Massa da superfície de controle (kg)
$\mathbf{M}_a$	Matriz aerodinâmica de massa
M_b	Momento torcional aplicado na barra central
M_h	Momento torçor nas hastes circulares
$\mathbf{M}_e$	Matriz estrutural de massa
$\mathbf{M}_g$	Matriz de acoplamento de massa
M_p	Momento aerodinâmico de arfagem (Nm)
M_T	Matriz torçor total
Q_n	Forças externas generalizadas

Símbolos Gregos:

α	Ângulo de ataque (rad)
δ	Vetor de entrada da superfície de controle
δ_c	Ângulo da superfície de controle (rad), sinal de saída do atuador
δ_{cd}	Sinal de saída do controlador difuso
δn	Deslocamentos virtuais das coordenadas generalizadas
δU	Variação da energia resultante do deslocamento virtual (J)
δW	Trabalho virtual total das forças (Nm)
δW_e	Trabalho virtual das forças externas (Nm)
δW_{in}	Trabalho virtual das forças inerciais (Nm)
δ_z	Deslocamento virtual normal à superfície da asa
Δe	Variação do erro
η_3	Coeficiente de forma
φ	Ângulo de torção (rad)
κ	Freqüência reduzida
μ	Grau de Pertinência
v	Deslocamento vertical (m)
θ	Ângulo de arfagem (rad)
θ_Γ	Ângulo da plataforma fixa na base inercial (rad)
ρ	Massa específica (kg/m^3)
w_h	Freqüência de oscilação de translação (flexão) (rad/s)
w_θ	Freqüência de oscilação de rotação (torção) (rad/s)
$\boldsymbol{\omega}$	Vetor de distúrbios
$\boldsymbol{\Psi}$	Vetor de coordenadas generalizadas
ζ_h	Coeficiente de amortecimento de deslocamento vertical
ζ_θ	Coeficiente de amortecimento de arfagem
ζ_δ	Coeficiente de amortecimento da superfície de controle

RESUMO

ROCHA, J. C. (2003). *Um controlador de flutter baseado em lógica difusa.* São Carlos 173p. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.

O controle de *flutter* é um problema cuja solução é almejada ao longo de décadas e que ainda se apresenta como um desafio considerável. Os desafios residem basicamente no projeto de dispositivos de atuação eficientes e na síntese das leis de controle. A lógica difusa se mostra como uma técnica promissora e efetiva de controle. Neste trabalho é proposto um controlador difuso para o controle de *flutter* em uma asa com aerofólio do tipo NACA 0012, tendo como superfície de controle um flap. Este modelo físico é acoplado a um dispositivo elástico de sustentação da asa – DESA, que possibilita os movimentos de arfagem e deslocamento vertical. Para o desenvolvimento do modelo matemático são utilizadas as Equações de Lagrange e o Princípio do Trabalho Virtual. A determinação dos parâmetros estruturais do conjunto ASA/DESA é realizada a partir de um modelo em elementos finitos e de uma análise modal experimental. Os modos de vibrar são determinados através do ERA - *Eigensystem Realization Algorithm.* O estudo da atuação do controlador difuso é realizado através de simulação computacional e de análise experimental. Dois modelos difusos são utilizados na construção do controlador, o de Mamdani e o de Takagi-Sugeno-Kang. Os resultados obtidos mostram que o controlador difuso, para os dois modelos, é bastante eficiente no controle do *flutter*.

Palavras-chaves: aeroservoelasticidade, *flutter*, lógica difusa, controle.

ABSTRACT

ROCHA, J. C. (2003). *A fuzzy controller based on fuzzy logic.* São Carlos 173p. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo (In Portuguese).

Flutter control is a problem for which solution has been longed for decades and still is a considerable challenge. The challenges reside basically in the development of devices with efficient performance and in the synthesis of the control laws. Fuzzy logic appears as a promising and effective technique of control. In this work, a fuzzy controller is proposed for flutter control of a wing with NACA 0012 airfoil section, having as control surface a trailing edge flap. This physical model is coupled to the elastic support device of the wing - DESA, which allows plunge and pitch displacements. For the development of the mathematical model, the Lagrange Equations and the Principle of the Virtual Work are used. The determination of the structural parameters of the Wing/DESA device is accomplished starting from a finite element model and from an experimental modal analysis. The vibrating modes are obtained using the Eigensystem Realization Algorithm - ERA. The study of the fuzzy controllers performance is accomplished through simulation and experimental analysis. Two fuzzy models are used for the controller: the Mamdani and the Takagi-Sugeno-Kang. The results show that both fuzzy controllers are quite efficient in the control of flutter.

Keywords: aeroservoelasticity , flutter, fuzzy logic, control.

CAPÍTULO 1 – INTRODUÇÃO

1.1 – O Fenômeno de *Flutter*

Fenômenos aeroelásticos vêm sendo identificados em aeronaves desde os primeiros vôos, conforme relatado em COLLAR (1959), ASHLEY (1970), GARRICK (1976), GARRICK & REED (1981) e FRIEDMANN (1999).

A procura por melhor desempenho influencia o desenvolvimento de projetos de aeronaves no sentido de otimizar os elementos estruturais, o que leva à construção de aeronaves cada vez mais leves, porém, conseqüentemente, mais flexíveis. O resultado é que os deslocamentos sofridos em flexão e torção podem ser relativamente grandes.

O escoamento sobre um corpo aerodinâmico causa cargas aerodinâmicas que provocam deformação na estrutura, por esta ser flexível, alterando a forma da superfície aerodinâmica e, conseqüentemente, mudanças no carregamento acontecem, gerando-se assim novas cargas e por conseqüência novas deformações.

A aeroelasticidade é a área da ciência aeronáutica que trata das interações fluído-estrutura. Os fenômenos aeroelásticos envolvem interações entre forças inerciais, aerodinâmicas e elásticas, sendo dividido em duas áreas de estudo, o fenômeno aeroelástico estático e o fenômeno aeroelástico dinâmico.

O fenômeno aeroelástico estático é caracterizado pela interação entre as forças aerodinâmicas e as forças elásticas atuantes no sistema e o fenômeno aeroelástico dinâmico caracteriza-se por considerar também a interação das forças inerciais e dos efeitos não estacionários das forças aerodinâmicas.

Flutter é um fenômeno de instabilidade dinâmica que envolve interações de forças aerodinâmicas, elásticas e de inércia (BISPLINGHOFF et al, 1955; FUNG, 1955; BISPLINGHOFF & ASHLEY, 1962; DUPRIEZ, 1992 e FUNG, 1993).

Entre as possíveis soluções para o problema de *flutter* destacam-se o projeto e a aplicação de sistemas de controle ativo. Outras soluções existem, mas envolvem técnicas passivas como modificações estruturais e aerodinâmicas ou balanço de massa (HEEG, 1993).

O estudo do controle ativo de *flutter* vem sendo realizado de várias formas ao longo das últimas décadas. Dentre estas formas, pode-se citar superfícies de controle de bordo de fuga, fontes sonoras e estruturas inteligentes. Do ponto de vista da síntese da lei de controle ativo, existe uma concentração de estudos nas leis de controle clássica e moderna, como se pode observar nos trabalhos realizados por BORGGAARD et al. (1995), BERAN & MORTON (1997), ANDRIGHETTONI & MANTEGAZZA (1998), VIPPERMAN et al. (1998), BLOCK & STRGANAC (1998), O'NEIL & STRGANAC (1998), FRIEDMANN (1999), MUKHOPADHYAY (1999) e KIM & LEE (2000).

Recentemente o uso de técnicas como lógica difusa, redes neurais e algoritmos genéticos tem despertado muito interesse na comunidade científica, mas ainda a aplicação delas no controle ativo de *flutter* é incipiente. Entretanto as pesquisas sobre a aplicação destas novas técnicas em outras áreas de dinâmica estrutural, em especial em sistemas dinâmicos que apresentam não-linearidades, incertezas estruturais, informações imprecisas, ou ainda apresentam modelo matemático complexo, tem mostrado ser de grande utilidade.

1.2 – Objetivo da Pesquisa e Metodologia a ser Empregada

O objetivo desta pesquisa é o de utilizar os princípios da lógica difusa na construção de um controlador difuso para a supressão de *flutter*, tendo como superfície de controle um *flap*.

A lógica difusa proporciona um tratamento adequado para sistemas com incertezas de dados ou modelos aproximados, possibilitando um modelo realista e

flexível de tais sistemas, utilizando, para isto, as declarações lingüísticas que podem ser tratadas matematicamente (OLIVEIRA Jr., 1999)

A metodologia empregada é a de implementar computacionalmente o controlador difuso no ambiente MATLAB® através do SIMULINK® e posteriormente realizar uma simulação computacional e um ensaio experimental, analisando-se a atuação do controlador difuso.

Para o ensaio experimental, realizado no túnel de vento do Laboratório de Aerodinâmica - LAE da EESC-USP, foi construída uma asa rígida com aerofólio do tipo NACA 0012 que foi fixada a um dispositivo que permite o acoplamento dos modos de flexão e de torção em uma freqüência específica em que o fenômeno de *flutter* ocorre.

Nos ensaios experimentais foram utilizados sensores, atuadores, equipamentos de aquisição de sinais analógicos e digitais, software específico para a realização do controle, etc., de forma a instrumentar o conjunto asa e dispositivo que permite o aparecimento do *flutter*, possibilitando a análise do fenômeno e a respectiva atuação do controlador difuso.

1.3 – Organização da Tese

Esta tese está dividida em sete capítulos, que serão descritos a seguir. Este primeiro capítulo apresenta uma introdução ao fenômeno de *flutter*, os objetivos da tese e a metodologia a ser empregada, para a construção e análise de um controlador difuso.

O capítulo dois apresenta uma revisão da literatura, abordando os principais temas relacionados ao controle de *flutter* e à lógica difusa.

O capítulo três apresenta o modelo físico e seu modelamento matemático.

O capítulo quatro apresenta o controlador difuso em linhas gerais e as leis de controle.

O capítulo cinco descreve todos os elementos do ensaio experimental e a caracterização do *flutter* via simulação computacional e via ensaio experimental.

O capítulo seis descreve o controlador difuso proposto e a sua dinâmica, a montagem experimental e os resultados experimentais obtidos.

O capítulo sete apresenta uma discussão sobre os resultados da simulação computacional e dos obtidos no ensaio experimental e as principais conclusões relacionadas ao estudo realizado, além de sugestões para trabalhos futuros.

CAPÍTULO 2 – REVISÃO DA LITERATURA

2.1 – A Aeroelasticidade

No desenvolvimento de modernas aeronaves, os problemas aeroelásticos têm afetado, além do seu projeto aerodinâmico e estrutural, o seu desempenho. Efeitos aeroelásticos são o resultado de interações mútuas de forças aerodinâmicas, estruturais inerciais e elásticas, isto é, forças aerodinâmicas induzidas por e/ou induzindo deformações estáticas ou dinâmicas da estrutura. Se a estrutura, quando exposta a um escoamento de ar, permanece perfeitamente rígida, não existem problemas aeroelásticos. No entanto as estruturas das aeronaves são flexíveis e, quando expostas ao escoamento de ar, esta flexibilidade é fundamentalmente responsável por vários tipos de fenômenos aeroelásticos, dentre eles o *flutter*.

A questão da instabilidade aeroelástica surge quando a deformação estrutural induz forças aerodinâmicas adicionais e estas forças aerodinâmicas produzem, em troca, deformações estruturais também adicionais, que novamente irão induzir forças aerodinâmicas ainda maiores.

Para se minimizar os fenômenos aeroelásticos em aeronaves, pode-se adicionar massa, rigidez ou amortecimento em sua estrutura, de forma a diminuir ou aumentar as freqüências naturais ou aumentar o amortecimento. Estas soluções em geral aumentam o peso da aeronave, o que não é aconselhável.

Assim, a investigação aeroelástica durante o desenvolvimento de uma aeronave faz parte de um processo de otimização estrutural, em que a configuração final da superfície de sustentação é uma das mais importantes decisões do projeto (FÖRSCHING, 1979). Portanto projetar uma aeronave minimizando os fenômenos aeroelásticos e prevendo instabilidades aeroelásticas, como o *flutter* ou divergências

na superfície de sustentação não é um processo que pode facilmente ser reduzido à regras simples.

Pode-se dividir os fenômenos aeroelásticos em duas categorias, estático e dinâmico.

A análise do problema aeroelástico estático é caracterizada por algumas simplificações, isto é, nas equações do movimento, o tempo não aparece como variável independente e as forças inerciais de vibração não estão presentes. As forças aerodinâmicas podem ser baseadas no conhecimento do escoamento em regime permanente ou livre, ao invés de fundamentar-se numa teoria de escoamento perturbado, que deve ser aplicada ao tratamento do problema aeroelástico dinâmico. Analisando o diagrama de Collar, figura 2.1, (COLLAR, 1946) pode-se dizer que o fenômeno aeroelástico estático vem da interação entre as forças aerodinâmicas e as forças elásticas atuantes no sistema.

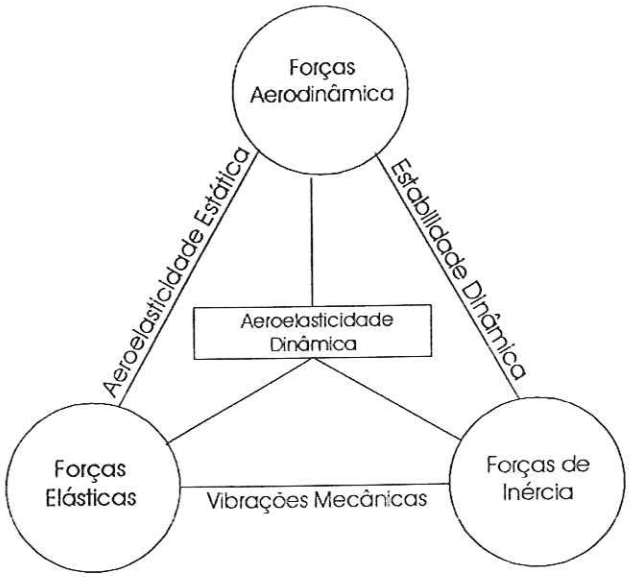


Figura 2.1 – Diagrama de Collar

As forças de maior influência no problema aeroelástico estático podem ser divididas em duas classes principais. A primeira refere-se à distribuição do carregamento aerodinâmico na asa e a segunda refere-se à eficácia do controle e de efeitos aeroelásticos na estabilidade estática da aeronave. O problema aeroelástico estático mais comum é o da divergência torcional da asa. Segundo BISPLINGHOFF

et al. (1955), o possível primeiro caso de uma aeronave afetada por problemas aeroelásticos estáticos foi o do professor Samuel P. Langley, na tentativa de atravessar o rio Potomac em seu monoplano *tandem*. Na época do vôo, início do século XX, alguns autores sugeriram que a falha ocorreu devido à falta de rigidez estrutural nas pontas das asas, resultando no fenômeno chamado divergência. BISPLINGHOFF et al. (1955) definem divergência como uma instabilidade estática da superfície de sustentação de uma aeronave em vôo, ou ainda como *flutter* em freqüência zero. COLLAR (1959) cita que alguns anos após a 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 estruturais. Na época este problema contribuiu para que os biplanos tivessem hegemonia na construção de aeronaves.

O problema aeroelástico dinâmico, por sua vez, é caracterizado pela presença de forças inerciais e aerodinâmicas oscilatórias. A exatidão com que se pode prever o comportamento aeroelástico dinâmico de uma aeronave depende em muito das suposições adotadas na estruturação teórica e dos dados necessários para uma boa previsão do fenômeno.

Pode-se ressaltar três problemas aeroelásticos dinâmicos, o *Buffeting*, as cargas de rajadas de vento e o *flutter*.

O termo *Buffeting* é aplicado em aeroelasticidade para o fenômeno de oscilações irregulares da aeronave ou de seus componentes estruturais, causadas por movimentos turbulentos do ar ou pela separação de escoamento em torno da própria aeronave.

As cargas de rajadas de vento ocorrem devido à presença de fluxos atmosféricos que modificam o carregamento nas superfícies de sustentação. As componentes de velocidade deste fluxo perpendiculares à componente de velocidade do escoamento sobre a superfície de sustentação alteram o ângulo de ataque efetivo das superfícies e, por sua vez, a sustentação.

Flutter, foco principal desta Tese, é o mais importante problema aeroelástico dinâmico e a condição de que não ocorra nos regimes de vôo é sempre uma das principais exigências no projeto de aeronaves. A seguir faz-se um estudo sobre o fenômeno e o estado da arte na atualidade.

2.2 - O *Flutter*

Flutter é uma oscilação instável auto-excitada resultante da interação entre forças fluidodinâmicas, de deformações estruturais e inerciais.

Flutter, segundo WRIGHT (1992), é uma condição onde componentes da aeronave, a asa, por exemplo, ou a aeronave toda, exibem oscilações de sustentação própria para uma certa velocidade frontal, que neste caso é denominada velocidade crítica de *flutter*. A velocidades abaixo da velocidade crítica, qualquer vibração dinâmica estrutural inicial é amortecida, enquanto que a velocidades acima da velocidade crítica, qualquer perturbação dinâmica estrutural crescerá, levando, quando não for limitada por comportamento estrutural ou dinâmico não-linear, à falha estrutural.

Segundo BISPLINGHOFF et al. (1955) *flutter* é uma instabilidade aerodinâmica de um corpo elástico quando sujeito a um escoamento de ar, ocorrendo mais comumente em corpos com grandes cargas aerodinâmicas de sustentação, como por exemplo asas, empenagens e superfícies de controle.

A classificação dos vários tipos de *flutter* está diretamente relacionada à natureza dos principais componentes estruturais afetados (FÖRSCHING, 1979).

O ***flutter* clássico** está associado com o escoamento potencial e, usualmente, mas não necessariamente, envolve o acoplamento de dois ou mais graus de liberdade. O *flutter* não clássico, que é difícil de ser analisado com base apenas na teoria, pode envolver separação de escoamento, escoamento periódico, condições de stall, e vários efeitos de atraso no tempo entre as forças aerodinâmicas e o movimento. O mais significativo tipo de *flutter* clássico é o escoamento em torno de uma asa considerada como um escoamento potencial não separável. *Flutter* de flexão-torção, flexão-*aileron* e torção-*aileron* são tipos de *flutter* com dois graus de liberdade envolvidos (modos de vibração). Quando a asa curva e torce e os *ailerons* são significativamente envolvidos, temos o *flutter* denominado de flexão-torção-*aileron*.

Embora o *flutter* seja restrito a superfícies de sustentação, a fuselagem, em companhia das instabilidades de *flutter*, pode afetar significativamente a velocidade crítica. O ***tail flutter*** surge do comportamento elástico da fuselagem e normalmente envolve um grande número de graus de liberdade.

Outro tipo de *flutter* aparece em aeronaves que levam munições externamente. Este *flutter* é denominado **wing-with-store *flutter***. A adição de casulos externos à aeronave provoca significativas mudanças nas características dinâmicas e freqüentemente efeitos adversos nas propriedades de *flutter* causam drásticas reduções na velocidade crítica. Um outro problema é que são vários os tipos de casulos.

Em velocidades muito altas de vôo, o esfoliamento da fuselagem pode exibir um tipo de *flutter* que está associado ao deslocamento do painel na direção normal a esta superfície. Este *flutter* é chamado de ***panel flutter*** e difere do *flutter* convencional pelo menos por dois aspectos: é um fenômeno inteiramente supersônico e as não-linearidades estruturais, associadas com os limites aerodinâmicos, tendem a limitar fortemente as amplitudes de *flutter*. Estas limitações causam falhas nos modos estruturais e explosivas fraturas na superfície da aeronave.

Um outro tipo de *flutter* que ocorre no escoamento potencial é o ***Propeller-rotor/whirl flutter***. O mecanismo básico na instabilidade *whirl flutter* é o acoplamento giroscópio de *pitch* e *yaw* no sistema de hélice.

Um tipo não clássico de *flutter* associado ao escoamento separável é chamado de ***stall flutter***. O *stall flutter* pode ocorrer em uma superfície de sustentação, quando esta opera com alto ângulo de ataque no escoamento durante, ao menos, parte de cada ciclo de oscilação. Ele ocorre principalmente no *flutter* de um grau de liberdade em uma oscilação torcional, e um grande número de parâmetros pode ter enorme influência neste fenômeno de *flutter* entre eles podemos citar, número de Reynolds, freqüência reduzida, localização do eixo torcional, forma do aerofólio e algumas amplitudes de oscilações. Todos estes parâmetros, as não-linearidades aerodinâmicas e o escoamento separável complicam imensamente uma previsão teórica do fluter para este caso.

Segundo COLLAR (1959), a primeira investigação quantitativa de um fenômeno aeroelástico é atribuída a Lanchester, durante a Primeira Guerra Mundial. Segundo BISPLINGHOFF et al. (1955), Lanchester descobriu, juntamente com Bairstow, que a fuselagem e a empenagem tinham dois modos principais de vibrar em baixa freqüência. Em um modo os profundores oscilavam defasados em 180°; no outro a fuselagem oscilava em um modo de torção. Lanchester reconheceu e

descreveu dois importantes conceitos: 1) as oscilações não eram resultados de ressonâncias induzidas por fontes de vibração (motor, por exemplo), mas sim auto-excitadas; 2) um aumento da rigidez torcional dos profundores, através da instalação de um tubo interligando-os, poderia resolver o problema. Durante a investigação de Lanchester, provavelmente surgiu a primeira análise teórica sobre *flutter* realizada por Leonard Bairstow.

Segundo De Marqui, et al. (2001), logo após o final da Segunda Guerra Mundial, desenvolveram-se pesquisas sistemáticas na Holanda sobre *flutter*. Nas investigações feitas por von Baumhauer e Koning, em 1923, conclui-se que o balanceamento de massa deveria eliminar o problema de *flutter* de *aileron*. Nesta mesma década alguns pesquisadores, seguindo orientação do Comitê Britânico de Pesquisas Aeronáuticas, passaram a utilizar modelos simplificados (em escala) em túneis de vento, para determinar a velocidade crítica de *flutter*. Destaca-se também o surgimento de conceitos como: o modo de vibrar; o de similaridade entre o modelo e o protótipo em escala real, sendo necessário haver similaridade na geometria, distribuições elásticas e de massa.

Na década de 1930, vários casos de *flutter* em asa, de *aileron* e de empenagem foram relatados. Este fato se deve principalmente ao ressurgimento dos monoplanos com asas com superfícies pré-tensionadas (COLLAR, 1959), mas sem tecnologia suficiente para conseguir a mesma rigidez obtida nas estruturas de ligação das asas dos biplanos.

Um fato importante na década de 1930 é a teoria de Theodorsen. THEODORSEN (1934) desenvolve uma das mais importantes teorias sobre *flutter*, que até hoje é utilizada com muita freqüência por vários pesquisadores da área. Em seu trabalho, determinou-se as forças aerodinâmicas sobre um aerofólio, oscilando ou sobre a combinação *aerofólio-aileron* com três graus de liberdade. Conhecidas as forças aerodinâmicas, o mecanismo de aeroelasticidade passou a ser analisado em detalhes. Separou-se a parte não-circulatória do potencial de velocidades da parte circulatória associada com o efeito da esteira. A condição do escoamento no *flap* estabelece uma relação entre as duas partes, cuja solução leva a uma combinação de funções de Bessel designada por $C(k)$. Esta função estabelece os atrasos entre os movimentos do aerofólio e as forças e momentos que surgem. Analogamente ao

número de Strouhal, k é uma freqüência reduzida igual a wb/U, onde w é a freqüência angular, b a metade da corda e U a velocidade do escoamento. Devido ao fato das várias fases e atrasos serem cruciais na determinação de quanta energia pode ser extraída do escoamento de ar, ou seja, se o *flutter* poderá ocorrer, a teoria de Theodorsen representou a mais simples e exata teoria para um aerofólio plano idealizado.

KEHOE (1995) relata que o primeiro teste de *flutter* em vôo foi realizado por Von Schippe em 1935, na Alemanha. Ele excitou a aeronave nas freqüências ressonantes de sua estrutura e progressivamente aumentou a velocidade do escoamento, traçando, então, um gráfico da amplitude da oscilação resultante da estrutura contra a velocidade de escoamento. Um aumento na amplitude indicaria uma redução no amortecimento, com ocorrência de *flutter*, na assíntota da amplitude teoricamente infinita, como mostra a Fig.2.2, a seguir.

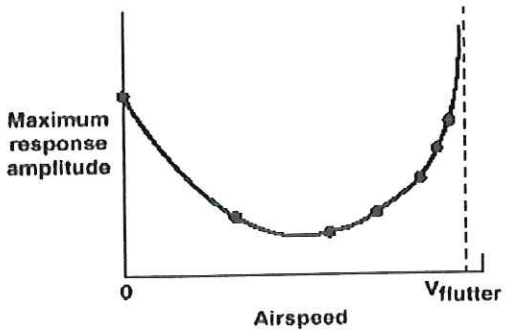


Fig. 2.2 - Resultado do primeiro modelo de teste de *flutter* feito por Von Schippe (KEHOE, 1995)

A velocidade, na qual ocorre a amplitude teoricamente infinita, seria a velocidade de *flutter*. Do ponto de vista de controle, isto sugere inversão de sinal de realimentação, ou seja, realimentação negativa com ângulo defasado de 180° (realimentação positiva resultante).

Durante a Segunda Guerra Mundial, as aeronaves passaram a carregar armamentos externos de diversas formas. O que se viu segundo COLLAR (1959) e KEHOE (1995) foram vários acidentes causados por problemas aeroelásticos, como por exemplo, o wing-with-store *flutter*.

Na década de 1940, novos problemas aeroelásticos apareceram, além do

citado acima, quando as aeronaves começaram a voar em velocidades transônicas. Em 1947, segundo KEHOE (1995), conseguiu-se voar pela primeira vez em velocidade supersônica.

Em virtude de todos estes fatos e na tentativa de se verificar as ligações entre os vários problemas entre vibrações e a estabilidade de uma aeronave, os experimentos aeroelásticos em túnel de vento passaram a ser mais comuns, segundo GARRICK & REED (1981).

Até então, para baixas velocidades, os testes realizados em túnel de vento para validação de teorias já eram considerados confiáveis, no entanto várias mudanças deveriam ser feitas para a análise em velocidades supersônicas e transônicas.

Em 1946 um túnel de vento para pesquisa de *flutter* em velocidades subsônicas começou a ser utilizado nos Estados Unidos, no centro de pesquisa de Langley. Este túnel foi modificado posteriormente para ter capacidade transônica, tornando-se o precursor do túnel de vento transônico de Langley.

Do ponto de vista de *flutter*, a faixa de velocidades transônicas é a mais crítica e na época a necessidade de asas finas para as aeronaves de altas velocidades compunha algumas das dificuldades para se atingir a rigidez necessária para se evitar o *flutter* transônico.

Com a velocidade supersônica surgiu um outro tipo de *flutter*, conhecido como *panel flutter* (*flluter* de painel). Na década de 1960, muitos pesquisadores se dedicaram a este estudo, uma vez que, para atingir tais velocidades era necessário propulsores muito potentes o que causava propagação de muita energia ao longo da estrutura na forma de vibrações. Estudos teóricos e experimentos em túnel de vento foram realizados, tentando-se determinar a influência entre estruturas, fluídos e efeitos dinâmicos. ASHLEY (1970) afirma a necessidade de uma teoria não-linear para uma melhor descrição do problema do *flutter* de painel.

Um outro problema também bastante complexo é o da aeroelasticidade aplicado em asas rotativas. Segundo FRIEDMANN (1999), vários estudos já vêm sendo realizados desde a década de 1980. Neste caso existem não-linearidades geométricas da pá associadas às grandes deflexões, que são associadas aos termos inerciais, estruturais e aerodinâmicos do problema aeroelástico.

Nos últimos 15 anos, materiais ativos têm sido identificados com potencialidades para uma variedade de aplicações aeroelásticas, tanto como sensores, ou como atuadores, uma vez que a pesquisa em pequenas estruturas ou estruturas adaptativas, combinadas com materiais ativos, controle e microprocessadores tem-se tornado muito próspera, de acordo com FRIEDMANN (1999). Estes materiais podem ser utilizados tanto na estrutura, como na confecção de asas de aeronaves, pás de helicóptero, partes da turbina, etc., facilitando a monitoração da estrutura da aeronave e o controle de vibrações, como, por exemplo, o *flutter*.

Desta forma as pesquisas nos últimos anos têm se dedicado muito a estudos na área de aeroservoelasticidade.

2.3 - A Aeroservoelasticidade

A aeroservoelasticidade segundo FRIEDMANN (1999) é uma tecnologia multidisciplinar que envolve interações entre a estrutura flexível da aeronave (com elasticidade e inércia), as forças aerodinâmicas estáveis e instáveis, resultantes do movimento, e o sistema de controle de vôo. O aspecto mais importante da aeroservoelasticidade é a possibilidade de se aplicar o controle aerodinâmico ativo para a supressão de *flutter*. A supressão ativa de *flutter*, segundo FÖRSCHING (1979) é um conceito de controle com realimentação, em que o sinal de vibração é eletronicamente processado e alimenta um sinal de entrada no sistema de controle automático, que então comanda oscilações, na superfície de controle, na freqüência criada pelo carregamento aerodinâmico, que interage com a superfície de sustentação de modo a impedir o *flutter*.

Ainda segundo FRIEDMANN (1999), a maior inovação na aeroservoelasticidade foi o desenvolvimento da aerodinâmica no domínio do tempo, baseado em uma função racional de aproximação para um carregamento aerodinâmico instável no domínio da freqüência. Estas funções adicionaram um considerável número de estados nas equações de movimento, que podem ser reduzidos, utilizando-se o método do estado mínimo. LEISHMAN & NGUYEN (1990) desenvolveram ferramentas no domínio do tempo para o problema

aerodinâmico em duas dimensões. Recentemente estes modelos aerodinâmicos instáveis no domínio do tempo, têm sido utilizados para a análise, em duas dimensões, de problemas que envolvem a asa e a superfície de controle. FRIEDMANN (1999) comenta que a formulação do problema aeroservoelástico, no espaço de estados, facilitaria o uso de recentes métodos desenvolvidos na área de controle, incluindo-se considerações sobre a robustez do sistema.

Já o problema aeroservoelástico no regime transônico requer considerar o carregamento aerodinâmico não-linear, baseado na Dinâmica de Fluidos Computacionais (CFD), exigindo o uso de técnicas de controle adaptativo.

Pode-se relatar vários estudos feitos na área de aeroservoelasticidade para a supressão de *flutter*, destacando-se dentre eles os que seguem.

BORGGAARD et al. (1995) propõem uma estratégia de controle ativo para a supressão de *flutter* em um sistema aeroelástico, consistindo de um aerofólio de duas dimensões, utilizando como superfície de controle o bordo de fuga. O modelo para o sistema aeroelástico é formulado através de um sistema acoplado de equações diferenciais ordinárias que descrevem a dinâmica da estrutura do corpo rígido e as equações de Integral de contorno, que descrevem a aerodinâmica do sistema. A dinâmica do corpo rígido é descrita pelas quantidades h, α e β, que representam flexão (*plunge*), ângulo de arfagem (*pitch*) e ângulo de controle (*flap*) respectivamente. O modelo assume que o escoamento é não estacionário, incompressível e irrotacional. O estudo inclui duas estratégias de controle, uma onde o acoplamento entre o movimento da estrutura e o escoamento é ignorado e outra onde este acoplamento é linearizado. Observou-se nos resultados que a segunda estratégia é um pouco melhor que a primeira e os autores comentam que uma estratégia mais elaborada, nestas circunstâncias, não traria uma melhoria significativa. O ideal seria um modelo de escoamento mais complexo, por exemplo, utilizando-se as equações de Euler ao invés daquelas utilizadas neste estudo que foram as de Laplace. O modelo de aerofólio utilizado foi o NACA0009 com ângulo de ataque inicial de 6°.

BERAN & MORTON (1997) desenvolvem uma técnica computacional para se calcular as fronteiras de *flutter* através das variações dos parâmetros dinâmico estrutural e aerodinâmico para um aerofólio NACA 64A006, sujeito a um regime de

escoamento transônico e subsônico, com acoplamento estrutural de arfagem e de flexão. A análise feita se restringiu às equações de Euler o que torna o método incapaz de prever os efeitos da viscosidade na velocidade de *flutter*. Mesmo assim o algoritmo elaborado apresentou boa precisão em determinar o limite de *flutter*, se comparado com outros existentes na literatura.

ANDRIGHETTONI & MANTEGAZZA (1998) desenvolvem em seu trabalho um sistema de supressão de *flutter* adaptativo implícito, utilizando múltiplas-entradas/múltiplas-saídas (MIMO) que é robusto para não-linearidades, e eficaz sobre uma larga faixa de variação de instabilidades, relacionadas a um sistema de parâmetros arbitrários variantes no tempo. Foi feita também uma extensiva simulação, verificando-se que o uso do esquema adaptativo indireto em combinação com um modelo de identificação e controle de estabilidade, é possível e bastante robusto para se aplicar em qualquer modelo de asa existente, quando se utiliza um método de controle de atribuição de auto estrutura inteira.

VIPPERMAN et al. (1998) fazem uma análise experimental, utilizando controle ativo para supressão de *flutter* em uma seção típica de aerofólio, com um *flap* de borda de fuga. A técnica de controle ótimo utilizado foi o H_2, baseado num sistema de identificação experimental da função transferência entre três variáveis do sistema, posição de arfagem, flexão e posição do *flap*. Utilizando este sistema, eles conseguiram estender (aumentar) o limite de *flutter*, permanecendo o sistema estável. Sugerem como trabalho futuro acrescentar ao estudo efeitos de não-linearidades entre o atuador do *flap* e o próprio *flap*, além de métodos para produzir um sistema de controle mais robusto.

KIM & LEE (2000) estudam um aerofólio com dois graus de liberdade e com uma não-linearidade *freeplay* nas direções de arfagem e flexão para a região de escoamento transônico e supersônico baixo, onde as não-linearidades também existem. É utilizado o método de Runge-Kutta de 5ª ordem, para integrar numericamente as equações do modelo aeroelástico não-linear e, para a análise da resposta aeroelástica, é feita uma formulação Euler-Lagrange. O estudo é realizado em um aerofólio NACA0012 para diferentes números de Mach (variando de 0,8 a 1,2). Os resultados mostraram que um pequeno ângulo de *freeplay* pode levar a severas instabilidades dinâmicas.

BALAKRISHMAN (2001) faz uma análise puramente computacional para a supressão de *flutter* subsônico em um modelo de asa sujeito a flexão e torção. O autor utiliza para a supressão de *flutter* uma tensão automática (*self-straining*) nos atuadores. Os resultados mostram que pouco ou nenhum efeito é causado na velocidade crítica de *flutter*.

CHO & CHANG (2001) analisam o *flutter* supersônico em uma asa no domínio da freqüência, utilizando o método de painéis 3D não estacionário. A metodologia de painéis usa, para a análise computacional, forças aerodinâmicas generalizadas na solução do *flutter*, no domínio da freqüência, em detrimento ao domínio do tempo onde o tempo computacional seria maior. O autor utiliza o método U-g para determinar a fronteira de *flutter*, além de usar o método de elementos finitos para a análise modal.

BORGLUND & KUTTENKEULER (2002) utilizam uma asa retangular com um *flap* no bordo de fuga, para investigar o comportamento aeroelástico. O modelo numérico é baseado numa teoria linear para a dinâmica estrutural e numa teoria de faixas (cintas) para o carregamento aerodinâmico não-estacionário. O teste experimental para a análise de *flutter*, mostra uma boa concordância com os resultados numéricos, além disso o aumento da velocidade crítica é experimentalmente verificado com satisfatória segurança.

Com o crescente estudo teórico dos problemas aeroelásticos, em particular da supressão de *flutter*, e de diferentes formas de controle propostas por pesquisadores da área, o estudo experimental em túnel de vento se tornou um assunto de bastante interesse. Entre os principais trabalhos realizados neste sentido pode-se destacar os que seguem.

KO et al. (1997) desenvolveram uma teoria para analisar as características do sistema de malha fechada por meio de uma contínua linearização e realimentação. Os autores utilizam uma expressão polinomial para representar a constante de rigidez de torção K_α e, para as forças aerodinâmicas, o modelo quase estacionário. A superfície de controle é o bordo de fuga e a localização do eixo elástico, assim como a velocidade de escoamento livre são variados para efeitos de simulação. Os autores concluem que uma classe de métodos de controle de realimentação não-linear, derivada de uma técnica de linearização parcial de realimentação, é localmente

estável para alguns regimes de escoamento e localização do eixo elástico. É feito também um estudo para duas superfícies de controle, tipo bordo de fuga, em uma mesma asa, colocadas simetricamente em relação ao centro dela, mostrando que o método de controle adaptativo também é suficiente para atingir a estabilidade. Por fim, os autores comentam que os métodos adaptativos são atrativos por não requererem explicitamente conhecimento das não-linearidades estruturais, inerentes do eixo de arfagem. Uma outra conclusão é que estes métodos, baseados em técnicas de linearização de realimentação completa, exibem uma estabilidade global.

BLOCK & STRGANAC (1998) estudam uma combinação do controle ativo de *flutter* com aeroelasticidade não-linear. Para tanto, utilizam para o equacionamento das forças aerodinâmicas e do momento as funções de Theodorsen. O modelo aerodinâmico é apropriado para baixas frequências reduzidas e baixo número de Mach. É adotado também o método LQR (*Linear Quadratic Regulator*) para estabilizar o sistema que tem como superfície de controle o bordo de fuga. O modelo aeroelástico é testado num túnel de vento com velocidade operacional máxima de 45 m/s, que é maior que a projetada para o limite de *flutter* do modelo. A asa foi montada verticalmente no túnel de vento e somente ela é exposta ao escoamento. A deflexão máxima de flexão é $\pm 0{,}04\ m$ e arfagem máxima de $\pm 28^{\circ}$. O carregamento aerodinâmico na superfície de controle requer um alto torque do motor e este tem um tamanho pequeno, pois fica colocado externamente à asa conforme se pode observar na figura 2.3.

Servomotor fora
da asa

Figura 2.3 - Modelo de asa utilizada por BLOCK & STRGANAC (1998).

Como resultado, obteve-se uma boa correlação entre o modelo aeroelástico não-linear previsto e os medidos experimentalmente. As diferenças encontradas entre a prevista e a obtida experimentalmente são atribuídas às dificuldades no modelamento do amortecimento estrutural. Pequenas diferenças também são atribuídas à presença do servomotor no campo de escoamento e ao seu carregamento inercial que não são considerados para o modelo. A superfície de controle adicionada à estrutura da asa e ao alto torque do servomotor, adaptado para direcionar o carregamento da superfície e do sistema de controle aeroelástico, é capaz de estabilizar a estrutura para velocidade duas vezes maior do que a velocidade de *flutter* em malha aberta. O controlador estabiliza o sistema para respostas lineares e não-lineares. O sistema de controle é limitado para as vizinhanças da velocidade de *flutter* em malha aberta, se o controle for iniciado, a partir de um conjunto de respostas de LCO (*Limit Cycle Oscillation*).

O' NEIL & STRGANAC (1998) examinam em seu estudo um comportamento aeroelástico não-linear. Para a análise experimental, utilizam uma balança aerodinâmica para teste de *flutter* e, para montagem das equações do movimento utilizam as equações de Lagrange e a teoria de Theodorsen. São estudados especificamente não-linearidades cúbicas, para efeito da rigidez, e são realizados testes, utilizando uma balança aerodinâmica, o que permite uma investigação experimental da resposta aeroelástica não-linear. O resultado analítico encontrado é consistente, comparado com os encontrados por outros autores que indicam uma transição da resposta estável para instável, associada à oscilação de ciclo limite. O resultado experimental, utilizando a balança aerodinâmica mostra bons resultados observados no estudo analítico realizado. As forças de amortecimento viscoso e de Coulomb, atribuídas ao projeto da balança aerodinâmica, ficam evidentes nas medições realizadas. Em particular, o comportamento em teste da balança aerodinâmica leva à fricção de cargas que é bem modelada pelo amortecimento de Coulomb. O coeficiente de amortecimento é não-linear para o amortecimento de Coulomb, sendo significativo para baixas velocidades e nem tanto para altas velocidades.

MUKHOPADHYAY (1999) fez um dos mais belos trabalhos no estudo das instabilidades aerodinâmicas e da supressão ativa de *flutter*, em asas expostas ao

escoamento transônico. A asa utilizada é retangular com perfil do tipo NACA 0012, equipada com transdutores de pressão, superfície de controle de bordo de fuga e dois "*spoilers*", ajustados para o teste de supressão ativa de *flutter*. O aerofólio é fixado em uma balança aerodinâmica denominada "*Pitch and Plunge Apparatus*" que permite dois modos de vibração: os de arfagem e de deslocamento vertical. O artigo descreve uma lei de controle para a supressão de *flutter*, utilizando técnicas clássicas e uma formulação geral, unificando a técnica Gaussiana Linear-Quadrática e o método Minimax. A conclusão do autor é que a lei de controle clássica simples, quando corretamente projetada e baseada no princípio físico, pode com sucesso suprimir o *flutter* transônico e prover o sistema de uma estabilidade robusta na presença de choques e escoamentos no túnel de vento. A lei de controle ótimo robusto também pode ser projetada, usando a generalização unificada das formulações Minimax e LQG.

Com o extraordinário avanço computacional na última década, temos presenciado, na literatura mundial, várias pesquisas na área de computação envolvendo Redes Neurais Artificiais, Algoritmos Genéticos e Lógica Difusa, aplicadas a sistemas de controle, inclusive alguns para supressão de *flutter*.

Quanto às aplicações de redes neurais artificiais, podemos citar vários trabalhos, como o realizado por STECK et al. (1996) que apresentam um controle neural não-linear, aplicado a um modelo dinâmico multivariável de um avião, já a pesquisa desenvolvida por LEE & WONG (1997) mostra que a determinação do limite de *flutter*, para uma aeronave, requer precisão nas medidas dos valores de freqüência e amortecimento dos modos de vibração em função da velocidade de vôo. Os autores comentam que numerosos métodos têm sido propostos para a identificação de *flutter* em tempo real, com vários graus de sucesso, no entanto, com o rápido avanço nas teorias de processamento de sinais e o uso das redes neurais artificiais para modelar as características complexas de sistemas não-lineares, métodos mais avançados para análise do sinal de *flutter* podem ser desenvolvidos.

Além do que, conforme explica SPARKS Jr. & MAGHAMI (1998), se a rede Neural artificial for apropriadamente treinada, ela poderá ser utilizada no modelo do sistema dinâmico não-linear em simulações. Esta rede pode gerar uma excelente aproximação da saída do sistema, além de reduzir drasticamente a carga

computacional de toda a simulação, tornando-a muito mais rápida do que uma simulação com métodos convencionais.

ZAZZERA et al. (2000) comentam que o uso de redes neurais em problemas de controle tem sido desenvolvido durante a última década, mas a maioria dos trabalhos avalia a simulação numérica e redes neurais estáticas. Num passado recente, a rede neural adaptativa tem sido aplicada com sucesso no controle experimental de vibrações em estruturas grandes. Diferentes redes neurais podem ser utilizadas para controle. Uma possibilidade é operar com redes estáticas, onde os parâmetros livres (pesos sinápticos) são fixos e não há aprendizado on-line. Outra possibilidade é o uso de redes dinâmicas, que podem seguir um sistema variante no tempo, com um aprendizado ativo, e neste sentido, realizar um controle adaptativo. Uma terceira possibilidade é o uso de controle híbrido, onde a rede neural melhora um controlador clássico. No estudo feito pelos autores, projeta-se e implementa-se um controlador neural, para supressão de *flutter*, usando uma rede dinâmica caracterizada por uma aprendizagem on-line. Uma rede neural é usada para identificar a aceleração em alguns pontos da asa e as informações obtidas nesta rede são usadas como um dos parâmetros de entrada na rede que controla o sistema. Ao final, apesar de terem conseguido o controle de *flutter* adaptativo via redes neurais, os autores deixam claro que, apesar de um correto comportamento do controlador, ainda falta uma robustez em relação à simulação numérica.

Um dos principais trabalhos desta área foi o desenvolvido por SCOTT (2000) que utiliza redes neurais artificiais para controle e supressão de *flutter* em uma asa rígida, com aerofólio do tipo NACA 0012, em túnel de vento transônico, obtendo ótimos resultados.

Já a utilização da técnica de algoritmos genéticos ainda é incipiente, mas bastante promissora, principalmente em se tratando da aplicação de sistemas híbridos. Tais sistemas utilizam uma combinação de duas ou mais técnicas como as Redes Neurais Artificiais, Algoritmos Genéticos, Lógica Difusa e sistemas clássicos, para o sistema de controle.

Em relação à Lógica Difusa, tema principal desta Tese, far-se-á uma análise mais detalhada de suas aplicações a seguir.

2.4 – A Lógica Difusa e suas Aplicações

A Lógica Difusa, proposta por Loft Zadeh em 1965, tem por objetivo modelar o modo aproximado do raciocínio humano. A Lógica Difusa fornece um mecanismo para manipular informações imprecisas, tais como conceitos de muito, pouco, alto, baixo, grande, pequeno, etc., fornecendo uma resposta aproximada para uma questão baseada em um conhecimento que é inexato, incompleto ou não totalmente confiável.

Uma maneira de modelar este processo de tomada de decisão foi proposto por ZADEH (1965) e é denominado por conjunto difuso, que permite que certas classes de declarações lingüísticas sejam tratadas matematicamente, isto é, o sistema difuso possui um formalismo para a representação do conhecimento e de inferências parecido com o modo que os seres humanos utilizam para expressarem o conhecimento e o raciocínio, diferentemente da lógica clássica (ZADEH, 1973; JAGER, 1995).

Esta concepção lingüística da teoria de conjuntos difusos permite que o processamento simbólico seja transformado em numérico, provendo uma ferramenta para o tratamento de problemas de decisão e controle (KATAYAMA, et al., 1993).

Para estudar a estrutura da Lógica Difusa, podemos citar MENDEL (1995) que comenta sobre dois tipos de conhecimento que podem ser aplicados em muitos problemas no campo da engenharia. São eles:

1 - O **conhecimento objetivo** que é utilizado todo o tempo na formulação dos problemas de engenharia, ou seja, o modelo matemático que é exato;

2 – O **conhecimento subjetivo** que representa informações lingüísticas e que é usualmente impossível de se quantificar utilizando-se a matemática tradicional, ou seja, é baseado no conhecimento de regras, informações de especialistas, necessidades de projeto, etc. Esta é a forma de conhecimento em que se baseia a Lógica Difusa.

Mendel ainda comenta que o Sistema de Lógica Difusa é o único que é capaz de lidar simultaneamente com dados numéricos e conhecimentos lingüísticos. Por meio da Lógica Difusa, faz-se um mapeamento não-linear de um vetor principal de entrada de dados, relacionando-o com uma saída escalar.

