



UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
Campus de Ilha Solteira

PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

**Controle Nebuloso Aplicado em Asas Adaptativas Utilizando
Ligas de Memória de Forma**

Marcelo Francisco Maesta

Orientador: Prof. Dr. Vicente Lopes Junior

Co-orientador: Prof. Dr. Gustavo Luiz Chagas Manhães de Abreu

Dissertação apresentada à Faculdade de Engenharia - UNESP – Campus de Ilha Solteira, para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.
Área de Conhecimento: Mecânica dos Sólidos

Ilha Solteira – SP
Agosto/2012

FICHA CATALOGRÁFICA

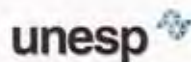
Desenvolvido pelo Serviço Técnico de Biblioteca e Documentação

M186c Maesta, Marcelo Francisco .
Controle nebuloso aplicado em asas adaptativas utilizando ligas de memória de forma / Marcelo Francisco Maesta. -- Ilha Solteira: [s.n.], 2012
91 f. : il.

Dissertação (mestrado) - Universidade Estadual Paulista. Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira. Área de conhecimento: Mecânica dos Sólidos, 2012

Orientador: . Vicente Lopes Junior
Co-orientador: Gustavo Luiz Chagas Manhães de Abreu
Inclui bibliografia

1. Controle angular ativo. 2. Asas adaptativas. 3. Lógica nebulosa.
4. Ligas de memória de forma.



UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
CAMPUS DE ILHA SOLTEIRA
FACULDADE DE ENGENHARIA DE ILHA SOLTEIRA

CERTIFICADO DE APROVAÇÃO

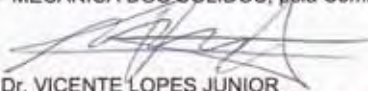
TÍTULO: Controle Nebuloso Aplicado em Asas Adaptativas Utilizando Ligas de Memória de Forma

AUTOR: MARCELO FRANCISCO MAESTÁ

ORIENTADOR: Prof. Dr. VICENTE LOPES JUNIOR

CO-ORIENTADOR: Prof. Dr. GUSTAVO LUIZ CHAGAS MANHÃES DE ABREU

Aprovado como parte das exigências para obtenção do Título de Mestre em Engenharia Mecânica,
Área: MECANICA DOS SÓLIDOS, pela Comissão Examinadora:



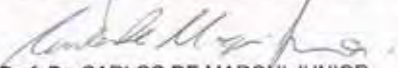
Prof. Dr. VICENTE LOPES JUNIOR

Departamento de Engenharia Mecânica / Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira



Prof. Dr. SAMUEL DA SILVA

Departamento de Engenharia Mecânica / Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira



Prof. Dr. CARLOS DE MARQUI JUNIOR

Departamento de Engenharia de Materiais, Aeronáutica e Automobilística / Universidade de São Paulo

Data da realização: 31 de agosto de 2012.

Dedico este trabalho a minha família que sempre me deu apoio.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Deus pela força e sabedoria para sempre seguir em frente, mantendo sempre o respeito para com o bem estar do próximo.

Aos meus professores Vicente Lopes Junior e Gustavo Luiz Chagas Manhães de Abreu. Pela competência e disposição sem medir esforços em me ajudar para que este trabalho se concretize. Além de se tornarem meus grandes amigos.

A todos os professores e funcionários do Departamento de Engenharia Mecânica.

Aos grandes amigos Cássio Thomé de Faria, Thiago Galbiati Lagoin, Sanderson M. da Conceição, João Artur Fiuza Mazarini, Vitor Suman Guirao, Carlos Henrique Vasques, Camila Gonzalez, Edson Valverde, Fernando Camara, Eduardo Fontes Paschoal, Luiz Arthur Gagg Filho entre tantos outros amigos que fica impossível citar todos, mas não menos importante, que conviveram em momentos de trabalho e descontração tão importantes durante este período.

Aos membros da Banca Examinadora pelas sugestões e comentários.

Ao Instituto Nacional de Ciência e Tecnologia (INCT) pelo suporte financeiro que possibilitou a execução deste trabalho com dedicação exclusiva.

Ao CNPq e à FAPEMIG pelo financiamento parcial deste trabalho, através do INCT-EIE.