Segundo COELHO (2000), apesar de a Lógica Difusa ter sofrido várias críticas, Zadeh teve seus seguidores como, por exemplo, os pesquisadores Mamdani e Assilian, que desenvolveram um controlador difuso aplicado a uma máquina de vapor, em escala de laboratório (MAMDANI & ASSILIAN, 1975), Kickert e Van Nauka Lemke, que desenvolveram regras de controle tipo PI para controle de aquecimento de água (KICKERT & VAN NAUKA LEMKE, 1976), Rutherford e Bloore, que criaram um controlador para um processo de sinterização do minério de ferro (RUTHERFORD & BLOORE, 1976). No entanto, foi o projeto LIFE (*Laboratory for International Fuzzy Engineering Research*), fundado em abril de 1989 e patrocinado pelo governo japonês em parceria com indústrias e universidades daquele país, que deu um enorme impulso no desenvolvimento desta tecnologia.

Desta forma, nas duas últimas décadas, com a aplicação em diversos problemas complexos, a Lógica Difusa se tornou uma técnica efetiva de controle que merece estudo e aplicação em muitos campos da engenharia.

A primeira aplicação do controle difuso foi no controle de um forno de secagem para a produção de cimento (HOLMBLAD & OSTERGAARD, 1982) para uma companhia da Dinamarca. Outra aplicação bem sucedida foi o sistema de controle para a operação de trens da cidade de Sendai (Japão), desenvolvido por Yasonobu e seus colegas da empresa Hitachi, em operação desde 1987, segundo COELHO (2000).

Em 1990, a Matsushita Electric Industry produziu o primeiro eletrodoméstico, incorporando o controle difuso (uma máquina de lavar roupas).

Na área de aeronáutica, podemos citar o controle de atitudes de satélites flexíveis (DALEY & GILL, 1989), controle de rolagem em asas flexíveis (CHIU et al., 1992), controle de arfagem para um míssil interceptador (CHRISTIAN, 1993).

Em 1994, LI-XIM WANG desenvolve um controlador supervisionado, utilizando um sistema de controle difuso com a hipótese de que o estado, para o sistema de malha fechada, é uniformemente limitado. Se o sistema de controle

difuso (sem o controlador supervisionado) é estável dentro dos limites impostos, o controle supervisionado fica inoperante, porém, se o estado atingir o limite do conjunto de restrições, imposto ao sistema, o controlador supervisionado torna-se operante e força o estado a retornar para o conjunto de restrições impostas. A vantagem deste método é que não precisa mudar o projeto do controlador difuso para conseguir a estabilidade do sistema, permitindo utilizar um controlador difuso de alto desempenho. A desvantagem do método é ter-se a necessidade de saber os limites das funções não-lineares do sistema e saber se os limites são bastante livres, exigindo com isto uma alta atividade de controle. É feita uma aplicação deste controlador supervisionado no problema de pêndulo invertido, mostrando seu funcionamento.

THOMAS & ARMSTRONG-HÉLOUVRY (1995) mostram, com vários exemplos, os benefícios da utilização da Lógica Difusa, em diversos tipos de sistemas de controle, e em especial relatam um fato interessante: enquanto na maior parte das teorias de controle moderno e clássico, tem-se interesse no projeto de reguladores estáticos, muitos dos controles implementados, utilizando-se Lógica Difusa, são dinâmicos. Um exemplo disto é desenvolvido por CAO et al. (1996), para um controlador difuso.

BLOWLES & PELÁEZ (1995), fazendo uma análise da confiabilidade do sistema que freqüentemente requer o uso de critérios subjetivos, incerteza de dados e modelos aproximados do sistema, concluem que a teoria difusa fornece uma ferramenta efetiva para a caracterização e confiabilidade do sistema nestas circunstâncias, e que a teoria da probabilidade sozinha já não é suficiente para tratar do problema da subjetividade. As informações de confiabilidade podem ser mais bem expressas utilizando-se os conjuntos difusos, uma vez que estas informações raramente são definidas rigorosamente, e o uso das expressões da linguagem natural sobre a confiabilidade apresentam uma poderosa aproximação para conseguir captar mais efetivamente as incertezas do processo.

COSTA et al. (1995) mostram diferentes técnicas para a implementação de algoritmos de lógica difusa nas aplicações de controle, além de comentar que existem diferentes softwares/hardwares que devem ser considerados no projeto de um controlador difuso. Estas técnicas provocam diferentes graus de programabilidade e flexibilidade, bem como suportam diferentes aplicações em termos de velocidade e

complexibilidade. Neste sentido, são estudados três casos que mostram três soluções possíveis para um controlador difuso.

BABUSKA & VERBRUGGEN (1996) comentam que, comparado com outras técnicas, o sistema difuso providencia uma representação matemática mais tratável do sistema não-linear a ser estudado, e que também se pode dar uma interpretação lingüística na forma de regras. Assim os dados processados podem ser transladados para um modelo que deve ser analisado de uma maneira muito similar à que as pessoas estão acostumadas. As regras extraídas dos dados podem ser validadas por especialista e combinadas com um conhecimento, já adquirido para se descrever um modelo completo do sistema. Os autores discutem o modelo difuso para identificação de sistemas não-lineares, mostram os modelos difusos, comentando que o modelo mais freqüentemente utilizado é o sistema difuso baseado em regras, apesar de existirem outros, como o de regressão linear e estruturas de células. Descrevem os modelos difusos lingüísticos, relacional e de Takagi-Sugeno, assim como a modelagem difusa para sistemas dinâmicos utilizando o espaço de estados e o modelo de entrada e saída. Mostram como o modelo difuso pode ser construído utilizando o conhecimento humano ou técnicas de identificação e, por fim, descrevem as técnicas de como utilizar este modelo para um sistema de controle não-linear.

VERBRUGGEN & BRUIJN (1997) fazem em seus estudos uma comparação das diferenças entre os sistemas de controle convencional PID e o sistema de controle difuso, caracterizando a importância do sistema de controle difuso para a aplicação em teorias de sistemas de controle não-lineares. Neste sentido, ressaltam que o modelo difuso proposto por Takagi-Sugeno é um dos melhores para ser utilizado no desenvolvimento de um controlador difuso. Ressaltam também que tanto a lógica difusa, como as redes neurais têm um futuro promissor na solução de problemas de controle.

HAYASHI & OTSUBO (1998) desenvolvem um simulador de metodologias de controle difuso, utilizando, a princípio, o método de inferência direta. Este simulador foi projetado em um PC e o programa desenvolvido em C. O simulador é dividido em três partes, sendo elas: projeto, execução e avaliação. Na primeira é projetado o controlador difuso; na segunda parte, depois de selecionado o

controlador, a simulação é feita; e na terceira parte, com base nos resultados da simulação, é avaliado o desempenho do projeto do controlador difuso. Se o resultado for satisfatório, o projeto do controlador difuso está completo, caso contrário, retorna-se ao primeiro passo. A importância deste simulador é que vários métodos de inferência podem ser implementados e, avaliando-se a característica de resposta do sistema de controle, pode-se projetar um controlador difuso ótimo.

Um dos melhores trabalhos nesta área foi realizado por KANDEL et al. (1999), onde os autores mostram os diversos métodos de controle difuso para sistemas lineares e não-lineares com suas vantagens e desvantagens. Entre eles podemos citar: a) o método de Liapunov, utilizado por SUGENO & TANAKA (1992), que é um método bastante geral de controle; b) o método de critério de círculo, utilizado por RAY & MAJUMDER (1984), onde o sistema é modelado em uma região restrita de não-linearidades e a função de pertinência utilizada é simétrica; c) o método utilizado por KICKERT & MAMDANI (1978), que é um método de aproximação para determinar a estabilidade de sistemas de controle não-lineares e não forçados. Este último método, segundo os autores, não é muito preciso para alguns casos e é melhor utilizado em sistemas com baixo grau de não-linearidades. Já o método de Popov, utilizado para um exemplo proposto pelos autores, é um método graficamente simples, e a estabilidade pode ser obtida pelo estudo da linha de Popov, no entanto, este método é restrito a sistemas cujo processo de controle é conhecido. Os autores comentam que a falta de uma técnica formal para o estudo da estabilidade de sistemas de controle difuso pode ser considerada a maior desvantagem da aplicação de técnicas difusas. Sendo o controle difuso um controle não-linear baseado num controle heurístico, é, atualmente, um outro meio para se implementar uma estratégia de controle proporcional-integral-derivativo (PID), embora não limitado ao PID. Segundo os autores, qualquer sistema não-linear pode ser aproximado com precisão a um determinado número de regras de controle difuso. DRIANKOV et al. (1993) consideram o controlador difuso um aproximador universal e dizem que seu uso oferece muitas vantagens.

TU et al. (2000), em seus estudos, dizem que o controlador difuso vem sendo aplicado com sucesso em várias áreas nas duas últimas décadas. O controlador difuso tornou-se uma ferramenta popular após esses sucessos no entanto, a maioria das

pesquisas somente focalizaram sistemas SISO (simples-entrada-simples-saída), deixando os sistemas MIMO (múltiplas-entradas-multiplas-saídas) de lado, apesar de ser desejado em muitas situações. Neste sentido uma das mais notáveis aplicações desta técnica para sistema MIMO foi desenvolvida por CHIU et al. (1992), em uma aeronave com asa flexível, embora a estabilidade e robustez não tenham sido investigadas. A proposta de controlador desenvolvida pelos autores é denominada MLFLC ("multi-layer fuzzy logic controller") para sistemas MIMO. Esta proposta consiste de vários controladores difusos, cada qual com um conjunto de regras lingüísticas para aquele específico controle. Como exemplo, é utilizado o pêndulo duplo invertido, cujos resultados mostram que o sistema, utilizando-se MLFLC, é assintoticamente estável e que pode ser controlado para seguir uma desejada trajetória.

TONG et al. (2000) comentam que nos últimos anos tem-se testemunhado um grande progresso no projeto de controladores por realimentação para sistemas não-lineares com controle difuso. No entanto, os resultados de várias destas pesquisas assumem uma realimentação de estado completa e este tipo de controlador difuso não pode ser aplicado para uma larga classe de sistemas não-lineares. Assim, no estudo realizado pelos autores é proposto um esquema de controle difuso adaptativo, baseado na realimentação de saída para um sistema SISO não-linear desconhecido, representado globalmente por um modelo de entrada e saída. Um observador de alto ganho é utilizado para estimar os estados do sistema e implementar o controlador usando somente a saída.

REZNIK et al. (2000) investigam um controlador PID clássico e um controlador difuso, analisando as metodologias envolvidas para um piloto-automático de uma aeronave. Segundo a análise realizada, o controlador difuso mostrou ser bastante eficiente e deve substituir gradualmente o controlador PID clássico em diferentes aplicações, no entanto a aplicação desses dois controladores juntos pode dar bons resultados.

PATEL & MOHAN (2002) propõem um controlador difuso PI com duas entradas e uma saída, utilizando funções de pertinência triangulares e quatro regras difusas para o controle. Várias comparações são feitas em relação à base de regras adotadas, definindo-se condições para um melhor ou pior controlador.

No Brasil, as pesquisas em Lógica Difusa iniciaram-se na década de 1970, na Unicamp, nos departamentos de biologia e matemática, segundo GOMIDE (1995). Já da década de 80 em diante, estas pesquisas vêm sendo feitas em várias Universidades como, por exemplo, Universidade de São Paulo, ITA, PUC-Rio, UFSCar, UFMG, UNESP, dentre várias outras.

Dentre alguns trabalhos desenvolvidos no Brasil, podemos citar COELHO et al. (2000) que analisa o projeto de controle difuso aplicado a processos multivariáveis e fornece um panorama do estado da arte da aplicação do controle difuso na indústria. SANDRI & CORRÊA (1999) fazem um tutorial sobre lógica difusa e sua ligação com outras técnicas importantes de controle, como redes neurais artificiais e algoritmos genéticos. ALMEIDA et al. (1999) fazem uma abordagem que combina controlador PID difuso com ganhos escalonados com o controlador preditivo de variância mínima de Dahlin, isto é, um controlador híbrido. BOTURA et al. (1999) utilizam um controlador difuso para controlar a pressão interna de um tubo de Rijke, concluindo ser plenamente viável tal controle. TÚPAC et al. (1999) desenvolvem um conjunto ótimo de regras de inferência para o controle difuso, utilizando algoritmos genéticos para controlar um motor DC. COSTA Jr. et al. (2001) propõem um estabilizador de sistemas de potências adaptativo, utilizando um supervisor baseado em regras difusas, obtendo ótimos resultados se comparados aos convencionais. ABREU & RIBEIRO (2001) utilizam um controlador difuso do tipo Takagi-Sugeno para atenuar vibrações em estruturas inteligentes, utilizando-se atuadores piezelétricos. A metodologia de controle é testada em uma viga de aço engastada-livre para se avaliar a eficiência do controlador difuso adaptativo proposto, concluindo-se que o desempenho é bastante satisfatório. ARAUJO et al. (2001) propõem um controlador difuso tipo Takagi-Sugeno-Kang (TSK) com o objetivo de reduzir vibrações mecânicas em sistemas eletromecânicos. A conclusão dos autores é que este controlador é eficaz para este problema onde técnicas de controle linear não propiciam uma solução adequada. ALMEIDA & COELHO (2001) desenvolvem um método denominado auto-sintonia difusa de parâmetros para controladores PID. Neste método os ganhos são escalonados através de um auto ajuste (auto-sintonia) difuso das margens de fase e de ganho para o sistema em malha fechada. Obtiveram um excelente desempenho a nível de simulação e aplicação prática.

Apesar dos trabalhos aqui apresentados envolverem o controle difuso, no Brasil estudos envolvendo o controle de *flutter*, utilizando o controle difuso ainda são bastante raros. No exterior, como se pode observar, existem vários estudos da lógica difusa, utilizando controladores, mas, especificamente para o controle de *flutter*, ainda é incipiente.

Segundo SANDRI & CORREA (1999), a Lógica Difusa é uma das tecnologias atuais mais bem sucedidas para o desenvolvimento de sistemas de controle. Com sua utilização, sistemas complexos podem ser implementados em controladores simples, de fácil manutenção e baixo custo. O uso de sistemas construídos desta maneira, isto é, com controlador difuso, é especialmente interessante, quando o modelo matemático está sujeito a incertezas.

Ainda segundo Sandri e Correa, em geral os controladores difusos são robustos e de grande adaptabilidade, incorporando conhecimento que outros sistemas nem sempre conseguem acomodar. Também são versáteis, principalmente, quando o modelo físico é complexo e de difícil representação matemática.

No capítulo quatro, mais adiante, voltar-se-á ao estudo da lógica difusa, discutindo-se o controlador difuso.

2.5 - Conclusão da Revisão da Literatura

A partir da revisão realizada, pode-se afirmar que os estudos qualitativos e quantitativos dos efeitos causados pelos mecanismos aeroservoeláticos têm sido bastante explorados nas últimas décadas e novos rumos têm sido tomados.

Estes novos rumos estão intrinsecamente ligados ao desenvolvimento computacional e eletroeletrônico, proporcionando a aplicação de novas metodologias até então impossíveis de serem utilizadas pelas limitações existentes. Dentre estas novas metodologias, pode-se colocar a Lógica Difusa como uma das principais técnicas a serem aplicadas em sistemas de controle, uma vez que permite identificações, simulações e análise do controle de fenômenos dinâmicos com comportamentos lineares ou não, através de modelos matemáticos mais tratáveis e de fácil implementação.

Os fenômenos aeroelásticos são caracterizados por comportamentos

complexos uma vez que uma estrutura não é infinitamente elástica, além do que o escoamento sobre a superfície aerodinâmica pode variar muito, caracterizando-se por não-linearidades, ou comportamento mal definido, ou ainda variante no tempo, muitas vezes de identificação difícil e complicada por métodos matemáticos exatos.

Por todos estes fatores, o controlador difuso deve ter grande aplicabilidade em problemas aeroelásticos, em especial na supressão de *flutter*.

CAPÍTULO 3 - MODELO MATEMÁTICO DO SISTEMA DINÂMICO ASA-DISPOSITIVO DE SUSTENTAÇÃO

3.1 – O Modelo Físico da Asa-Dispositivo de Sustentação

O desenvolvimento de modelos aeroelásticos para o projeto de sistemas ativos de controle de *flutter* vem sendo explorado por vários autores, como observamos no capítulo anterior. Vários destes trabalhos têm como objetivo a aplicação do sinal de controle em superfícies de comando, relacionando os movimentos destas superfícies com medições realizadas na asa. As forças aerodinâmicas geradas pelos controles modificam a distribuição do carregamento de modo a suprimir o *flutter*, como em HORIKAWA & DOWELL (1979), BLOCK & STRGANAC (1998), VIPPERMAN et al. (1998) e WASZAK (2001).

O desempenho do sistema de controle depende basicamente do modelo matemático utilizado para descrever o comportamento do sistema físico a ser controlado, (WASZAK & FUNG, 1998).

Normalmente se utiliza um modelo matemático para realizar análises e simulações, anteriormente ao projeto de implementação de um controlador. Em casos aeroelásticos, este fato torna-se mais importante, já que falhas podem implicar em danos ao modelo físico e em caso de teste em túnel de vento, como é o objetivo desta tese, danos ao próprio túnel.

No presente estudo, o modelo físico desenvolvido é mostrado na figura 3.1 que teve como base o estudo desenvolvido por WASZAK (1998), que estabelece um equacionamento no domínio do tempo e cujo sistema resultante é muito similar, em seu comportamento dinâmico, ao problema clássico de dois graus de liberdade usado para o estudo de aeroelasticidade. Na figura 3.1, pode-se observar um dispositivo

elástico de sustentação da asa que permite os dois graus de liberdade mencionados acima que, para este caso são: arfagem e deslocamento vertical.

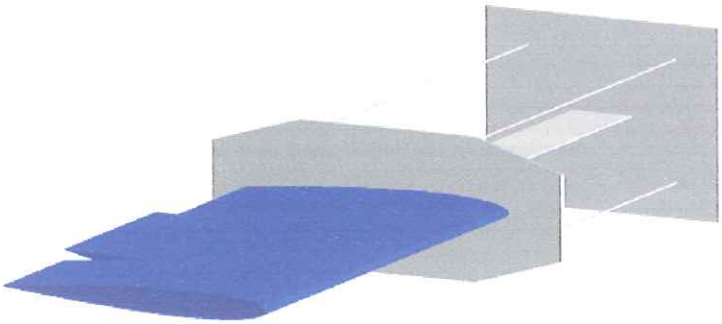


Figura 3.1 – Esquema do sistema aeroelástico construído para ensaio em túnel de vento

Para efeito de controle, poder-se-ia usar um aerofólio qualquer, no entanto, o aerofólio utilizado é do tipo NACA 0012, por este ser um tipo bem conhecido e com características amplamente divulgadas.

O estudo e desenvolvimento do projeto de controle se fundamentam no modelo matemático representativo do sistema físico apresentado na figura 3.1.

No desenvolvimento deste modelo matemático, usar-se-á o modelo estrutural mostrado na figura 3.2 onde m_1 e I_1 representam parâmetros da asa, m_2, I_2 e K_δ do *flap* e K_h e K_θ do dispositivo de sustentação da asa. O ponto de fixação do modelo é o eixo elástico, que, para o caso em estudo, encontra-se situado a 0,45 da corda do aerofólio.

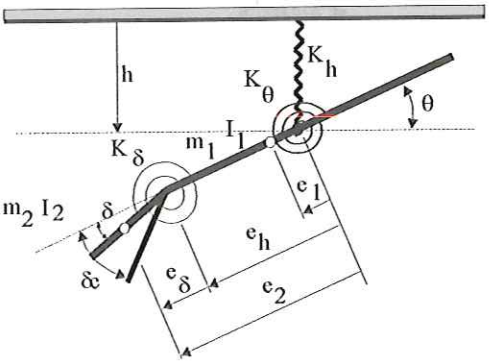


Figura 3.2 - Representação estrutural do sistema físico.

A partir deste modelo estrutural e da utilização das Equações de Lagrange, as equações de movimento do sistema poderão ser definidas. Utilizar-se-á também o Princípio do Trabalho Virtual (LANCZOS, 1970) para determinar as forças generalizadas atuantes no sistema.

A Mecânica Lagrangiana permite a determinação das equações do movimento através de duas funções escalares que são a energia cinética e a energia potencial. O Princípio do Trabalho Virtual por sua vez permite calcular as forças de vínculo (restrição) de modo a simplificar em muito a determinação das forças generalizadas.

A eficiente aplicação das Equações de Lagrange pode ser facilitada pela representação das quantidades inerciais em sistemas de coordenadas convenientes, selecionando um conjunto apropriado de coordenadas generalizadas. Já o Princípio do Trabalho Virtual é usado para calcular as forças generalizadas agindo sobre o corpo.

Para este trabalho, optou-se por projetar uma asa cuja superfície de controle é o *flap* do bordo de fuga, sendo as coordenadas generalizadas as seguintes: h para o deslocamento vertical, θ para o ângulo de arfagem e δ_c para o ângulo da superfície de controle do bordo de fuga.

Define-se também um sistema inercial de coordenadas, coincidente com a posição do ponto de fixação do aerofólio não deformado ao dispositivo de sustentação da asa. Outro sistema de coordenadas está fixo na asa e um terceiro na superfície de controle.

3.2 – A Energia Cinética do Sistema

A expressão para o deslocamento vertical v do aerofólio, em um ponto x qualquer, em função das coordenadas generalizadas e das grandezas apresentadas na figura 3.2, pode ser dada por:

$$v = h + \theta x + (x - e_h)\delta \tag{3.1}$$

A energia cinética do sistema pode ser expressa como a soma de uma energia T_1 devida ao corpo 1 (asa propriamente dita) e uma energia T_2 ,referente à superfície de controle do bordo de fuga, conforme figura 3.2, e pode ser escrita como segue:

$$T = T_1 + T_2 = \frac{1}{2}\int_c \dot{v}^2 \rho dx = \frac{1}{2}\int_0^{e_k} \dot{v}^2 \rho_1 dx + \frac{1}{2}\int_{e_k}^{e_2} \dot{v}^2 \rho_2 dx \tag{3.2}$$

onde ρ é a densidade

Para T_1 tem-se:

$$T_1 = \frac{1}{2}\int_0^{e_k} \left(\dot{h}^2 + 2\dot{h}\dot{\theta}x + \dot{\theta}^2 x^2\right)\rho dx \tag{3.3}$$

logo:

$$T_1 = \frac{1}{2}\dot{h}\int_c \rho dx + \frac{1}{2}2\dot{h}\dot{\theta}\int_c x\rho dx + \frac{1}{2}\dot{\theta}^2\int_c x^2 \rho dx \tag{3.4}$$

sabe-se que:

$m = \int \rho dx$ é a massa do corpo

$S = \int x\rho dx = m_1 e_1$ é o momento estático

$I = \int \rho x^2 dx$ é o momento de inércia em relação ao centro de gravidade do corpo.

Sendo $I_1 = I + me_1^2$ o momento de inércia em torno do eixo elástico, então:

$$T_1 = \frac{1}{2}m_1\left(\dot{h} + \dot{\theta}e_1\right)^2 + \frac{1}{2}\dot{\theta}^2 I_1 \tag{3.5}$$

Do mesmo modo para o corpo 2.

$$T_2 = \frac{1}{2}m_2\left(\dot{h} + \dot{\theta}e_2 + \dot{\delta}e_\delta\right)^2 + \frac{1}{2}I_2\left(\dot{\theta} + \dot{\delta}\right)^2 \tag{3.6}$$

onde $I_2 = I_{cg2} + me_2^2$ é o momento de inércia da superfície de controle em torno do eixo de dobradiça.

Assim, tem-se a expressão para a energia cinética total do sistema:

$$T = \frac{1}{2}m_1\left(\dot{h} + \dot{\theta}e_1\right)^2 + \frac{1}{2}\dot{\theta}^2 I_1 + \frac{1}{2}m_2\left(\dot{h} + \dot{\theta}e_2 + \dot{\delta}e_s\right)^2 + \frac{1}{2}I_2\left(\dot{\theta} + \dot{\delta}\right)^2 \tag{3.7}$$

3.3 – A Energia Potencial do Sistema

A energia potencial pode ser representada pela soma de duas componentes, a energia potencial gravitacional mais a energia potencial de deformação, apresentadas respectivamente nas equações 3.8 e 3.9 a seguir.

$$U_g = -m_1 g\left(h + e_1 \operatorname{sen}\theta\right)\cos\theta_T - m_2 g\left(h + e_2 \operatorname{sen}\theta + e_s \operatorname{sen}\delta\right)\cos\theta_T \tag{3.8}$$

e

$$U_e = \frac{1}{2}K_h h^2 + \frac{1}{2}K_\theta \theta^2 + \frac{1}{2}K_\delta\left(\delta - \delta_c\right)^2 \tag{3.9}$$

onde:

K_h e K_θ são as constantes elásticas associadas à rigidez do Dispositivo Elástico de Sustentação da Asa, referentes à flexão e torção respectivamente.

K_δ é a constante elástica associada à rigidez da superfície de controle.

Portanto, a energia potencial total do sistema passa agora a ser a soma das energias potenciais gravitacional e de deformação dadas pelas equações 3.8 e 3.9.

3. 4 – As Equações de Lagrange

As Equações de Lagrange são um conjunto de equações diferenciais de segunda ordem obtidas a partir do Princípio de Hamilton (LANCZOS, 1970) podendo, conforme segue, ser expressas em termos das coordenadas generalizadas definidas anteriormente:

$$\begin{aligned}
&\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{h}}\right)-\frac{\partial T}{\partial h}+\frac{\partial U}{\partial h}-\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial U}{\partial \dot{h}}\right)=Q_h \\
&\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\theta}}\right)-\frac{\partial T}{\partial \theta}+\frac{\partial U}{\partial \theta}-\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial U}{\partial \dot{\theta}}\right)=Q_\theta \\
&\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\delta}}\right)-\frac{\partial T}{\partial \delta}+\frac{\partial U}{\partial \delta}-\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial U}{\partial \dot{\delta}}\right)=Q_\delta
\end{aligned} \tag{3.10}$$

onde:

$U=U_g+U_e$

Q_n são as forças generalizadas associadas com cada coordenada generalizada, incluindo forças externas e não conservativas.

Substituindo-se as expressões de energia potencial, equações 3.8 e 3.9, e cinética, equação 3.7, nas equações de Lagrange, equações 3.10, para cada uma das coordenadas generalizadas ter-se-á o seguinte:

- Para a variável h, as derivadas intermediárias são:

$$\begin{aligned}
\frac{\partial T}{\partial \dot{h}} &= m_1\left(\dot{h}+e_1\,\theta\right)+m_2\left(\dot{h}+e_2\dot{\theta}+e_\delta\,\dot{\delta}\right) \\
\frac{\partial U}{\partial h} &= -m_1 g\cos\theta_T-m_2 g\cos\theta_T+K_h\,.h
\end{aligned} \tag{3.11}$$

que utilizando a equação de Lagrange:

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{h}}\right)-\frac{\partial T}{\partial h}+\frac{\partial U}{\partial h}-\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial U}{\partial \dot{h}}\right)=Q_h$$

resulta em;

$$\begin{aligned}(m_1+m_2)\ddot{h}+(m_1e_1+m_2e_2)\ddot{\theta}\ +\ m_2e_\delta\,\ddot{\delta}\ - \\ -(m_1+m_2)g\cos\theta_T\ +\ K_h\,h=Q_h\end{aligned} \tag{3.12}$$

Para a variável θ, as derivadas intermediárias são:

$$\begin{aligned}\frac{\partial T}{\partial \dot{\theta}} &= m_1\left(\dot{h}+e_1\dot{\theta}\right)e_1\ +\ I_1\dot{\theta}+m_2\left(\dot{h}+e_2\dot{\theta}+e_\delta\dot{\delta}\right)e_2 \\ &\quad +\ I_2\left(\dot{\theta}+\dot{\delta}\right) \\ \frac{\partial U}{\partial \theta} &= -m_1ge_1\cos\theta\,.\,\cos\theta_T\ -\ m_2g\,e_2\cos\theta\,.\,\cos\theta_T \\ &\quad +K_\theta\,\theta\end{aligned} \tag{3.13}$$

que utilizando a equação de Lagrange:

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\theta}}\right)-\frac{\partial T}{\partial \theta}+\frac{\partial U}{\partial \theta}-\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial U}{\partial \dot{\theta}}\right)=Q_\theta$$

resulta em:

$$\begin{aligned}&(m_1e_1+m_2e_2)\ddot{h}+(m_1e_1^2+m_2e_2^2+I_1+I_2)\ddot{\theta}\ + \\ &+(m_2e_\delta e_2+I_2)\,\ddot{\delta}\ -\ (m_1e_1+m_2e_2)\,g\cos\theta\cos\theta_T\ + \\ &+K_\theta\,\theta\ =Q_\theta\end{aligned} \tag{3.14}$$

Para a variável δ, as derivadas intermediárias são:

$$\frac{\partial T}{\partial \dot{\delta}} = m_2\left(\dot{h}+e_2\dot{\theta}+e_\delta\dot{\delta}\right)e_\delta + I_2\left(\dot{\theta}+\dot{\delta}\right)$$

$$\frac{\partial U}{\partial \delta} = -m_2 g e_\delta \cos\delta \cos\theta_T + K_\delta\left(\delta-\delta_c\right) \tag{3.15}$$

que utilizando a equação de Lagrange:

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\delta}}\right)-\frac{\partial T}{\partial \delta}+\frac{\partial U}{\partial \delta}-\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial U}{\partial \dot{\delta}}\right)=Q_\delta$$

resulta em:

$$\begin{aligned} &m_2 e_\delta \ddot{h} + \left(m_2 e_2 e_\delta + I_2\right)\ddot{\theta} + \left(m_2 e_\delta^2 + I_2\right)\ddot{\delta} \\ &- m_2 g e_\delta \cos\delta \cos\theta_T + K_\delta\left(\delta-\delta_c\right) = Q_\delta \end{aligned} \tag{3.16}$$

Portanto, através das equações 3.12, 3.14 e 3.16, pode-se expressar o conjunto das equações de Lagrange, equações 3.10, que representam o sistema estrutural, na forma matricial dado pela equação 3.17.

$$\begin{bmatrix} m & S_{h\theta} & S_{h\delta} \\ S_{h\theta} & I_\theta & S_{\theta\delta} \\ S_{h\delta} & S_{\theta\delta} & I_\delta \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\delta} \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} K_h & 0 & 0 \\ 0 & K_\theta & 0 \\ 0 & 0 & K_\delta \end{bmatrix}\begin{bmatrix} h \\ \theta \\ \delta \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ K_\delta \end{bmatrix}\delta_c+\begin{bmatrix} m \\ S_{h_\theta}\cos\theta \\ S_{h_\delta}\cos\delta \end{bmatrix} g\cos\theta_T+\begin{bmatrix} Q_h \\ Q_\theta \\ Q_\delta \end{bmatrix} \tag{3.17}$$

Onde:

$$
\begin{aligned}
m &= m_1 + m_2 \\
S_{h\theta} &= m_1 e_1 + m_2 e_2 \\
S_{h\delta} &= m_2 e_\delta \\
I_\theta &= I_1 + I_2 + m_1 e_1^2 + m_2 e_2^2 \\
S_{\theta\delta} &= I_2 + m_2 e_2 e_\delta \\
I_\delta &= I_2 + m_2 e_\delta^2
\end{aligned}
\tag{3.18}
$$

As Q_n são as forças generalizadas associadas com cada coordenada generalizada, incluindo-se as forças externas e as não conservativas. Os termos $S_{h\theta}$, $S_{h\delta}$ e $S_{\theta\delta}$ são os acoplamentos inerciais entre as coordenadas generalizadas. O significado destes termos fica claro no desenvolvimento das equações de Lagrange para cada coordenada generalizada. Por exemplo, para a coordenada h, obtém-se a equação 3.12, podendo-se verificar a influência da coordenada θ em h através de $S_{h\theta} = m_1 e_1 + m_2 e_2$. Do mesmo modo, nota-se a influência de δ em h através de $S_{h\delta} = m_2 e_\delta$. Na notação adotada, observa-se que os índices de S representam as coordenadas generalizadas que estão acopladas. No desenvolvimento das equações de Lagrange para as outras coordenadas, verifica-se também os acoplamentos entre as mesmas. Somente pela forma da matriz de massa da equação 3.17 (não diagonal) é possível identificar o acoplamento dinâmico do sistema.

3.5 – Aplicação do Princípio do Trabalho Virtual - Determinação das Forças Generalizadas

O Princípio do Trabalho Virtual, segundo LANCZOS (1970), é o de manter o equilíbrio do sistema mecânico e é de fundamental importância para o desenvolvimento da Mecânica Analítica.

Na mecânica Newtoniana, uma partícula está em equilíbrio se o resultado das forças que estão agindo na partícula é zero. Se pensarmos em uma barra retangular engastada, por exemplo, na teoria tradicional (Newtoniana), apenas consideramos as

forças externas agindo no sistema, desprezando as forças internas agindo na barra. Isto só é possível, se o deslocamento virtual dos elementos da barra estiver em harmonia com uma determinada condição cinemática do sistema dinâmico. Em outras palavras, o Princípio do Trabalho Virtual demanda que, para o estado de equilíbrio, o trabalho das forças internas seja zero, para qualquer variação infinitesimal da configuração do sistema, que está em harmonia com uma dada condição cinemática.

Para o nosso estudo, o trabalho virtual inclui o trabalho devido às forças não conservativas, o amortecimento, e o trabalho devido a forças externas, aerodinâmicas.

3.5.1 - Forças de Amortecimento Estrutural

No sistema proposto, assume-se o modelo de amortecimento estrutural como sendo $c = 2m\zeta w$, (INMAN, 1994). Com isto as forças de amortecimento estrutural denotadas por $\mathbf{Q}^{AE}$ são dadas por:

$$\mathbf{Q}^{AE} = \mathbf{C}_{\mathbf{n}}\mathrm{n} \tag{3.19}$$

onde

n é uma das coordenadas generalizadas já definidas anteriormente;

$\mathrm{C_n}$ é a matriz de amortecimento.

Com o modelo de amortecimento previamente definido, obtém-se a equação matricial para as forças não-conservativas dadas abaixo:

$$\begin{Bmatrix} Q_h^{AE} \\ Q_\theta^{AE} \\ Q_\delta^{AE} \end{Bmatrix} = -\begin{bmatrix} m & S_{h_\theta} & S_{h_\delta} \\ S_{h_\theta} & I_\theta & \delta_{\theta_\delta} \\ S_{h_\delta} & \delta_{\theta_\delta} & I_\delta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 2\zeta_h w_h & 0 & 0 \\ 0 & 2\zeta_\theta w_\theta & 0 \\ 0 & 0 & 2\zeta_\delta w_\delta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{h} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\delta} \end{Bmatrix} \tag{3.20}$$

onde:

ζ_h coeficiente de amortecimento de deslocamento vertical;

ζ_θ coeficiente de amortecimento de arfagem;

ζ_δ coeficiente de amortecimento da superfície de controle do bordo de fuga.

3.5.2 - Forças Externas (Aerodinâmicas)

Neste trabalho as forças externas aplicadas ao sistema são devido à aerodinâmica e resultam da distribuição de pressão na superfície da asa. Utilizar-se-á o Princípio do Trabalho Virtual, como já mencionado anteriormente, para determinar tais forças. Da definição de trabalho, que diz que o trabalho é igual à variação da energia potencial, pode-se escrever que:

$$\delta W_e + \delta W_{in} = \delta U \tag{3.21}$$

onde

δW_e é o trabalho virtual realizado por forças externas;

δW_{in} é o trabalho virtual realizado por forças inerciais durante um movimento virtual arbitrário de um sistema dinâmico;

δU é variação de energia resultante do deslocamento virtual.

Sabe-se que o trabalho realizado por um corpo é a integral da força para um determinado deslocamento. Sendo assim, as forças externas generalizadas podem ser expressas da seguinte forma:

$$Q_n = \frac{\partial \delta W}{\partial \delta n} \tag{3.22}$$

onde os termos do denominador são os deslocamentos virtuais de cada coordenada generalizada n.

Na figura 3.3 a seguir, é representada esquematicamente a distribuição de pressão $p(x,t)$ no aerofólio.

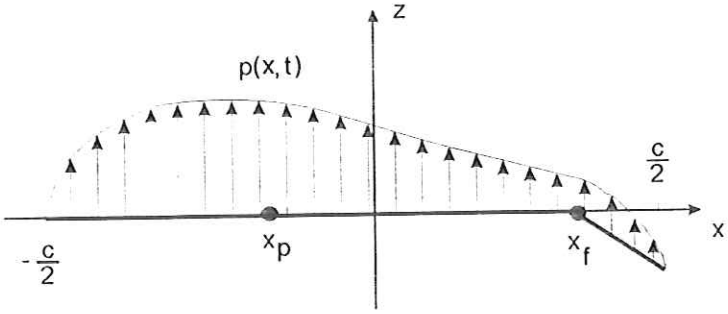


Figura 3.3 – Representação da distribuição de pressão na asa

Observando a figura 3.3 acima, verifica-se que o deslocamento virtual no eixo z pode ser expresso, em termos das coordenadas generalizadas, conforme a equação seguinte:

$$\delta z(x,y,t) = \delta h(t) + (x - x_p)\delta\theta(t) + (x - x_f)\delta\delta \tag{3.23}$$

onde

$\delta z(x,y,t)$ é um deslocamento virtual normal à superfície da asa.

Assim, o trabalho virtual será representado por:

$$\delta W = Q_h \delta h + Q_\theta \delta\theta + Q_\delta \delta\delta \tag{3.24}$$

que com a utilização da equação 3.22, pode ser escrita como:

$$\delta W = \iint p(x,y,t)\delta z \, dxdy \tag{3.25}$$

Portanto, substituindo a equação 3.23 na 3.25 obtém-se:

$$\delta W = \delta h \iint p(x,y,t)dxdy + \delta\theta \iint p(x,y,t)(x - x_p)dxdy + \delta\delta \iint p(x,y,t)(x - x_f)dxdy \tag{3.26}$$

e assim tem-se que:

$$\delta W = \delta h(-L) + \delta\theta M_p + \delta\delta H_\delta \tag{3.27}$$

onde L é a força de sustentação; M_p é o momento aerodinâmico de arfagem em torno de x_p; e H_δ é momento da superfície de controle em torno de seu ponto de fixação x_f. Comparando-se as equações 3.24 e 3.27, chega-se ao seguinte resultado:

$$\begin{aligned} Q_h &= \frac{\partial \delta W}{\partial h} = -L \\ Q_\theta &= \frac{\partial \delta W}{\partial \theta} = M_p \\ Q_\delta &= \frac{\partial \delta W}{\partial \delta\delta} = H_\delta \end{aligned} \tag{3.28}$$

Onde as forças aerodinâmicas podem ser aproximadas, usando derivadas ou coeficiente de estabilidade e controle. Assim:

$$L = \bar{q}SC_L = \bar{q}S\left[C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{L\delta}\delta + \frac{\bar{c}}{2U_0}\left(C_{L\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + C_{Lq}\dot{\theta} + C_{L\dot{\delta}}\dot{\delta}\right)\right] \tag{3.29}$$

$$M_p = \bar{q}S\bar{c}C_M = \bar{q}S\bar{c}\left[C_{M0} + C_{M\alpha}\alpha + C_{M\delta}\delta + \frac{\bar{c}}{2U_0}\left(C_{M\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + C_{Mq}\dot{\theta} + C_{M\dot{\delta}}\dot{\delta}\right)\right] \tag{3.30}$$

onde

$\bar{q}$ é a pressão dinâmica

S é área da superfície da asa

$\bar{c}$ é corda média da asa

Para a representação das forças aerodinâmicas generalizadas de uma forma coerente com a equação de movimento encontrada, equação 3.17, é necessário que se estabeleça uma relação entre o ângulo de ataque α da asa e as coordenadas

generalizadas (considerando o conjunto asa e o dispositivo elástico de sustentação da asa). Esta relação é dada pela seguinte equação:

$$\alpha(x,t) = \theta_T + \theta(t) + \frac{\dot{h}(t)}{U_0} + \frac{l(x)\dot{\theta}(t)}{U_0} - \frac{w_g(x,t)}{U_0} \tag{3.31}$$

onde θ_T é o ângulo inicial do dispositivo elástico de sustentação da asa, $l(x)$ é a distância entre o ponto de fixação (eixo elástico) e o ponto no qual se mede o ângulo de ataque, w_g é a velocidade de perturbação normal ao escoamento e U_0 é a velocidade do escoamento livre.

Substituindo-se a expressão do ângulo de ataque, equação 3.31, nas equações das forças aerodinâmicas generalizadas 3.29 e 3.30, e assumindo que a rigidez da superfície de controle é muito grande, isto é, a deformação devido ao eixo de dobradiça é insignificante, nós podemos eliminar a força generalizada, associada com a superfície de controle Q_δ, Assim a forma matricial destas forças, é dada por:

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} Q_h^e \\ Q_\theta^e \end{bmatrix} &= \bar{q}S\begin{bmatrix} -C_{L_0} \\ \bar{c}C_{M_0} \end{bmatrix} + \bar{q}S\begin{bmatrix} -C_{L_\alpha} \\ \bar{c}C_{M_\alpha} \end{bmatrix}\theta_T + \frac{\bar{q}S\bar{c}}{sU_0^2}\begin{bmatrix} -C_{L\dot{\alpha}} & -l(x)C_{L\dot{\alpha}} \\ \bar{c}C_{M\dot{\alpha}} & \bar{c}l(x)C_{M\dot{\alpha}} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \end{bmatrix} + \\
&+ \frac{\bar{q}S}{U_0}\begin{bmatrix} -C_{L\alpha} & -l(x)C_{L\alpha} - \frac{\bar{c}}{2}\left(C_{L\dot{\alpha}} + C_{L\dot{q}}\right) \\ \bar{c}C_{M\alpha} & \bar{c}l(x)C_{M\alpha} + \frac{\bar{c}^2}{2}\left(C_{M\dot{\alpha}} + C_{Mq}\right) \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \dot{h} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} + \bar{q}S\begin{bmatrix} 0 & -C_{L\alpha} \\ 0 & \bar{c}C_{M\alpha} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} h \\ \theta \end{bmatrix} + \\
&+ \frac{qS\bar{c}}{2U_0}\begin{bmatrix} -C_{L\dot{\delta}} \\ \bar{c}C_{M\dot{\delta}} \end{bmatrix}\left[\dot{\delta}\right] + \bar{q}S\begin{bmatrix} -C_{L\delta} \\ \bar{c}C_{M\delta} \end{bmatrix}[\delta] - \frac{\bar{q}S}{U_0}\begin{bmatrix} -\frac{\bar{c}}{2U_0}C_{L\dot{\alpha}} & -C_{L\alpha} \\ -\frac{\bar{c}^2}{2U_0}C_{M\dot{\alpha}} & \bar{c}C_{M\alpha} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \dot{w}_g \\ w_g \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{3.32}$$

3.6 – As Equações do Movimento

A equação completa do movimento do sistema é obtida, substituindo-se as equações das forças generalizadas, equações 3.20 e 3.32, na equação do movimento, equação 3.17, sendo expressas por:

$$\left(\mathbf{M}_S - \frac{\bar{q}S\bar{c}}{2U_0^2}\mathbf{M}_a\right)\ddot{\boldsymbol{\Psi}} + \left(\mathbf{D}_S - \frac{\bar{q}S}{2U_0}\mathbf{D}_a\right)\dot{\boldsymbol{\Psi}} + (\mathbf{K}_S - \bar{q}S\mathbf{K}_a)\boldsymbol{\Psi} =$$
$$= \bar{q}S\mathbf{Q}_0^e + \bar{q}S\mathbf{Q}_T\theta_T + \mathbf{M}_g g\cos\theta_T + \mathbf{B}_2\ddot{\boldsymbol{\delta}} + \frac{\bar{q}S\bar{c}}{2U_0}\mathbf{B}_1\dot{\boldsymbol{\delta}} + \bar{q}S\mathbf{B}_0\boldsymbol{\delta} + \frac{\bar{q}S}{U_0}\mathbf{E}\mathbf{w} \tag{3.33}$$

Os termos $\boldsymbol{\Psi}$, $\mathbf{M}_s$, $\mathbf{M}_a$, $\mathbf{M}_g$, $\mathbf{D}_s$, $\mathbf{D}_a$, $\mathbf{K}_s$, $\mathbf{K}_a$, $\mathbf{K}_c$, $\mathbf{Q}_0$, $\mathbf{Q}_T$ *e* $\mathbf{E}$ que aparecem nesta equação são matrizes e estão definidas a seguir:

$\boldsymbol{\Psi} = \begin{bmatrix} h \\ \theta \end{bmatrix}$ é o vetor de coordenadas generalizadas;

$\boldsymbol{\delta} = [\delta_{TE}]$ é o vetor de entrada da superfície de controle;

$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} \dot{w}_g \\ w_g \end{bmatrix}$ é o vetor de distúrbios;

$\mathbf{M}_s = \begin{bmatrix} m & S_{x\theta} \\ S_{x\theta} & I_\theta \end{bmatrix}$ é a matriz estrutural de massa;

$$\mathbf{M}_a = \begin{bmatrix} -C_{L\dot{\alpha}} & -l(x)C_{L\dot{\alpha}} \\ \bar{c}C_{M\dot{\alpha}} & \bar{c}l(x)C_{M\dot{\alpha}} \end{bmatrix}$$ é a matriz aerodinâmica de massa;

$$\mathbf{M}_s = \begin{bmatrix} m \\ S_{h\theta} \end{bmatrix}$$ é a matriz de acoplamento de massa;

$$\mathbf{D}_s = -\mathbf{M}_s \begin{bmatrix} 2\zeta_h w_h & 0 \\ 0 & 2\zeta_\theta w_\theta \end{bmatrix}$$ é a matriz de amortecimento estrutural;

$$\mathbf{D}_a = \begin{bmatrix} -C_{L\alpha} & -l(x)C_{L\alpha} - \frac{\bar{c}}{2}\left(C_{L\dot{\alpha}} + C_{L\dot{q}}\right) \\ \bar{c}C_{M\alpha} & \bar{c}l(x)C_{M\alpha} + \frac{\bar{c}^2}{2}\left(C_{M\dot{\alpha}} + C_{M\dot{q}}\right) \end{bmatrix}$$ é a matriz de amortecimento aerodinâmico:

$$\mathbf{K}_s = \begin{bmatrix} K_h & 0 \\ 0 & K_\theta \end{bmatrix}$$ é matriz de rigidez estrutural;

$$\mathbf{K}_a = \begin{bmatrix} 0 & -C_{L\alpha} \\ 0 & \bar{c}C_{M\alpha} \end{bmatrix}$$ é a matriz de rigidez aerodinâmica;

$$\mathbf{Q}_0^* = \begin{bmatrix} -C_{L_0} \\ \bar{c}C_{M_0} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{Q}_T = \begin{bmatrix} -C_{L\alpha} \\ \bar{c}C_{M\alpha} \end{bmatrix}$$ são as matrizes de forças generalizadas aerodinâmicas estáticas;

$$\mathbf{B}_0 = \begin{bmatrix} -C_{L_\delta} \\ \bar{c}C_{M_\delta} \end{bmatrix} \quad \mathbf{B}_1 = \begin{bmatrix} -C_{L_{\dot{\delta}}} \\ \bar{c}C_{M_{\dot{\delta}}} \end{bmatrix} \quad \mathbf{B}_2 = \begin{bmatrix} S_{h\delta} \\ S_{\theta\delta} \end{bmatrix}$$ são as matrizes de controle.

$$E = -\begin{bmatrix} -\frac{\bar{c}}{2U_0}C_{L_{\dot{\alpha}}} & -C_{L_\alpha} \\ \frac{\bar{c}}{2U_0}C_{M_{\dot{\alpha}}} & \bar{c}C_{M_\alpha} \end{bmatrix}$$ é a matriz de perturbação.

Observe-se nestas equações que o efeito das forças aerodinâmicas é o de modificar a massa, amortecimento e as propriedades de rigidez do sistema. Estes acoplamentos são características essenciais para o estudo das instabilidades aerodinâmicas.

A equação do equilíbrio estático do sistema é obtida, quando as derivadas no tempo se igualam a zero na equação 3.33, o que resulta em:

$$\mathbf{\Psi}_0 = (\mathbf{K}_s - \bar{q}\mathbf{K}_a)^{-1}\left[\bar{q}\mathbf{Q}_0 + \bar{q}\mathbf{Q}_T\theta_T + \mathbf{M}_g g\cos\theta_T\right] \tag{3.34}$$

O índice zero nas coordenadas generalizadas indicam equilíbrio estático e nas entradas de controle representam um valor fixo.

As coordenadas generalizadas podem ser escritas como a soma da parte estática $\mathbf{\Psi}_0$ mais uma perturbação $\tilde{\mathbf{\Psi}}$, isto é:

$$\mathbf{\Psi} = \mathbf{\Psi}_0 + \tilde{\mathbf{\Psi}} \tag{3.35}$$

Da mesma forma as entradas de controle podem ser expressas como a soma da parte estática δ_{c0} mais uma parte dinâmica $\tilde{\delta}_C$:

$$\delta_c = \delta_{c0} + \tilde{\delta}_C \tag{3.36}$$

Substituindo as equações 3.35 e 3.36 na equação 3.33, utilizando o fato de que as coordenadas Ψ_0, θ_T e δ_0 são constantes e eliminando os termos constantes da equação de equilíbrio estático, equação 3.34, resulta a equação de movimento:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\tilde{\Psi}} \\ \dot{\tilde{\Psi}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\left(\mathbf{M}_S - \dfrac{\bar{q}S\bar{c}}{2U_0^2}\mathbf{M}_S\right)^{-1}\left(\mathbf{K}_S - \bar{q}S\mathbf{K}_a\right) & -\left(\mathbf{M}_S - \dfrac{\bar{q}S\bar{c}}{2U_0^2}\mathbf{M}_a\right)^{-1}\left(\mathbf{D}_S - \dfrac{\bar{q}S}{2U_0}\mathbf{D}_a\right) \\ \mathbf{I} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\tilde{\Psi}} \\ \tilde{\Psi} \end{bmatrix} +$$

$$+ \begin{bmatrix} -\left(\mathbf{M}_S - \dfrac{\bar{q}S\bar{c}}{2U_0^2}\mathbf{M}_a\right)^{-1}\mathbf{B}_2 \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \ddot{\tilde{\delta}} + \begin{bmatrix} -\left(\mathbf{M}_S - \dfrac{\bar{q}S\bar{c}}{2U_0^2}\mathbf{M}_a\right)^{-1}\dfrac{\bar{q}S\bar{c}}{2U_0}\mathbf{B}_1 \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \dot{\tilde{\delta}} +$$

$$+ \begin{bmatrix} -\left(\mathbf{M}_S - \dfrac{\bar{q}S\bar{c}}{2U_0^2}\mathbf{M}_a\right)^{-1}\bar{q}S\mathbf{B}_0 \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \tilde{\delta} + \begin{bmatrix} -\left(\mathbf{M}_S - \dfrac{\bar{q}S\bar{c}}{2U_0^2}\mathbf{M}_a\right)^{-1}\dfrac{\bar{q}S}{U_0 E} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} w \tag{3.37}$$

As equações de movimento do sistema podem ser apresentadas na forma das equações 3.33 ou 3.37. Na forma de espaço de estados, equação 3.37, facilita-se o desenvolvimento de projetos de sistemas de controle.

As matrizes de estado identificadas na equação 3.37 foram utilizadas para a simulação do sistema dinâmico em ambiente MATLAB®. Os resultados serão apresentados nos capítulos 5 e 6.

CAPÍTULO 4 – MODELO DIFUSO PARA O CONTROLE

4.1 – Breve Histórico

A teoria de controle automático há muito vem sendo estudada pela sua enorme importância em diversas áreas da engenharia como, por exemplo, em veículos espaciais, aviões, robótica, processos industriais, linhas de transmissão, análise de pressão, temperatura, viscosidade, etc.

Pelo que se pode observar nas publicações da área, a tendência atual é dividir a teoria de controle em clássica, moderna e não convencional.

No coração da teoria de controle clássica, estão os métodos de resposta em freqüência e lugar das raízes desenvolvidas nas décadas de 1940 e 1950. Tais métodos permitem a análise e síntese de controladores que levam a sistemas estáveis e que satisfazem a um conjunto de requisitos de desempenho mas que no entanto, não constituem sistemas ótimos. A teoria relacionada com tais métodos, de modo geral, é aplicável apenas em sistemas lineares invariantes no tempo, tendo uma única entrada e uma única saída (SISO). Entretanto, ela é ineficiente para sistemas variantes no tempo ou de múltiplas entradas e múltiplas saídas (MIMO).

Com o desenvolvimento cada vez mais acelerado da tecnologia de processos industriais e com computadores digitais cada vez melhores e mais acessíveis, foi possível, então, a partir da década de 1960, desenvolver novas técnicas de controle que tratassem processos variantes no tempo e de múltiplas entradas e múltiplas saídas (MIMO), requisito necessário para a crescente complexidade, precisão e custo entre outros, de projetos aeroespaciais, industriais, bélicos, etc.

Foi então que surgiu a teoria de controle moderna, baseada na análise e na síntese no domínio do tempo, usando variáveis de estado (OGATA, 1990; D'AZZO

& HOUPIS, 1988). Tal teoria abriu um campo de pesquisa enorme até então não vislumbrado pelos pesquisadores da época, que recaiu no estudo de controle ótimo de alguma forma e do controle adaptativo.

Os sistemas de controle ótimo são sistemas de otimização, consistindo na busca do espaço de parâmetros variáveis do controlador em função de algum índice de desempenho, para determinar onde este é maximizado ou minimizado.

O sistema de controle adaptativo é aquele que possui uma habilidade franca de adaptação, isto é, o próprio sistema de controle detecta variações nos parâmetros da planta e faz ajustes necessários nos parâmetros do controlador com a finalidade de manter um desempenho ótimo (OGATA, 1990).

Na vanguarda da teoria de controle automático, poder-se-ia colocar o chamado controle não-convencional onde se enquadram os controles: preditivo, adaptativo, robusto, não-linear, neural e difuso, entre outros. Estas metodologias permitem o aprimoramento de sistemas de controle comparados às técnicas de controle convencional, uma vez que estas técnicas apresentam limitações, quando aplicadas em sistemas que apresentam características complexas como: instabilidade, não-linearidade, atrasos não-unitários, comportamento não estacionário, etc (COELHO, 2000).

A proliferação do estudo das denominadas teorias de controle não-convencionais pode ser atribuída a avanços realizados na indústria eletrônica, no desenvolvimento de dispositivos computacionais e a diversos fatores vinculados aos benefícios trazidos por estas teorias para o setor produtivo em geral, tais como:

- Flexibilidade de produção;
- Baixo custo;
- Aprimoramento do controle de qualidade;
- Processos industriais operados de maneira eficiente.

Evidentemente, a maior competitividade imposta pelo mercado resultou em investimentos substanciais para o desenvolvimento destas novas teorias.

A teoria de controle moderno, conforme mencionado anteriormente, tem sido

aplicada com sucesso em sistemas bem definidos deterministicamente e/ou estocasticamente. Em ambientes práticos, contudo, encontram-se muitos problemas em aplicações da engenharia de controle onde os sistemas a serem controlados exibem características complexas, tais como:

- incertezas no modelo ou não-linearidades;
- entradas dos sensores e variáveis de controle multivariáveis complexas;
- atrasos variantes no tempo;
- medidas apresentando incertezas e inadequação;
- mudanças nas variáveis externas não medidas e não-controláveis.

Já o controle não-convencional oferece vantagens potenciais, em relação aos esquemas convencionais de controle, podendo-se ressaltar (COELHO & COELHO, 1997, 1998):

- Menor dependência de modelos quantitativos ;
- Capacidade de aprendizagem;
- Maior grau de autonomia.

Dentre as teorias de controle não-convencionais destacam-se a Lógica Difusa, as Redes Neurais Artificiais e os Algoritmos Evolucionários (Genéticos) ou ainda sistemas híbridos que utilizam duas ou três destas teorias conjuntamente.

Tais métodos surgiram como uma área da Inteligência Artificial, mais precisamente da Inteligência Artificial Conexionista-IAC, que procurava modelar a estrutura cerebral do ser humano. No início da IAC, as atenções se voltaram para o neurônio e sua modelação matemática foi feita por McCuloch e Pitts em 1943 (McCULOCH & PITTS, 1943), mas ainda bastante incipiente pela dificuldade de aceitação pelos pesquisadores da época.

Em 1965 Loft Zadeh, professor da Universidade da Califórnia, propõe a Lógica Difusa (*Fuzzy Logic*) que tem por objetivo modelar o modo aproximado de raciocínio humano. A Lógica Difusa provê um método de traduzir expressões lingüísticas, imprecisas ou vagas, em valores numéricos e de certa forma converter

tais expressões adequadamente para utilização em computadores.

Em 1982 um físico chamado Jonh Hopfield (HOPFIELD, 1982) fez com que as redes neurais artificiais tivessem seu reconhecimento recuperado, provando ser possível a simulação de um sistema físico através de um modelo matemático, baseado na teoria de redes neurais, sendo que, a partir de então, houve uma explosão de pesquisas nesta área.

As redes neurais são modelos computacionais não-lineares, inspirados na estrutura e operação do cérebro humano, que procuram reproduzir características humanas, tais como: aprendizado, associação, generalização e abstração. Devido à sua estrutura, as redes neurais são bastante efetivas no aprendizado de padrões estabelecidos a partir de dados não-lineares, incompletos, com ruído e até compostos de exemplos contraditórios.

Os algoritmos genéticos são algoritmos matemáticos, inspirados nos mecanismos de evolução natural e recombinação genética. As técnicas de algoritmos genéticos fornecem um mecanismo de busca adaptativa que se baseia no princípio *Darwiniano* de reprodução e sobrevivência dos mais aptos.

Desta forma não estaríamos errados ao chamarmos as técnicas de controle não convencionais de técnicas de controle inteligentes.

Devido a estas novas técnicas ZADEH (1994) propôs o *soft computing* para as metodologias que visam explorar os erros, as incertezas e as imprecisões humanas, proporcionando robustez e solução de baixo custo. Nestas metodologias podemos incluir os sistemas difusos, as redes neurais artificiais, os algoritmos evolucionários, o raciocínio probabilístico e os sistemas híbridos.

O *soft computing* é, portanto, uma ferramenta poderosíssima para o projeto e desenvolvimento de sistemas de controle não-convencionais. LI et al. (1998) apresentam as principais características e os tipos de problemas mais adequados à aplicação destas técnicas.

Um particular interesse na técnica de controle difuso está posto nesta tese.

4.2 - O Controlador Difuso

Um controlador difuso é um sistema regido por uma base de conhecimento que consiste de uma base de dados e uma base de regras que definem ações de controle em função das diversas faixas de valores que as variáveis de estado do problema podem assumir (D'AMORE et al., 1997; KLIR & FOLGER, 1988). Estas faixas de valores, não muito bem definidas, são modeladas por conjuntos difusos e denominados termos lingüísticos que através de um procedimento de inferência difusa, produzem uma ação de controle precisa.

De uma forma geral, o controlador difuso apresenta as seguintes características: a) pode tratar sistemas com modelos matemáticos complexos, sem a necessidade de entender detalhadamente o modelo; b) possibilita a utilização de termos e expressões da linguagem natural; c) possui habilidade de tratar processos não-lineares; d) implementa o conhecimento, os aspectos intuitivos e a experiência do especialista em controle, utilizando regras lingüísticas e entradas imprecisas; e) apresenta facilidade de entendimento, simplicidade de implementação, rápida prototipação e custos inexpressivos de desenvolvimento (WANG, 1994).

Da mesma forma, o controlador difuso tem limitações quanto à quantidade de parâmetros a serem utilizados (conjunto de variáveis, número de regras, método de difusificação e dedifusificação), dificuldade em analisar os aspectos de robustez do controle, falta de capacidade de aprendizado e memorização e inexistência de uma metodologia analítica consolidada para os projetos de sistemas difusos.

Um controlador difuso é composto da seguinte estrutura básica, conforme podemos observar na figura 4.1 abaixo:

- Interface de difusificação;
- Base de conhecimento;
- Lógica de tomadas de decisões ou Procedimento de Inferência;
- Interface de dedifusificação.

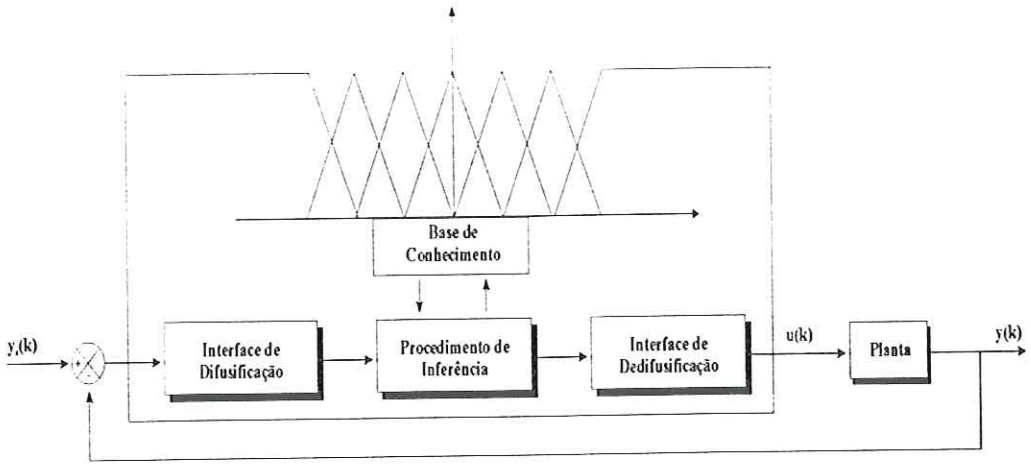


Figura 4.1 - Estrutura do controlador difuso

4.2.1 - Interface de Difusificação

A interface de difusificação identifica os valores das variáveis de entrada, normalmente provenientes de sensores, convertendo-os para outros dentro do universo de discurso, no domínio difuso, pré-definido para cada variável. O universo de discurso é o conjunto de todos os possíveis valores que podem ocorrer para aquela variável dentro do domínio da lógica difusa. Estes valores são então difusificados, isto é, transformados em conjuntos difusos para que possam estar associados a variáveis lingüísticas. Variáveis lingüísticas são termos ou nomes definidos em um conjunto, que estão associados a um número difuso definido no universo de discurso.

Um exemplo clássico é se a variável for velocidade, poderíamos associá-la a um conjunto de variáveis lingüísticas do tipo baixa, média, alta dentro de um universo de discurso que varie, por exemplo, [-1000,1000]. A figura 4.2 apresenta as variáveis lingüísticas no universo de discurso considerado onde, NA designa negativo alto, NM negativo médio, NB negativo baixo, PB positivo baixo, PM positivo médio, PA positivo alto.

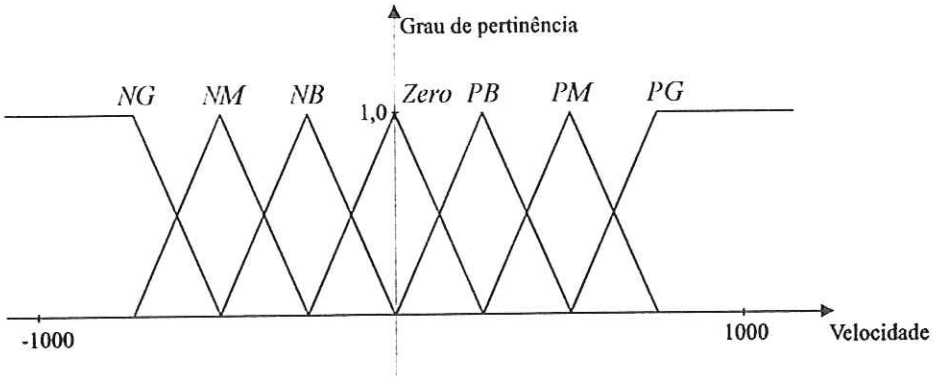


Figura 4.2 – Variável lingüística no universo de discurso

4.2.2 - Base de Conhecimento

A base de conhecimento representa o modelo do sistema a ser controlado, isto é, caracteriza a estratégia de controle e as suas metas. Ela é composta pela base de dados e pela base de regras.

A **base de dados** fornece as definições numéricas do universo de discurso necessárias às funções de pertinência dos termos lingüísticos. A função de pertinência é uma função numérica que atribui valores de pertinência difusos para valores de uma variável, em seu universo de discurso.

As funções de pertinência mais freqüentemente encontradas são as dos tipos triangulares e trapezoidais, como mostradas na figura 4.3 a seguir, onde no eixo horizontal temos o universo de discurso e, no eixo vertical, o grau de pertinência associado.

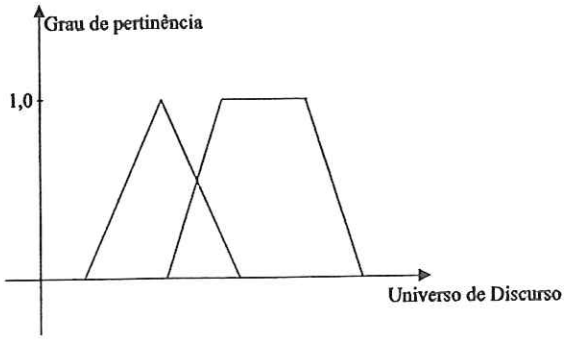


Figura 4.3 – Funções de pertinência triangulares e trapezoidais

Além dessa, também são comumente usadas funções de pertinência do tipo gaussiana ou sigmóide.

Um número prático de conjuntos difusos lingüísticos (funções de pertinência) é algo entre 2 e 7, logicamente, quanto maior o número de conjuntos, maior a precisão, no entanto é necessário analisar o custo computacional para isto. Experiências mostram que uma mudança de 5 conjuntos triangulares para 7 aumenta em torno de 15% a precisão, mas a partir deste valor não há melhora significativa (SHAW & SIMÕES, 1999).

Uma das características das funções de pertinência difusa é que não é necessário que elas sejam simétricas ou igualmente espaçadas, assim como para diferentes variáveis pode haver diferentes formatos das funções de pertinência, para um mesmo sistema de controle.

Um outro fato importante que afeta a precisão é o grau de superposição entre as funções de pertinência difusa, figura 4.4, para o qual experimentalmente determinou-se um mínimo de 25% e um máximo de 75%, como adequado para testes iniciais num sistema em malha fechada (SHAW & SIMÕES, 1999).

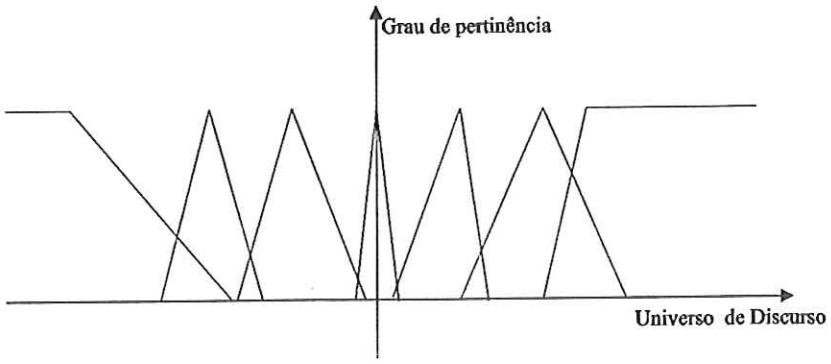


Figura 4.4 – Superposição das funções de pertinência

A **base de regras** é formada por estruturas do tipo

Se <premissa> Então <condição>

que caracterizam as estratégias de controle a serem utilizadas.

A definição da quantidade de regras, para um controlador difuso é decisivo para a sua eficácia. É necessário que haja uma determinada quantidade de regras de forma a garantir que sempre haja ao menos uma regra a ser disparada para qualquer entrada do sistema (SANDRI & CORREA, 1999).

Se, por exemplo, o sistema de controle tiver duas entradas, erro e variação do erro e uma saída de controle, uma das regras poderia ser:

Se erro é Positivo Médio **E** a variação do erro é Positivo Alto,
Então a saída é Negativa Alta.

Este conjunto de regras e funções de pertinência definem a atuação do controlador através de um procedimento de inferência.

Na tabela 4.1 abaixo, é mostrado um exemplo do conjunto de regras a serem aplicadas para um determinado sistema de controle, utilizando as variáveis lingüísticas já definidas anteriormente.

Tabela 4.1 – Modelo para a base de regras

	Variação do erro						
erro	**NA**	**NM**	**NB**	**ZERO**	**PB**	**PM**	**PA**
NA	PA	PA	PA	PA	PB	PB	ZERO
NM	PA	PM	PM	PM	NB	ZERO	PM
NB	PM	PM	PB	PB	ZERO	NM	PB
ZERO	PA	PM	PB	ZERO	NB	NM	NA
PB	NB	PM	ZERO	NB	NB	NM	NM
PM	NM	ZERO	PB	NM	NM	NM	NA
PA	ZERO	NB	NB	NA	NA	NA	NA

4.2.3 - Procedimento de Inferência

O procedimento de inferência utiliza a base de regras e a base de dados para gerar as ações de controle, utilizando implicações difusas, isto é, gera uma conclusão a partir do grau de pertinência dos termos lingüísticos das variáveis de entrada, compatibilizadas com o conjunto de regras propostas.

A agregação de valores entre a base de regras e a base de dados de um determinado conjunto de variáveis de entrada leva a uma ação global de controle.

Na literatura são encontrados dois tipos principais de modelos para controladores difusos: o lingüístico ou clássico, que é o de Mamdani e o de interpolação, que é o de Takagi-Sugeno-Kang – TSK.

4.2.4 - Dedifusificação

O objetivo da dedifusificação é obter um único valor numérico de saída que represente a ação de controle real, isto é, uma transformação do domínio difuso para o domínio real, não difuso.

Existem vários métodos para a dedifusificação, os mais conhecidos são:

a) O método de Centro de Área.

Neste método, também denominado de centro de gravidade, a saída difusa é calculada através do centróide da área composta pela união de todas as contribuições de regras para esta saída.

b) O método de Média do Máximo.

Neste caso a saída difusa é o ponto médio entre os valores que têm o maior grau de pertinência inferido pelas regras.

c) O método de Centro do Máximo.

Neste caso a saída difusa é dada pela média ponderada dos máximos das funções de pertinência do universo de discurso, ponderados pelo valor inferido pelas regras.

A escolha do método de dedifusificação a ser utilizado depende de qual resultado se queira do controlador difuso (suporte a decisões, aplicação a malha fechada, reconhecimento de padrões, etc.).

Estes métodos de dedifusificação são utilizados para os modelos lingüísticos ou clássicos de controladores difusos, pois os controladores interpolativos não necessitam desta interface, uma vez que se obtém diretamente, através de combinação linear, valores precisos para a saída do controlador.

4.2.5 - Controlador Difuso Lingüístico ou Clássico

O principal representante desta classe é o modelo de Mamdani (MAMDANI & ASSILIAN, 1975) que se caracteriza por utilizar regras R_j do tipo:

R_j : Se x_1 é $A_{i,1}$ e ..... e x_n é $A_{i,n}$ Então y é C_i

onde:

x_n são as variáveis de entrada

y é a variável de saída

$A_{i,n}$ e C_i são conjuntos difusos

A figura 4.5 a seguir mostra a metodologia Mamdani com duas entradas x_a e x_b e uma saída y. Para este caso é utilizada a composição dos operadores mínimo e máximo sendo a saída dada por:

$$\mu_C\ (x_a, x_b) = \max\{\min[\mu_A(x_a), \mu_B(x_b)]\ \}$$

onde A_i e B_i representam os i-ésimos conjuntos difusos antecedentes e C_i o i-ésimo conjunto difuso conseqüente para a correspondente i-ésima regra com entradas precisas x_a e x_b.

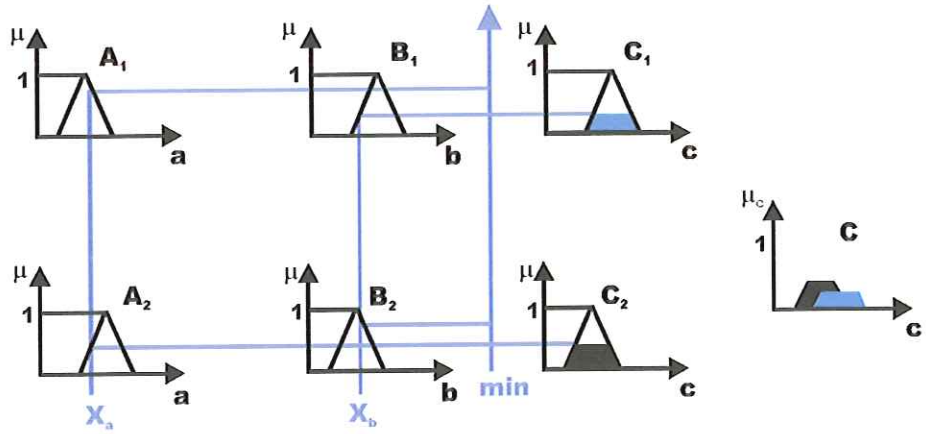


Figura 4.5 - Exemplo do modelo difuso de Mamdani

4.2.6 - Controlador Difuso Interpolativo

Neste modelo não existe a interface de dedifusificação, o conseqüente é uma combinação linear das entradas. Desta forma obtém-se uma ação de controle única e precisa. O principal representante desta classe é o modelo TAKAGI-SUGENO-KANG - TSK (TAKAGI & SUGENO, 1985; SUGENO & KANG, 1986) onde utiliza-se para saída do controlador um polinômio do tipo:

$$y = A_1 \, \Delta e + A_2 \, e + K_0 \tag{4.1}$$

onde :

A_1 e A_2	são determinadas através das funções de pertinência;
Δe	é a variação do erro;
e	é o erro e
K_0	é uma constante

As regras associadas a este método são do tipo:

$$R_j : \text{Se } x_1 \text{ é } A_{i,1} \text{ e ..... e } x_n \text{ é } A_{i,n} \text{ Então } y \text{ é } f_i(x_1, x_2, x_3, \ldots, x_n)$$

onde:

x_i são as variáveis de entrada

y é a variável de saída

$A_{i,n}$ é um conjunto difuso

$f_i(x_1, x_2, x_3, \ldots, x_n) = d_{o,i} + d_{1,i}\,x_1 + d_{2,i}\,x_2 + \ldots\ldots + d_{n,i}\,x_n$ é uma função precisa do conseqüente.

Um exemplo deste método está representado na figura 4.6 com duas regras.

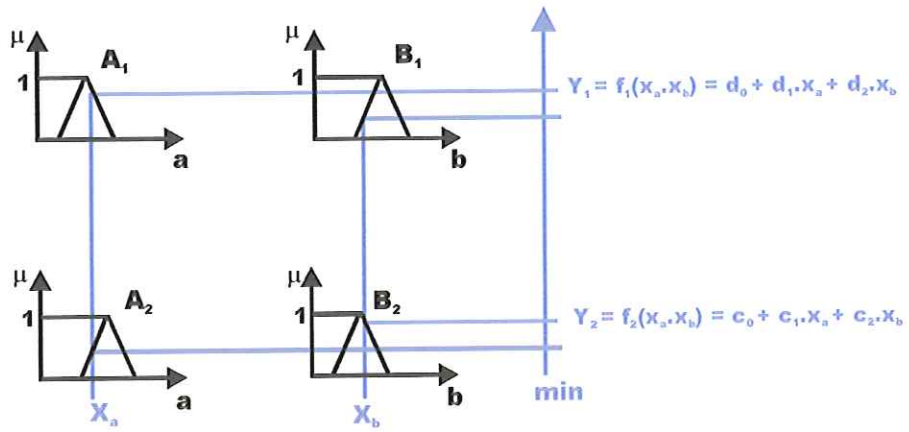


Figura 4.6 – Exemplo do modelo difuso de Takagi-Sugeno-Kang

A vantagem do modelo TSK consiste em seu poder de representação, especialmente para a descrição de processos complexos que permitem a decomposição destes sistemas em sub-sistemas simples (YAGER & FILEV, 1994).

4.2.7 - Estratégias de Controle Difuso

Os controladores difusos podem ser associados às estratégias de controle convencional tipo PI (ação de controle Proporcional mais Integral), PD (ação de controle Proporcional mais Derivativo) ou PID (ação de controle Proporcional mais Derivativo mais Integral). Esta associação tem tido uma vasta empregabilidade,

tanto em processos monovariáveis, como multivariáveis pela simplicidade e eficiência na aplicação para os sistemas lineares ou não lineares (YAGER & FILEV, 1994).

Para um controle difuso PI, o sinal de variação de controle $\Delta u(k) = F[e(k), \Delta e(k)]$ é uma função do sinal do erro e(k), e de sua variação Δe(k) = e(k) – e(k –1), isto é:

$$\Delta u(k) = F[e(k), \Delta e(k)] \tag{4.2}$$

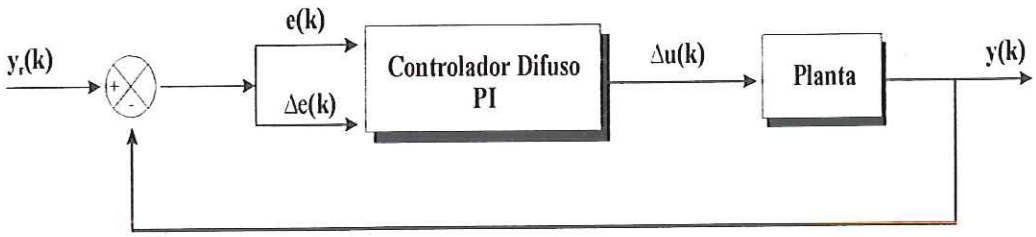
onde F é uma função que representa a lei de controle ótimo.

A configuração da lei de controle difuso é similar ao controle convencional PI, e pode ser escrita como:

$$\Delta u(k) = K_p \, \Delta e(k) + K_I \, e(k) \tag{4.3}$$

onde, K_p e K_I são os ganhos do controlador PI.

A figura abaixo mostra um diagrama básico do controlador difuso PI.



4.7 - Controlador difuso PI

Para o controlador difuso PD, o sinal de controle u(k) é uma função do sinal do erro e(k) e sua variação Δe(k), isto é:

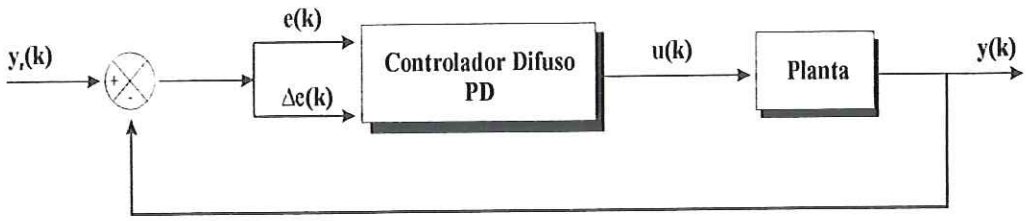
$$u(k) = F[e(k), \Delta e(k)] \tag{4.4}$$

cuja lei de controle é similar à lei de controle convencional PD, e pode ser escrita como:

$$u(k) = K_P\, e(k) + K_D\, \Delta e(k) \tag{4.5}$$

onde K_P e K_D são ganhos do controlador PD.

A figura abaixo mostra um diagrama básico do controlador difuso PD.



4.8 - Controlador difuso PD

Observe que o mecanismo de controle difuso PI e PD trabalham da mesma maneira, tendo somente como diferença a variável de saída.

O controlador difuso PID é uma extensão do controle PD onde se considera também a soma dos erros, isto é:

$$\sum e(k) = \sum_{L=0}^{K} e(L-1) \tag{4.6}$$

Sendo o sinal de controle uma função das variáveis erro e(k), variação do erro Δe(k) e a soma dos erros $\sum e(k)$, da seguinte forma:

$$u(k) = F[\, e(k),\, \Delta e(k), \sum e(k)\,] \tag{4.7}$$

cuja lei de controle é similar à lei de controle convencional PID, e pode ser escrita por:

$$u(k) = K_P\, e(k) + K_I \sum e(k) + K_D\, \Delta e(k) \tag{4.8}$$

onde K_P, K_I e K_D são ganhos do controlador PID.

A figura a seguir mostra um diagrama básico do controlador difuso PID.

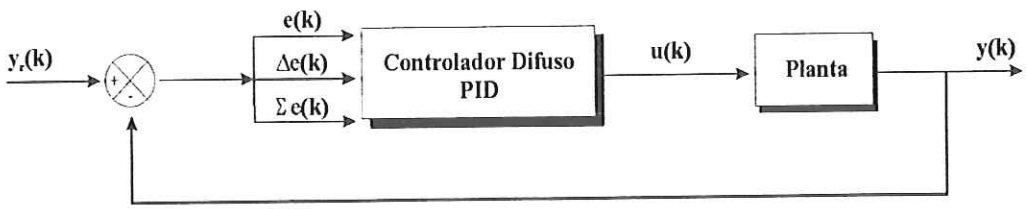


Figure 4.9 - Controlador difuso PID

Uma das principais características do controlador difuso é trabalhar com incertezas do sistema a controlar, uma vez que não é necessário se ter o domínio completo de todas as variáveis.

Isto pode ser entendido pelo fato de que, na teoria da lógica difusa, um elemento x pode pertencer parcialmente a um conjunto particular A, o que é denominado grau de pertinência (μ) que pode variar entre zero (exclusão completa) a 1 (pertinência completa), matematicamente temos:

$$\mu_A = [0;1] \tag{4.9}$$

Tomando como ponto de partida o grau de pertinência, as variáveis do sistema, e a base de regras que caracterizam os objetivos e estratégias de controle utilizadas, um procedimento de inferência difuso passa a ser realizado, gerando ações de controle através de uma dedifusificação. Tais ações de controle, normalmente,

são sinais de entrada para os atuadores que agem, levando o sistema físico a uma desejada condição.

CAPÍTULO 5 – DESCRIÇÃO DO SISTEMA EXPERIMENTAL

5.1 – Elementos do Ensaio Experimental

Para se realizar o ensaio experimental, para o controle de *flutter*, vários parâmetros foram estabelecidos como: materiais a serem utilizados, massa dos respectivos componentes, dimensões, posicionamentos, rigidez, freqüência, entre outros. Foram investigados detalhadamente, além dos possíveis equipamentos, sensores e atuadores necessários para a análise experimental.

Pelo fato do ensaio experimental ser realizado em um túnel de vento, com características próprias, vários desses componentes devem adequar-se às suas dimensões e condições de uso, que resultam na construção adequada de tais componentes, o que em muitos casos necessita de pessoal técnico capacitado além de máquinas e equipamentos adequados.

A seguir são descritos todos os componentes e equipamentos utilizados no ensaio experimental, além do local do ensaio, que são:

a) Asa em Alumínio;
b) Dispositivo Elástico de Sustentação da Asa - DESA;
c) Superfície de Controle de Bordo de Fuga;
d) Motor Elétrico;
e) Acelerômetro;
f) Extensômetros;
g) Placa de Processamento Digital de Sinais da dSPACE;
h) Ponte de Wheaststone HBM;
i) Túnel de Vento;
j) Equipamento para Medida de Velocidade;
k) Cabos e Conexões;

l) Martelo de Impacto;

m) Placa ACE SignalCalc;

n) Base Inercial.

a) Asa em Alumínio

Para a construção da asa, optou-se por um perfil NACA 0012, com dimensões de 0,45 m de corda por 0,80 m de envergadura, como pode ser observado na figura 5.1 abaixo.

Figura 5.1 – Asa em alumínio

Tais dimensões são apropriadas para a colocação dela dentro do túnel de vento.

O material para a construção da asa foi o alumínio 5052F, usinado em uma máquina CNC, no laboratório do Núcleo de Manufaturas Avançadas (NUMA) da EESC-USP, para que tivesse o perfil desejado, bem como um grande volume oco em seu interior de forma a poder alojar equipamentos, sensores, fiação, etc., necessários a eventuais pesquisas, além do alívio de massa necessário para que se possa alcançar o *flutter* dentro de uma faixa de velocidades possíveis para o túnel de vento do LAE.

Para viabilizar a asa nas condições mencionadas acima, a mesma foi fabricada em duas metades idênticas, conforme pode-se observar na figura 5.2.

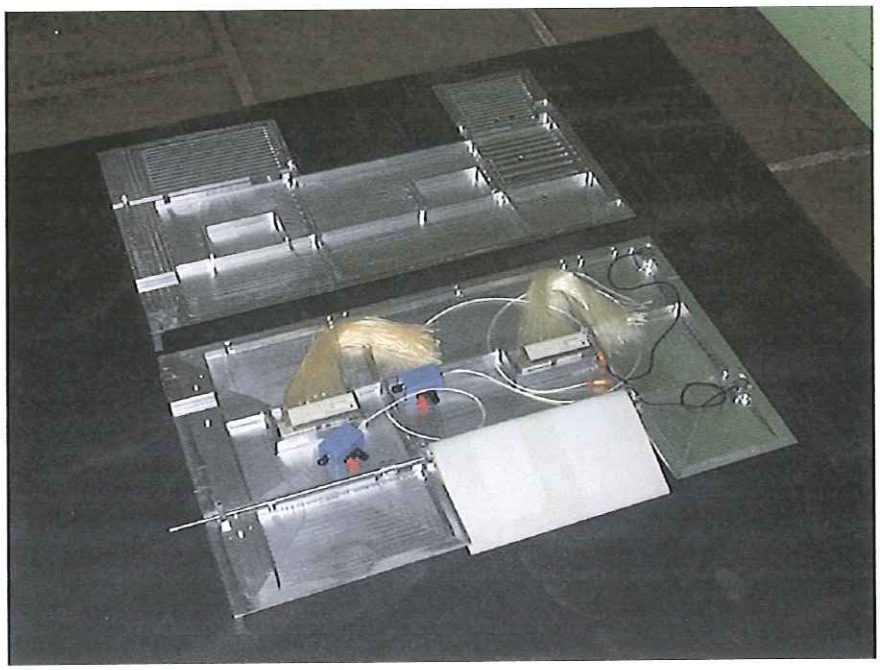


Figura 5.2 – As duas metades da asa com alguns equipamentos em seu interior

Devido a todos estes detalhes, e em decorrência da exigência de simetria do perfil, necessitou-se de uma programação especial no CNC para a fabricação da asa, envolvendo toda uma equipe de professores, alunos de pós-graduação e técnicos da EESC-USP, responsáveis pelo software utilizado, manutenção e operação da máquina.

Fabricada no CNC, alguns detalhes ainda foram necessários fazer, como por exemplo, o canal por onde passa o eixo responsável pela movimentação do *flap*, fabricação de mancais para o eixo e alojamento para os mesmos, furos na superfície da asa para eventuais tomadas de pressão, furos e alojamentos para os parafusos que fixam uma metade a outra da asa e por fim a retirada do sobre-metal que havia ficado nas laterais do perfil da asa.

Tais detalhes foram realizados no Laboratório de Máquinas e Ferramentas – LAMAFE da EESC-USP com apoio do Laboratório de Metrologia, envolvendo seus técnicos.

Para a fixação da asa no dispositivo, que permite os movimentos de flexão e torção do sistema, foi deixado um sobre metal em um dos lados do perfil da asa com dimensões de 0,45 m de comprimento por 0,04 m de largura e 0,01 m de espessura, e a fixação foi feita por quatro parafusos, deixando espaçadores entre a asa e a placa superior do dispositivo, conforme figura 5.3.

Figura 5.3 – Espaçadores e sobre metal

b) Dispositivo Elástico de Sustentação da Asa - DESA

O Dispositivo Elástico de Sustentação da Asa, denominado DESA, é constituído por uma chapa superior em alumínio com formato hexagonal, onde será fixada a asa, com as seguintes dimensões: 6,35 mm de espessura, 0,6 m de comprimento e largura máxima de 0,3 m; uma chapa inferior de aço com 5,8 mm de espessura com formato quadrado com dimensões, 0,40 m x 0,40 m, que será fixada a uma base inercial, uma barra central retangular em aço com as seguintes dimensões; 2 mm de espessura, 0,70 m de comprimento e 0,10 m de largura; quatro hastes circulares em aço carbono com diâmetro de 5 mm e 0,70 m de comprimento. A figura 5.4 abaixo mostra o DESA e seus componentes.

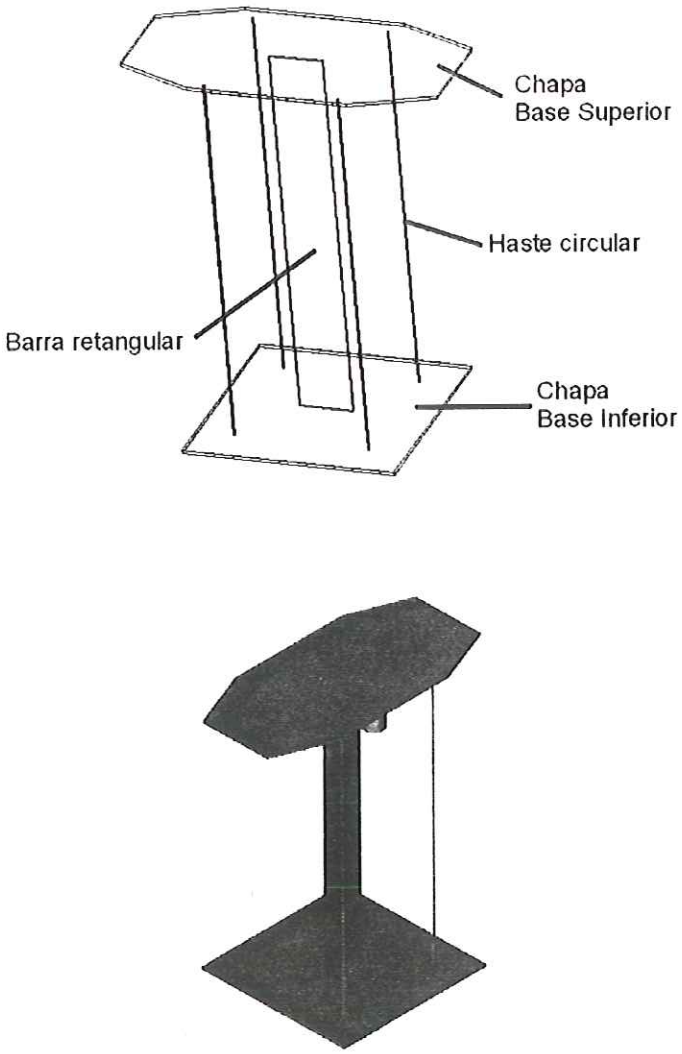


Figura 5.4 – Dispositivo Elástico de Sustentação da Asa - DESA

Para a determinação das dimensões dos diversos elementos do DESA, algumas análises foram feitas através de simulação computacional via resistência dos materiais como também via elementos finitos, utilizando o software *Ansys*®, além de uma análise modal experimental. No item 5.2 será mostrada em detalhes esta determinação.

Para que o DESA funcione perfeitamente é necessário garantir que não haja nenhum tipo de folga entre os diversos elementos que o compõem. Para tanto

montou-se um esquema de distribuição de parafusos, conforme mostrado na figura 5.5, para a fixação da barra central, tanto na chapa superior como na inferior.

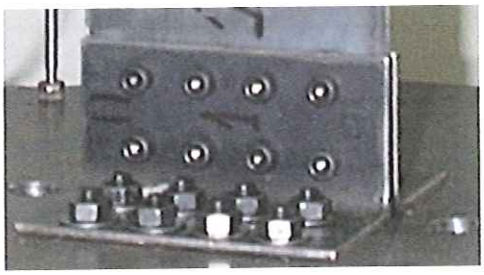


Figura 5.5 – Esquema de fixação para a barra central

As hastes circulares foram presas com arruelas de pressão em todas as suas extremidades, evitando-se assim que se soltem, quando sujeitas ao movimento oscilatório do conjunto.

c) Superfície de Controle de Bordo de Fuga

A superfície de controle de bordo de fuga, que atuará como superfície de controle do sistema, diferentemente da asa, foi confeccionado através de prototipagem rápida, o que a tornou bastante leve (massa aproximada de 0,2 kg), mas ao mesmo tempo bastante resistente. Estas duas características são requisitos importantíssimos, a primeira para uma ação de controle rápida e em tempo real, exigindo-se pouco torque do motor e a segunda, no caso do aparecimento do *flutter*, fato necessário neste estudo, para não haver danos à superfície de controle em função das oscilações instáveis, o que comprometeria totalmente a ação do controle.

Por outro lado, ela foi confeccionada também em duas metades idênticas, assim como a asa, sendo seu interior igualmente oco com apenas alguns ressaltos, tendo as seguintes dimensões: 0,168 m de corda e 0,30 m de envergadura com perfil acompanhando o da asa na sua respectiva posição. A superfície de controle é mostrada na figura 5.6 abaixo.

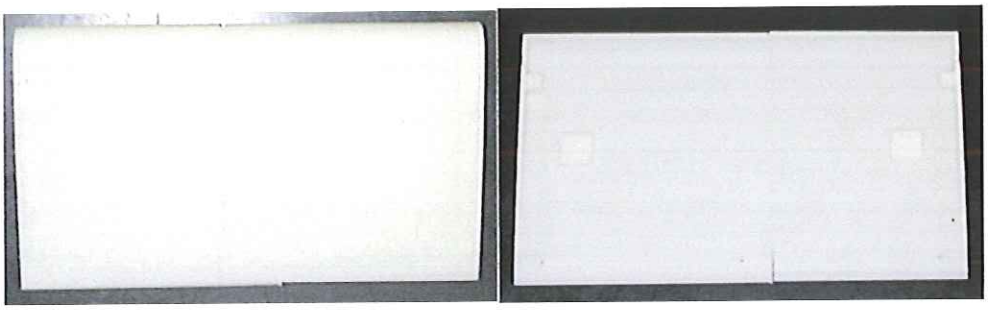


Figura 5.6 – Detalhes da superfície de controle (*flap*).

Para uma perfeita movimentação do *flap*, usinou-se um eixo em aço com diâmetro de 6 mm bipartido, isto é, uma primeira parte do eixo (com cerca de 0,35 m) atravessa o *flap* completamente, e está fixo à asa através de dois mancais, uma das extremidades termina em um dos mancais e a outra, que vai em direção à raiz da asa, está ligada a uma segunda parte do eixo através de um acoplador. Esta segunda parte (com cerca de 0,40 m) também passa por um mancal, e em sua outra extremidade, encaixa-se ao acoplador do motor elétrico, passando através de um orifício deixado na raiz da asa. Detalhes desse eixo são mostrados na figura 5.7.