“Se eu vi mais longe, foi por estar de pé sobre ombros de gigantes”.
Isaac Newton

RESUMO

Asas adaptativas são estruturas capazes de alterar sua forma para permitir uma maior controlabilidade da aeronave em manobras. Aeronaves com capacidade de se adaptar prometem uma distinta vantagem em relação às aeronaves convencionais, por serem capazes de voar em diferentes tipos de missões e realizar manobras extremas. O objetivo principal deste trabalho é ilustrar uma aplicação de controle angular ativo em asas adaptativas utilizando ligas de memória de forma. No modelo de asa proposto, deseja-se estabelecer uma forma para o perfil aerodinâmico a partir da determinação de um ângulo entre duas seções da asa. Este ângulo é atingido pelo efeito de memória de forma da liga através da passagem de uma corrente elétrica. A função da corrente elétrica é alterar a temperatura dos atuadores através do efeito Joule, modificando a forma da liga. Este material é capaz de converter energia térmica em energia mecânica, e uma vez deformado permanentemente, o material pode retornar a sua condição original de forma através de seu aquecimento. Devido à presença de efeitos não lineares principalmente no modelo matemático da liga, este trabalho propõe a aplicação de um sistema de controle angular baseado na lógica nebulosa do tipo Mandani. Dentre as principais vantagens do controlador nebuloso utilizado, destaca-se: a não necessidade do conhecimento detalhado do modelo a ser controlado. A metodologia de controle nebuloso apresentada revelou-se bastante eficiente no caso estudado, permitindo ao sistema atingir características satisfatórias de amortecimento e estabilidade. Através de ensaios experimentais, o desempenho do controlador nebuloso é comparado com um controlador liga-desliga aplicado em um protótipo de aerofólio construído.

Palavras chaves: Controle angular ativo. Asas adaptativas. Lógica nebulosa. Ligas de memória de forma.

ABSTRACT

Morphing wings are structures that can alter its shape to allow greater controllability of aircraft maneuvers. Aircraft with a capacity for adapting can have great advantage over conventional aircraft, in order to fly in different types of missions and perform extreme maneuvers. The main objective of this work is to illustrate an application of angular active control in morphing wings using shape memory alloys. In the proposed wing model, one wants to establish the shape of the airfoil based on the determination of an angle between two sections of the wing. This angle is obtained by the effect of the shape memory of the alloy by passing an electric current. The function of the electric current is to change the temperature of the wire through the Joule effect, changing the shape of the alloy. This material can change thermal energy into mechanical energy and once permanently deformed, the material can return to its original shape by heating. Due to the presence of nonlinear effects, especially in the mathematical model of the alloy, this work proposes the application of a control system based on fuzzy logic. Among the main advantages of fuzzy controller used, it stands out: the not need detailed knowledge of the model to be controlled. The fuzzy control methodology presented proved to be very efficient in the case studied, allowing the system to achieve satisfactory characteristics of cushioning and stability. Through experimental tests, the performance of the fuzzy controller is compared with an on-off controller applied in a built aerofoil prototype.

Keywords: Active angular control. Morphing wings. Fuzzy logic. Shape memory alloys.

LISTA DE FIGURAS

| | |
|---|----|
| Figura 1.1- Conceito de aeronaves adaptativas das empresas NexGen e Lockheed. | 16 |
| Figura 1.2- Variação da asa de um pássaro. | 17 |
| Figura 1.3- Enflexamento das asas do F-14. | 18 |
| Figura 1.4- Aerofólio proposto por Faria (2010). | 21 |
| Figura 1.5- Princípio de funcionamento do aerofólio proposto por Faria (2010). | 21 |
| Figura 2.1- a) Estrutura CCC para uma liga NiTi. b) Martensita não-maclada. | 27 |
| Figura 2.2- Transformação de fase devido à variação da temperatura. | 28 |
| Figura 2.3- Pseudoelasticidade em função do carregamento. | 29 |
| Figura 2.4- Efeito Memória de forma. | 30 |
| Figura 3.1- (a) Protótipo do aerofólio construído; (b) parte superior mostra o efeito do atuador $LMF1$ e a parte inferior mostra o efeito do atuador $LMF2$ | 40 |
| Figura 3.2- Forças que atuam no sistema. | 41 |
| Figura 3.3- Configuração inicial da asa. | 43 |
| Figura 3.4- Análise trigonométrica mostrando o comprimento L da LMF | 43 |
| Figura 3.5- Deslocamento do aerofólio. | 44 |
| Figura 4.1- Funções de pertinência do tipo (a) Função triangular (b) trapezoidal e (c) gaussiana. | 50 |
| Figura 4.2- Sistema de inferência nebulosa. | 52 |
| Figura 4.3- Nebulização. | 52 |
| Figura 4.4- Mecanismo de inferência utilizando o operador <i>mínimo</i> como conectivo E. | 54 |
| Figura 5.1- Aerofólio construído. | 56 |
| Figura 5.2- (a) Desenho esquemático do protótipo construído; (b) $LMF 1$ ativado e (c) $LMF 2$ ativado. | 57 |
| Figura 5.3- Circuito de chaveamento. | 58 |
| Figura 5.4- (a) Aerofólio construído; (b) detalhe do potenciômetro utilizado como sensor angular (detalhe da área selecionada em a); e (c) esquema elétrico do sensor, onde V_e é a tensão de alimentação do sensor e V_s a tensão de saída. | 59 |
| Figura 5.5- Bancada experimental montada. | 60 |
| Figura 5.6- Fluxograma da bancada experimental. | 60 |
| Figura 5.7- Sistema de aquisição de dados. | 61 |