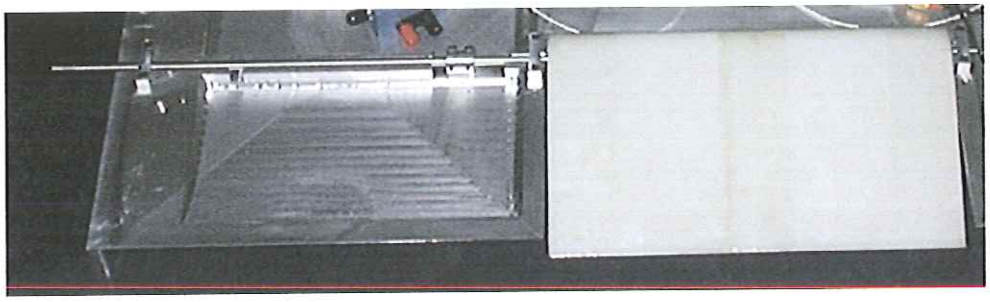


Figura 5.7 – Foto com detalhes do eixo que movimenta o *flap*

A fixação do eixo ao *flap* é feita por pressão de anel de alumínio fixo por parafusos ao material do *flap*. A figura 5.8 mostra como foram feitas estas fixações.

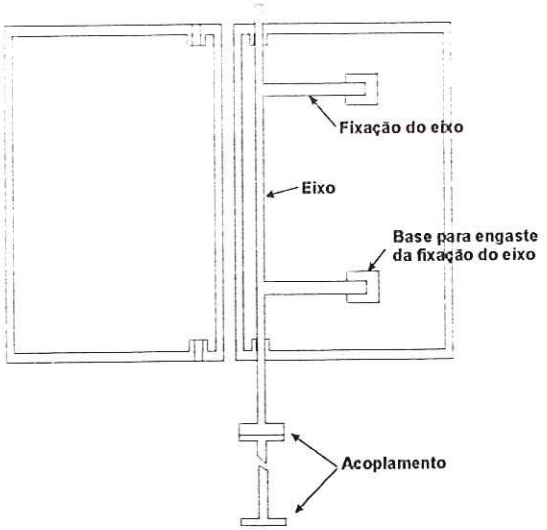


Figura 5.8 - Fixações realizadas para movimentação do *flap*

d) Motor Elétrico

A principal função do motor elétrico é o acionamento da superfície de controle no caso o *flap*.

O motor elétrico é da marca Thomson modelo BLD23-15 com encoder de 1000 linhas e servo amplificador modelo TD-50 do mesmo fabricante, para motores sem escova.

O servo amplificador do motor, é do tipo PID (Proporcional Integral Derivativo). Na figura 5.9, mostra-se um esquema da conversão do encoder e do controle PID para o motor.

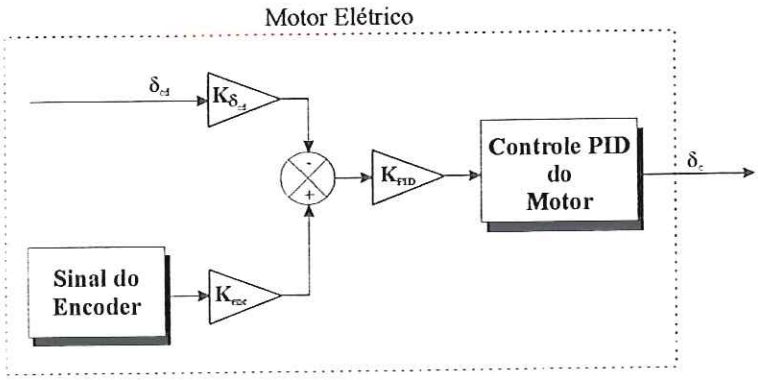


Figura 5.9 – Esquema para a conversão de linhas do encoder para graus e o controle PID

O sistema de acionamento do motor possui um botão liga/desliga que deixa o motor em pausa pelo tempo desejado, mas sem perder os ajustes da lei de controle PID pré-estabelecidos, podendo instantaneamente ser ligado. Isto faz com que todo o sistema de controle possa ser acionado novamente sem qualquer ajuste, e isto é de grande valia para os vários testes experimentais.

e) Acelerômetro

Utiliza-se um acelerômetro capacitivo Kistler tipo K-BEAM modelo 8303A10M4 associado a um condicionador de sinal modelo 5210 K-BEAM.

Optou-se por estes acelerômetros, pois são capazes de medir baixas freqüências, uma vez que a simulação computacional e a análise modal experimental realizadas estimaram as freqüências de *flutter* em torno de 2 Hz, como será mostrado mais adiante.

O acelerômetro foi posicionado na parte inferior da chapa superior do DESA, na sua linha central longitudinal, a 0,04 m da borda direita desta do lado do bordo de fuga da asa, como mostrado esquematicamente na figura 5.10.

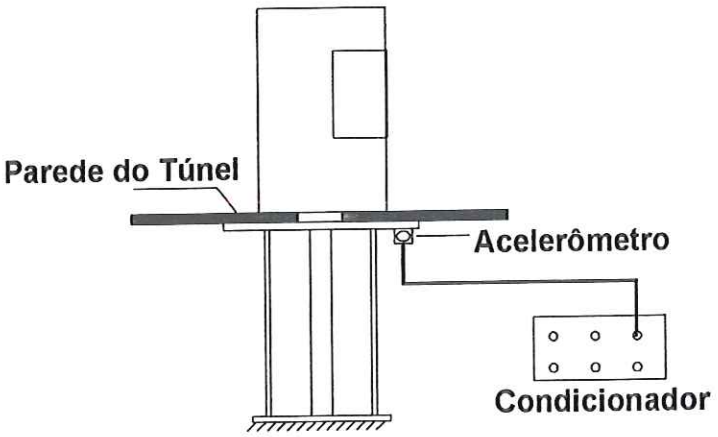


Figura 5.10 – Detalhe do acelerômetro e o seu posicionamento

f) Extensômetros

Para as medidas de flexão e torção são utilizados dois extensômetros da marca Kyowa, um do tipo KFG 5120C123, para as medidas de flexão, e um do tipo KFC-2D211, para as medidas de torção.

Tais extensômetros foram colados na linha central longitudinal da barra central do DESA, a cerca de 0,20 m de sua base, conforme figura 5.11.

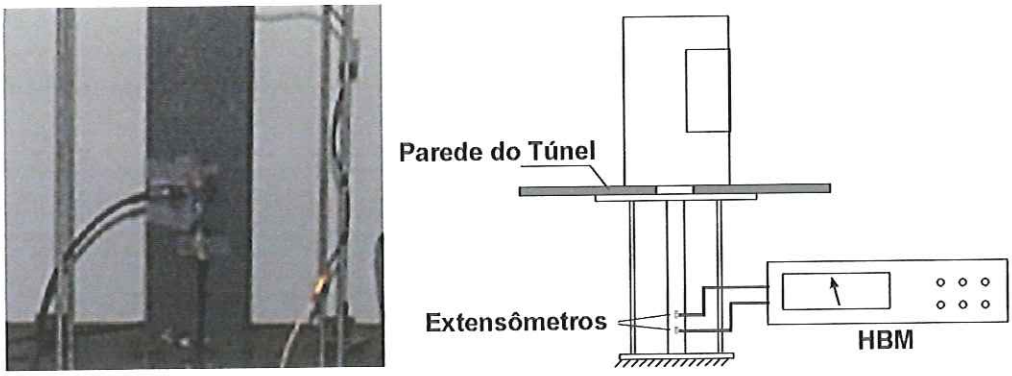


Figura 5.11 – Detalhes dos extensômetros (foto e esquema)

Os extensômetros foram colados na barra central por esta ser o elemento do DESA mais apropriado para tal. As posições de colagem foram definidas a partir de simulação do modelo em elementos finitos pois apresentam melhor sensibilidade para as deformações.

g) Placa de Processamento Digital de Sinais da dSPACE;

A placa de processamento digital de sinais da dSPACE é utilizada para aquisição e processamento de sinais dos sensores, e geração dos sinais de controle, convertendo de digital para analógico (D/A) e de analógico para digital (A/D), quando necessário.

O sistema dSPACE, figura 5.12, é composto por uma placa DS1103 que possui um processador PowerPC de 400 MHz, 128 Mbytes de memória RAM, entradas e saídas digitais, 4 unidades A/D de 16 bits multiplexadas de 4 canais cada e mais 4 canais A/D de 12 bits; 8 canais D/A de 14 bits e 6 interfaces para encoder. Este sistema está acoplado a um micro computador com processador Intel de 700 MHz com memória RAM de 256 Mbytes.

Figura 5.12 – Caixa de conectores do sistema dSPACE

Todo o funcionamento do sistema dSPACE é realizado pelo software ControlDesk através do seguinte processo: o programa de controle é desenvolvido no ambiente SIMULINK® e convertido para o ControlDesk. Uma vez convertido, é possível trabalhar com todas a variáveis criadas no ambiente SIMULINK® diretamente no ambiente dSPACE, visualizando sinais de sensores e atuadores, modificando ganhos e qualquer outro parâmetro, desde que previamente estabelecidos, quando do desenvolvimento do programa no ambiente SIMULINK®, comparar dados e/ou sinais, aumentar ou diminuir janelas de tempo, etc.

Desta forma tem-se um total controle sob o sistema físico em estudo.

h) **Ponte de Wheaststone HBM**

A ponte de Wheaststone utilizada foi uma HBM tipo KMS 3073, conforme figura 5.13, tendo sido usados dois canais de medição simultânea, um para flexão e outro para torção, com alta resolução e filtros analógicos adequados.

Figura 5.13 – HBM

Assim o sinal enviado pelos extensômetros, que estão colados na barra central do DESA, são medidos e filtrados pela ponte HBM e estes sinais são enviados para a placa da dSPACE.

i) **Túnel de Vento**

O túnel de vento utilizado foi o do Laboratório de Aerodinâmica - LAE da EESC-USP que é do tipo circuito fechado com área de ensaio medindo 2 m^2, 1,70 m x 1,20 m x 3,0 m, com velocidade máxima de 50 m/s (180 km/h), com turbulência de 0,25% e não uniformidade de 1%. A figura 5.14 mostra um vista aérea do túnel de vento, onde também podemos observar a câmara de ensaios.

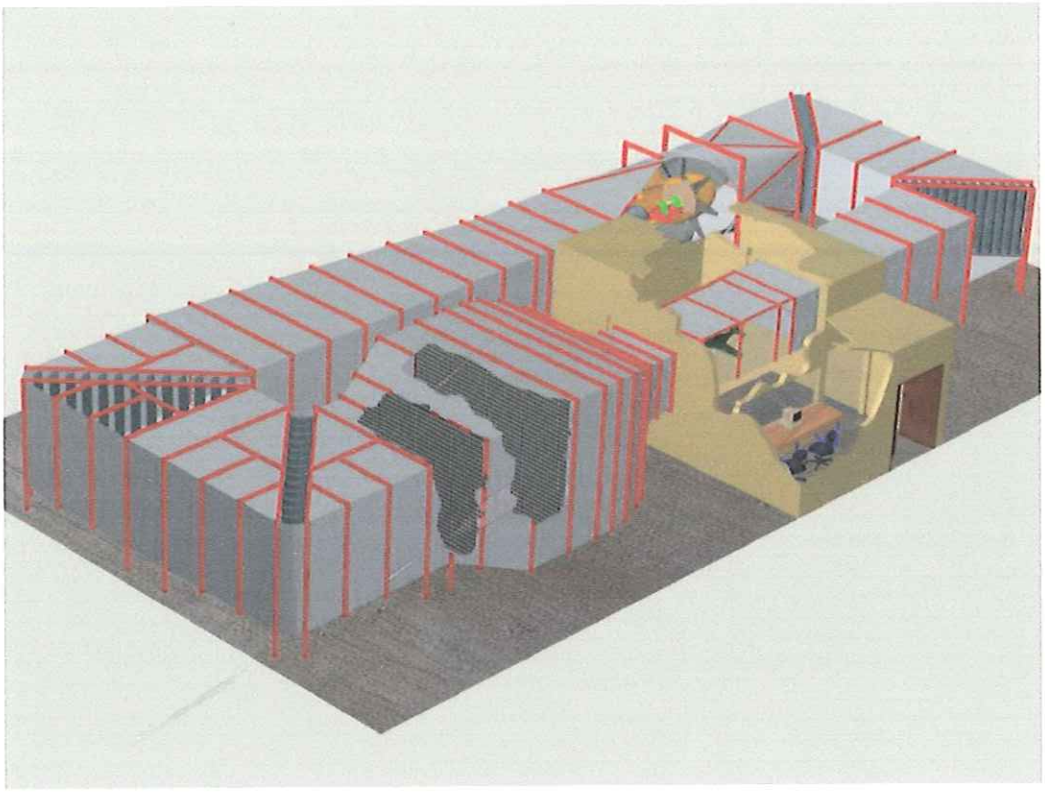


Figura 5.14 – Vista aérea do túnel de vento

j) Equipamento para Medida de Velocidade

Para medir a velocidade do escoamento de ar dentro do túnel, é necessário medir a pressão estática e dinâmica do escoamento, que é feita através de tubos que saem de dentro do túnel e são conectados ao manômetro de pressão tipo Betz, que fornece a pressão em valores de coluna d'água. Com este valor e os de pressão atmosférica e de temperatura, determina-se a velocidade do fluxo dentro do túnel. Na figura 5.15, mostra-se um esquema de como é feito este cálculo.

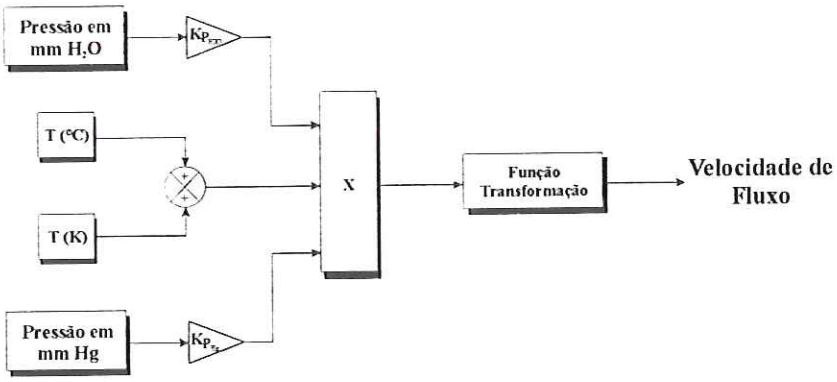


Figura 5.15 – Esquema para determinação da velocidade dentro da câmara de ensaio do túnel de vento

k) Cabos e Conexões

Os cabos utilizados, em sua maioria, são coaxiais com impedância de 50 Ω com conexões do tipo BNC-BNC, além de cabos especiais para as conexões do acelerômetro com seu respectivo condicionador de sinal.

Em especial, para o motor, utiliza-se um cabo de energia próprio do tipo trifásico com fios de 2 mm de diâmetro; os demais foram cabos comuns conectados a um *no-break*.

l) Martelo de Impacto

Um martelo de impacto foi utilizado para a análise modal do sistema como excitador. Este martelo é do tipo Kistler, modelo 9724A2000 que é associado a um amplificador de potência Kistler, modelo 5134, conforme mostra a figura 5.16.

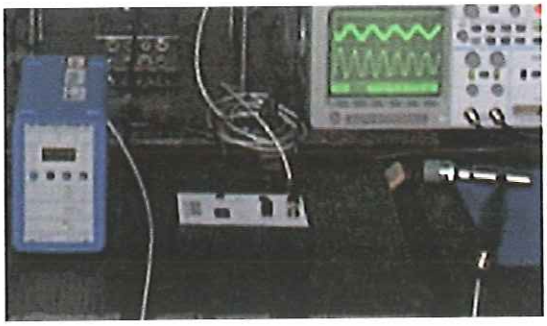


Figura 5.16 – Martelo de impacto e o amplificador à esquerda da foto

m) **Placa ACE SignalCalc**

Também para a análise modal foi utilizado um analisador de 4 canais ACE SignalCalc que recebe os sinais de excitação (impacto do martelo) e do sensor (acelerômetro), fazendo as FRFs do sistema, possibilitando determinar as características modais. Na figura 5.17 abaixo, é mostrado o sistema onde se utiliza a placa ACE, instalada em um *Laptop*.

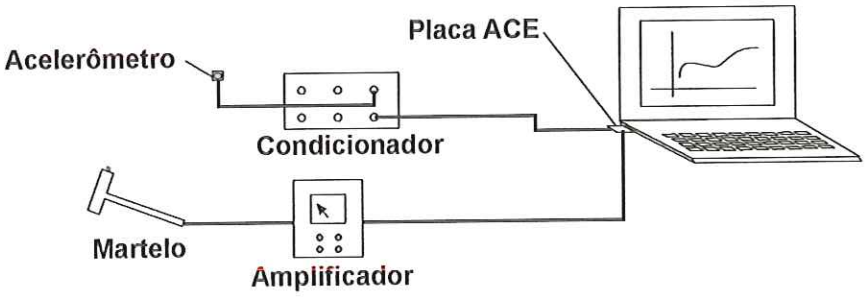


Figura 5.17 – Sistema com o uso da placa ACE

n) **Base Inercial**

Para garantir que a base do DESA (chapa inferior) estivesse fixa a um sistema inercial, foi construída no chão do laboratório onde se localiza a câmara de

ensaios do túnel de vento, uma base inercial composta por vigas de ferro em formato de U, soldadas e parafusadas adequadamente entre si. A figura 5.18 mostra um esquema da base inercial.

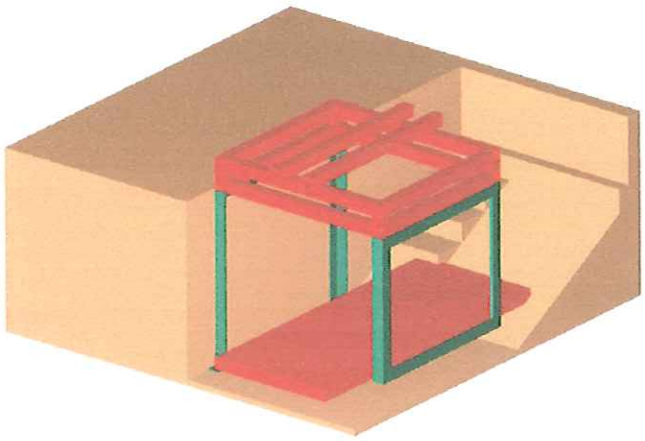


Figura 5.18 – Esquema da base inercial construída por baixo da câmara de ensaio do túnel de vento

5.2 - Projeto do Dispositivo Elástico de Sustentação da Asa - DESA

O objetivo desta tese é a supressão de *flutter*. Torna-se necessário, pois, desenvolver um dispositivo que, em conjunto com a asa excitada pelo escoamento de ar, permita sua ocorrência.

Como já foi comentado, existem vários tipos de *flutter*, mas para esta pesquisa está-se interessado na supressão do *flutter* clássico que ocorre, quando há a combinação dos modos de flexão e torção do sistema, caracterizado por dois graus de liberdade.

Como nesta tese a asa projetada é rígida, é necessário que o dispositivo que irá sustentá-la dentro do túnel permita o acoplamento dos modos de flexão e torção. Mais do que isto, é necessário que tais modos sejam bem definidos e separados dos demais para que não haja influência significativa destes outros.

Após analisar estudos feitos por vários autores, DANSBERY et al (1993),

HEEG (1993), BLOCK & STRGANAC (1998), O'NEIL & STRGANAC (1998), WASZAK (1998), MUKHOPADHYAY (1999) e SCOTT (2000), optou-se por um dispositivo semelhante ao estudado por Waszak (1998), como apresentado na figura 5.4.

Algumas das vantagens do DESA - Dispositivo Elástico de Sustentação da Asa, são as de poder ser utilizado para vários tipos de asa, adição de massa à chapa superior, ajustando-se às características estruturais, fácil alteração do conjunto de barras, hastes e até mesmo da placa superior e inferior, se houver necessidade.

Este dispositivo tem na barra central seu elemento com maior influência nas suas características estruturais. Sua correta determinação evita o aparecimento de modos laterais, pois há um aumento de rigidez na direção da corda, garantindo-se assim o desacoplamento entre os modos de flexão e torção envolvidos no *flutter*.

As hastes circulares têm como maior contribuição garantir que a placa superior do DESA tenha um deslocamento paralelo à superfície do chão do túnel, tanto nos movimentos de flexão, como torção, não deixando de ter influência estrutural no sistema, mas em proporção muito menor do que a barra central.

Para a determinação das características do DESA, vários estudos foram realizados, passando por análise de resistência dos materiais, elementos finitos até chegar-se à determinação experimental.

5.2.1 - Análise via Resistência dos Materiais

Para a análise via resistência dos materiais, dividiu-se o problema em dois, um relativo ao equacionamento do momento de torção e outro relativo ao momento de flexão. Para os dois casos, analisou-se separadamente as hastes circulares e a barra central.

Para o movimento de arfagem (torção), as forças e momentos que agem no sistema podem ser descritos, conforme figura 5.19 abaixo:

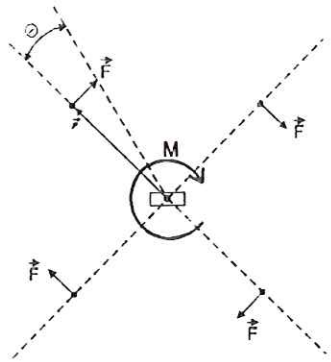


Figura 5.19 – Forças e momentos agindo no movimento de torção

De onde pode-se escrever o momento torcional total como:

$$M_t = M_b + 4Fr \tag{5.1}$$

onde:

M_b é a componente do momento torcional aplicada na barra central;

F é a força perpendicular ao vetor $\vec{r}$ em cada haste circular, resultante da componente do momento torcional aplicada ao DESA;

r é a distância do centro da barra central até o centro das hastes circulares.

Considerando que o sistema está fixo em uma base inercial e que os deslocamentos da placa superior do DESA sejam paralelos ao chão do túnel, pode-se escrever o momento torcional total como:

$$M_T = \left(\frac{G\eta_3 h^3 b}{L} + \frac{3}{4}\frac{\pi r^2 d^4 E}{L^3} \right)\theta \tag{5.2}$$

onde a primeira parcela desta equação se deve ao momento torçor resistente da barra central, e a segunda é devido ao momento torçor resistente das quatros hastes

circulares, e ainda

h espessura da barra central;

b largura da barra central;

d diâmetro da haste circular;

L comprimento da haste e da barra central;

G módulo de elasticidade de torção;

E módulo de elasticidade de flexão;

η_3 coeficiente de forma conforme PISARENKO et al (1979);

θ ângulo de torção.

Conclui-se, então, que para $M_T = K_\theta\ \theta$, a constante de rigidez torcional K_θ do DESA será dada por:

$$K_\theta = \frac{G\,\eta_3\,h^3\,b}{L} + \frac{3}{4}\frac{\pi\,r^2\,d^4\,E}{L^3}\ (Nm) \qquad (5.3)$$

Para o movimento de flexão do dispositivo, as forças que agem sobre ele podem ser descritas, conforme a figura 5.20 abaixo:

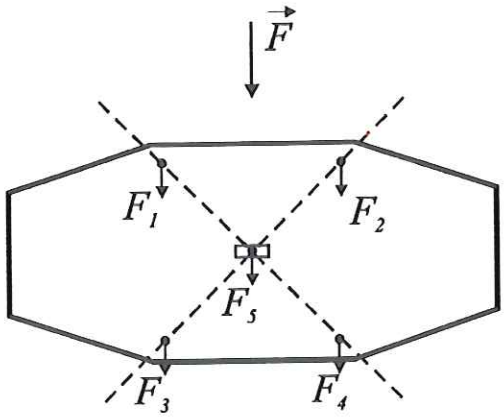


Figura 5.20 – Forças agindo no movimento de flexão

Observando-se a figura 5.20, a força de flexão total aplicada ao sistema pode ser escrita da seguinte forma:

$$\vec{F} = \vec{F}_1 + \vec{F}_2 + \vec{F}_3 + \vec{F}_4 + \vec{F}_5 = 4\vec{F}_C + \vec{F}_5 \tag{5.4}$$

onde:

$$\vec{F}_C = \frac{3}{16}\frac{\pi d^4 E}{L^3}\vec{x}$$

(5.5)

é a força de flexão aplicada para cada uma das hastes circulares para um deslocamento x e

$$\vec{F}_5 = \frac{E b h^3}{L^3}\vec{x} \tag{5.6}$$

é a força de flexão aplicada à barra central do sistema para um deslocamento x, portanto, substituindo as equações 5.5 e 5.6 na equação 5.4 tem-se:

$$F = \left(4\frac{3}{16}\pi\frac{E d^4}{L^3} + \frac{E b h^3}{L^3} \right) x \tag{5.7}$$

Pode-se verificar que os termos entre parênteses na equação 5.7 são constantes, e assim pode-se escrever que:

$$F = K_h x \tag{5.8}$$

onde:

K_h é a constante de rigidez de flexão;

x é o deslocamento,

portanto:

$$K_h = \frac{3}{4}\pi\frac{E d^4}{L^3} + \frac{E b h^3}{L^3} \quad (N/m) \tag{5.9}$$

isto é, K_h é a rigidez do DESA para o movimento de translação do sistema.

Sabendo-se que o DESA é o responsável pelos movimentos de flexão e torção do sistema, e que tais movimentos devem permitir o aparecimento do fenômeno de *flutter* nas condições de escoamento possíveis de serem alcançadas no túnel de vento do LAE, estima-se a partir de uma sub-rotina feita em ambiente MATLAB®, as dimensões dos elementos que o compõem, utilizando-se as equações das constantes de rigidez de torção e flexão, equações 5.3 e 5.9 respectivamente, tendo-se definido o tipo de material a ser utilizado como sendo: alumínio para a placa superior, aço para a placa inferior e para a barra central e aço carbono para as hastes circulares.

Tal simulação resultou nas seguintes dimensões para os componentes do dispositivo elástico de sustentação da asa – DESA.

Tabela 5.1 - Valores para o DESA

Descrição	**Valor**	**Unidade**
Largura da barra retangular	*0,010*	*m*
Espessura da barra retangular	*0,002*	*m*
Diâmetro das hastes circulares	*0,005*	*m*
Comprimento da barra e hastes	*0,70*	*m*

Com isto obtém-se também os valores estimados para as constantes de rigidez dos movimentos de translação e torção do sistema e conseqüentemente das

respectivas freqüências naturais através das equações:

$w_h = \sqrt{K_h / m}$ é a freqüência desacoplada de oscilação de translação (flexão);

$w_\theta = \sqrt{K_\theta / I_\theta}$ é a freqüência desacoplada de oscilação de rotação (torção).

A tabela abaixo apresenta os dados obtidos.

Tabela 5.2 - Valores estimados de rigidez e freqüência de flexão e torção, determinados por Resistência dos Materiais

Descrição	Valor	Unidade
K_h *(rigidez de flexão)*	*1.365*	*N/m*
K_θ *(rigidez de torção)*	*59,64*	*Nm*
w_h *(freqüência de flexão)*	*1,43*	*Hz*
w_θ *(freqüência de torção)*	*2,34*	*Hz*

5.2.2 - Análise via Elementos Finitos

Para o desenvolvimento do modelo em elementos finitos, é necessário definir as características geométricas do DESA e da própria asa montada sobre ele. A figura 5.21 abaixo mostra como foi modelado o sistema em elementos finitos.

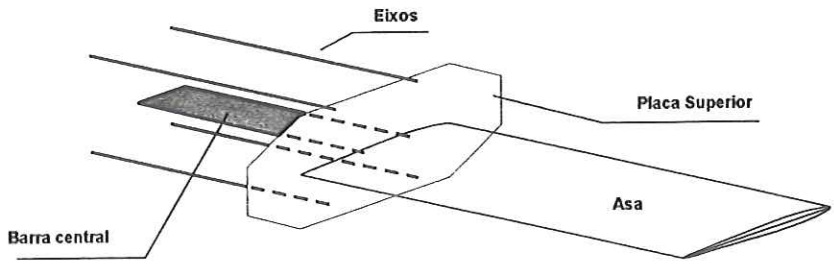


Figura 5.21 - Esquema do sistema completo (DESA e asa) para o modelamento em elementos finitos

Observe-se que a placa inferior do DESA não aparece no esquema acima, pois é utilizada apenas para fixar o conjunto à uma base inercial, tendo muito pouca influência na determinação das características estruturais do sistema.

Todas as conexões relacionadas com a fixação do conjunto asa e DESA são, teoricamente, do tipo engastada.

O modelo em elementos finitos para o conjunto asa e DESA foi desenvolvido, utilizando-se o programa *Ansys*®.

Neste modelo, procurou-se determinar as dimensões ideais dos componentes do DESA e da asa de forma a se ter um sistema de dois graus de liberdade com o primeiro modo de flexão e o primeiro modo de torção bem definidos e bem afastados dos demais modos, de forma que a velocidade de escoamento no túnel de vento ao excitar os modos de corpo rígido de flexão e torção, não excite significativamente os modos mais altos. Além disto as freqüências naturais de corpo rígido de flexão e torção do conjunto asa e DESA devem estar dentro de uma faixa de valores possíveis de serem excitadas pela velocidade de escoamento operante dentro do túnel de vento.

Pré-definidas as condições iniciais para o modelo, em elementos finitos, como citado acima e utilizando-se os elementos *Bean* 4 e *Shell* 63 para a construção desse modelo, considerando-se a condição de engaste aplicada à barra central e às hastes circulares e que o material utilizado para a confecção dos componentes do DESA seja o mesmo utilizado para a análise em resistências dos materiais, chega-se à seguinte configuração para a o dispositivo.

Elementos	**Dimensões (m)**
Barra Central	*Comprimento* – 0,70 *Largura* – 0,10 *Espessura* – 0,002
Hastes circulares	*Comprimento* – 0,70 *Diâmetro* – 0,005
Placa Superior	*Espessura* – 0,00635

Sendo a asa de dimensões:

$$\text{Asa} \quad \begin{cases} Envergadura - 0{,}80 \\ corda - 0{,}45 \end{cases}$$

A partir das configurações do DESA e da asa descrita acima, pode-se determinar as seis primeiras freqüências naturais do sistema que estão demonstradas na tabela 5.3 a seguir:

Tabela 5.3 - As freqüências naturais do sistema e suas descrições determinadas por elementos finitos

Modo	Freqüência (Hz)	Descrição
1	*1,64*	*Corpo rígido de flexão (primeira de flexão)*
2	*2,42*	*Corpo rígido de torção (primeira de torção)*
3	*15,91*	*Segunda de flexão*
4	*19,81*	*Primeira lateral*
5	*27,62*	*Primeira de flexão da barra central*
6	*46,27*	*Flexão das hastes*

Nesta tabela pode-se observar que o primeiro modo de corpo rígido de flexão (1,64 Hz) e o primeiro de torção (2,42 Hz) estão bem definidos e afastados dos demais, como desejado.

Obteve-se também, através da aplicação de uma força conhecida normal à superfície da asa e verificando-se o deslocamento ocorrido, a rigidez de flexão do conjunto asa e DESA. Da mesma forma, aplicando-se um momento conhecido na ponta da asa, verificou-se o deslocamento angular e determinou-se a rigidez torcional do conjunto. Os valores para a rigidez de flexão K_h e de torção K_θ obtidos desta forma estão na tabela 5.4 abaixo.

Tabela 5.4 – Valores de rigidez de flexão e torção determinados a partir do modelo de elementos finitos

K_h (N/m)	K_θ (Nm)
1849,37	64,27

Determinadas as freqüências naturais do conjunto, as rigidezes de flexão e torção e tendo o modelo físico definido, obteve-se, através do *Ansys*®, os modos de vibrar do sistema que são apresentados nas figuras de 5.22 a 5.26.

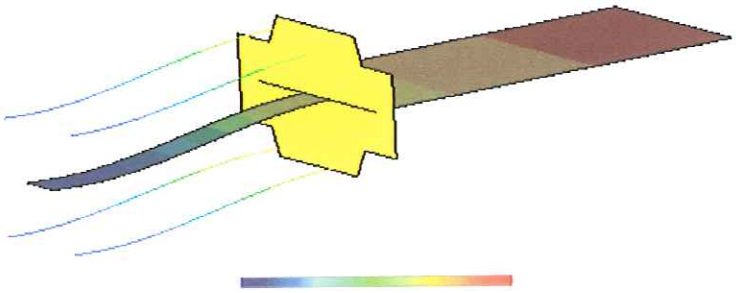


Figura 5.22 - Primeiro modo de flexão determinado por elementos finitos a 1,64 Hz

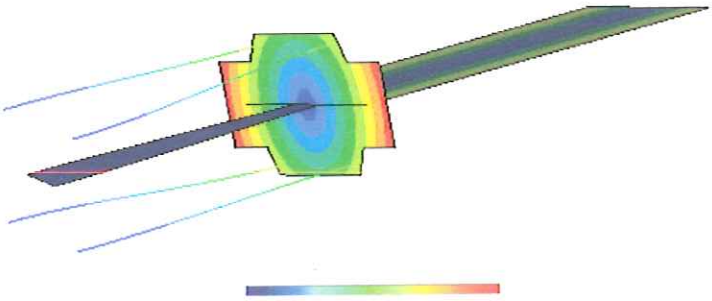


Figura 5.23 - Primeiro modo de torção determinado por elementos finitos a 2,42 Hz

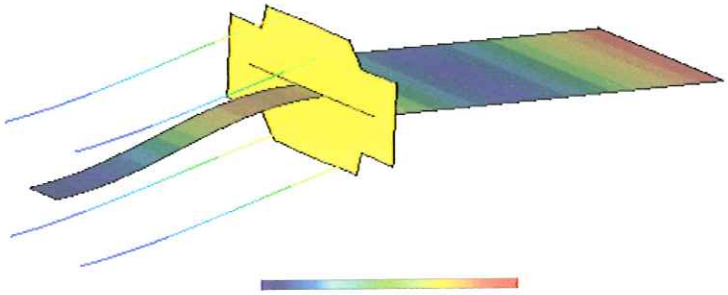


Figura 5.24 - Segundo modo de flexão determinado por elementos finitos a 15,91 Hz

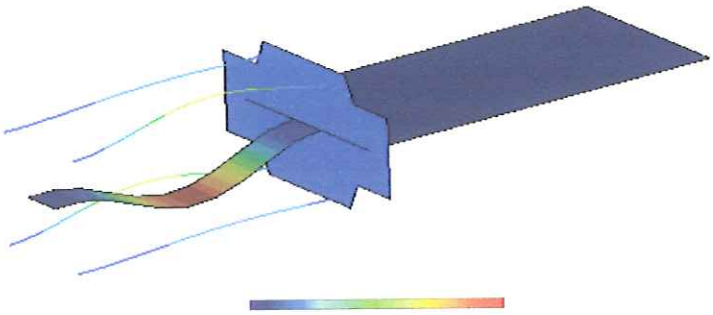


Figura 5.25 - Primeiro modo de flexão da barra central determinado por elementos finitos a 27,62 Hz

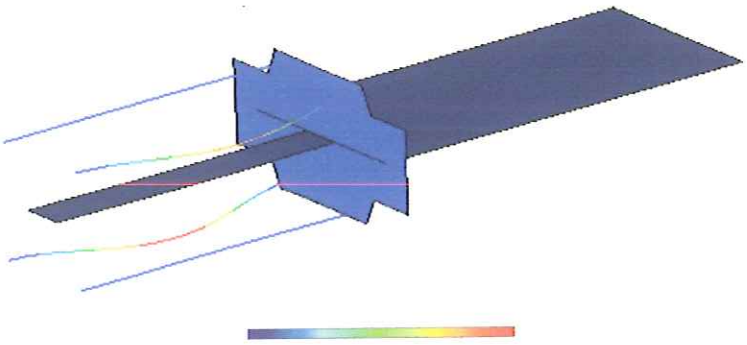


Figura 5.26 - Modo de flexão das hastes determinado por elementos finitos a 46,27 Hz

5.2.3 - Análise Modal Experimental

Sabendo-se que normalmente os resultados teóricos diferem dos experimentais dado que as condições de simulação computacionais são ideais e na prática isto não acontece, faz-se necessário determinar as características estruturais reais do sistema completo (DESA e a asa).

Para tanto realiza-se uma análise modal experimental, construindo todo o conjunto a partir das dimensões determinadas pelo modelo de elementos finitos, que também leva em consideração informações da análise realizada através de resistência dos materiais.

A figura 5.27 mostra um esquema de como ficou o conjunto formado pelo DESA e a asa, depois de construído.

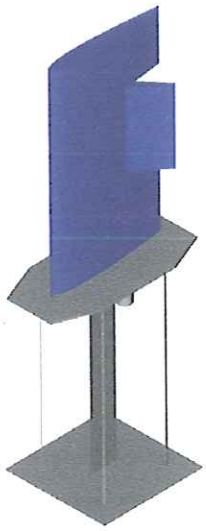


Figura 5.27 – Esquema do sistema completo (conjunto DESA e a asa)

Para a análise modal experimental, é importante que a condição de engaste do principal elemento do DESA, a barra central, seja garantida. Para isto, como já foi comentado no item 5.1, montou-se um esquema especial de fixação para esta barra e de arruelas de pressão para as hastes circulares.

No ensaio experimental, foram investigados modos e freqüências abaixo de 40 Hz. Os pontos de medição são selecionados ao longo da barra central do DESA, conforme pode-se observar na figura 5.28. O ponto de excitação escolhido foi o de número 21 da figura 5.28.

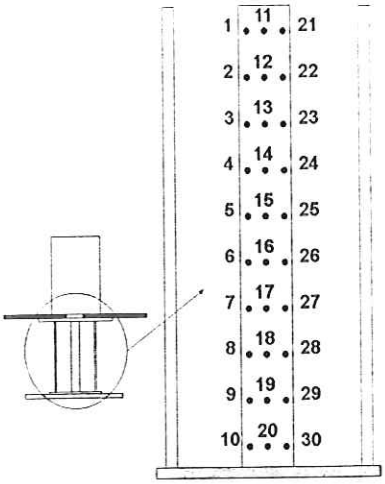


Figura 5.28 - Discretização da barra central para a realização da análise modal

O martelo de impacto e o acelerômetro (descritos no item 5.1) foram utilizados no ensaio. O primeiro como excitador, associado a um amplificador/condicionador de sinal Kistler modelo 5134 A e o segundo para medir as saídas, associado a um condicionador de sinal modelo Kistler 5210. Para se obter as FRFs da análise modal, utiliza-se o analisador de 4 canais ACE SignalCalc. A figura 5.29 mostra a montagem experimental para a análise modal.

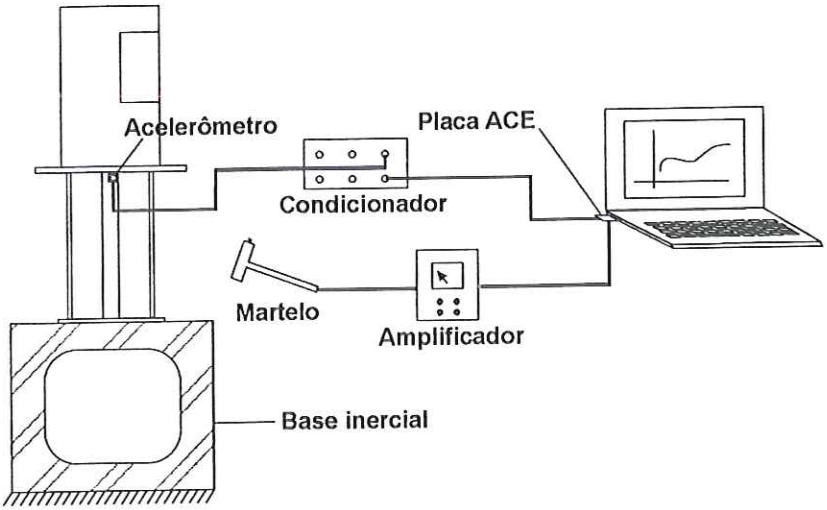


Figura 5.29 - Montagem experimental para a realização da análise modal

A análise modal realizada permitiu obter as FRFs do sistema para os 30 pontos selecionados na barra central do DESA. Destas 30 FRFs determinadas mostra-se na figura 5.30 três delas, denominando-se $H_{entrada,saída}$ as FRFs com entradas e saídas de acordo com os pontos da figura 5.28.

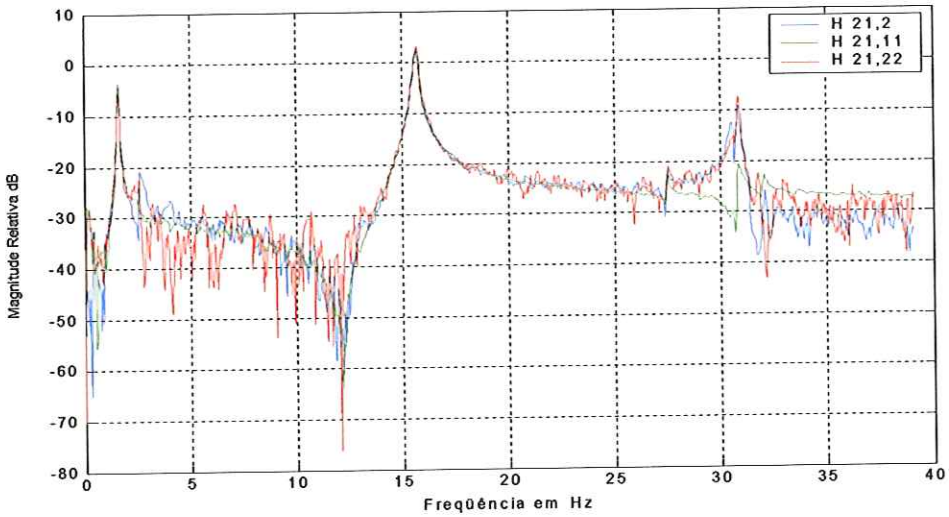


Figura 5.30 - Gráficos de três FRFs medidas durante a análise modal

As freqüências naturais identificadas na análise modal são mostradas na tabela 5.5.

Tabela 5.5 - As freqüências naturais do sistema, identificadas na análise modal

Modo	Freqüência (Hz)	Descrição
1	1,66	Corpo rígido de flexão (primeira de flexão)
2	2,63	Corpo rígido de torção (primeira de torção)
3	15,6	Segunda de flexão
5	30,08	Primeira de flexão da barra central

Após a análise modal, utilizou-se o *Eigensystem Realization Algorithm* (ERA) modificado por TSUNAKI (1999) para a determinação dos modos de vibrar a partir dos dados experimentais. Nas figuras 5.31 a 5.34 mostram-se os modos identificados, usando-se o ERA.

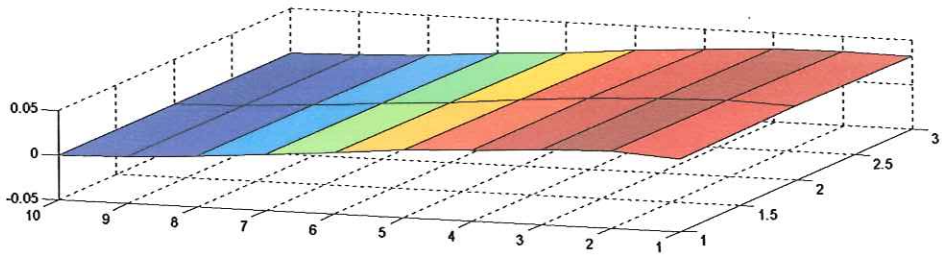


Figura 5.31 - Primeiro modo de flexão determinado pelo ERA a 1,66Hz

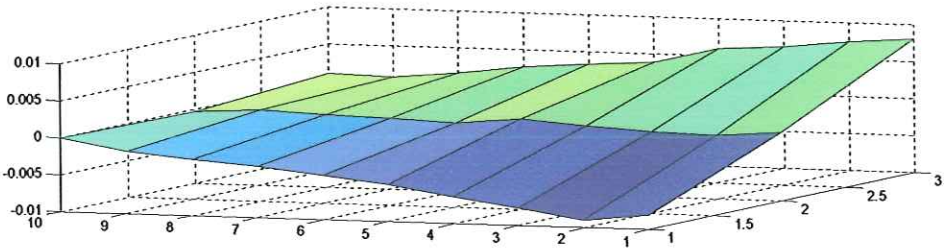


Figura 5.32 - Primeiro modo de torção determinado pelo ERA a 2.63 Hz

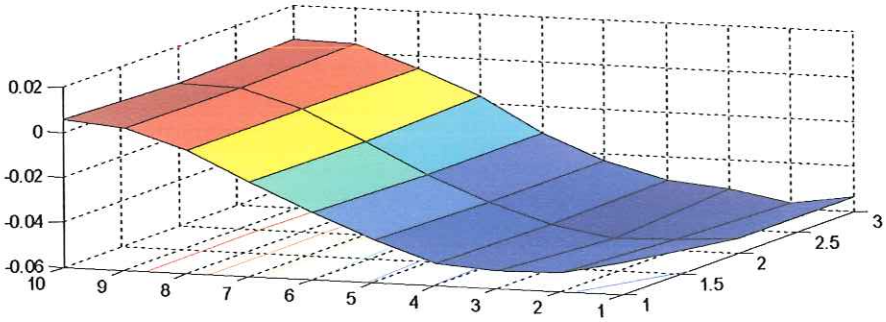


Figura 5.33 - Segundo modo de flexão determinado pelo ERA a 15.6 Hz

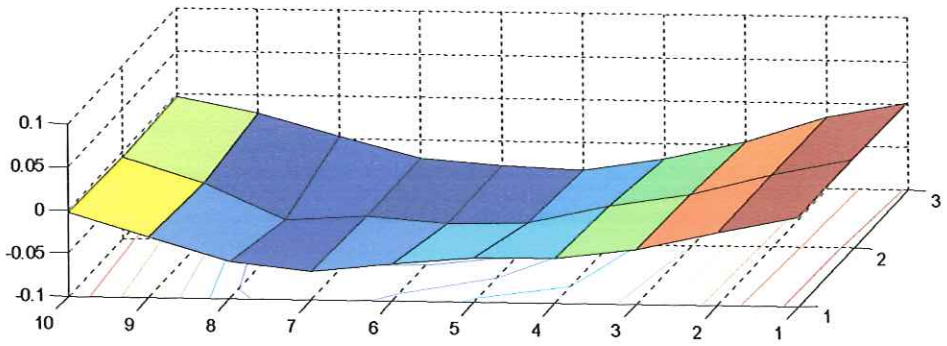


Figura 5.34 - Primeiro modo de flexão da barra central determinado pelo ERA a 30.8 Hz

5.2.4 – Comparações Entre as Análises Realizadas para o DESA

Através da análise modal experimental, observa-se que as freqüências e modos determinados experimentalmente estão muito próximos dos resultados teóricos obtidos com elementos finitos. O modelo do DESA construído apresenta um comportamento em dois graus de liberdade com freqüências de corpo rígido de flexão e torção possíveis de serem excitadas pelo túnel de vento. O fato destas freqüências, flexão e torção, estarem bem definidas e afastadas das freqüências posteriores, garante que o *flutter* seja apenas uma combinação dos modos de corpo rígido de flexão e torção dentro da velocidade prevista.