| | |
|---|----|
| Figura 5.8- (a) o ângulo de referência se encontra na posição superior ao ângulo atual do aerofólio; (b) o ângulo de referência se encontra na posição inferior ao ângulo atual do aerofólio..... | 63 |
| Figura 5.9- Universo de discurso do erro angular (E) positivo..... | 64 |
| Figura 5.10- Universo de discurso da variação do erro angular (dE/dt)..... | 64 |
| Figura 5.11- Universo de discurso da tensão elétrica de saída (V)..... | 65 |
| Figura 5.12- Diagrama de blocos do sistema de controle nebuloso para o aerofólio com uma LMF | 68 |
| Figura 5.13- Comportamento transitório do ângulo do aerofólio (θ)..... | 69 |
| Figura 5.14- Comportamento transitório do erro angular (E)..... | 69 |
| Figura 5.15- Comportamento transitório da variação do erro angular (dE/dt)..... | 70 |
| Figura 5.16- Comportamento transitório da tensão elétrica aplicada (V) no amplificador de corrente..... | 70 |
| Figura 5.17- Universo de discurso do erro angular (E) positivo para o aerofólio com duas $LMFs$ | 72 |
| Figura 5.18- Universo de discurso do erro angular (E) negativo para o aerofólio com duas $LMFs$ | 72 |
| Figura 5.19- Diagrama de blocos do sistema de controle nebuloso para o aerofólio com duas LMF | 74 |
| Figura 5.20- Comportamento transitório do ângulo do aerofólio (θ)..... | 76 |
| Figura 5.21- Comportamento transitório do erro angular (E)..... | 76 |
| Figura 5.22- Comparação entre o comportamento transitório do erro angular (E) e a tensão de saída para o circuito de chaveamento..... | 77 |
| Figura 5.23- Comportamento transitório da variação do erro angular (dE/dt)..... | 78 |
| Figura 5.24- Comportamento transitório da tensão elétrica aplicada (V) no amplificador de corrente..... | 78 |
| Figura 5.25-Diagrama de blocos do sistema de controle <i>liga/desliga</i> | 79 |
| Figura 5.26- Resultados do controlador <i>liga/desliga</i> para valores de tensão 2, 2.25 e 2.5 Volts. | 80 |
| Figura 5.27- Resultados do controlador <i>liga/desliga</i> para valores de tensão 2.75, 3 e 3.25 Volts..... | 81 |
| Figura 5.28- Resultados do controlador <i>liga/desliga</i> para valores de tensão 3.5, 3.75 e 4 Volts..... | 81 |

| | |
|--|----|
| Figura 5.29- Resultado para 3.25 V..... | 82 |
| Figura 5.30- Controlador nebuloso versus controlador <i>liga/desliga</i> | 83 |
| Figura 5.31- Valores da tensão de saída RMS para os controladores que utilizaram lógica nebulosa e <i>liga/desliga</i> | 84 |

LISTA DE TABELAS

| | |
|---|----|
| Tabela 5.1- Base de regras da <i>LMF</i> superior..... | 67 |
| Tabela 5.2- Base de regras da <i>LMF</i> superior..... | 73 |
| Tabela 5. 3- Base de regras da <i>LMF</i> inferior..... | 73 |

LISTA DE SIMBOLOS E SIGLAS

SIGLAS

LMF – Liga de memória de forma.
LMF1 – Liga de memória de forma superior.
LMF2 – Liga de memória de forma inferior.
SMA – Shape memory alloys.