Os resultados obtidos, através do modelo em elementos finitos, das rigidezes de flexão e de torção e de suas freqüências naturais, diferem um pouco daqueles obtidos, utilizando uma análise via resistências dos materiais e, pela análise experimental realizada, concluímos que o modelo em elementos finitos é mais confiável e nos traz uma maior riqueza de detalhamento do sistema, importante nesse processo de tomada de decisão.

5.3 – Caracterização do *Flutter*

Sendo o objetivo desta tese o controle de *flutter*, é necessário definir em que momento ele ocorre.

Com a definição de todos os elementos do sistema asa/DESA, de suas dimensões e características estruturais, pode-se realizar simulações computacionais em malha aberta para várias velocidades e analisar as freqüências resultantes, já que o *flutter* deve ocorrer, quando houver o acoplamento das freqüências de torção e flexão. Da mesma forma, com o DESA construído e a própria asa, pode-se variar a velocidade do escoamento dentro do túnel e fazer medidas experimentais, analisando também as freqüências resultantes.

5.3.1 - Simulação Computacional em Malha Aberta

Para a simulação computacional, realizada no ambiente MATLAB®, utilizam-se as equações do movimento dadas pela equação 3.37, que estão na forma de espaço de estados.

Os parâmetros envolvidos nessa equação, na sua maioria, foram definidos no momento da determinação estrutural do sistema completo no entanto, os coeficientes aerodinâmicos são os que apresentam maiores dificuldades. Na presente tese utiliza-se o método de malha de vórtices para a determinação do carregamento aerodinâmico não estacionário BENINI & BELO (2001) e MELIN (2000) e assim obtêm-se as derivadas aerodinâmicas, determinando-se o carregamento para diferentes valores de freqüência de oscilação e ângulo de ataque.

Os parâmetros para a simulação computacional são dados na tabela 5.6 abaixo.

Tabela 5.6 – Parâmetros para simulação computacional

Símbolo	Descrição	Valor	Unidade
m	Massa	17	kg
C	Corda	0,45	m
S_E	Envergadura	0,80	m
c_t	Corda do *Flap*	0,168	m
ρ	Massa Específica	1,225	kg/m^3
I_θ	Momento de Inércia	0,278	kgm
K_h	Rigidez de Flexão	1805,48	Nm
K_θ	Rigidez de Torção	64,80	N/m
w_h	Freqüência natural de Flexão	10,30	rad/s
w_θ	Freqüência natural de Torção	15,26	rad/s
ζ_h	Taxa de Amortecimento de Flexão	0.0014	-
ζ_θ	Taxa de Amortecimento de Torção	0.0010	-
l_x	Distância entre o eixo elástico e o ponto no qual se mede o ângulo de ataque	0.05	m
S	Área	0,405	m^2

Os coeficientes aerodinâmicos utilizados são dados na tabela 5.7 abaixo.

Tabela 5.7 – Valores dos coeficientes aerodinâmicos utilizados na simulação computacional

Símbolo	Valor
C_{L_0}	0
C_{M_0}	0
C_{L_α}	2,643
C_{M_α}	0,1065
$C_{L_{\dot\alpha}}$	0,0213
$C_{M_{\dot\alpha}}$	-0,0044
C_{L_q}	0,0213
C_{M_q}	-0,0044
$C_{L\delta}$	0,5270
$C_{M\delta}$	-0,1063

Para a análise da freqüência e conseqüente caracterização do *flutter*, varia-se a velocidade de fluxo para os seguintes valores: 10 m/s, 15 m/s, 18 m/s, 20 m/s, 22 m/s e 25 m/s, verificando-se as respostas para o deslocamento vertical h e arfagem θ em freqüência. Os gráficos para as respectivas velocidades podem ser observados nas figuras de 5.35 a 5.40, onde se verifica o acoplamento entre os dois modos na velocidade de 25 m/s.

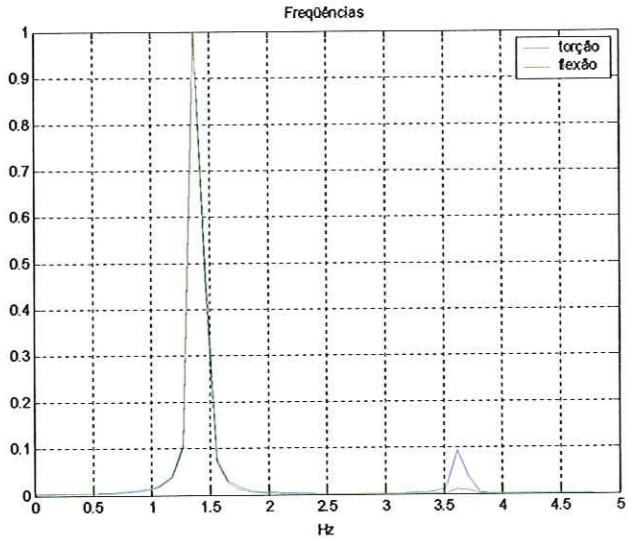


Figura 5.35 – Resposta em freqüência para velocidade de 10m/s

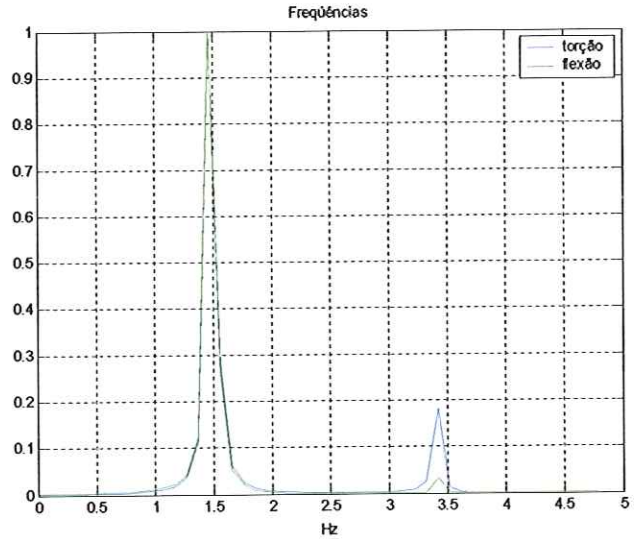


Figura 5.36 – Resposta em freqüência para velocidade de 15m/s

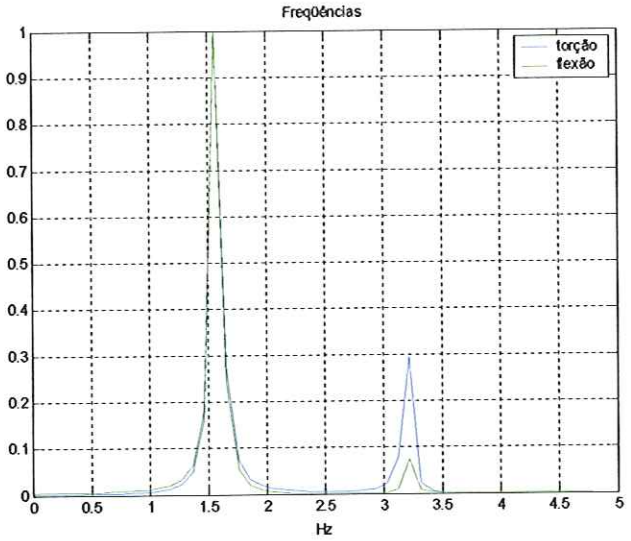


Figura 5. 37– Resposta em freqüência para velocidade de 18m/s

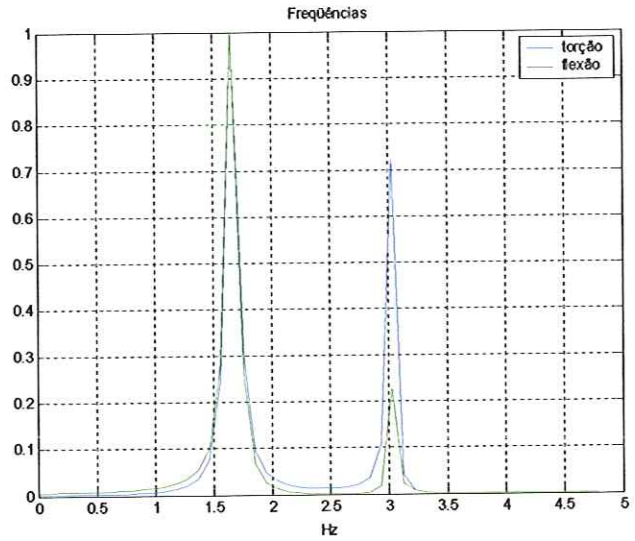


Figura 5.38 - Resposta em freqüência para velocidade de 20m/s

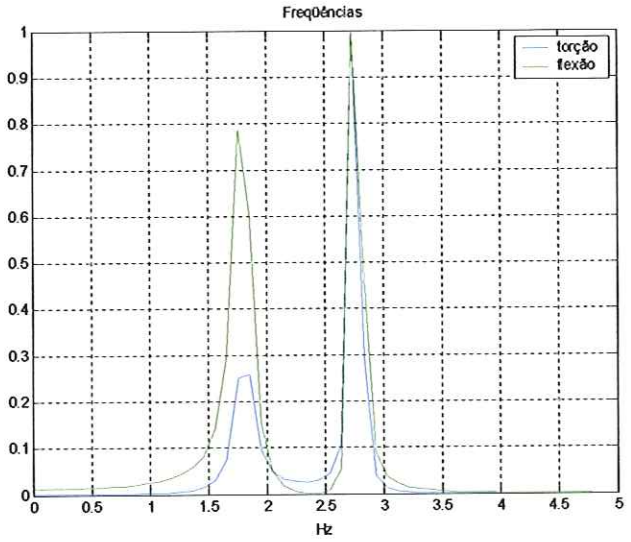


Figura 5.39 - Resposta em freqüência para velocidade de 22m/s

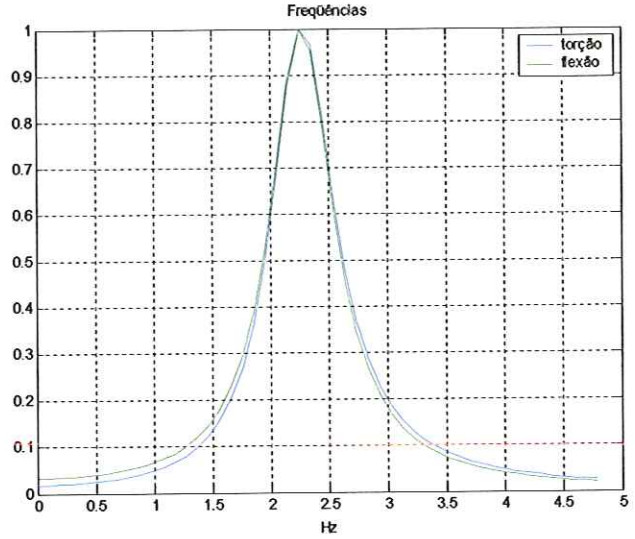


Figura 5.40 - Resposta em freqüência para velocidade de 25m/s

EESC-USP Biblioteca CAMPUS DE S. CARLOS

5.3.2 - Análise Experimental em Malha Aberta

Para realizar a análise experimental, é necessário montar todo o aparato experimental na câmara de ensaio do Túnel de Vento.

A montagem deste aparato necessita que a maioria dos componentes citados no item 5.1 estejam devidamente instalados e conectados. No entanto, para a medição em malha aberta, necessita-se mensurar os sinais dos extensômetros colados na barra central do DESA, referentes aos movimentos de flexão e torção e os sinais de medição das velocidades dentro do túnel. O esquema abaixo, figura 5.41, mostra como foram medidos estes sinais. No próximo capítulo, será mostrada toda a montagem experimental.

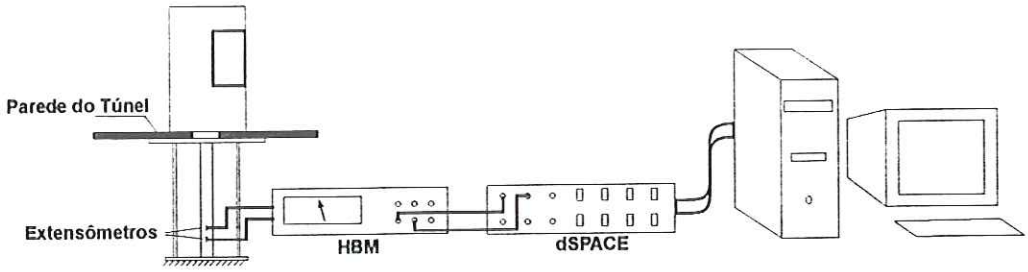


Figura 5.41 – Esquema da montagem experimental para caracterização do *flutter*

Para a realização desta análise experimental, coloca-se em funcionamento o túnel de vento a velocidades de 9,9 m/s, 15,3 m/s, 18,4 m/s, 20,8 m/s, 22,4 m/s e 24,7 m/s e, através do aparato experimental mostrado na figura 5.41, os sinais dos extensômetros de flexão e torção para as diversas velocidades, foram adquiridos através do HBM e do sistema dSPACE. Posteriormente foi feita uma FFT destes sinais o que resultou nos gráficos de resposta em freqüência para as respectivas velocidades, conforme apresentados nas figuras de 5.42 a 5.47.

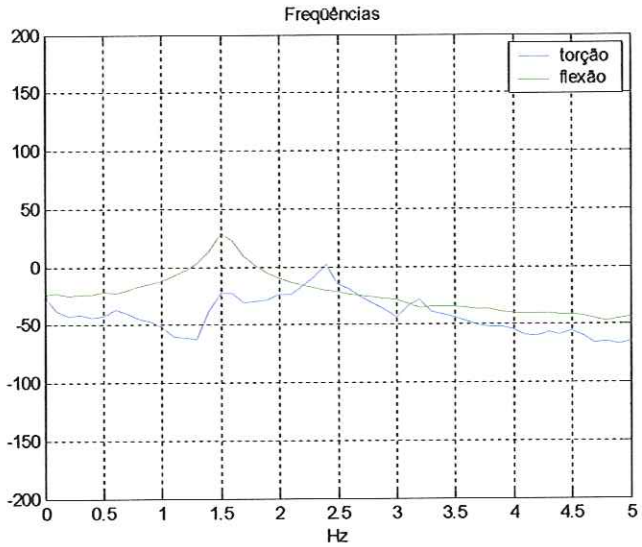


Figura 5.42 – Resposta em freqüência para velocidade de 9,9m/s

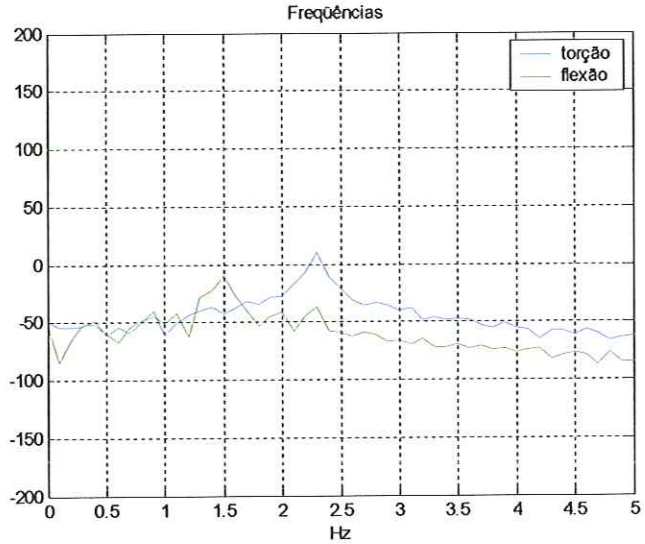


Figura 5.43 – Resposta em freqüência para velocidade de 15,3m/s

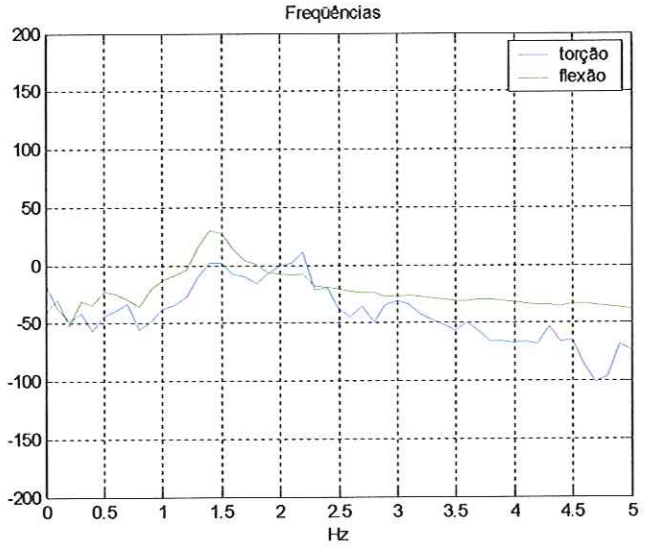


Figura 5.44 – Resposta em freqüência para velocidade de 18,4 m/s

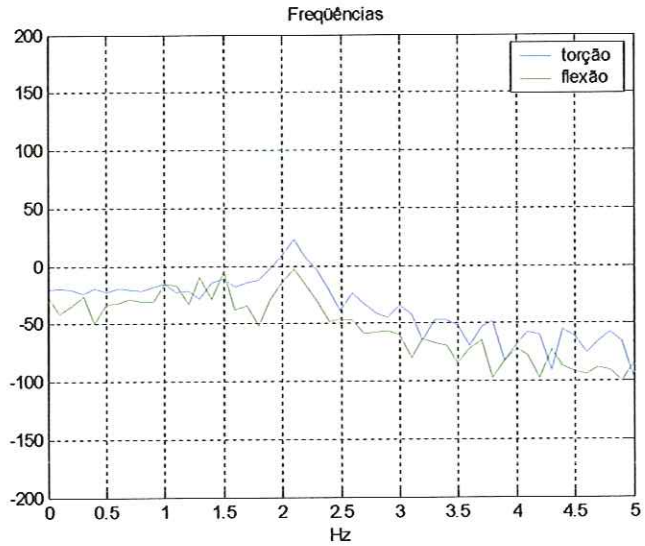


Figura 5.45 – Resposta em freqüência para velocidade de 20,8 m/s

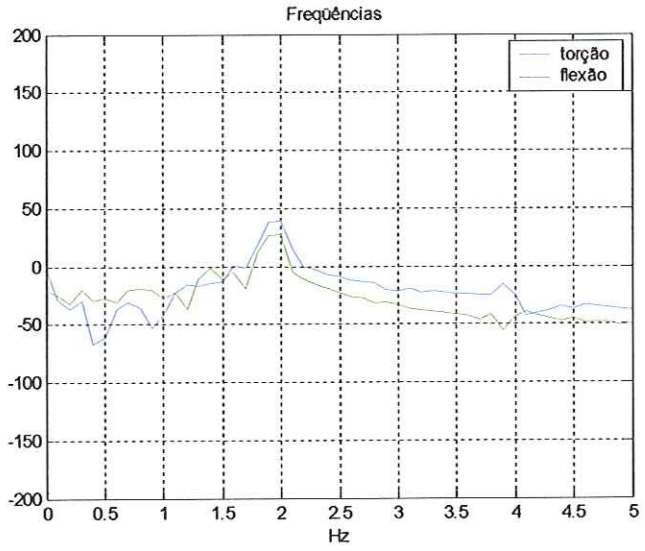


Figura 5.46 – Resposta em freqüência para velocidade de 22,4 m/s

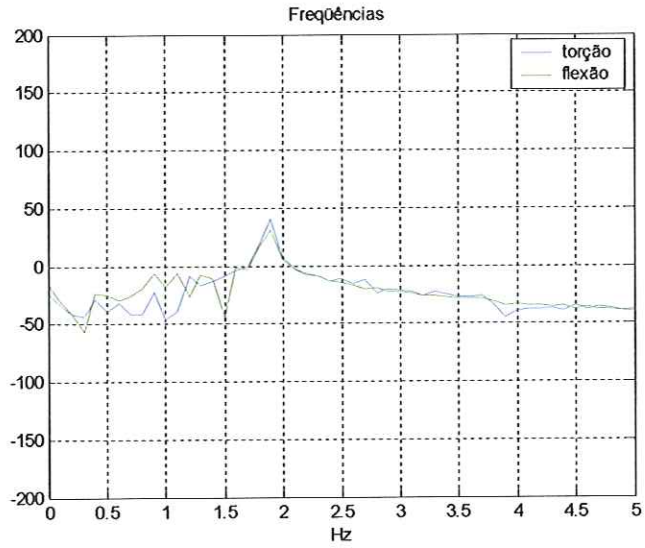


Figura 5.47 – Resposta em freqüência para velocidade de 24,7 m/s

Através dos gráficos 5.42 a 5.47, pode-se observar a evolução dos modos até o acoplamento dos modos de flexão e torção à velocidade de 24,7 m/s.

5.3.3 - Conclusão da Caracterização do *Flutter*

Nas figuras 5.48 e 5.49, mostra-se a evolução das freqüências em função das velocidades, para a simulação computacional e a realizada experimentalmente, respectivamente:

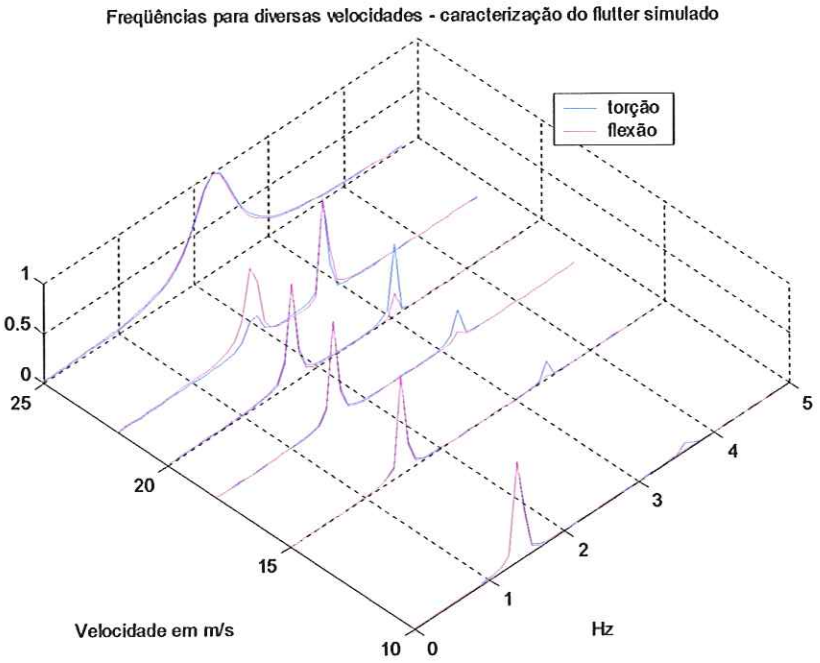


Figura 5.48 – Resposta em freqüências para várias velocidades, mostrando o acoplamento dos modos- Simulação Computacional

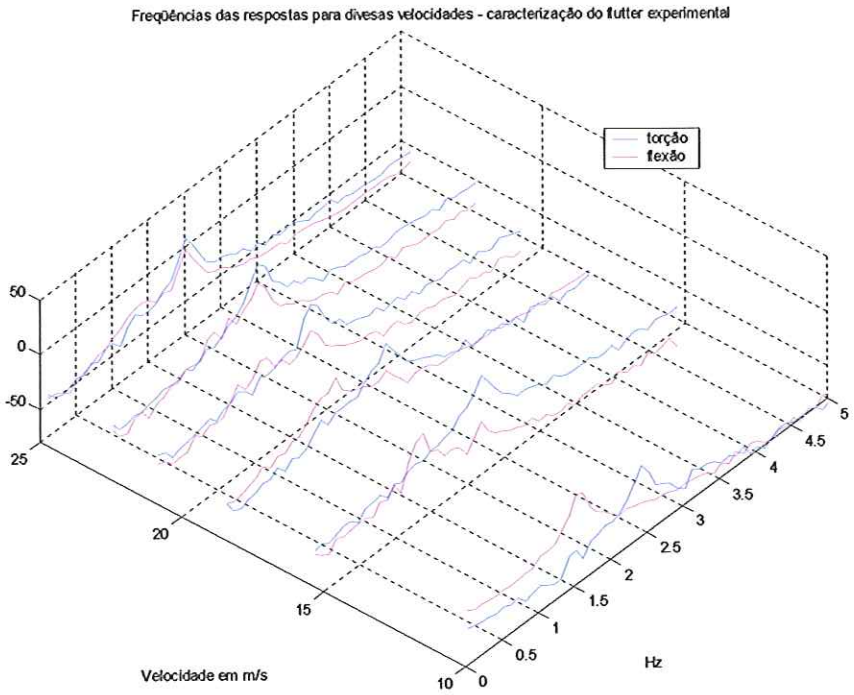


Figura 5.49 – Resposta em freqüências para várias velocidades mostrando o acoplamento dos modos- Resultados Experimentais

Dos resultados obtidos experimentalmente pode-se concluir que o DESA foi construído coerentemente com o objetivo de se atingir o *flutter*, além do fato de o sistema completo asa/DESA ter entrado em *flutter* em velocidade bastante adequada para o túnel de vento do LAE, como havia sido proposto inicialmente no projeto.

Os resultados da simulação computacional realizada em ambiente MATLAB® demonstram que o modelo matemático proposto representa satisfatoriamente o modelo físico e que os parâmetros definidos, inclusive os coeficientes aerodinâmicos, estão bem ajustados para o modelo.

Esta conclusão pode ser confirmada ao se observar os gráficos 5.48 e 5.49 onde os acoplamentos dos modos de flexão e torção ocorrem aproximadamente nas freqüências de 2,2 Hz para a simulação computacional e de 1,9 Hz para a experimental, para velocidades bastante próximas.

CAPÍTULO 6 – SUPRESSÃO ATIVA DE *FLUTTER* VIA LÓGICA DIFUSA

6.1 – Descrição do Controlador Difuso

A proposta desta tese para o controle ativo de *flutter* é a construção de um controlador difuso que utiliza como superfície de controle o bordo de fuga (*flap*).

Dois modelos difusos são utilizados na construção do controlador: o modelo lingüístico de Mamdani que é totalmente baseado em regras e o modelo TSK que é um modelo interpolativo, isto é, a saída deste controlador é uma combinação linear das entradas.

Para o caso em estudo, adota-se um controlador difuso tipo PD (Proporcional mais Derivativo) onde o sinal de controle $\delta_{cd}(k)$ é uma função do erro $e(k)$ e da sua variação $\Delta e(k)$, isto é,

$$\delta_{cd}(k) = F\ (e(k), \Delta e(k)) \tag{6.1}$$

onde:

$\delta_{cd}(k)$ é o sinal de controle enviado ao motor para posicionamento do *flap*;

$e(k)$ é o erro dado pela diferença entre o deslocamento medido pelo acelerômetro e um deslocamento de referência;

$\Delta e(k)$ é a variação do erro, isto é, $\Delta e(k) = e(k) - e(k-1)$.

A lei de controle PD para o controlador difuso é escrita como:

$$\delta_{cd}(k) = K_p e(k) + K_D \Delta e(k) \tag{6.2}$$

onde:

K_p é o ganho proporcional do controlador e

K_D é o ganho derivativo do controlador

A figura 6.1 mostra o controlador difuso do tipo PD.

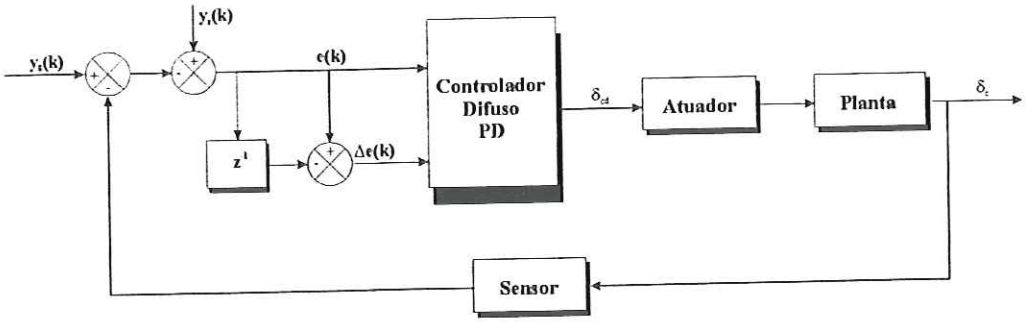


Figura 6.1 Controlador Difuso PD

O controlador difuso, como já mencionado no capítulo três, é composto pela interface de difusificação, que identifica os valores das variáveis de entrada, convertendo-as para variáveis difusas, pela base do conhecimento, que caracteriza a estratégia de controle e suas metas, pelo procedimento de inferência que gera as ações de controle e pela dedifusificação que fornece um valor exato para a saída que representa a ação de controle real.

A seguir será identificado cada um desses componentes para o controlador difuso proposto.

- Interface de Difusificação

Um fato importante na construção deste controlador difuso é que o universo de discurso é normalizado entre [-1,1]. Utilizando esta técnica e associando a cada variável de entrada e saída seu respectivo ganho, conforme figura 6.2, ajusta-se de forma mais adequada as funções de pertinência correspondentes.

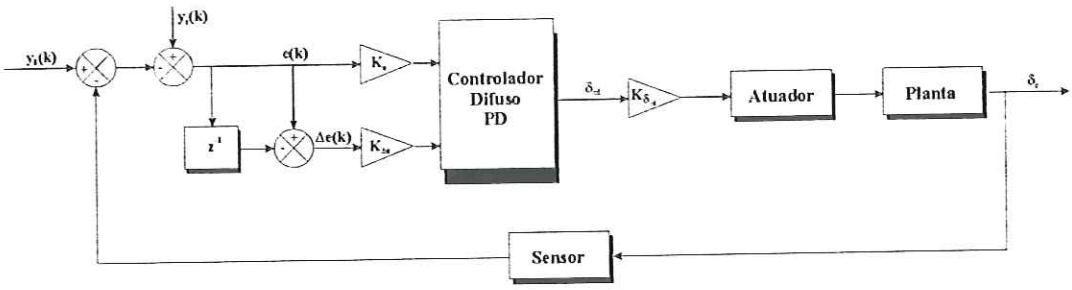


Figura 6.2 - Controlador Difuso com ganhos para as variáveis de entrada e saída

- Base de Conhecimento

A base de conhecimento é composta da base de dados e da base de regras. Para se definir a base de dados, é necessário estabelecer os termos lingüísticos e as funções de pertinência.

Os termos lingüísticos a serem utilizados são fornecidos nas tabelas 6.1 a 6.3 abaixo, onde se considera sete termos para cada uma das variáveis do controlador difuso.

Tabela 6.1 – Termos lingüísticos para a variável erro

Para o erro e	
eng	*Erro negativo grande*
enm	*Erro negativo médio*
enp	*Erro negativo pequeno*
ezero	*Erro zero*
epp	*Erro positivo pequeno*
epm	*Erro positivo médio*
epg	*Erro positivo grande*

Tabela 6.2 – Termos lingüísticos para a variável variação do erro

Para a variação do erro Δe	
deng	*Delta erro negativo grande*
denm	*Delta erro negativo médio*
denp	*Delta erro negativo pequeno*
dezero	*Delta erro zero*
depp	*Delta erro positivo pequeno*
depm	*Delta erro positivo médio*
depg	*Delta erro positivo grande*

Tabela 6.3 – Termos lingüísticos para a variável de controle δ_{cd}

Para a variável de controle δ_{cd}	
dng	*Delta de controle negativo grande*
dnm	*Delta de controle negativo médio*
dnp	*Delta de controle negativo pequeno*
dzero	*Delta de controle zero*
dpp	*Delta de controle positivo pequeno*
dpm	*Delta de controle positivo médio*
dpg	*Delta de controle positivo grande*

Tais termos lingüísticos estão associados às funções de pertinência que, para as três variáveis, são do tipo triangular não necessariamente simétricas, conforme mostrado nas figuras de 6.3 a 6.5.

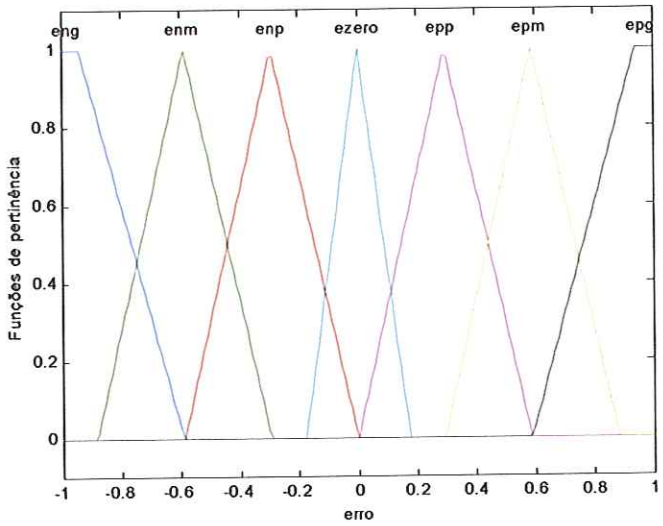


Figura 6.3 - Funções de pertinência para o erro *e*

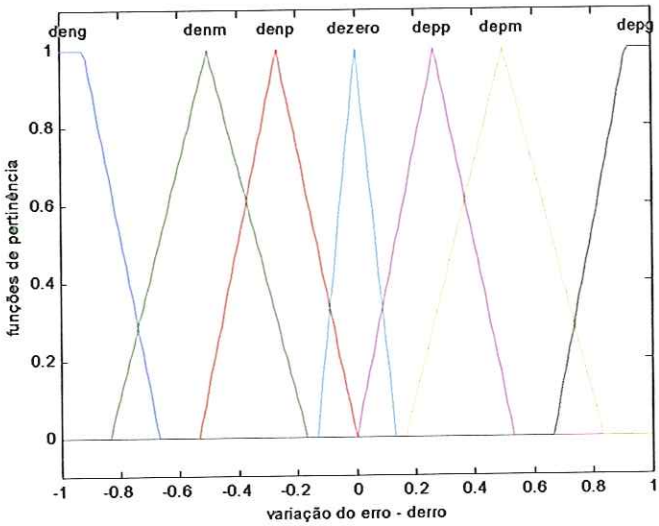


Figura 6.4 - Funções de pertinência para a variação do erro Δe

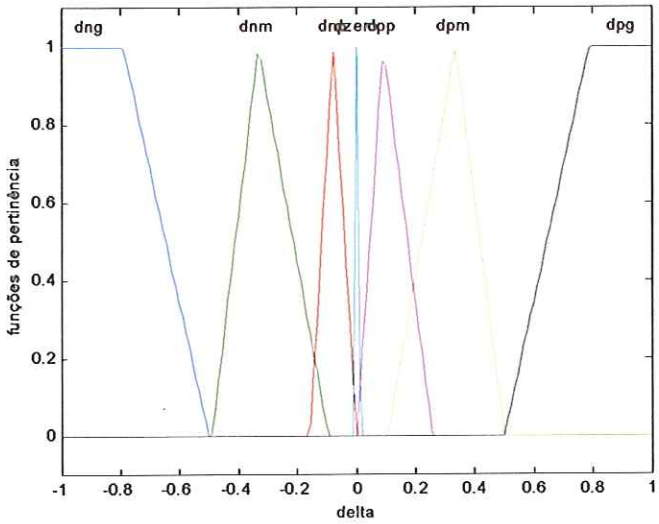


Figura 6.5 - Funções de pertinência para a variável de Controle δ_{cd}

Objetivou-se na construção destas funções levar o sinal de controle rapidamente a zero e, se já estiver próximo de zero, fazê-lo permanecer cada vez mais próximo, como pode ser observado pelo estreitamento das funções triangulares em torno de zero, principalmente para a variável de controle.

A base de regras que caracteriza a estratégia de controle é composta por 49 regras que correspondem à combinação das duas variáveis de entrada, o erro e a variação do erro, que são as premissas das regras, com a variável de controle δ_{cd}, que é o conseqüente da regra. Na tabela 6.4, é apresentada a base de regras para o controlador difuso proposto neste trabalho.

Tabela 6.4 A base de Regras

	Variação do erro Δe						
Erro e	***NG***	***NM***	***NP***	***ZERO***	***PP***	***PM***	***PG***
NG	*PG*	*PG*	*PG*	*PG*	*PM*	*PM*	*PP*
NM	*PG*	*PG*	*PM*	*PM*	*PP*	*PP*	*ZERO*
NP	*PG*	*PM*	*PM*	*PP*	*PP*	*ZERO*	*ZERO*
ZERO	*PM*	*PM*	*PP*	*ZERO*	*NP*	*NM*	*NM*
PP	*ZERO*	*ZERO*	*NP*	*NP*	*NM*	*NM*	*NG*
PM	*ZERO*	*NP*	*NP*	*NM*	*NM*	*NG*	*NG*
PG	*NP*	*NM*	*NM*	*NG*	*NG*	*NG*	*NG*

- Procedimento de Inferência

O procedimento de inferência utiliza as funções de pertinência e a base de regras para gerar a ação de controle δ_{cd}.

- Dedifusificação

Para os modelos Mamdani e TSK a dedifusificação é realizada da seguinte forma:

a) no modelo Mamdani, utiliza-se as funções de pertinência apresentadas na figuras 6.3 a 6.5 e o método de dedifusificação adotado é o centróide;
b) no modelo TSK, utiliza-se as funções de pertinência apresentadas nas figuras 6.3 e 6.4 para as entradas do controlador e, emprega-se para a saída a seguinte combinação linear das entradas,

$$\delta_{cd}(k) = 0{,}5e(k) + 0{,}5\Delta e(k) + K_0 \tag{6.3}$$

onde considera-se $K_0 = 0$, no presente trabalho.

As superfícies de decisão, para os dois modelos, são apresentadas nas figuras 6.6 e 6.7, onde pode ser observado que a superfície do modelo TSK é bem mais suave e, portanto, deve ter um melhor comportamento na ação de controle.

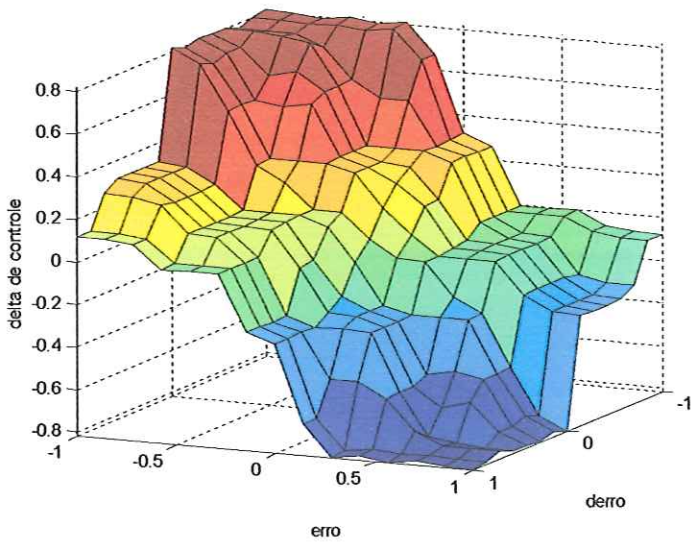


Figura 6.6 Superfície de decisão para o modelo Mamdani

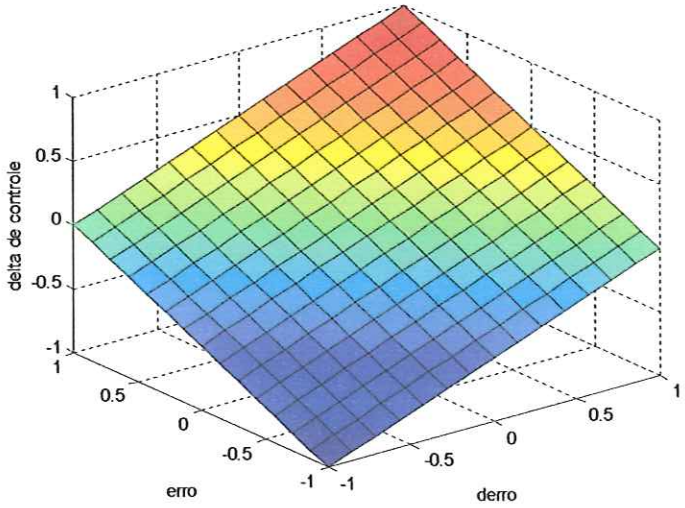


Figura 6.7 Superfície de decisão para o modelo TSK

6.2 – Simulação Computacional em Malha Fechada

Para a simulação computacional em malha fechada, é construída uma sub-rotina em ambiente MATLAB® a partir da equação do movimento, equação 3.37,

onde os parâmetros utilizados são os apresentados na tabela 5.6 e 5.7 do capítulo anterior.

Nesta simulação, utiliza-se uma função de transferência de 2ª ordem para representar o motor elétrico (atuador) e uma outra também de 2ª ordem para representar o acelerômetro (sensor).

O sinal de saída da planta é efetivamente o ângulo de arfagem θ, que é uma das variáveis do sistema este sinal, por sua vez, após passar pela função de transferência representativa do acelerômetro, sofre uma dupla integração e é comparado com um sinal de referência. Desta comparação é que surge a variável erro que servirá como uma das entradas do controlador difuso, a outra vem da variação desta no tempo. O sinal de saída do controlador difuso, por sua vez, é enviado a uma função de transferência de 2ª ordem que representa o motor elétrico e desta envia-se o sinal de entrada para a planta do sistema, como pode ser observado na figura 6.8.

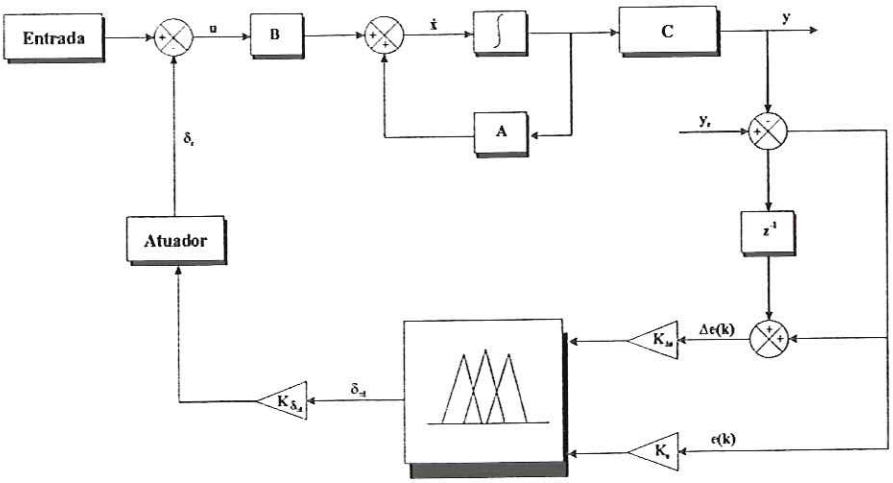


Figura 6.8 – Diagrama de blocos representando o sistema em malha fechada

A simulação numérica é realizada para os dois modelos difusos, Mamdani e TSK. Para o modelo Mamdani, determina-se o seguinte conjunto de ganhos de parametrização: K_e = 0,1, $K_{\Delta e}$ = 0,1 e $K_{\delta cd}$ = -15. Com este conjunto de ganhos, simula-se o sistema para as velocidades de fluxo livre de 25 m/s, 27 m/s e 30 m/s, deixando em malha aberta por 3 segundos, sendo que, no tempo de 1 segundo, uma excitação tipo impulso é dada ao *flap*, provocando uma deflexão de

aproximadamente 1,5°. Somente após os 3 segundos iniciais, o controlador passa a atuar no sistema. As figuras de 6.9 a 6.14 a seguir mostram o comportamento do sistema mediante a ação do controlador.