SIMBOLOS

M_f – temperatura final de transformação em martensita.
 A_s – temperatura de início da transformação em austenita.
 A_f – temperatura final de transformação em austenita
 M_s – temperatura de início de transformação em martensita.
 σ - tensão mecânica.
 $\dot{\sigma}$ - variação da tensão mecânica.
 σ^{CRIT} - tensão crítica.
 M^+ - variante da martensita associada a tração.
 T – temperatura.
 \dot{T} – variação da temperatura.
 ε – deformação.
 ε_L - deformação residual máxima.
 Y – tensor elástico ou modulo de elasticidade.
 Ω – tensor transformação.
 ψ – tensor termoelástico.
 ξ – fração martensita.
 $\bar{\sigma}$ - tensão efetiva.
 C_m – coeficiente de influência da tensão nas temperaturas de transformação associada a martensita.
 C_A – coeficiente de influência da tensão nas temperaturas de transformação associada a austenita.
 ξ_s - fração martensita induzida por tensão.
 ξ_T - fração martensita induzida por temperatura.
 I – momento de inércia.
 f_1 – força associada a *LMF1*.
 f_2 – força associada a *LMF2*.
 C_T – constante associada ao momento total gerado pelo amortecimento.
 r – raio.
 v – velocidade angular.
 A – área da seção transversal da *LMF*.
 L_f – comprimento final da *LMF*.
 L_o – comprimento da *LMF* em sua geometria original.

L – comprimento da LMF .

L_x – comprimento da LMF na direção x .

L_y – comprimento da LMF na direção y .

L_{in} – comprimento anterior da LMF .

L_{xin} – comprimento anterior da LMF na direção x .

L_{yin} – comprimento anterior da LMF na direção y .

ρ - densidade do material da LMF .

C_p – calor específico.

R – resistência elétrica.

h_c – coeficiente de transferência de calor.

A_c – perímetro da seção transversal do fio de LMF .

T_∞ - temperatura ambiente.

i - corrente elétrica.

V – tensão elétrica.

V_s – tensão elétrica de saída.

V_e – tensão elétrica de entrada.

E – Erro angular.

$\frac{dE}{dt}$ - variação do erro angular.

θ - posição angular do aerofólio.

$\dot{\theta}$ - velocidade angular do aerofólio.

$\ddot{\theta}$ - aceleração angular do aerofólio.

α_o - o ângulo constante formando quando o aerofólio está com um ângulo $\theta = 0$ entre o vetor r e a linha de referência do aerofólio.

β - ângulo entre a LMF e o vetor r .

d - distância horizontal entre os pontos O e C .

SUMÁRIO

| | | |
|----------|---|-----------|
| 1 | INTRODUÇÃO..... | 16 |
| 1.1 | Objetivos..... | 22 |
| 1.2 | Contribuição do trabalho..... | 23 |
| 1.3 | Organização do trabalho..... | 23 |
| 2 | LIGAS DE MEMORIA DE FORMA..... | 24 |
| 2.1 | Introdução..... | 24 |
| 2.2 | Principais Ligas que Apresentam o Efeito Memória de Forma..... | 25 |
| 2.3 | Propriedades Básicas das Ligas de Memória de Forma..... | 26 |
| 2.4 | Princípios do Comportamento Termomecânico das Ligas <i>NiTi</i> | 27 |
| 2.4.1 | Mudança de fase devido à temperatura..... | 27 |
| 2.4.2 | Pseudoelasticidade..... | 28 |
| 2.4.3 | Efeito Memória de Forma..... | 29 |
| 2.5 | Modelos Constitutivos..... | 30 |
| 2.5.1 | Modelo Polinomial..... | 30 |
| 2.5.2 | Modelo com Cinética de Transformação Assumida..... | 31 |
| 2.6 | Conclusão..... | 38 |
| 3 | MODELO DINÂMICO DO AEROFÓLIO..... | 40 |
| 4 | CONTROLADOR NEBULOSO (OU DO INGLÊS <i>FUZZY</i>)..... | 49 |
| 4.1 | Introdução..... | 49 |
| 4.2 | Etapas para a construção de um controlador nebuloso..... | 50 |
| 4.3 | Conclusão..... | 55 |