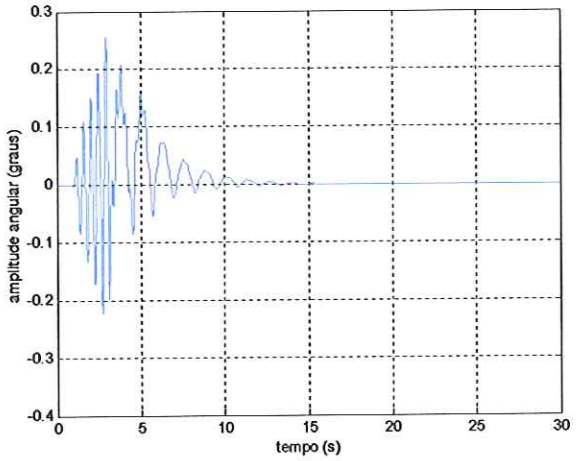


Figura 6.9 – Resposta para a variável θ (Modelo Mamdani com velocidade de 25 m/s)

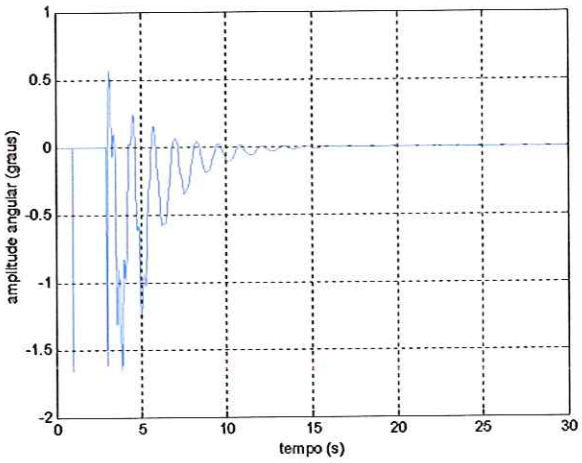


Figura 6.10– Atuação do controlador (Modelo Mamdani com velocidade de 25 m/s)

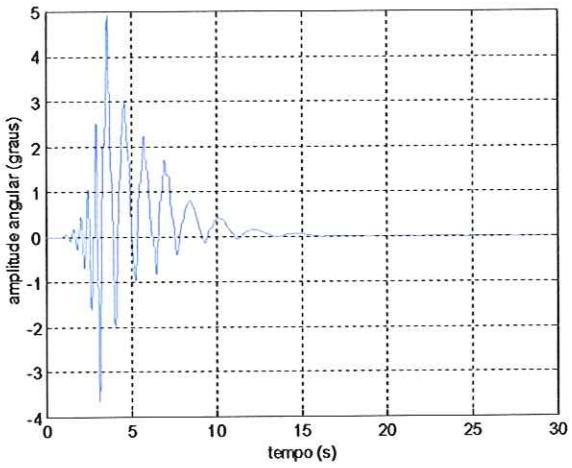


Figura 6.11 – Resposta para a variável θ (Modelo Mamdani com velocidade de 27 m/s)

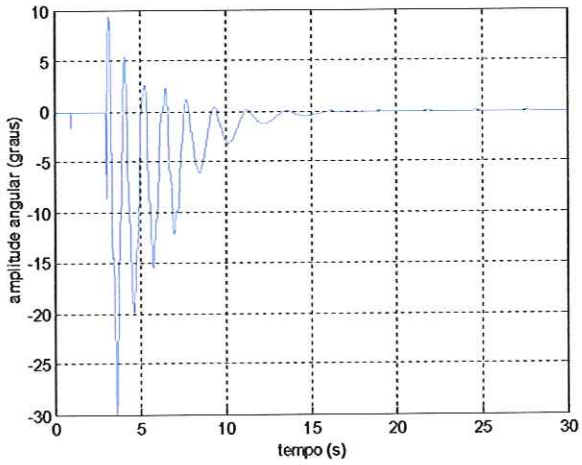


Figura 6.12– Atuação do controlador (Modelo Mamdani com velocidade de 27 m/s)

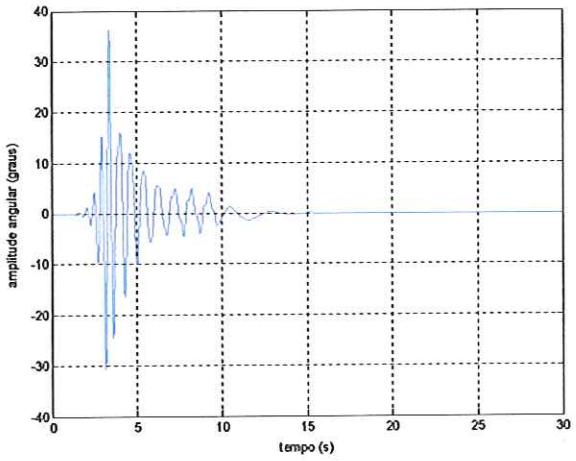


Figura 6.13 – Resposta para a variável θ (Modelo Mamdani com velocidade de 30 m/s)

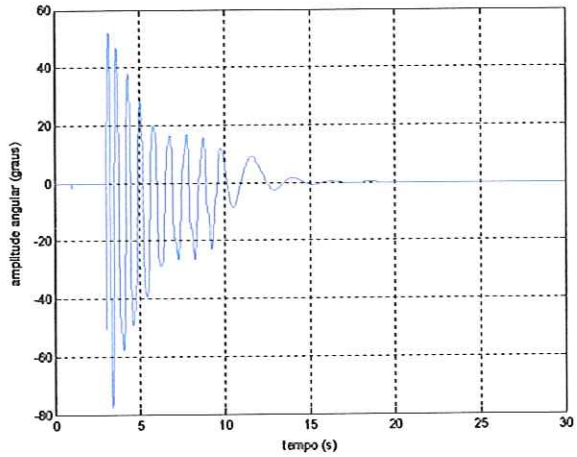


Figura 6.14 – Atuação do controlador (Modelo Mamdani com velocidade de 30 m/s)

Para o modelo TSK os ganhos são os seguintes: K_e = 10, $K_{\Delta e}$ = 0,5 e $K_{\delta cd}$ = 15. Com este conjunto de ganhos, simula-se o sistema em malha fechada nas mesmas condições simuladas para o modelo Mamdani e nas mesmas velocidades, obtendo-se os resultado, mostrados nas figuras 6.15 a 6.20 abaixo:

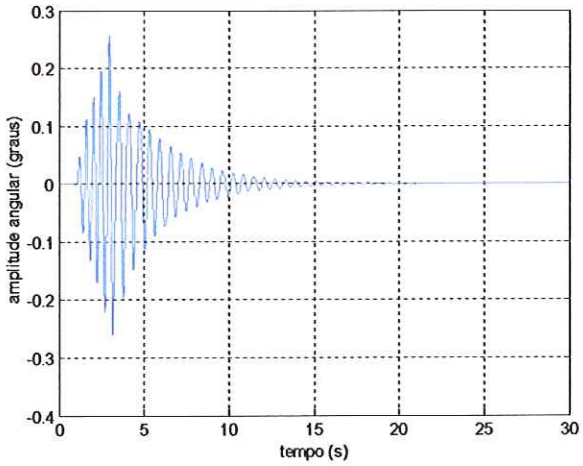


Figura 6.15 – Resposta para a variável θ (Modelo TSK com velocidade de 25 m/s)

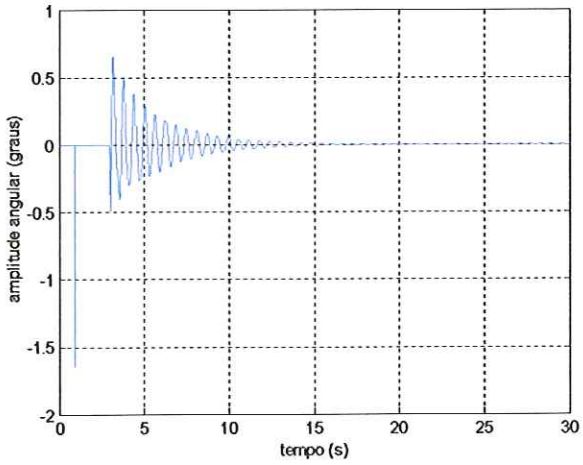


Figura 6.16 – Atuação do controlador (Modelo TSK com velocidade de 25 m/s)

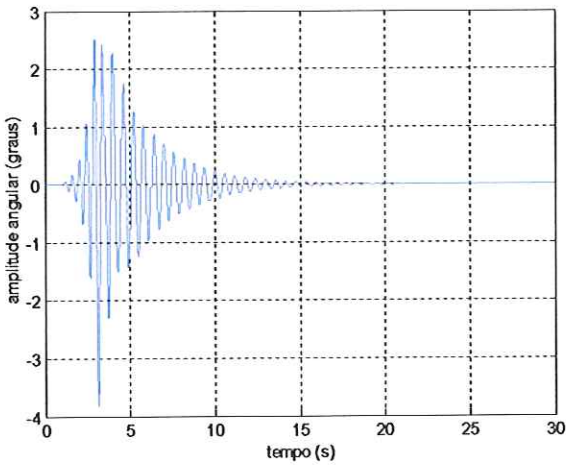


Figura 6.17 – Resposta para a variável θ (Modelo TSK com velocidade de 27 m/s)

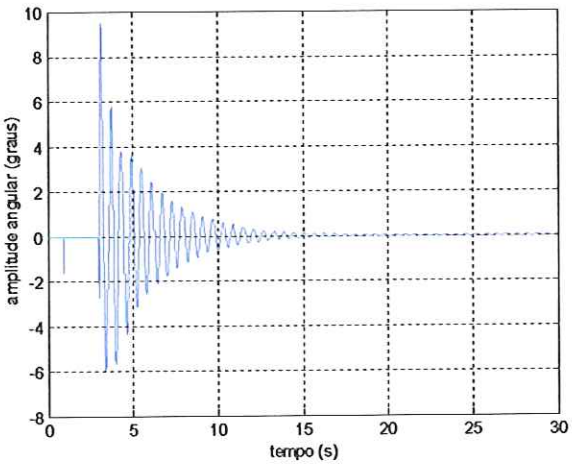


Figura 6.18 – Atuação do controlador (Modelo TSK com velocidade de 27 m/s)

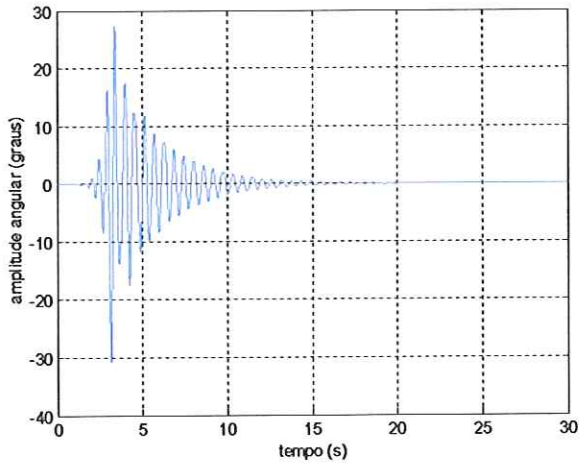


Figura 6.19 – Resposta para a variável θ (Modelo TSK com velocidade de 30 m/s)

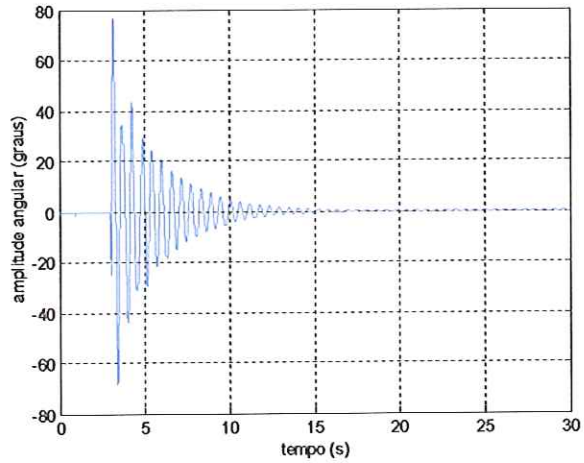


Figura 6.20 – Atuação do controlador (Modelo TSK com velocidade de 30 m/s)

Os resultados apresentados mostram que os modelos de controladores difusos Mamdani e TSK acomodam o sistema, no entanto, com o método de Mamdani esta acomodação é um pouco mais demorada, cerca de 10 segundos, do que com a aplicação da metodologia de TAKAGI-SUGENO-KANG (TSK), que acomoda o sistema em aproximadamente 8 segundos. Isto ocorre pelo fato de o processo de Mamdani ser de difícil convergência computacional e de o modelo TSK

ter como saída uma combinação linear, que permite a realização mais rápida do trabalho computacional.

De qualquer forma, pode-se observar pelas figuras 6.9 a 6.20 que, para os dois métodos difusos, o controlador atua de forma satisfatória, mostrando ser a técnica difusa eficiente para controle de sistemas dinâmicos como o apresentado neste trabalho.

6.3 – Montagem Experimental para o Controle

A montagem experimental para o controle foi realizada na câmara de ensaio do túnel de vento do LAE.

Inicialmente construiu-se e fixou-se a base inercial no chão da câmara de ensaios, conforme descrito no item 5.1. Em seguida, fixou-se o DESA nesta base de forma a se ter a asa com ângulo de ataque zero dentro do túnel de vento. Fixou-se então a asa ao DESA, através de parafusos, com espaçadores entre os dois.

A fixação deste conjunto base inercial, DESA e asa, é realizada de tal forma que a chapa superior do DESA fique muito próxima à parte externa da parede do chão do túnel, fazendo com que os parafusos de fixação da asa, os terminais dos parafusos da barra central e os espaçadores fiquem localizados entre a parede externa e interna do chão do túnel, deixando assim somente a asa dentro do túnel de vento, eliminando-se eventuais perturbações significativas no escoamento.

A figura 6.21 mostra em detalhe como ficou a montagem do conjunto e a figura 6.22 mostra efetivamente o conjunto construído na câmara de ensaios.

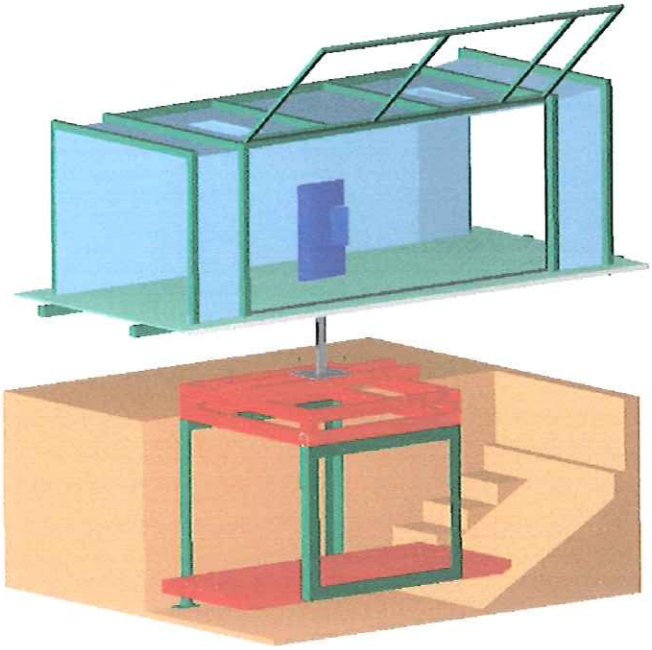


Figura 6.21 – Esquema da montagem do conjunto – Base Inercial, DESA e Asa dentro da câmara de ensaios do Túnel de vento

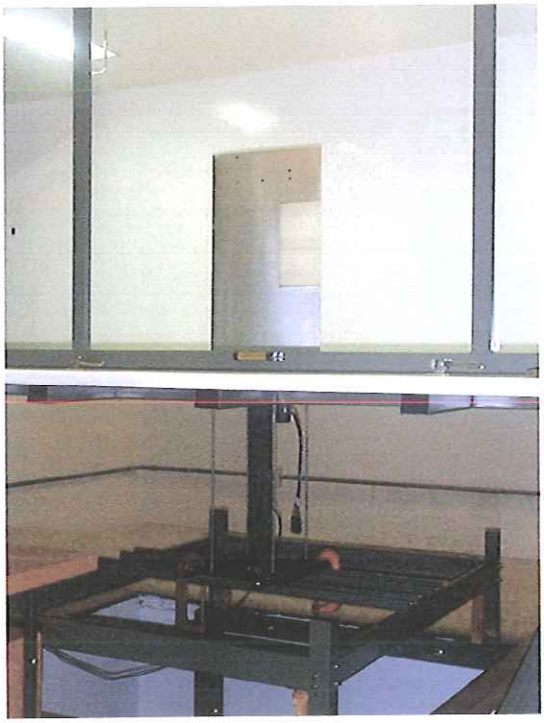


Figura 6.22 – Foto do conjunto montado na câmara de ensaio

Após esta montagem, inicia-se a colocação dos sensores e atuadores, assim como dos equipamentos necessários para o processamento e análise de sinais, medições da velocidade de escoamento, motor para posicionamento do *flap*, PC com software específico para o controle, etc.

Os sensores utilizados neste experimento são um acelerômetro e dois extensômetros.

O acelerômetro tipo K-BEAM para baixas freqüências foi posicionado na parte inferior da chapa superior do DESA e conectado através de um cabo coaxial próprio a um condicionador de sinal e deste por meio de um cabo coaxial com conexões BNC-BNC, conectado a um terminal A/D na placa dSPACE que está acoplada a um PC Intel 700 MHz, como já mencionado. A figura 6.23 mostra este esquema.

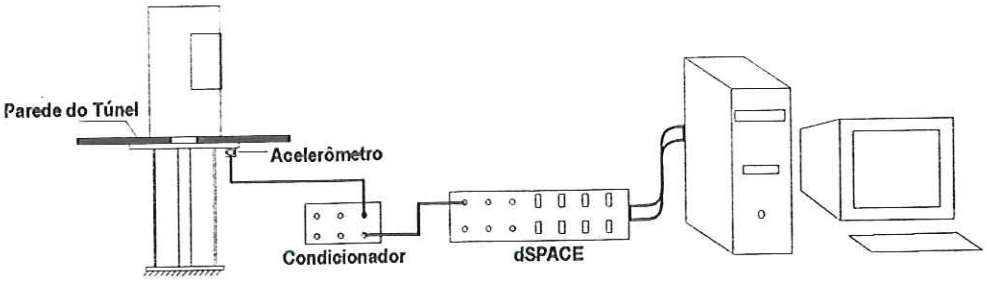


Figura 6.23 – Esquema das conexões do acelerômetro

Os extensômetros da marca Kyowa, um para as medidas de flexão e outro para as de torção, que estão colados na barra central do DESA, estão conectados à ponte de Wheaststone HBM através de cabos e conexões especiais, onde os sinais são filtrados e analisados simultaneamente. O HBM, por sua vez, está conectado em dois terminais A/D da placa dSPACE por cabos coaxiais e conexões BNC/BNC. A figura 6.24 mostra o esquema de montagem.

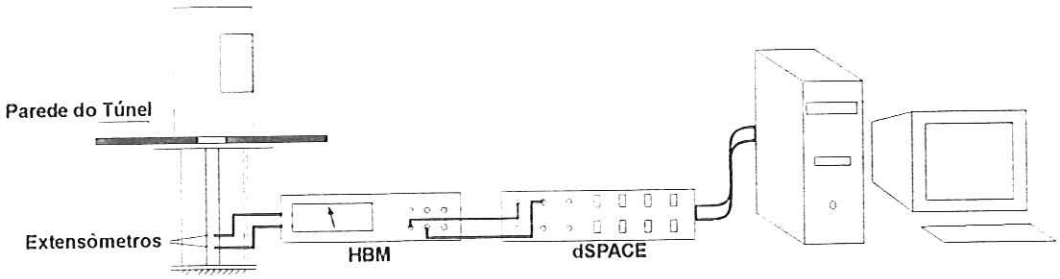


Figura 6.24 – Esquema das conexões dos extensômetros

O motor elétrico que atuará o *flap* está posicionado na parte inferior da chapa superior do DESA, como o acelerômetro, no entanto a posição é tal que seu centro coincide com o eixo que movimenta o *flap*, uma vez que sua função é justamente o posicionamento da superfície de controle. O motor está conectado ao seu driver e este conectado à dSPACE por um terminal D/A e a uma das interfaces do encoder do motor. A figura 6.25 mostra a posição do motor e suas conexões.

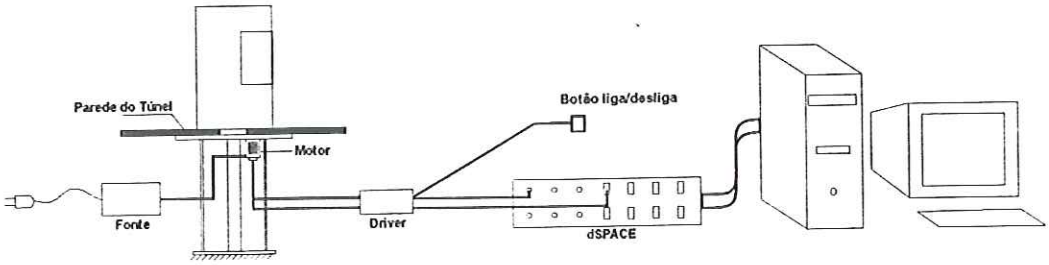


Figura 6.25 – Posição e conexões do motor elétrico

A velocidade do escoamento de ar dentro do túnel de vento é medida, como já mencionado, pela combinação das medidas dadas pelo manômetro de pressão tipo Betz, pela pressão atmosférica e pela temperatura ambiente. A figura 6.26 mostra um esquema de como é medida a pressão pelo Betz.

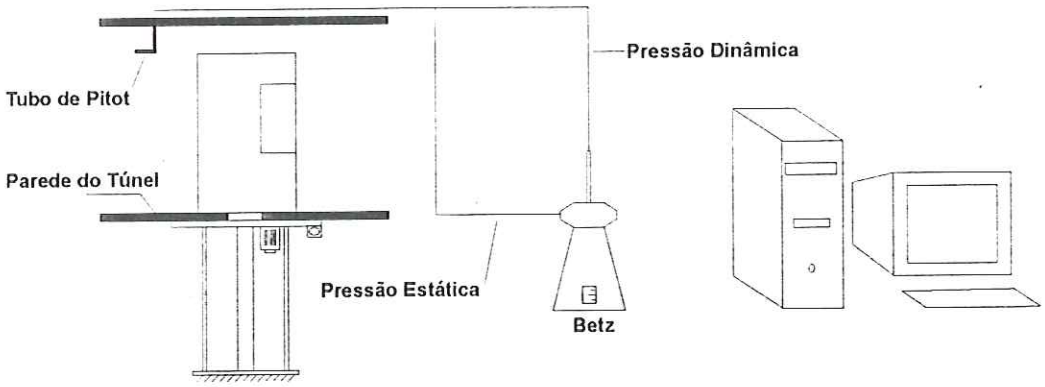


Figura 6.26 – Medição da velocidade do escoamento

Com o conjunto, base inercial, DESA e asa montados e com todos os sensores, atuadores e equipamentos conectados, a montagem experimental está completa, conforme pode ver vista esquematicamente na figura 6.27 e efetivamente na câmara de ensaios na figura 6.28.

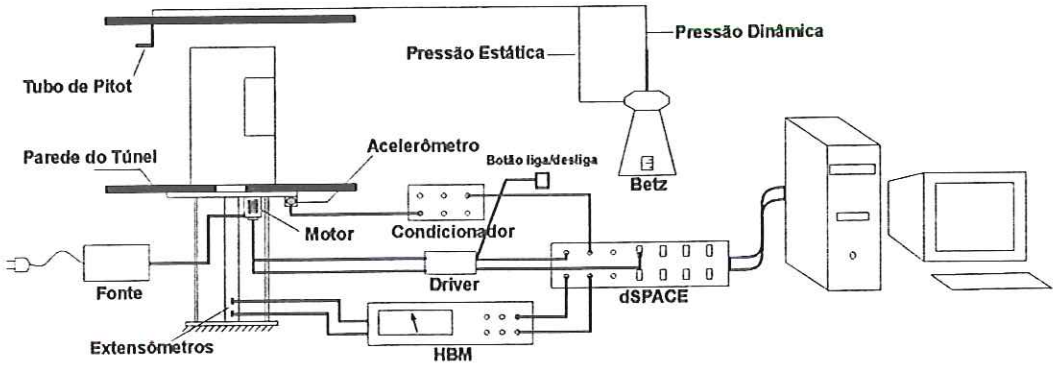


Figura 6.27 – Esquema completo da montagem experimental

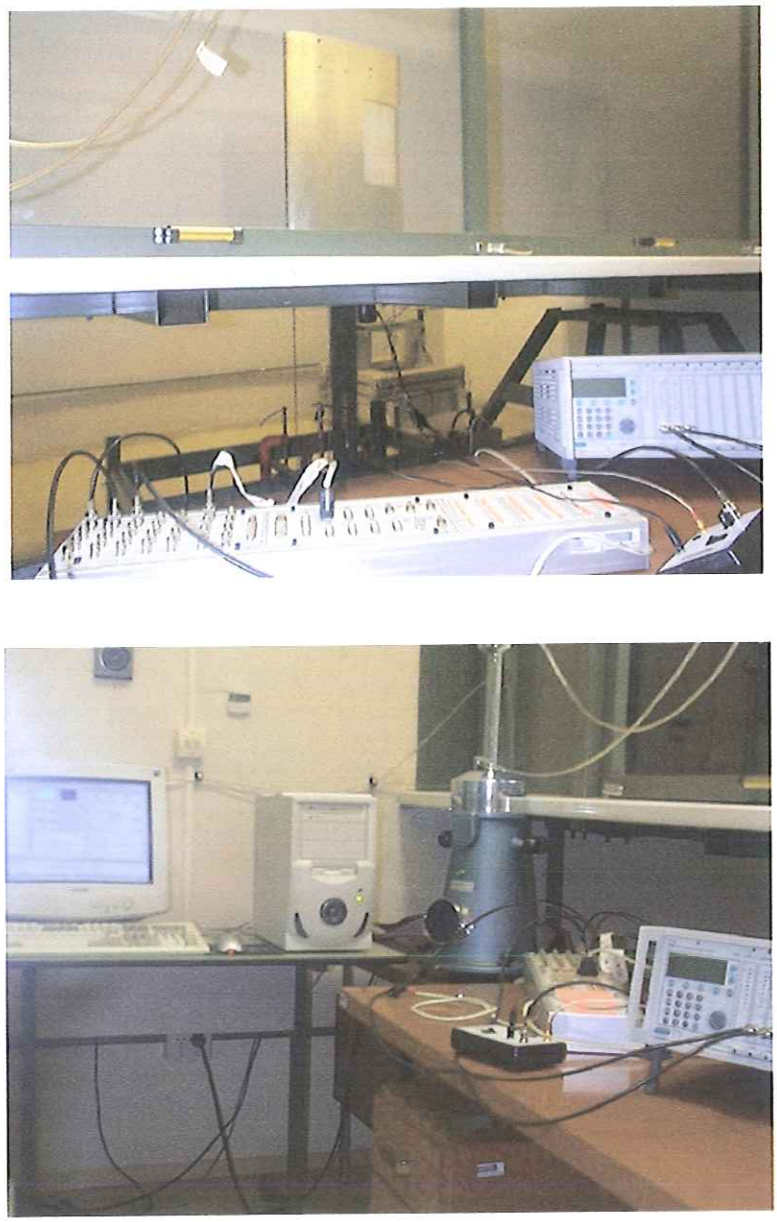


Figura 6.28 – Fotos da montagem experimental na câmara de ensaios

6.4 – Dinâmica do Controlador Difuso

Com a montagem experimental completa e com todo o controlador difuso definido, isto é, variáveis de controle, funções de pertinência, universo de discurso, base de regras, modelos difusos a serem utilizados, método de dedifusificação e a lei de controle adotada, elabora-se todo o sistema dinâmico no ambiente SIMULINK® e posteriormente converte-se para o ambiente ControlDesk, para que se possa trabalhar no ambiente dSPACE.

A programação construída no ambiente SIMULINK® utiliza o sinal enviado pelo acelerômetro, como sinal de entrada do sistema. Este sinal, em milivolts, é associado a um ganho que o transforma em unidade física [m/s^2]. Após esta transformação é realizada uma dupla integração, determinando-se o respectivo deslocamento, que é comparado com um deslocamento de referência, após passar por um filtro passa alta do tipo Chebyschev, conforme mostrado na figura 6.29.

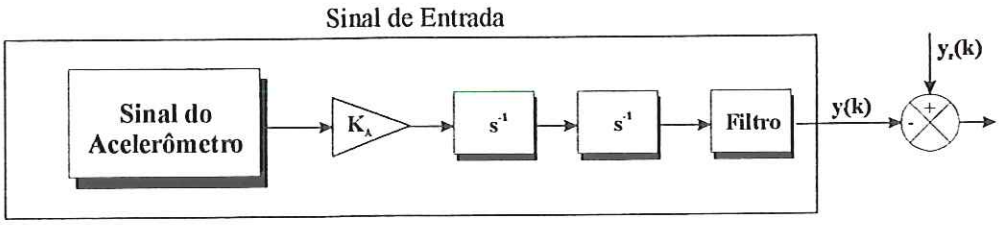


Figura 6.29 – Tratamento do sinal de entrada

A comparação deste sinal, o deslocamento físico (efetivo), com o deslocamento de referência gera o sinal de erro, *e(k)*, e com a sua variação no tempo determina-se o $\Delta e(k) = e(k) - e(k-1)$. Estas variáveis associadas aos seus respectivos ganhos são as entradas do controlador difuso, figura 6.30.

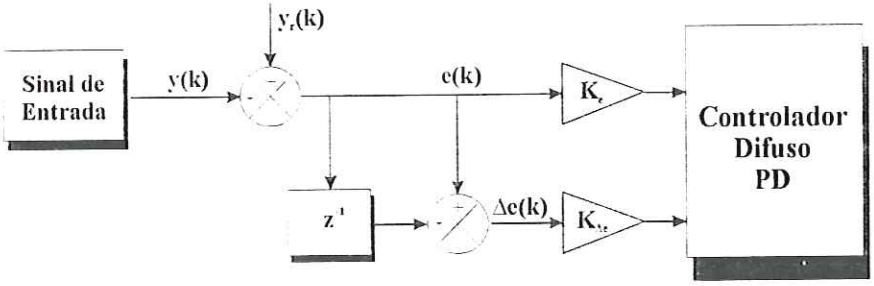


Figura 6.30 – Esquema parcial do sistema de controle

O controlador difuso utiliza estas entradas para iniciar o processo de controle através da lógica difusa, uma vez que já estão definidas a interface de difusificação, o procedimento de inferência e a interface de dedifusificação, conforme item 6.1.

São utilizados dois tipos de controladores difusos para o controle do sistema, um a partir do modelo lingüístico de Mamdani e outro a partir do modelo interpolativo de TSK.

O sinal de saída do controlador, $\delta_{cd}(k)$, será enviado pelo atuador através do motor elétrico, como mostrado na figura 6.31.

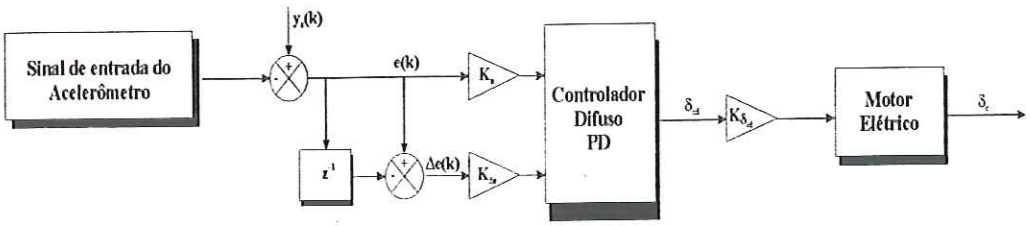


Figura 6.31 – Esquema parcial do sistema de controle com o motor

O motor elétrico, por sua vez, trabalha em linhas de encoder, 1000 linhas para 360°, que, através de um ganho adequado, é convertido em valor de ângulo. Este sinal é comparado com o sinal de controle enviado pelo controlador difuso, resultando no sinal de entrada para o controle PID do motor, figura 6.32.

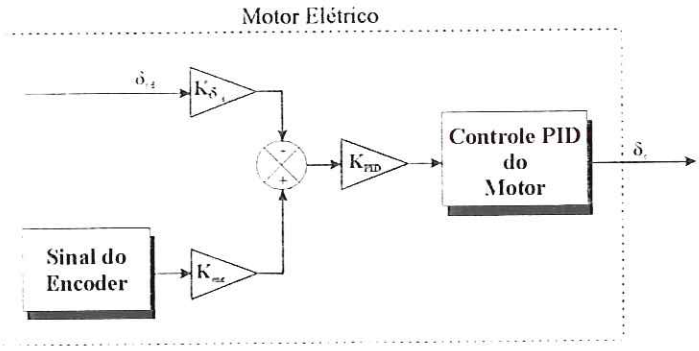


Figura 6.32 – Controlador PID para o motor

Ajustado, o controlador PID e o motor elétrico fornecem como saída o torque necessário para que a superfície de controle, *flap*, seja posicionada no ângulo desejado para a ação de controle do sistema.

A figura 6.33 mostra todo o sistema dinâmico construído no ambiente SIMULINK®.

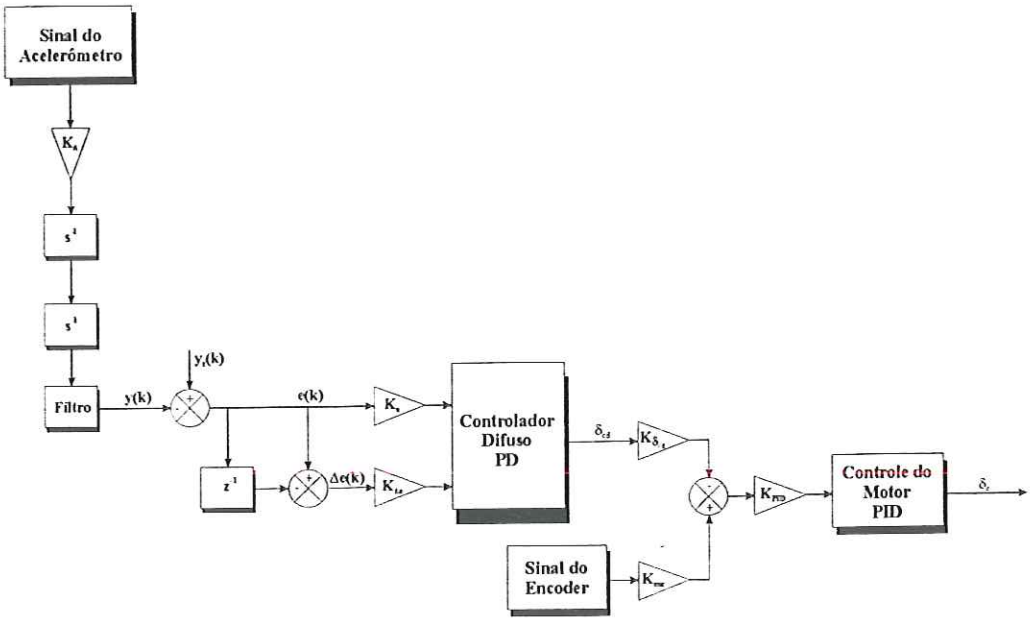


Figura 6.33 – Sistema dinâmico construído no ambiente SIMULINK®

Uma vez construído o sistema em ambiente SIMULINK® e convertido para o ambiente ControlDesk, torna-se possível ajustar todos os ganhos e qualquer outro

parâmetro previamente definido no SIMULINK®, em tempo real, isto é, ao mesmo tempo em que o sistema físico está se movimentando, os parâmetros do sistema de controle podem ser alterados e passam a valer a partir daquele momento.

Assim, inicialmente, ajusta-se o controlador PID do motor elétrico, fazendo-o seguir sinais de referência de forma adequada.

A figura 6.34 mostra um sinal de referência senoidal, tendo-se obtido os seguintes ganhos: $K_P = 0{,}05$, $K_I = 0{,}0005$ e $K_D = 9x10^{-6}$.

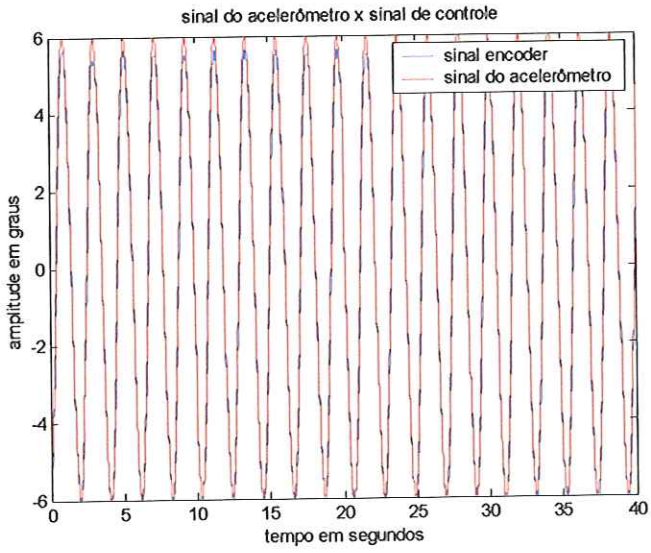


Figura 6.34 – Sinal do motor seguindo uma entrada senoidal

Nestes ajustes, observa-se também o perfeito posicionamento da superfície de controle e com isto pode-se afirmar que o eixo, os acopladores, os mancais, e os rolamentos , que estão internos à asa e ao *flap*, foram construídos adequadamente.

Para o ajuste dos ganhos do controlador difuso, colocou-se o túnel de vento em funcionamento para as velocidades de 9,8 m/s, 15,3 m/s, 18,8 m/s, 20,8 m/s e 22,4 m/s, para o modelo Mamdani e 9,9 m/s, 15,3 m/s, 18,4 m/s, 20,8 m/s e 22,4 m/s para o modelo TSK, aplicando-se um pulso com intensidade aleatória no DESA para cada uma das velocidades mencionadas.

Para que se obtenha um adequado ajuste dos ganhos do controlador difuso,

é necessário observar se o sinal fornecido pelo acelerômetro está em fase com o sinal do atuador, pois assim altera-se o carregamento aerodinâmico do sistema, levando-o à estabilidade. Além disso o sinal do atuador deve seguir o sinal de controle, mostrando assim que a ação induzida pelo controlador difuso está sendo corretamente realizada. As figuras 6.35 a 6.39 mostram estes sinais para o modelo Mamdani e as figuras 6.40 a 6.44 para o modelo TSK. Com base nestes sinais, ajustam-se os ganhos do controlador difuso, que, para o modelo Mamdani, resultou em K_e = -1,0 , $K_{\Delta e}$ = 0,1 e $K_{\delta cd}$ = 150, e, para o modelo TSK, em K_e = 0,5, $K_{\Delta e}$ = 200 e $K_{\delta cd}$ = 2000.

Observa-se, a partir de agora, que os gráficos apresentados representativos dos sinais advindos dos ensaios experimentais, têm em seus eixos do tempo valores não iniciando necessariamente em zero, pois isto não é sempre possível. É necessário deixar-se a janela de tempo aberta o tempo suficiente para que o fenômeno estudado ocorra e os dados sejam coletados com segurança, principalmente no momento da ocorrência do fenômeno de *flutter*.

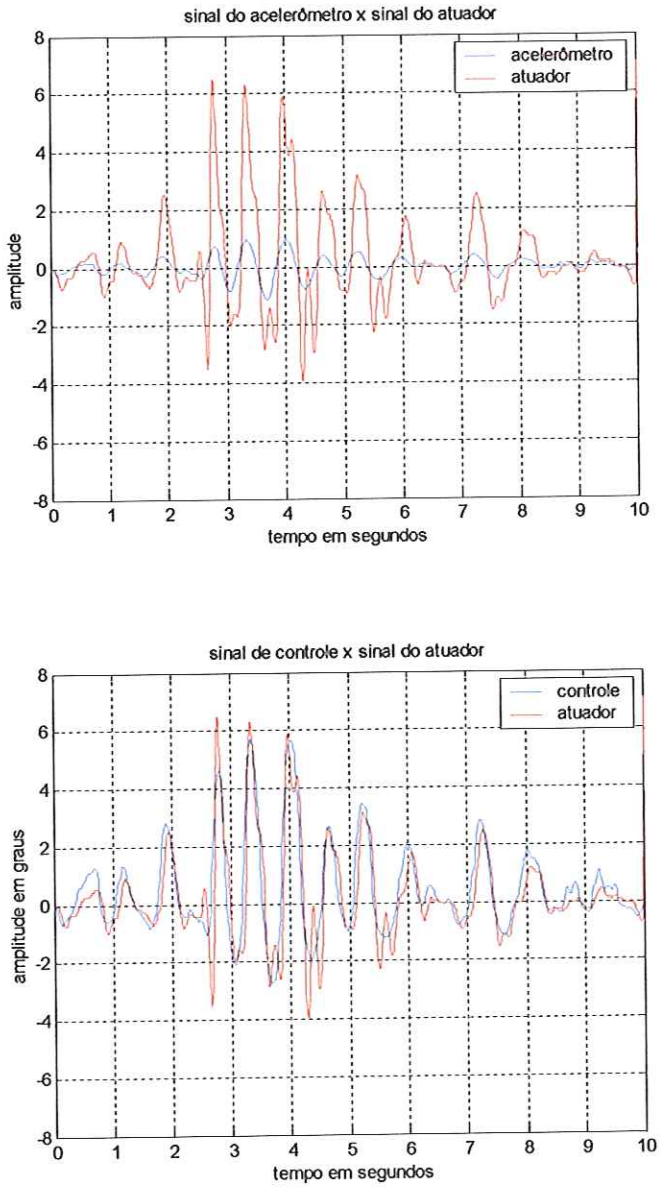
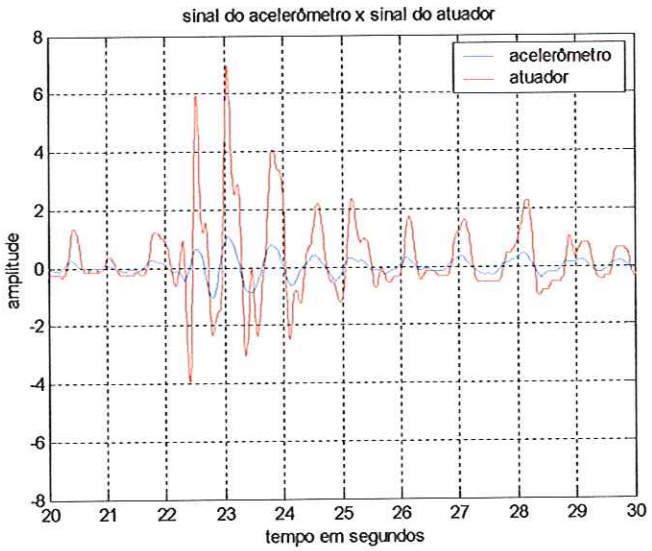


Figura 6.35 – Gráficos para ajuste do controlador Mamdani tipo PD – velocidade de 9,8 m/s



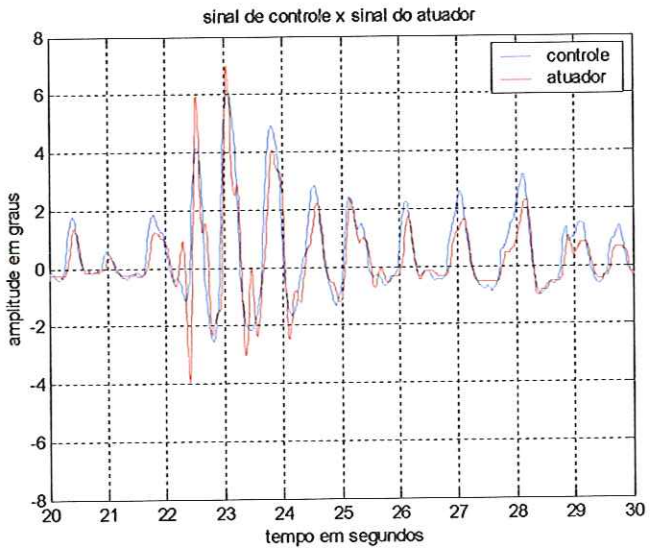
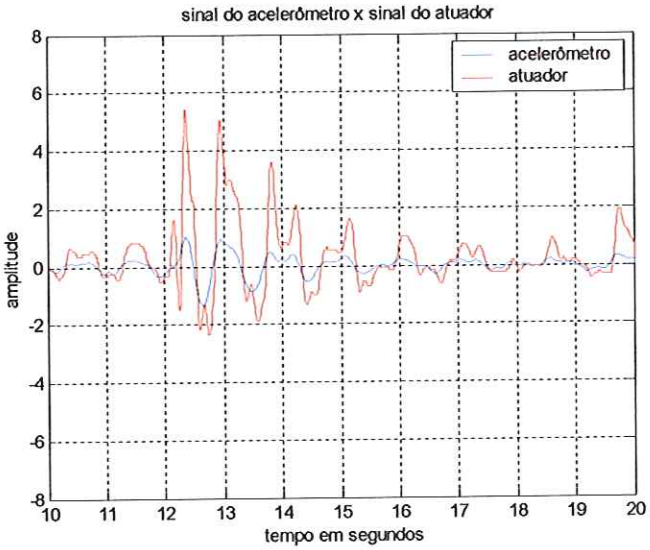


Figura 6.36 – Gráficos para ajuste do controlador Mamdani tipo PD – velocidade de 15,3 m/s



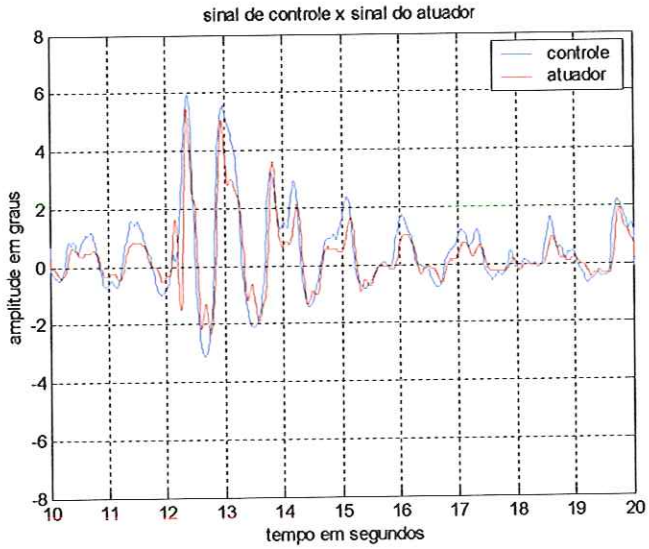
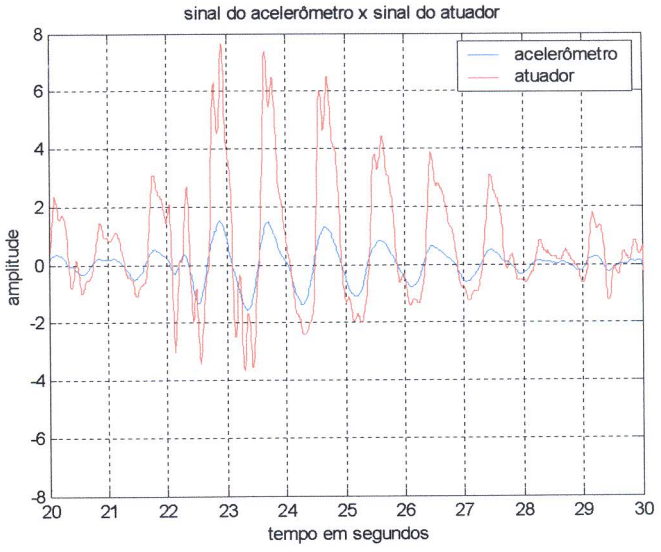


Figura 6.37 – Gráficos para ajuste do controlador Mamdani tipo PD – velocidade de 18,8 m/s



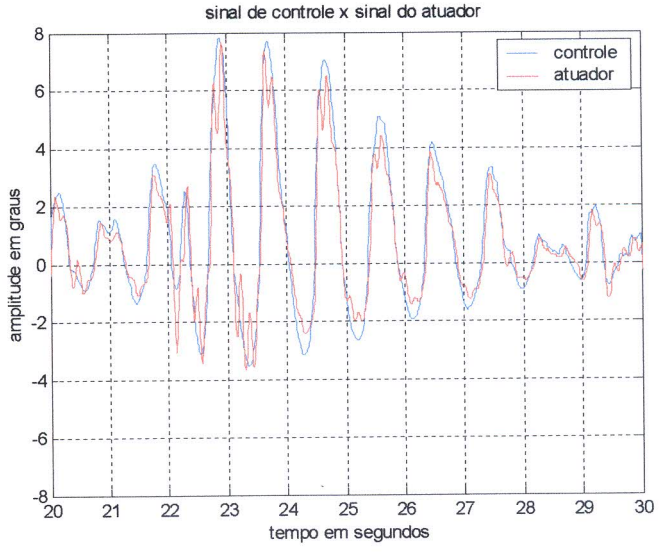
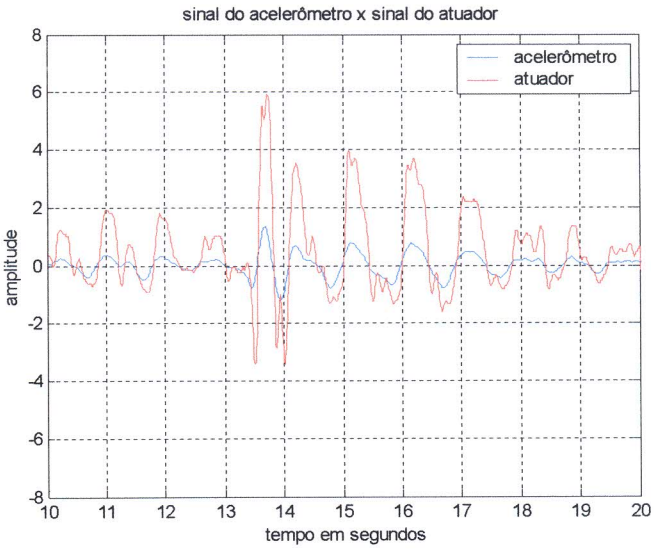


Figura 6.38 – Gráficos para ajuste do controlador Mamdani tipo PD – velocidade de 20,8 m/s