| | | |
|----------|--|-----------|
| 5 | TESTES EXPERIMENTAIS..... | 56 |
| 5.1 | Aplicação do Controlador Nebuloso..... | 62 |
| 5.1.1 | Projeto do Controlador Nebuloso para o Aerofólio com 1 <i>LMF</i> | 62 |
| 5.3 | Projeto do Controlador Nebuloso para o Aerofólio com duas <i>LMFs</i> | 71 |
| 5.4 | Aplicação do Controlador <i>liga/desliga</i> | 79 |
| 5.5 | Comparação entre o Controlador <i>liga/desliga</i> e Controlador Nebuloso (<i>Fuzzy</i>).... | 83 |
| | | |
| 6 | CONSIDERAÇÕES FINAIS..... | 85 |
| 6.1 | CONCLUSÃO..... | 85 |
| 6.2 | Trabalhos futuros..... | 86 |
| | | |
| | REFERÊNCIAS..... | 87 |
| | | |
| | ANEXO I..... | 91 |

1 INTRODUÇÃO

O projeto de aeronaves tem se desenvolvido de maneira extraordinária a partir do primeiro vôo tripulado em 1903. Em apenas um século, os engenheiros construíram aeronaves que podem viajar além da velocidade do som, cruzar a circunferência terrestre sem realizar reabastecimento e até mesmo cruzar a atmosfera em direção ao espaço (SEIGLER et al.,2007).

As aeronaves mais modernas são capazes de transportar grandes cargas, pousar e decolar verticalmente, atingir elevadas velocidades e ter alta capacidade de efetuar manobras. Para cada condição de vôo em particular, são exigidas características específicas na geometria da aeronave que permitem uma maior eficiência de vôo. No entanto, não há um projeto que atenda a todas as condições de vôo e pode ocorrer uma grande diferença de um projeto para o outro. Estas aeronaves são projetadas para possuírem uma melhor eficiência em uma determinada condição de vôo (fase da missão), porém em outras condições seu desempenho não é ótimo. Deste modo, uma possível solução é a aeronave ser capaz de modificar sua geometria para atender com maior eficiência todas estas condições de vôos (SEIGLER et al.,2007). Dentro deste cenário surgiu o conceito de asas adaptativas ou *morphing wings* que são estruturas capazes de alterar sua forma para permitir uma maior eficiência em uma determinada fase da missão e/ou controlabilidade da aeronave em manobras (FARIA,2010; SEIGLER et al., 2007; BILGEN et al.,2011). Como exemplo, quando a aeronave estiver planando, a mesma deve ter asas retas. Por outro lado, no caso de um vôo rápido ou em uma ação de ataque, é necessário que a aeronave altere o formato de suas asas de modo a maximizar o desempenho para uma determinada velocidade (Fig. 1.1).

Figura 1.1- Conceito de aeronaves adaptativas das empresas NexGen e Lockheed.



Fonte: Faria (2010).

A inspiração na busca de aeronaves com asas adaptativas vem da natureza, em especial dos pássaros, que são capazes de realizar uma mudança significativa em suas asas. Deste modo, as aves são capazes de ajustar as características aerodinâmicas e estruturais para cada condição de voo, obtendo um excelente desempenho para cada objetivo. Quando essas aves estão planando eles esticam suas asas deixando bem abertas e retas aproveitando a corrente de ar quente e economizando energia, porém ao avistar uma presa ou para manobras evasivas elas mudam a forma de suas asas para garantir uma maior eficiência a altas velocidades (veja a Fig. 1.2).

Figura 1.2- Variação da asa de um pássaro.



Fonte: Faria(2010).

Nos dias atuais já existem aeronaves que alteram a sua geometria significativamente como, por exemplo, o *F-14* (veja Fig. 1.3) que utiliza enflexamento (*sweep*) variável através de mecanismos rígidos. Para vôos a baixas velocidades, as asas do *F-14* possuem uma geometria reta e para altas velocidades as suas asas são enflexadas de modo a garantir uma melhor eficiência. Apesar de asas retas serem suficientes para a maioria das condições de voo, asas enflexadas são melhores para altas velocidades (KRESS, 1983). O problema em se utilizar estes mecanismos rígidos está no acréscimo de massa nas aeronaves o que torna oneroso em relação ao consumo do combustível (FARIA, 2010).