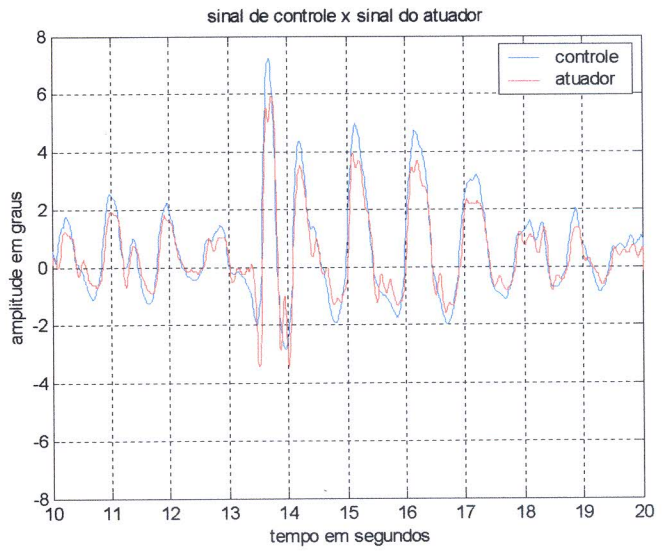
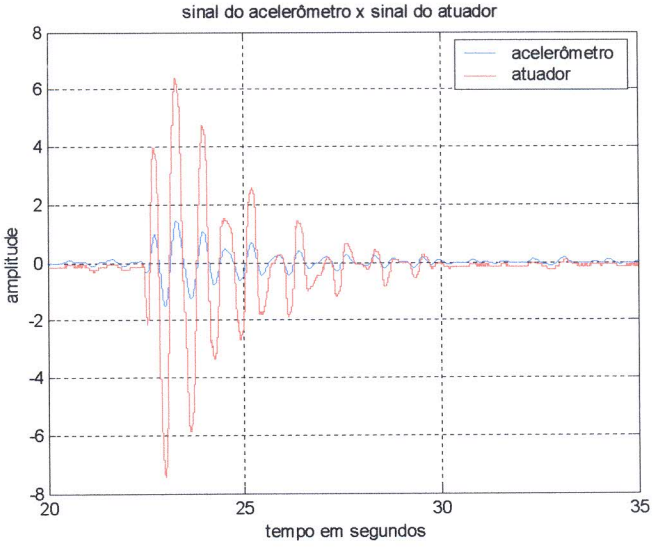


Figura 6.39 – Gráficos para ajuste do controlador Mamdani tipo PD – velocidade de 22,4 m/s



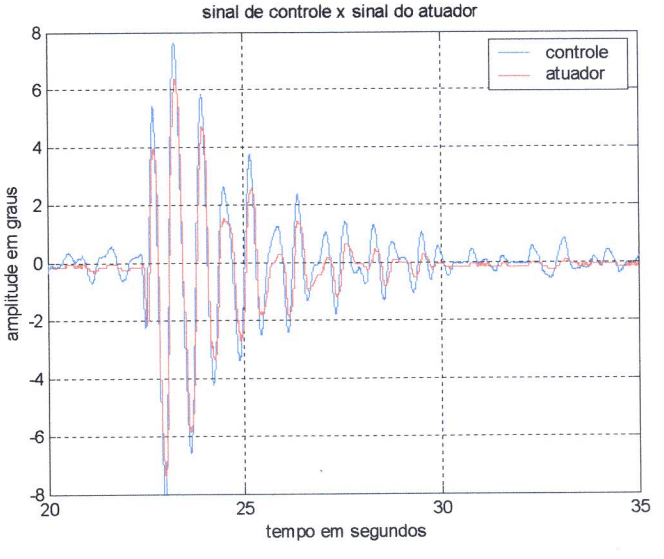


Figura 6.40 – Gráficos para ajuste do controlador TSK tipo PD – velocidade de 9,9m/s

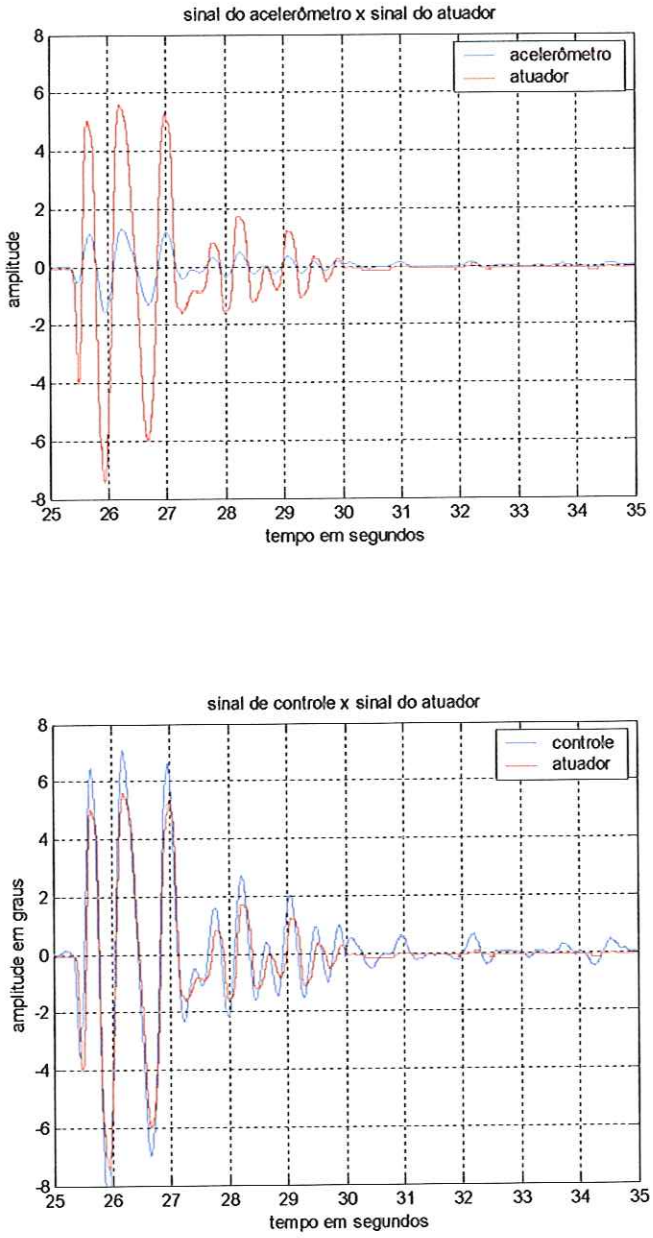
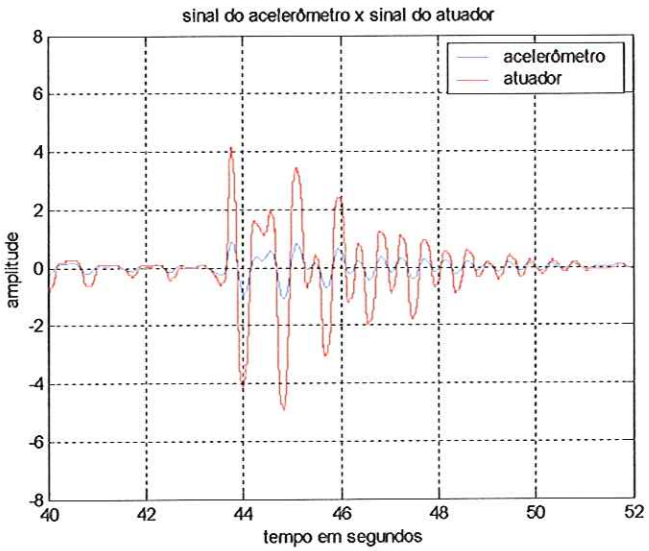


Figura 6.41 – Gráficos para ajuste do controlador TSK tipo PD – velocidade de 15,3 m/s



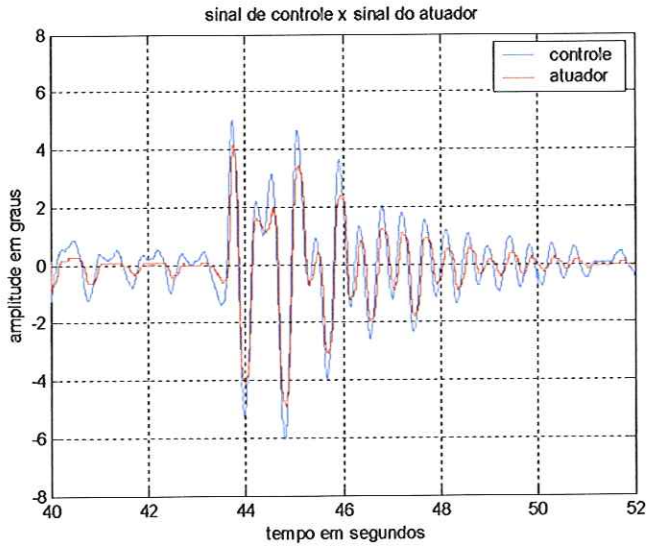
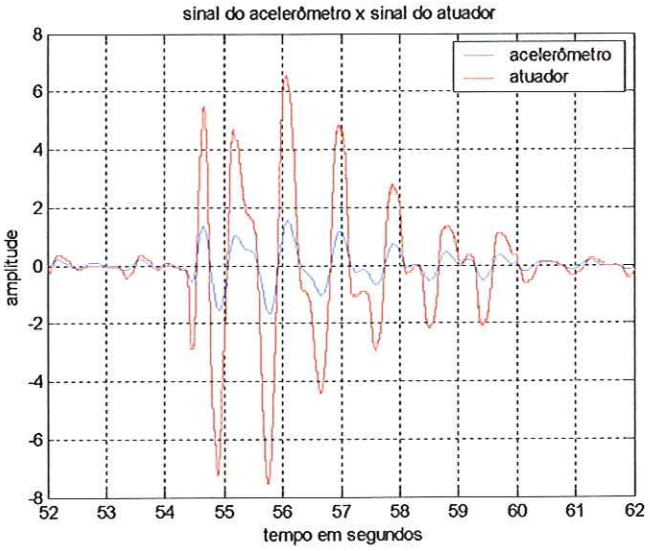


Figura 6.42 – Gráficos para ajuste do controlador TSK tipo PD – velocidade de 18,4 m/s



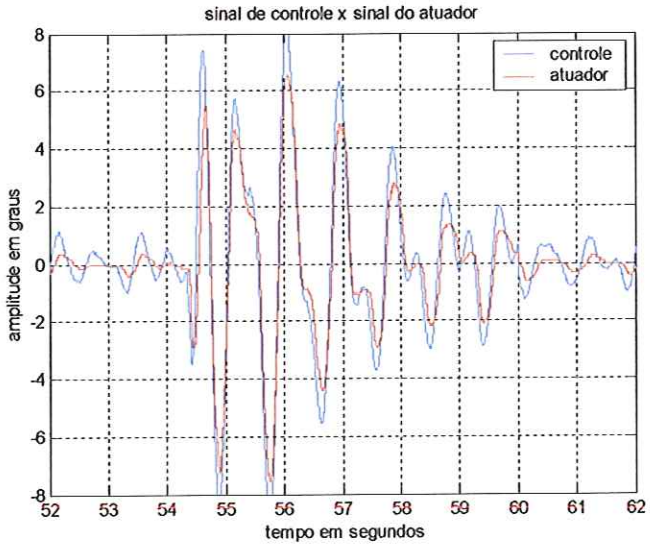


Figura 6.43 – Gráficos para ajuste do controlador TSK tipo PD – velocidade de 20,8 m/s

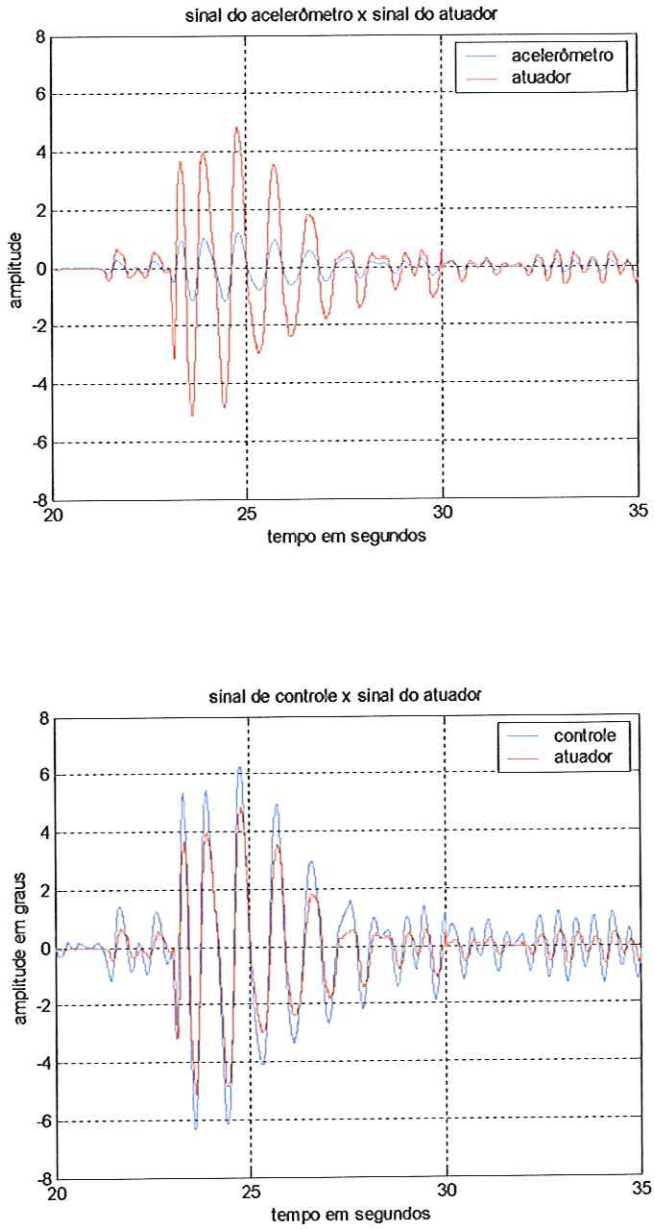


Figura 6.44 – Gráficos para ajuste do controlador TSK tipo PD – velocidade de 22,4 m/s

Conjuntamente com o modelo dinâmico, construído no ambiente SIMULINK®, elabora-se uma sub-rotina para os sinais dos extensômetros de flexão e torção que são coletados independentemente e, após conversão para o ambiente ControlDesk, possibilitam a análise dos movimentos de flexão e torção do sistema

completo, e possíveis comparações com outros sinais advindos do sistema.

Definidos os ganhos para os modelos Mamdani e TSK, como mencionado atrás, além dos ganhos para o controle do motor elétrico e tendo os sinais do acelerômetro, do erro, da variação do erro, do sinal de controle, do encoder do motor, dos extensômetros de flexão e torção e do posicionamento real da superfície de controle, o sistema está apto ao controle do *flutter*.

6.4 – Ensaio Experimental para o controle de *Flutter*

Para a análise da supressão de *flutter* via controlador difuso, coloca-se o túnel de vento em funcionamento para várias velocidades a partir da velocidade inicial de *flutter*, e estuda-se o comportamento do sistema físico mediante a atuação do controlador.

Para esta velocidade inicial o sistema completo, asa/DESA, tem seus modos de flexão e torção acoplados na freqüência de 1,9 Hz, como visto na figura 5.49 do capítulo anterior, caracterizando o fenômeno de *flutter*.

A ocorrência do *flutter* também pode ser observada pelos gráficos 6.45 e 6.46 que fornecem os movimentos de flexão e torção do sistema para esta velocidade, onde se observa um aumento exponencial na amplitude no decorrer do tempo.

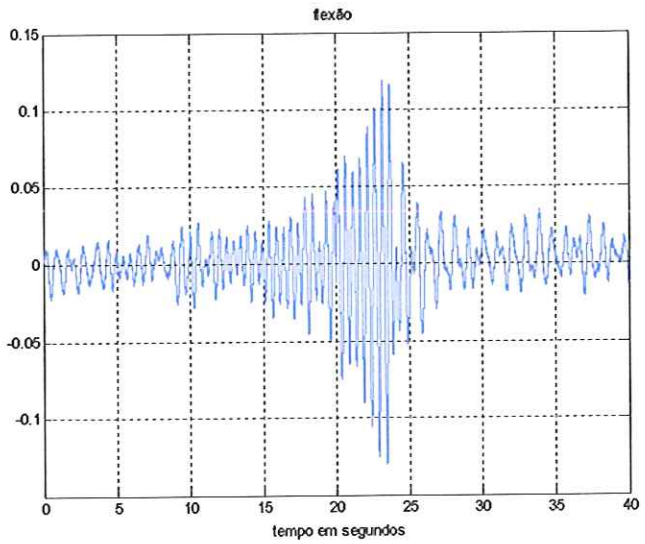


Figura 6.45 – Sinal do extensômetro de flexão na velocidade de *flutter*

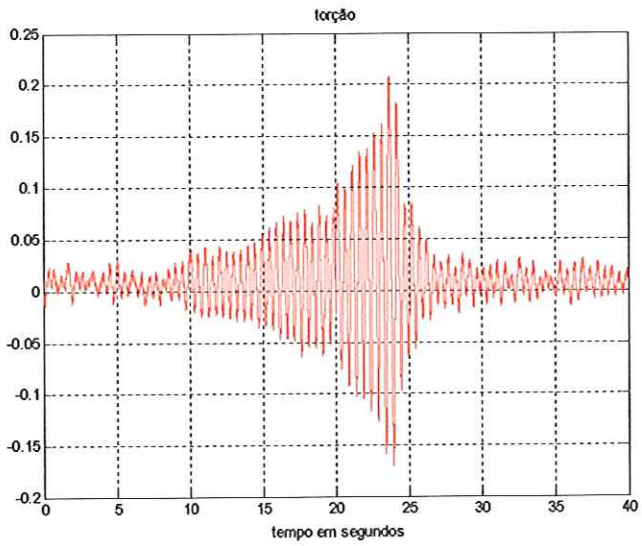


Figura 6.46 – Sinal do extensômetro de torção na velocidade de *flutter*

O sistema é colocado então, em malha fechada passando o controlador difuso a atuar.

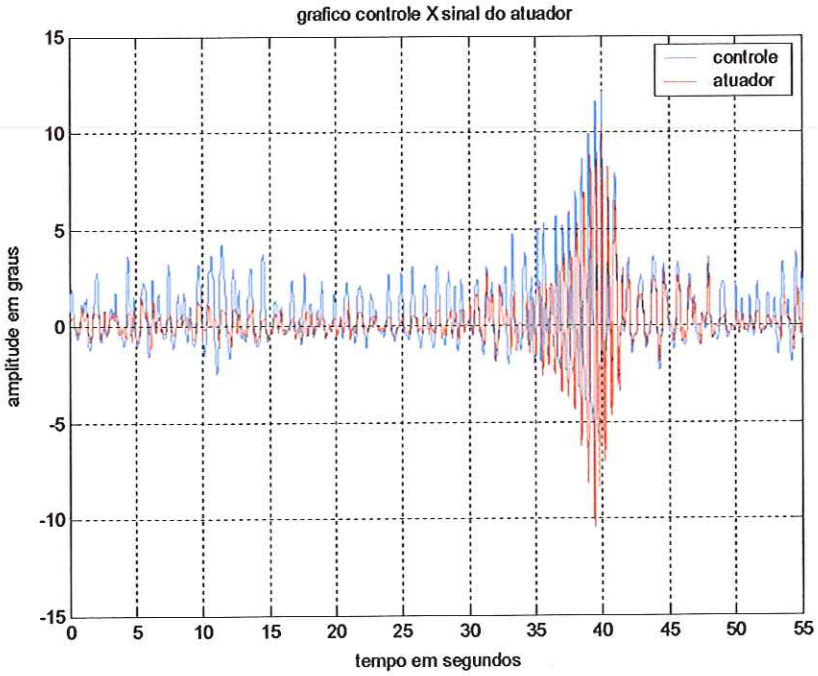
Este processo é realizado quase instantaneamente através do botão liga/desliga do motor elétrico acoplado ao sistema, como já foi comentado no capítulo quatro. Ao deixar desligado o motor, o sinal de controle não é enviado à superfície de controle e isso faz com que o sistema completo aja livremente. No momento em que é ligado, o sinal de controle é então enviado ao motor que posiciona a superfície de controle com o ângulo desejado.

Graficamente a atuação do controlador difuso inicia-se, quando o sinal enviado para a superfície de controle fica em fase com o sinal enviado pelo controlador, como se pode observar nas figuras 6.47b e 6.48b, que representam a atuação do controle para as velocidades de 26,1 m/s, para os modelos de Mamdani e 24,7 m/s para o modelo TSK. Isto na prática significa que o botão liga/desliga do motor foi ligado e conseqüentemente o controlador passou a atuar.

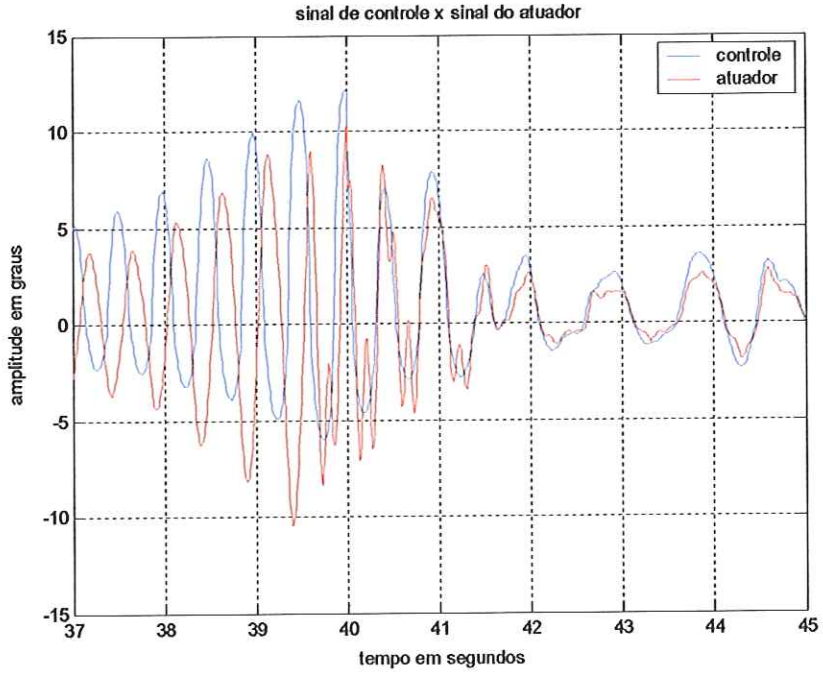
Dois fatos ressaltam-se aqui. O primeiro é que por ficarem em fase os sinais enviados para a superfície de controle e pelo controlador, significa que ao entrar em *flutter*, a superfície de controle deve atuar de forma a se ter um acréscimo no

carregamento aerodinâmico do sistema, provocando assim uma ação contrária ao movimento em curso. Fazendo-se isso sucessivamente e diminuindo-se este movimento através do controlador difuso, estabiliza-se o sistema, como se mostra nas figuras 6.47a e 6.48a.

O segundo fato é que são observadas velocidades iniciais de *flutter* diferentes para os dois modelos utilizados. Estas diferentes velocidades ocorrem em virtude da temperatura interna do túnel variar sensivelmente ao deixá-lo em funcionamento por algum tempo, além de mudanças eventuais na temperatura ambiente durante a realização dos ensaios experimentais.

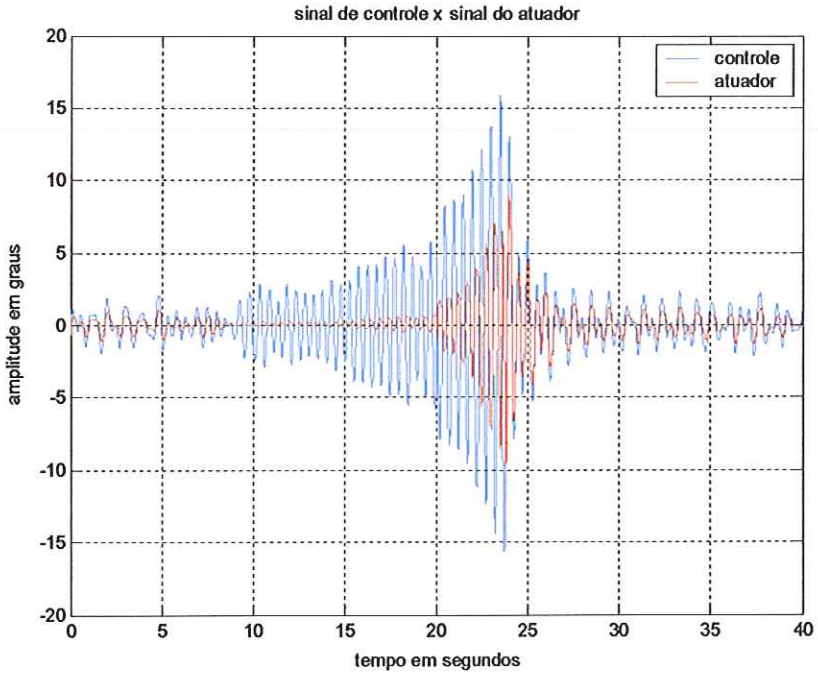


(a)

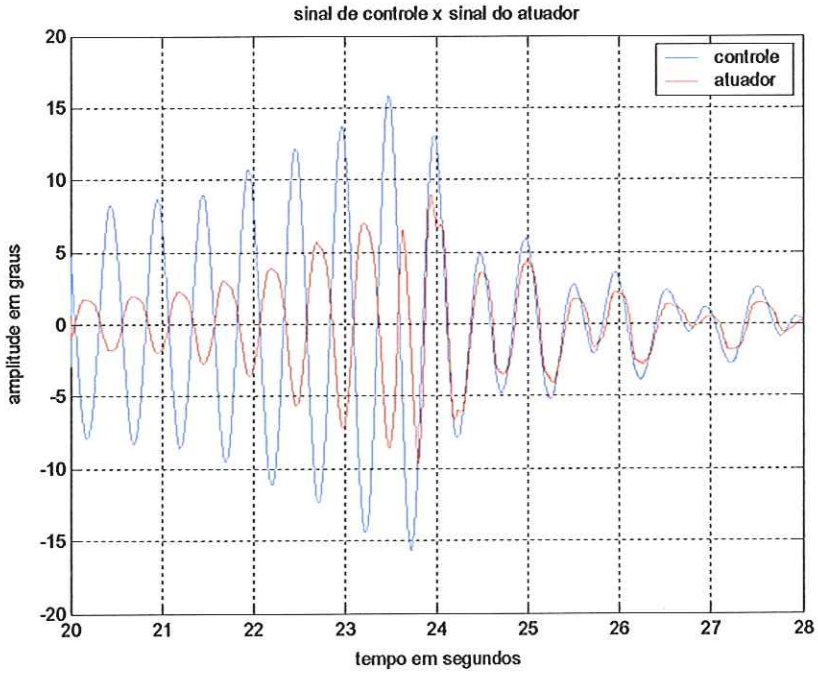


(b)

Figura 6.47 – Atuação do controlador Mamdani para a velocidade de *flutter* – 26,1 m/s



(a)



(b)

Figura 6.48 – Atuação do controlador TSK para a velocidade de *flutter* – 24,7 m/s

Como se pode observar a ação do controle é bastante rápida para os dois modelos, sendo que em aproximadamente 2,5 segundos o sistema já se encontra totalmente controlado. Isto mostra o excelente desempenho do controlador difuso, o que significa que as funções de pertinência triangulares, a base de regras, 49 no total, e o método de dedifusificação adotado para o modelo Mamdani e os coeficientes escolhidos para o modelo interpolativo de TSK são bastante adequados para este controlador difuso.

Pela análise dos gráficos acima também se pode observar que a ação de controle do modelo TSK é mais suave do que o modelo Mamdani, pois neste último existem pequenos sobre-sinais que podem estar associados ao processo de dedifusificação do controlador. Este fato já era esperado ao realizar a análise da superfície de decisão no entanto, o comprometimento em relação ao controle é mínimo.

Uma outra análise é que ao se normalizar o universo de discurso entre [-1,1], torna-se o controlador difuso generalizado, isto é, os ganhos associados às variáveis de entrada e de saída servem para ajustar as amplitudes das funções de pertinência correspondentes. Os gráficos das figuras 6.49 a 6.54 mostram o comportamento destas variáveis para os dois modelos estudados nesta tese e, portanto, o comportamento do controlador difuso PD, associando os sinais de entrada ao sinal de controle, na velocidade de *flutter*.

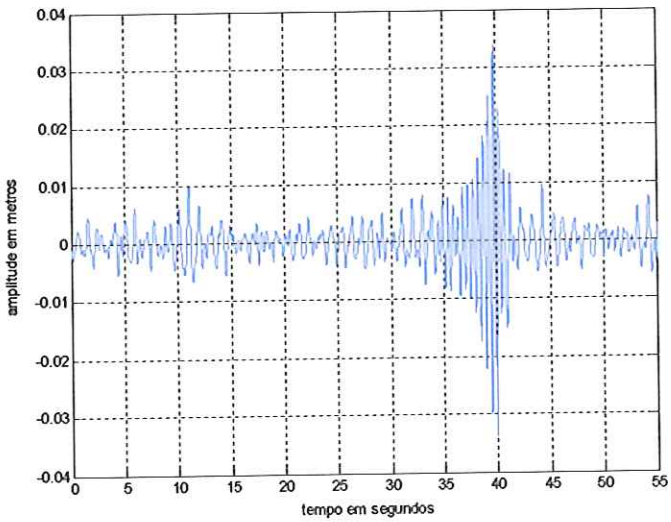


Figura 6.49 – Sinal da entrada erro do controlador Mamdani para a velocidade de *flutter* – 26,1 m/s

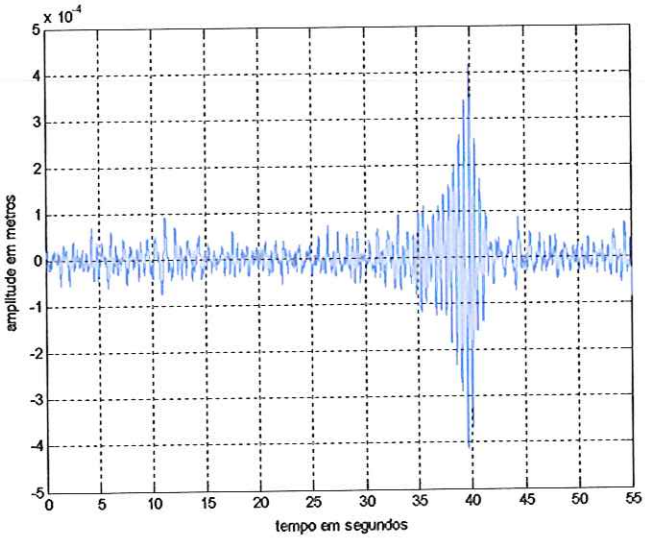


Figura 6.50 – Sinal da entrada variação do erro, Δe, do controlador Mamdani para a velocidade de *flutter* – 26,1 m/s

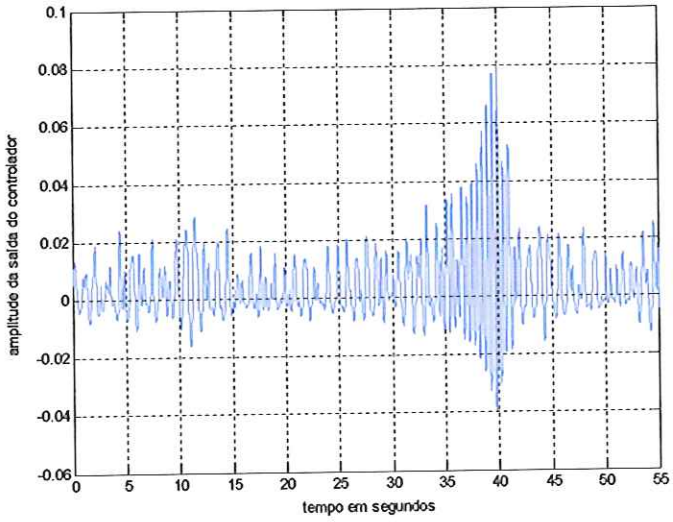


Figura 6.51 – Sinal da saída δ_{cd}, do controlador Mamdani para a velocidade de *flutter* – 26,1 m/s

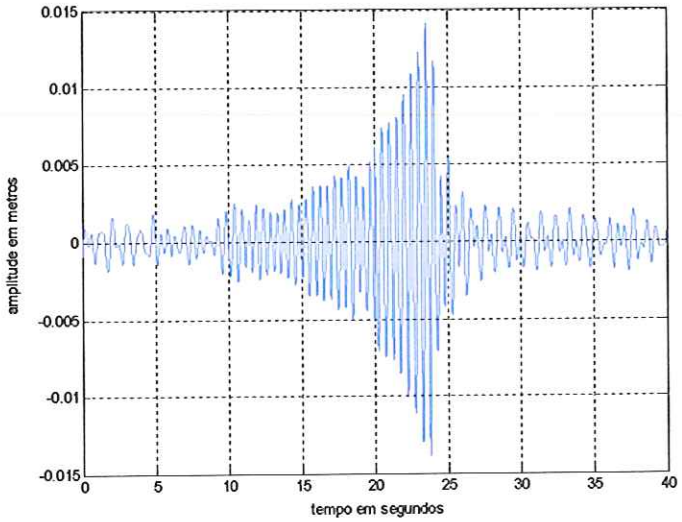


Figura 6.52 – Sinal da entrada erro do controlador TSK para a velocidade de *flutter* – 24,7 m/s

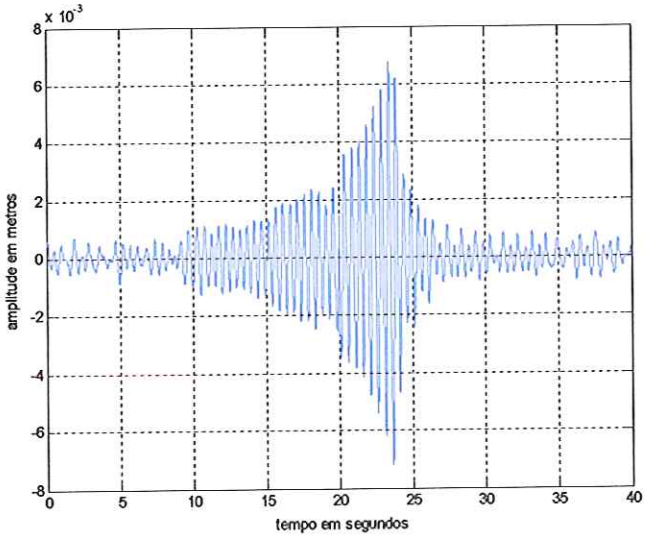


Figura 6.53 – Sinal da entrada variação do erro, Δe, do controlador TSK para a velocidade de *flutter* – 24,7 m/s

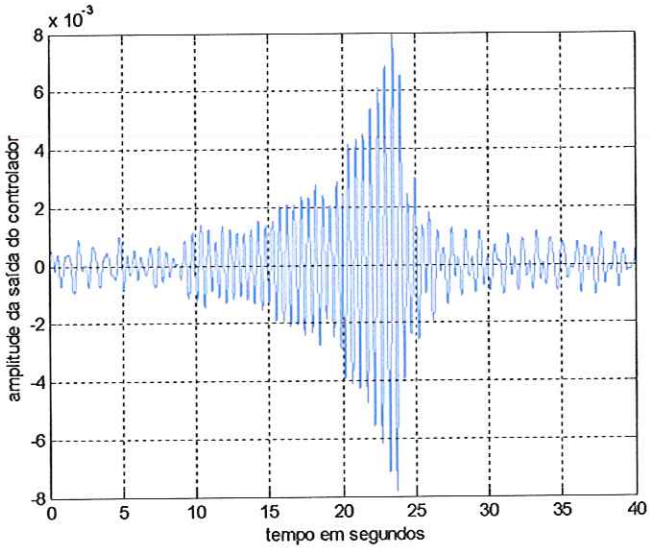


Figura 6.54 – Sinal da saída δ_{cd}, do controlador TSK para a velocidade de *flutter* – 24,7 m/s

Pode-se observar através dos gráficos acima que a base de regras adotadas realmente provocam uma ação de controle esperada. Para o modelo Mamdani, o controlador provoca uma ação de controle, aparentemente mais rápida, mas com algumas perturbações, já para o Modelo TSK a ação de controle é mais suave e, como pode-se verificar nos gráficos 6.52 a 6.54 fica claro a combinação linear existente entre as variáveis de entrada e a de saída do controlador.

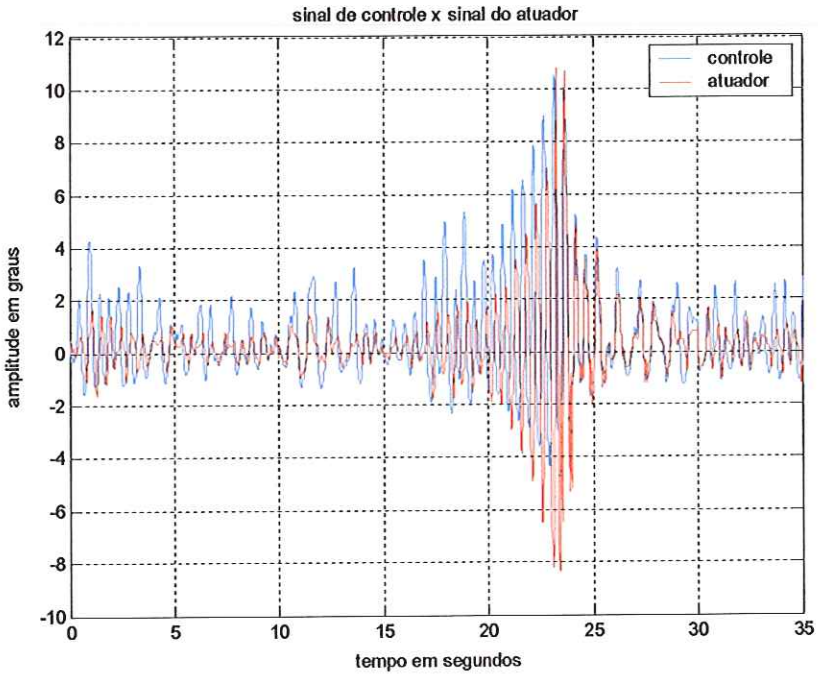
Tendo controlado o *flutter* com eficiência, no primeiro momento que o fenômeno ocorreu, 26,1 m/s para Mamdani e 24,7 m/s para TSK, pode-se verificar o comportamento do controlador difuso para velocidades acima desta.

Para estas velocidades, o procedimento adotado foi o de deixar o sistema em malha fechada, controlado, até se chegar à velocidade desejada dentro do túnel. Atingida a velocidade pretendida, o controle é desligado, via botão liga/desliga do motor elétrico e o sistema, após algum tempo, entra novamente em *flutter*, novamente se liga o controle, fazendo com que o controlador difuso passe a atuar, controlando o *flutter*.

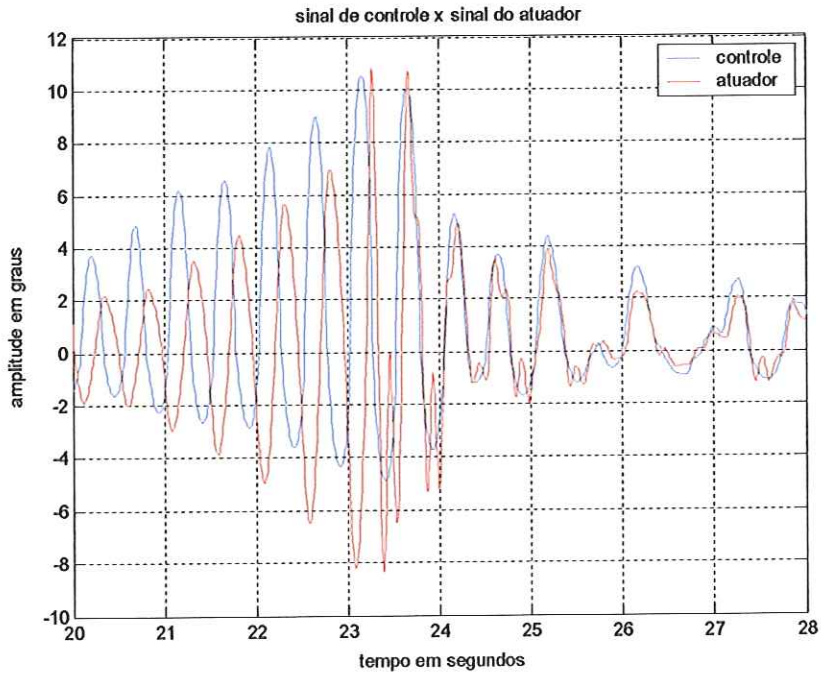
Este procedimento foi realizado para as velocidades de 27,1 m/s, 28,6 m/s 29,5 m/s e 30,2 m/s para o modelo de Mamdani e para as velocidades de 26,3 m/s, 27,1 m/s, 28,6 m/s e 30,2 m/s para o modelo de TSK.

Os gráficos 6.55a a 6.62a mostram como a atuação do controlador difuso

estabiliza o sistema e os gráficos de 6.55b a 6.62b mostram em detalhe o momento em que efetivamente o controlador passou a atuar.

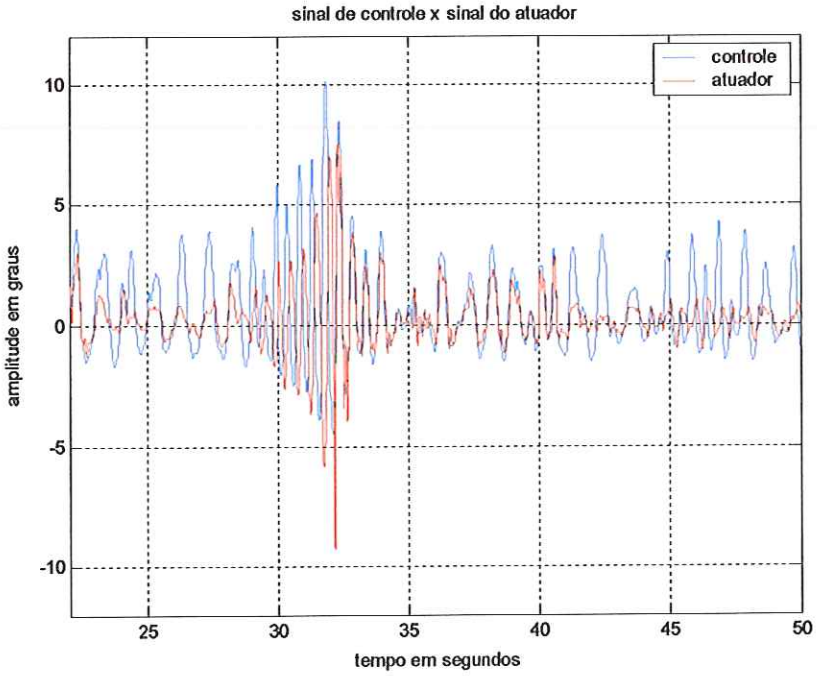


(a)

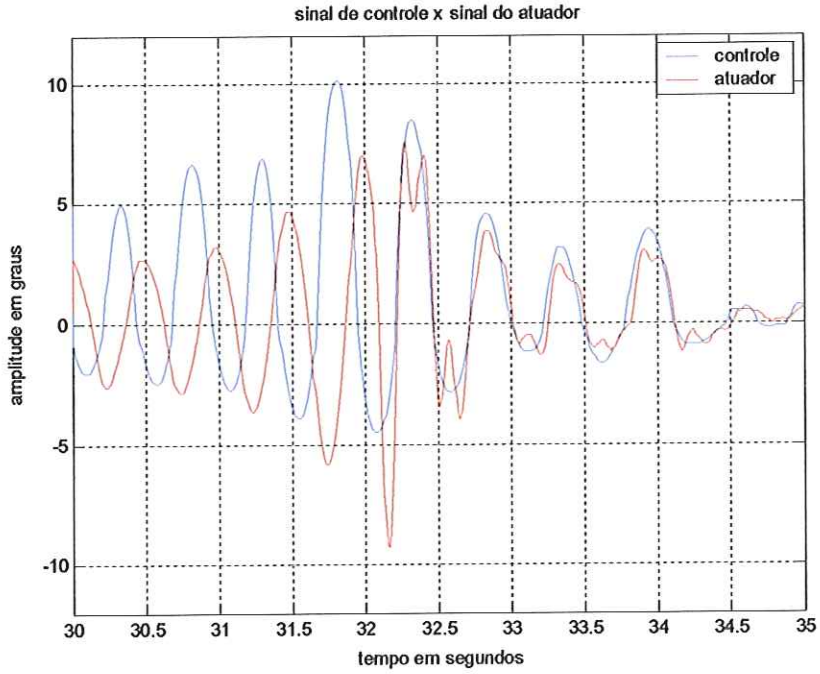


(b)

Figura 6.55 – Atuação do controlador Mamdani para a velocidade de *flutter* - 27,1 m/s

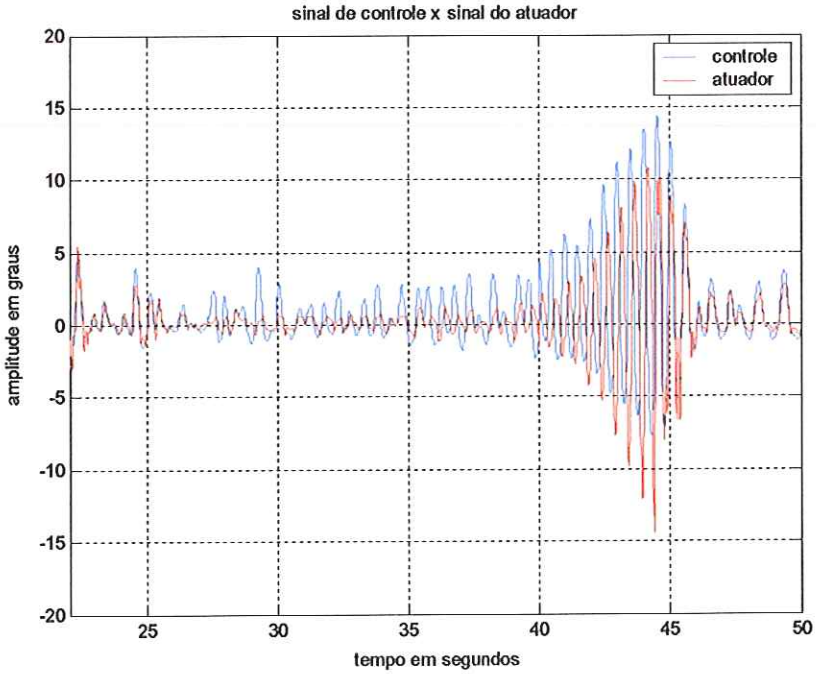


(a)

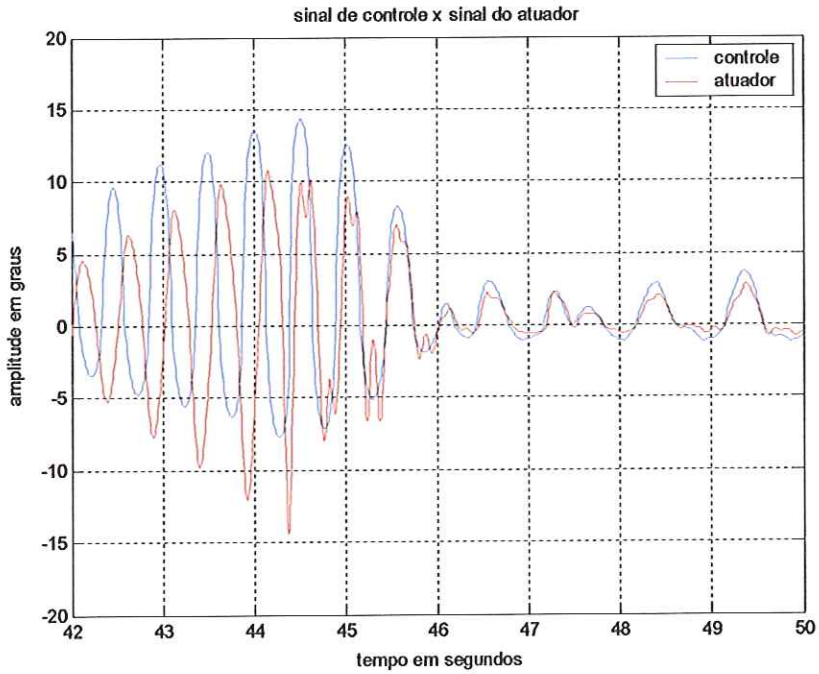


(b)

Figura 6.56 – Atuação do controlador Mamdani para a velocidade de *flutter* – 28,6 m/s

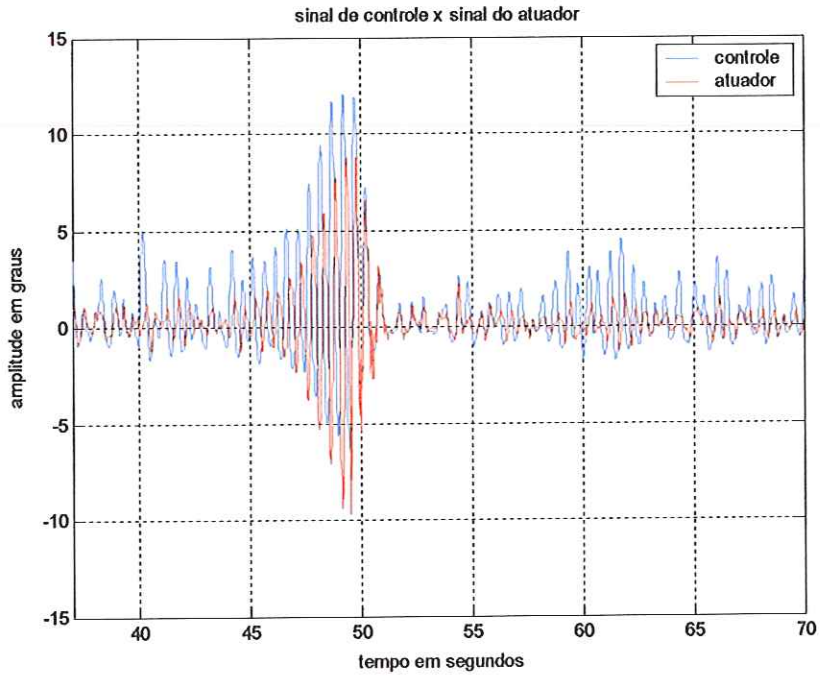


(a)

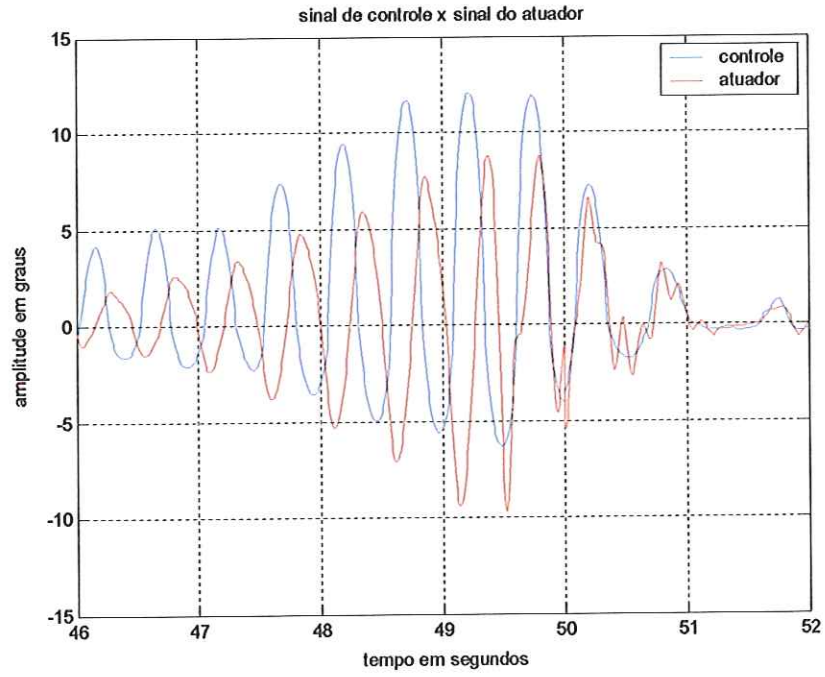


(b)

Figura 6.57 – Atuação do controlador Mamdani para a velocidade de *flutter* – 29,5 m/s

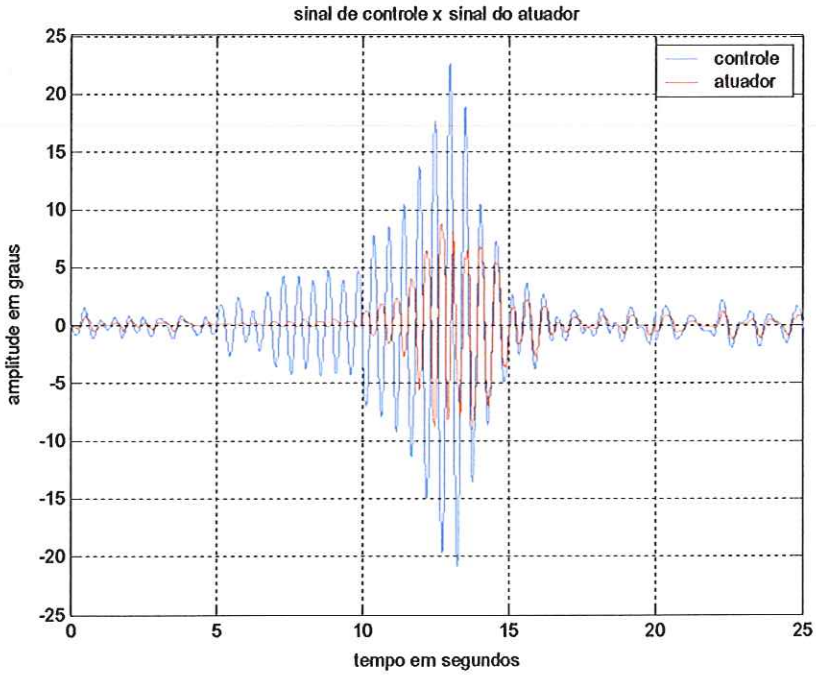


(a)

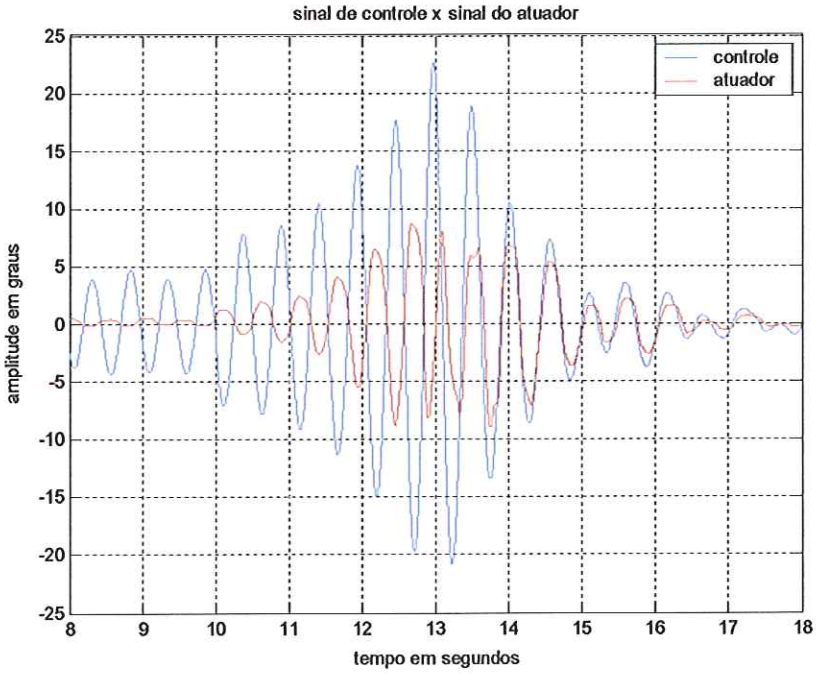


(b)

Figura 6.58 – Atuação do controlador Mamdani para a velocidade de *flutter* – 30,2 m/s

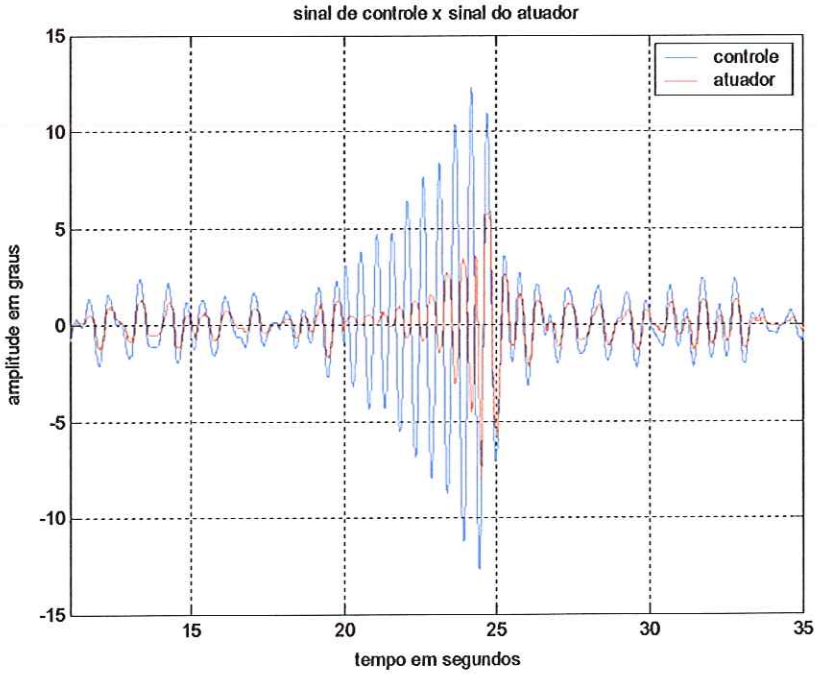


(a)

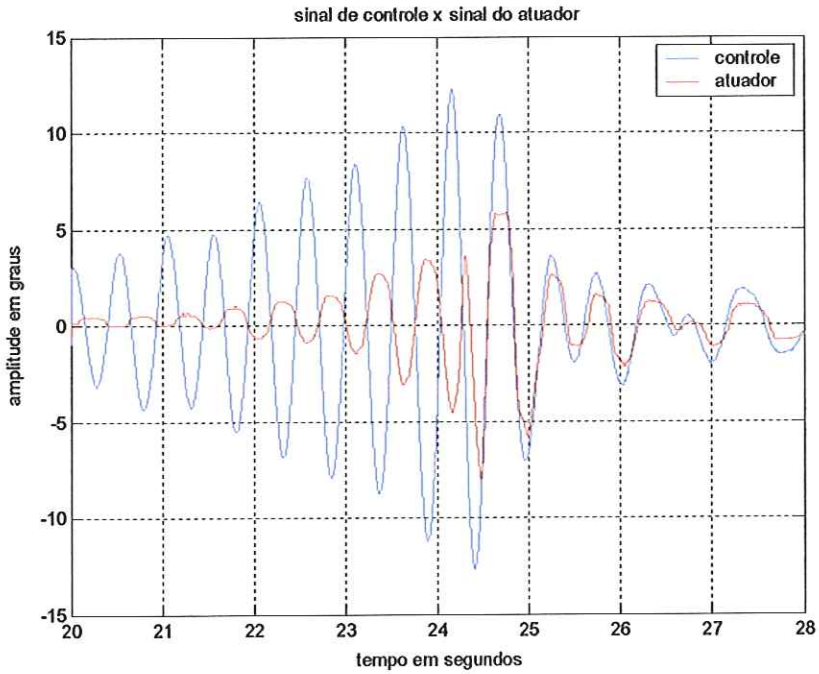


(b)

Figura 6.59 – Atuação do controlador TSK para a velocidade de *flutter* – 26,3 m/s

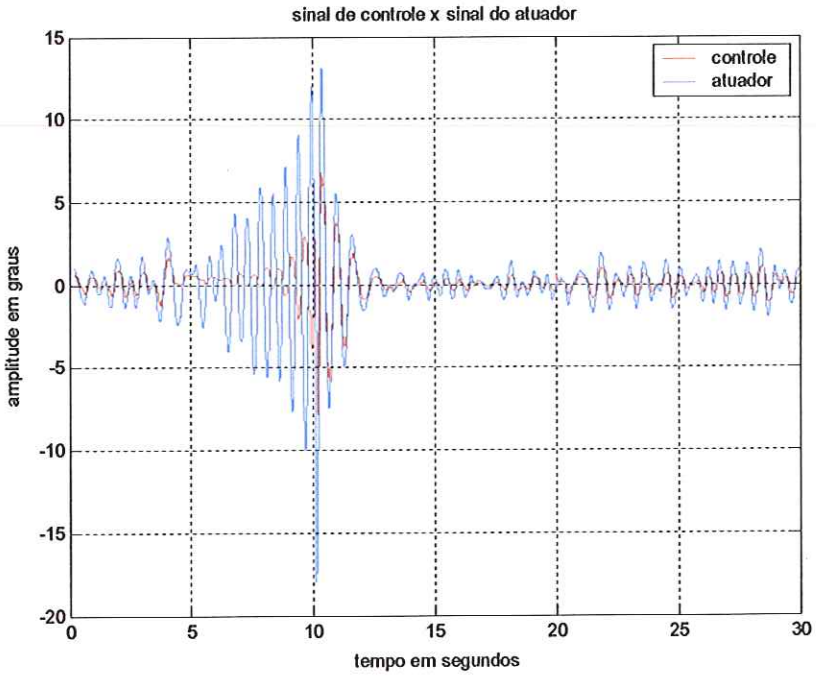


(a)

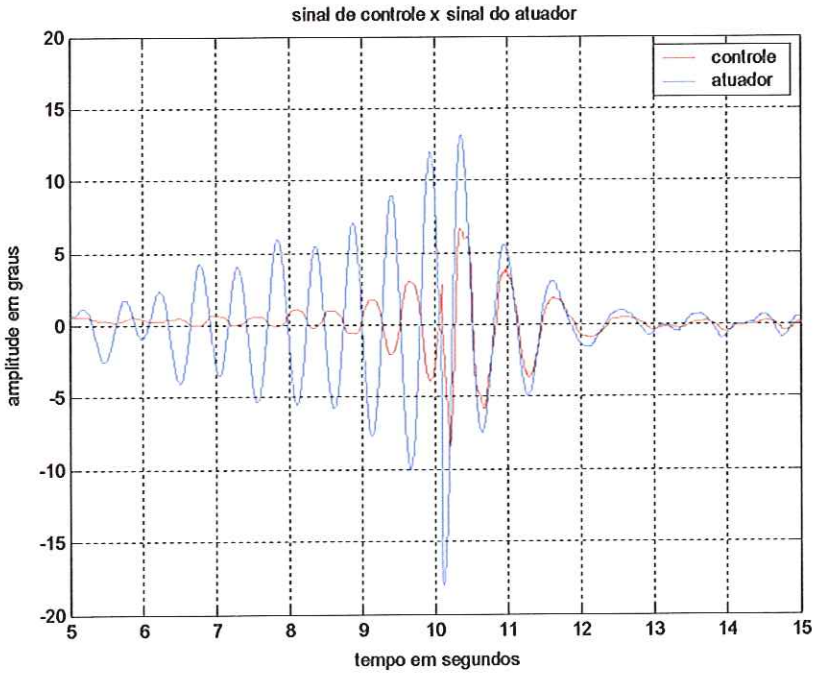


(b)

Figura 6.60 – Atuação do controlador TSK para a velocidade de *flutter* – 27,1 m/s

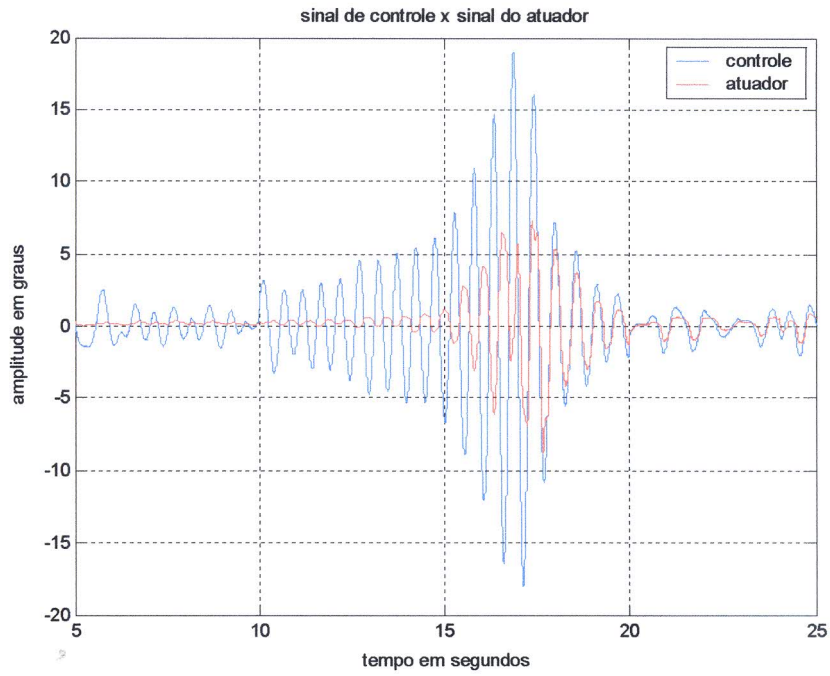


(a)

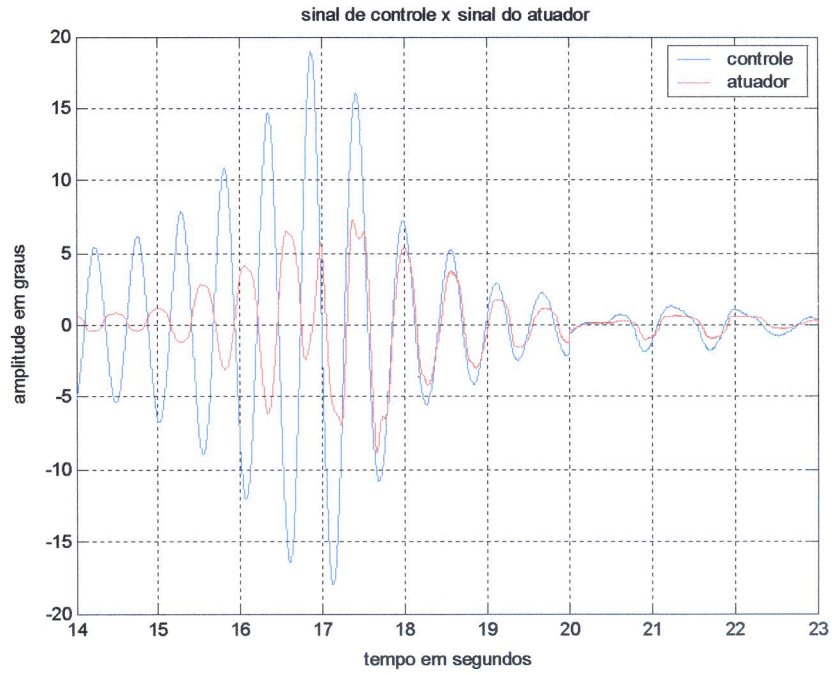


(b)

Figura 6.61 – Atuação do controlador TSK para a velocidade de *flutter* – 28,6 m/s



(a)



(b)

Figura 6.62 – Atuação do controlador TSK para a velocidade de *flutter* – 30,2 m/s

Como se pode observar pelos gráficos 6.55 a 6.62 em todos os casos, a atuação do controlador difuso foi rápida, isto é, controla-se o sistema em aproximadamente 2,5 segundos para a maioria dos casos e após este tempo, o sistema permanece controlado.

Ao controlar o *flutter* para velocidades acima daquela em que o fenômeno ocorreu pela primeira vez de forma eficiente, mostra-se que o controlador difuso proposto também apresenta um certo grau de robustez.

Desta forma pode-se dizer que a atuação do controlador difuso projetado neste trabalho, para o controle de *flutter*, é bastante eficiente, uma vez que, depois de controlado o sistema permanece controlado, mesmo para velocidades acima da de *flutter* e se o *flutter* ocorrer em velocidades mais elevadas do que aquela para a qual o controlador foi projetado, ele também estabiliza o sistema.

CAPÍTULO 7 – CONSIDERAÇÕES FINAIS

7.1 – Conclusão

Nesta tese desenvolveu-se uma metodologia difusa para o controle ativo de *flutter* utilizando-se como superfície de controle o *flap*, a partir de um modelo matemático representativo de uma asa rígida com perfil NACA0012, acoplada a um Dispositivo Elástico de Sustentação da Asa - DESA, que permite o movimento de arfagem e deslocamento vertical.

No desenvolvimento do modelo matemático utilizou-se as Equações de Lagrange e o Principio do Trabalho Virtual para o equacionamento das forças envolvidas no sistema. As equações do movimento são colocadas na forma de variáveis de estado para a utilização no projeto de controle.

No projeto de controle, a maior dificuldade foi determinar de antemão as derivadas aerodinâmicas, além de alguns parâmetros estruturais do conjunto asa/DESA, o que deixou o projeto de controle com várias incertezas.

Para as derivadas aerodinâmicas utilizou-se o método de malha de vórtices, determinando-se o carregamento aerodinâmico não estacionário (BENINI & BELO, 2001) conjuntamente com o apresentado por MELIN (2000) e assim obteve-se as derivadas aerodinâmicas, determinando-se o carregamento para diferentes valores de freqüência de oscilação e ângulo de ataque.

A determinação das características estruturais do conjunto asa/DESA foi realizada utilizando-se um modelamento em resistências dos materiais e um em elementos finitos, que modelou de forma mais adequada o conjunto, culminando com uma análise modal experimental onde se utilizou o ERA para a determinação dos modos de vibrar e com isto as características dinâmicas do conjunto.

A análise modal foi imprescindível, uma vez que se pretendia o estudo de *flutter* não somente via simulação computacional, mas também via ensaio experimental a ser realizado no túnel de vento do LAE, que possui características próprias.

Realizando-se o ensaio experimental em malha aberta, caracterizou-se a ocorrência do *flutter* a 24,7 m/s, quando do acoplamento dos modos de flexão e torção do sistema asa/DESA, que ocorreu na freqüência de 1,9 Hz.

Na simulação computacional, preveu-se a ocorrência do *flutter* em aproximadamente 2,2 Hz na velocidade próxima a 25 m/s, o que demonstrou que o modelo matemático proposto, mesmo com as incertezas de alguns parâmetros estruturais e das derivadas aerodinâmicas, representa de forma adequada o modelo físico.

O controle de *flutter* foi realizado utilizando-se um controlador difuso, tipo PD, tendo como superfície de controle o *flap*. Utilizou-se dois modelos difusos na construção do controlador, o modelo de Mamdani e o modelo TSK. Para os dois modelos, a ação do controlador foi satisfatória, controlando o *flutter* em aproximadamente 2,5 segundos, quando da realização do ensaio experimental e em torno de 10 segundos para o modelo Mamdani e 8 segundos para o modelo TSK na simulação computacional.

Este fato mostra que a construção do controlador com sete variáveis lingüísticas, funções de pertinência triangulares, base de regras com 49 regras, dedifusificação centróide para o modelo Mamdani e com a combinação linear $0{,}5e + 0{,}5\Delta e$ para a saída do modelo TSK foi bastante adequada para a aplicação proposta, ou seja, o controle de *flutter*, principalmente quando do ensaio experimental.

A diferença de tempo observado para o controle realizado em ensaio experimental e para o realizado via simulação computacional ocorre provavelmente por se ter utilizado, tanto para o motor como para o acelerômetro, função de transferência de 2ª ordem, sendo portanto uma aproximação destes atuadores e sensores, além do que a saída da planta, no modelo simulado é efetivamente a variável angular θ e no realizado experimentalmente, este sinal é fornecido pelo acelerômetro, que, pela sua posição, envia ao sistema não somente uma componente

do movimento de translação, flexão, mas também uma componente angular, de torção. Como o *flutter* ocorre quando do acoplamento destes modos, o sinal do acelerômetro proporciona uma entrada mais adequada para o controlador difuso.

Observa-se também, no ensaio experimental e na simulação computacional, que o controlador difuso é eficiente também para velocidades acima da velocidade de *flutter* para o qual foi projetado.

A contribuição inédita do estudo aqui realizado é o de mostrar com uma análise experimental os benefícios da lógica difusa aplicada em sistemas de controle, através da construção de um controlador difuso para a supressão do fenômeno de *flutter*, onde, no projeto de controle, vários parâmetros do modelamento matemático são incertos ou imprecisos.

No caso dos testes experimentais, como exemplo dessas incertezas, pode-se citar o fato de que, ao colocar a asa dentro do túnel de vento, necessita-se apenas do sinal do acelerômetro e da forma como age o motor elétrico em conjunto com a superfície de controle para que o controlador difuso possa atuar e estabilizar o sistema, mesmo sendo o sistema, neste caso, dentro do túnel, tridimensional e sujeito a várias perturbações não equacionadas.

Um outro fator de relevância é que testes experimentais como o realizado neste trabalho suprem, guardadas as devidas proporções, testes de *flutter* em vôo que consomem enorme tempo, vários equipamentos de última geração, mão de obra especializada, como equipes de engenheiros e técnicos, além de se correr o risco de perda total dos equipamentos e protótipo, tendo, portanto, um custo altíssimo, se comparado com o baixo custo dos testes realizados em túnel de vento e principalmente com a utilização de controladores difusos.

7.2 – Sugestões para Trabalhos Futuros

Como sugestões para trabalhos futuros, pode-se propor a utilização de uma metodologia não-convencional híbrida, do tipo redes neurais/lógica difusa ou algoritmos genéticos/lógica difusa, no sentido de melhorar a relação entre funções de pertinência e a base de regras e com isto tornar o controlador adaptativo.

Uma outra sugestão é adicionar não-linearidades ao sistema e estudar o comportamento do controlador difuso na supressão de *flutter*, uma vez que a lógica difusa é propícia para aplicação em sistemas não-lineares.

Pode-se também, em trabalhos futuros, aprimorar o modelo das forças aerodinâmicas devido à superfície de controle, passando-se, então, a ter mais uma variável de estado nas equações do movimento e verificar a sua real importância, uma vez que, em vários trabalhos científicos anteriores como, por exemplo, os de WASZAK (1998), KO et al (1997), tal força é considerada negligenciável em relação às forças de sustentação e momento aerodinâmico. Em um outro estudo, pode-se ainda incluir *spoilers* superior ou inferior, analisando a influência no controlador.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ABREU, G. L. C. M. De & RIBEIRO, J. F. (2001). Investigação Experimental da Atenuação de Vibrações em Estruturas Inteligentes Usando Controladores Nebulosos Adaptativos. *V Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente*, Canela- RS. Novembro.

ALMEIDA, O. M.; RODRIGUES, A. C. G.; SCHEFFER, C. B.; VARGAS, F. J. T.; COELHO, A. A. R. (1999). Avaliação Experimental da Hibridização de Estratégia de Controle Nebulosa e Preditiva em um Processo Não-Linear de Luminosidade, *Proceedings of the Brazilian Conference on Neural Network*, July, p. 136-141.

ALMEIDA, O., M. & COELHO, A. A. R. (2001). Controlador PID com Escalonamento Nebuloso dos Ganhos: Auto-Sintonia, Análise e Implementação. *V Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente*, Canela- RS. Novembro.

ANDRIGHETTONI, M. & MANTEGAZZA, P. (1998). Multi-Input/Multi-Output Adaptive Active Flutter Supression for a Wing Model, *Journal of Aircraft*, v. 35, n. 3, May-June, p. 462-469.

ARAÚJO, F. M. U.; YONEYAMA T.; NASCIMENTO Jr. C. L. (2001). Um controlador Nebuloso TSK Aplicado em um Sistema Para Isolamento de Vibrações. *V Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente*, Canela- RS. Novembro.

ASHLEY, H. (1970). Aeroelasticity. *Applied Mechanics Reviews*, p. 119-129.

BABUSKA, R. & VERBRUGGEN, H. B. (1996). An Overview of Fuzzy Modeling for Control, *Control Eng. Practice*, v. 4 n. 11, p. 1593-1606.

BALAKRISHNAN, A. V. (2001) Subsonic Flutter Suppression Using Self-Straining Actuadores. *Journal of the Franklin Institute*, 338, p. 149 - 170.

BENINI, G. R.; BELO, E. M. (2001). The vortex lattice method for unsteady aerodynamics (CD ROM). *In: Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica*, 16. Uberlândia, 2001. Anais. v. 6, p. 90-99.

BERAN, P. S. & MORTON, S. A. (1997). Continuation Method for Calculation of Transonic Airfoil Flutter Boundaries, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol 20, nº. 6, November-December.

BISPLINGHOFF, R.L. & ASHLEY, H. (1962). *Principles of Aeroelasticity*. Dover Publications Inc. Estados Unidos, 527p.

BISPLINGHOFF, R.L.; ASHLEY, H.; HALFMAN, R. L. (1955). *Aeroelasticity*. Addison-Wesley Publishing Company, Estados Unidos, 860p.

BLOCK, J.J. & STRGANAC, T.W. (1998). Applied Active Control For A Nonlinear Aeroelastic Structure. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, v.21, No.6, Nov-Dec.

BOWLES J. B. & PELÁEZ C. E. (1995). Application of Fuzzy Logic to Reliability Engineering, *Proceedings of the IEEE*, v. 83, n. 3, March, p. 435-449.

BORGGAARD, J.; HERDMAN, T.; TURI, J. (1995). On Active Control of Flow Induced Vibrations, *Proceedings of the 34th IEEE Conference on Decision and Control*, p. 3725 – 3729. New Oleans, LA. US.

BORGLUND D. & KUTTENKEULER, J. (2002). Active Wing Flutter Supression Using a Trailing Edge Flap, *Journal of Fluids and Structures*, v. 16, n. 3, p 271-294.

BOTURA, A. C.; BOTURA, G.; CARVALHO Jr., J. A. (1999). Lógica Difusa Aplicada ao Controle Ativo de um Combustor do Tipo Tubo de Rijke, *Proceedings of the IV Brazilian Conference on Neural Network* , July, p. 108 – 113.

CAO S. G.; REES, N. W.; FENG G. (1996). Stability Analysis And Design For A Class of Continuous-Time Fuzzy Control Systems, *Journal of Control*, v. 64 , n. 6, p. 1069-1087.

CHIU, S.; CHAND, S.; MOORE, D.; CHAUDHARY, A. (1992). Fuzzy Logic For Control Roll And Moment For A Flexible Wing Aircraft, v. 11, n. 4, p. 42-48, June.

CHO, J. & CHANG, Y. (2001). Supersonic Flutter analysis of Wing Using an Unsteady 3D Panel Method. *Computers & Fluids*, v. 30, p. 237-256.

CHRISTIAN, P. (1993). Fuzzy Logic Control of a Hypervelocity Interceptor, *Proc. 2nd IEEE conf. on Fuzzy Syst.*, p. 877-882.

COELHO, L. S. (2000). Identificação e controle de Processos Multivariáveis via Metodologias Avançadas e Inteligência Computacional. *Tese de Doutorado*, Departamento de Automação e Sistemas, Universidade Federal de Santa Catarina.

COELHO, L. S.; ALMEIDA, O. M.; COELHO, A. A. R. (2000). Fundamentos Relevantes de Controle Nebuloso: Aspectos de Implementação e Estudo de Caso Multivariável. *Anais do XIII Congresso Brasileiro de Automática – CBA*. setembro, p. 1185 – 1190.

COELHO, L. S.& COELHO, A. A. R. (1997). Controlador Nebuloso com Otimização Evolutiva Aplicado em Controle de Processos: Um Estudo de Caso. In: II Simpósio Nacional de Informática (Santa Maria, RS). Anais. p. 16 - 20.

COELHO, L. S. & COELHO, A.A. R. (1998). Computational Intelligence n Process Control: Fuzzy, Evolutionary, Neural, and Hybrid Approaches. *International Journal of Knowledge-Based Intelligent Engineering Systems*, v. 2, n. 2, p. 80-94.

COLLAR, A. R. (1946). The Expanding Domain of Aeroelasticity. *Journal of the Royal Aeronautical Society*, v. L, p. 613-636.

COLLAR, A. R. (1959). Aeroelasticity – Retrospect and Prospect. *The Journal of the Royal Aeronautical Society*, v. 63, n.577, p.1-15.

COSTA, A.; GLORIA, A.; FARABOSCHI, P.; PAGNI, A.; RIZZOTO, G. (1995). Hardware Solutions for Fuzzy Control. *Proceedings of the IEEE*, v. 83, n. 3, March, p. 422-434.

COSTA Jr., C. T. Da; BARREIROS J. A., L.; BARRA Jr., W. (2001). Estabilizador de Sistemas de Potência Adaptativo com Supervisão *Fuzzy* Numa Rede de Modelos Locais, *V Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente*, Canela- RS. Novembro.

DALEY, S. & GILL, K. F. (1989). Comparison of a Fuzzy Logic Controller with a P+D Control Law, *Trans. ASME*, v. 111, p. 128-137, June.

D'AMORE, R.; SAOTOME, O.; KIENITZ, K. H. (1997). Controlador Nebuloso com detecção de Regras Ativa. *Anais do 3º Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente*, p. 313 – 318, setembro.

DANSBERRY, B.E.; DURHAM, M. H.; BENNETT, R. M.; TURNOCK, D. L.; SILVA, W. A.; RIVIERA JR. J. A. (1993). Physical Properties of the Benchmark Models Program Supercritical Wing, NASA Technical Memorandum 4457, September.

D'AZZO, J. J. & HOUPIS, C. H. (1988). *Linear Control System Analysis and Design: Conventional and Modern*. 3 ed. McGraw-Hill Books Company.

DE MARQUI, C. Jr.; BENINI, G. R.; BELO, E. M. (2001). Uma Revisão Histórica do Fenômeno de *Flutter*, Proceedings of COBEM 2001, Aeroespace Engineering, v. 6, p. 136-144.

DRIANKOV, D.; HELLENDOORN, H.; REINFRANL, M. (1993). *An Introduction to Fuzzy Control*, Springer, Berlin.

DUPRIEZ, F. (1992). Introduction to Flutter of Wing, *von Karman Institute for Fluid Dynamic*. Lectures Serie 1992-1.

FÖRSCHING, H. (1979). Aeroelastic Problems in Aircraft Design. *von Karman Institute for Fluid Dynamics*, Lecture Series 1979-8.

FRIEDMANN, P. P. (1999). Renaissance of Aeroelasticity and its Future. *Journal of Aircraft*, v.36, n.1, p.105-121.

FUNG, Y. C. (1955). *The Theory of Aeroelasticity*. John Wiley & Sons Inc, Estados Unidos.

FUNG, Y. C. (1993). *An Introduction to the Theory of Aeroelasticity*. Dover Publications, Inc, Estados Unidos.

GARRICK, I. E. (1976). Aeroelasticity – Frontiers And Beyond. *13th von Karman Lecture, J. of Aircraft*, v.13, n.9, p. 641-657.

GARRICK, I. E. & Reed, W. H. (1981). Historical Development of Aircraft Flutter. *Journal of Aircraft*, v.18, n.11, p.897-912.

GOMIDE, F. (1995). Research and Development on Fuzzy Systems in Brazil. *Journal of Japan Society for Fuzzy Theory and Systems*, v. 7, n. 3, p. 86-88.

HAYASHI, K. & OTSUBO, A. (1998). Simulator for Studies of Fuzzy Control Methods, *Fuzzy Sets and Systems*, v. 93, p 137-144.

HEEG, J. (1993). Analytical and Experimental Investigation of Flutter Supression by Piezoeletric Actuation. *NASA Technical Paper 3241*, February.

HOLMBLAD, L. P.& OSTERGAARD, J. J. (1982). Control of a Cement Kiln by Fuzzy Logic, in: *Fuzzy Information and Decision Processes*. in: GUPTA, M. M.; SANCHEZ, E. (eds.), North-Holland : Amsterdam. p. 389-399.

HOPFIELD, J. J. (1982). Neural Networks and Physical Systems with Emergent Colletive Computational Abilities. *Proceedings of the National Academy of Sciences*, v. 79, p. 2554-2558.

HORIKAWA, H. & DOWEL, E. H. (1979). An Elementary Explanation of the Flutter Mechanism With Active Feedback Controls, *Journal of Aircraft*, v. 16, n. 4, Apr. p. 225 – 232.

INMAN, D. J. (1994). *Engineering Vibration*. Prentice – Hall Inc, Estados Unidos.

JAGER, R. (1995). *Fuzzy Logic in Control*, Netherlands. *Thesis*, Department of Electrical Engineering, University of Technology, The Netherlands.

KANDEL, A.; LUO, Y.; ZHANG Y. Q. (1999). Stability Analysis of Fuzzy Control Systems, *Fuzzy Sets and Systems*, v. 105, p 33-48.

KATAYAMA, R.; KAJITANI, Y.; KUWATA, K.; NISHIDA, Y. (1993). Developing Tools and Methods for Applications Incorporating Neuro, Fuzzy and Chaos Technology. *Computers on Industrial Engineering*, v. 24, n. 4, p. 579-592

KEHOE, M. W. (1995). A Historical Overview of Flight Flutter Testing, *NASA Technical Memorandum 4720*, October.

KICKERT, W.& VAN NAUTA, L. H. R. (1976). Application of a Fuzzy Controller in a Warm Water Plant. *Automatic*, v. 12, p. 301-318.

KICKERT, W. M. & MAMDANI, E. H. (1978). Analysis of a Fuzzy Logic Controller. *Fuzzy Sets and Systems*, v. 1, p 29-44.

KIM D. & LEE I. (2000). Transonic And Low-Supersonic Aeroelastic Analysis of a Two-Degree-of-Freedom Airfoil With a Freeplay Non-Linearity, *Journal of Sound and Vibration*, v. 234, n. 5, p. 859-80.

KLIR, G. L. & FOLGER, T. A. (1988). *Fuzzy Sets, Uncertainty, and Informations*, Prentice Hall, Englewood Cliffs, NJ, USA.

KO J.; STRGANAC T. W.; KURDILA, A. J. (1997). Nonlinear Control of a Prototypical Wing Section with Torsional Nonlinearity, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, v. 20, n. 6, p. 1181-1189.

LANCZOS, C. (1970). *The Variational Principles of Mechanics*. Estados Unidos, Dover Publications Inc.

LEE, B. H. K. & WONG, Y. S. (1997). Neural Network Parameter Extraction with Application to Flutter Signal, *Journal of Aircraft*, v. 35, n. 1, Engineering Notes, p. 165 - 168.

LEISHMAN, J. C. & NGUYEN, K. Q. (1990). State Space Representation of Unsteady Airfoil Behavior, *AIAA Journal*, v. 28, n. 5, May, p. 838 - 844.

LI, X.; VAN DER WAL, A. J.; RUAN, D. (1998). Discussion on Soft Computing at FLINS'96. *International Journal of Intelligent Systems*, v. 13, n. 2-3, p. 287-300

LI-XIN W. (1994). A Supervisory Controller for Fuzzy Control Systems that Guarantees Stability , *IEEE Transactions on Automatic Control*, v. 39, n. 9, p. 1845-1847. September.

MAMDANI, E. & ASSILIAN, S. (1975). An Experiment in Linguistic Synthesis with Fuzzy Logic Controller. *International Journal of Man-Machine Studies*, v. 7, n. 1, p.1-13.

McCULLOCH, W. S. & PITTS, W. (1943). A Logical Calculus of the Ideas Immanent in Nervous Activity. *Bulletin of Mathematical Biophysics*, v. 5, p. 115 - 133.

MELIN, T. (2000). *A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamics Wing Applications*, Master Thesis, Royal Institute of Technology (KHT).

MENDEL, J. M. (1995). Fuzzy Logic Systems for Enginnering: A Tutorial, *Proceedings of the IEEE*, v. 83, n. 3, p. 345-377, March.

MUKHOPADHYAY, V. (1999). Transonic Flutter Suppression Control Law Design, Analysis and Win-Tunnel Results, *40th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, April.

OGATA, K. (1990). *Engenharia de Controle Moderno*. Prentice Hall do Brasil, Rio de Janeiro.

OLIVEIRA Jr., H. A. (1999). *Lógica Difusa: aspectos práticos e aplicações*, Interciência, Rio de Janeiro.

O'NEIL, T. & STRGANAC, T. W. (1998). Aeroelastic Response of a Rigid Wing Supported by Nonlinear Spring, *Journal of Aircraft*, v. 35 , n. 4, p. 616-622.

PATEL, A. V.& MOHAN, B. M. (2002). Analytical Structures and Analysis of the Simplest Fuzzy PI Controllers. *Automatic*, v. 38, p. 981-993.

PISARENKO, C. S.; YÁKOVLEV, A. P.; MATVÉEV, V. V. (1979). *Manual de Resistência*, Editorial Mir Moscú.

RAY, K. S. & MAJUNDER, D. D. (1984). Application of Circle Criteria for Stability Analysis of Linear SISO and MIMO Systems Associated with Fuzzy Logic Controllers, *IEEE Trans. Systems Man Cybernetics*. p. 345-349.

REZNIK, L.; GHANAYEM, O.; BOURMISTROV, A. (2000). PID Plus Fuzzy Controller structures as a Desing Base for Industrial Applications. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, v. 13, p. 419-430.

RUTHERFORD, D. A.& BLOORE, G. C. (1976). The Implementation of Fuzzy Algorithms for Control. *Proceedings of the IEE*E, April, p. 572-573.

SANDRI, S. & CORREA, C. (1999). *Lógica Nebulosa.* In: V Escola de Redes Neurais (ITA, São José dos Campos, SP). p. 73-90.

SCOTT, R. C. (2000). Active Control of Wind-Tunnel Model Aeroelastic Response Using Neural Networks. *SPIE Paper 3991-30*, March

SHAW, I. S. & SIMÕES, M. G. (1999). *Controle e Modelagem Fuzzy* Ed. Edgard Blücher Ltda, São Paulo.

SPARKS JR., D. W. & MAGHAMI, P. G. (1998). Neural Networks For Rapid Design and Analysis, AIAA 98, p. 1- 9.

STECK, J. E.; ROKHSAZ, K.; SHUE, S. P. (1996). *Linear and Neural Network Feedback for Flight Control Decoupling. IEEE Control Systems*, v. 16, n. 4, p. 22-30.

SUGENO, M. & KANG, G. T. (1986). Fuzzy Modeling and Control of Multilayer Incinerator. *Fuzzy Sets and Systems*, v. 18, p. 329-346.

SUGENO, M. & TANAKA, K. (1992). Stability Analysis and Design of Fuzzy Sistems. *Fuzzy Sets and Systems*, v. 45, p 136-156.

TAKAGI, T. & SUGENO, M. (1985). Fuzzy Identification of Systems and its Applications to Modeling and Control. *IEEE Transactions on Systems. Man and Cybernetics*, v. 15, n. 1, p. 116-132.

THEODORSEN, T. (1934). General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter. *NACA Report No. 496*, p.413-433.

THEODORSEN, T. & GARRICK, I.E. (1942). Flutter Calculations in Three Degrees of Freedom. *NACA Report No. 741*, p.223-240.

THOMAS, D. E. & ARMSTRONG-HÉLOUVRY, B. (1995), Fuzzy Logic Control – A Taxonomy of Demonstrated Benefits, *Proceedings of the IEEE*, v. 83, nº 3, p. 407-421, March.

TONG, S.; WANG, T.; TANG, J. T. (2000). Fuzzy Adaptive Output Tracking Control of Nonlinear Systems. *Fuzzy Sets and Systems*, v. 111, p. 169-182.

TSUNAKI, R. H. (1999). Identificação Automatizada de Modelos Dinâmicos no Espaço de Estado. *Teses de Doutorado.* Escola de Engenharia de São Carlos – Universidade de São Paulo.

TU, K.Y.; LEE, T.T.; WANG, W.J. (2000). Design of a Multi-Layer Fuzzy Logic Controller for Multi-Input Multi-Output Systems. *Fuzzy Sets and Systems*, v. 111, p. 199-214.

TÚPAC, J. Y.; PACHECO, M. A.; VELLASCO, M.; TANSCHEIT, R. (1999). Geração do Conjunto de Regras de Inferência para um Controlador Nebuloso Usando Algoritmos Genéticos. *4º SBAI – Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente*, setembro.

VERBRUGGEN, H. B. & BRUIJN, P. M. (1997). Fuzzy Control and Conventional Control: What is (and can be) the Real Contribution of Fuzzy Systems?. *Fuzzy Sets and Systems*, v. 90, p. 151-160.

VIPPERMAN, J.S.; CLARK, R.L.; CONNER, C.; DOWELL, E.H. (1998). Experimental Active Control of a Typical Section Using a Trailing-edge Flap. *Journal of Aircraft*, v.35, n.2, Mar-Apr, p.224-229.

WANG, L. X.; 1994. *Adaptive Fuzzy Systems and Control, Design and Stability Analysis*. Prentice-Hall : Englewood Cliffs, NJ, USA.

WASZAK, M. R. (1998). Modeling the Benchmark Active Control Technology Wind-tunnel Model for Active Control Design Applications. *NASA TP-1998-206270*, Jun.

WASZAK, M. R. (2001). Robust Multivariable Flutter Suppression for Benchmark Active Control Technology Wind-Tunnel Model. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, v.24, n.1, p.147-153.

WASZAK, M. R. & FUNG, J. (1998). Parameter Estimation of Actuators for BACT Wind Tunnel Model With Analysis of Wear and Aerodynamic Loading Effects. *NASA TM-1998-208452*, Jul.

WRIGHT, J. R. (1992). Introduction to Flutter of Winged Aircraft – Elementary Flutter Analysis. *von Karman Institute for Fluid Dynamics*, Lecture Series 1992-01.

YAGER, R. R. & FILEV, D. P. (1994). *Essentials of Fuzzy Modeling and Control.* John Wiley & Sons, New York, USA.

ZADEH, L. A. (1965). Fuzzy sets, *Information and Control*, v. 8, p. 338- 353.

_____, (1973). Outline of a New Approach to the Analysis of Complex Systems and Decision Processes. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*, v. 3, p. 28-44.

_____, (1994). Soft Computing and Fuzzy Logic. *IEEE Software*, v. 11 , n. 6, p. 48-56.

ZAZZERA, F. B.; MANTEGAZZA, P.; MAZZONI, G.; RENDINA, M. (2000). Active Flutter Supression Using Recurrent Neural Networks. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, v. 23, n. 6, p. 1030-1036, November-December.