Figura 1.3- Enflexamento das asas do F-14.



Fonte: United StatesNavy (2009).

Estas mudanças realizadas na prática, apesar de benéficas, não são capazes de transformar uma aeronave militar, por exemplo, um *F-16* em uma aeronave comercial que percorre grandes distancias. Deste modo, pesquisas são realizadas com o intuito de projetar uma aeronave capaz de atender um grande número de condições de vôos, mas para isto ser possível, é necessária a busca de novos materiais e atuadores mais leves usados na fabricação de aeronaves.

Pesquisas recentes com materiais inteligentes(SEIGLER, 2005; SEIGLER et al., 2007; FARIA, 2010) mostram que as *cerâmicas piezelétricas* e as *Ligas de Memória de Forma (LMF)* são vistas como substitutos potenciais aos atuadores convencionais. Exemplos de aplicação de materiais inteligentes ativos em aeronaves incluem o desenvolvimento de um flap articulado e atuadores de bordo de fuga de rotores de helicópteros (SEIGLER, 2005).

O sucesso destas pesquisas levou o governo norte americano a incentivar as pesquisas de tecnologia na mudança de forma das aeronaves, criando dois programas em 1996, o *Programa da Asa Inteligente (Smart Wing Program)* e o *Programa da Asa Aeroelástica Ativa (Active Aerolastic Wing Program)* (SEIGLER, 2005).

O programa da asa inteligente, patrocinado pelas empresas: *NASA*, *DARPA* (Defense Advanced Reserch Projects Agency), *AFRL* (Air Force Research Laboratory), e a *Northrop Grumman* (SEIGLER, 2005), considera duas fases de projeto, quais sejam: a) testes em túnel de vento de uma asa utilizando atuadores de liga de memória de forma e b) asa sem articulações e sem descontinuidades no bordo de fuga. Alguns dos benefícios alcançados

foram um acréscimo de 15% no momento de rolagem e um acréscimo de 11% na sustentação em relação à asa convencional (SEIGLER, 2005).

O programa Asa Aerolástica Ativa (Active Aerolastic Wing Program) foi financiado pelas agências/empresas *DARPA*, *NASA*, *AFRL* e *Boeng Phantom Work* (SEIGLER, 2005). O objetivo deste programa foi demonstrar as vantagens da tecnologia da asa aerolástica ativa. O resultado final do projeto foi testes realizados em uma aeronave (F/A-18) de tamanho real equipada com asas flexíveis. O controle de rolagem foi alcançado por uma deflexão diferencial da parte interna e externa do bordo de ataque. Além de uma melhoria significativa na aerodinâmica, foi mostrado que tais asas podem reduzir o peso da aeronave em 20% (SEIGLER, 2005).

Outro projeto financiado pelos Estados Unidos é o programa *MAS* (Morphing Aircraft Structures), com o objetivo inicial de pesquisar grandes mudanças na forma da asas de aeronaves. Dentro do programa *MAS*, as asas adaptativas foram definidas como uma plataforma de múltiplas funções (SEIGLER,2005) que, dentre outros aspectos: a) muda o seu estado geométrico substancialmente para se adaptar ao ambiente da missão; b) fornece uma capacidade superior ao sistema e não é passível sem a reconfiguração e c) utiliza um projeto que integra combinações inovadoras de materiais avançados, atuadores inteligentes (*LMFs*), controladores de escoamento e mecanismos para se alcançar a mudança do estado geométrico.

O programa *MAS*, foi originalmente fundado pelas empresas *NextGen Aeronautics*, *Raytheon Missile Systems*, e *Lockheed Martin*, em seguida muitas Universidades parceiras foram também incluídas no programa resultando em inúmeros fundamentos teóricos e estudos experimentais de aplicações de materiais e métodos para alterar a geometria estrutural para melhorar a performance em vôo. Este programa focou no desenvolvimento de uma aeronave capaz de significativa alteração em sua plataforma, com objetivos que incluem uma alteração de 200% na razão de aspecto, 50% de mudança na torção da asa, uma mudança de 20% no enflexamento e garantir que o peso da asa não seja maior em relação a uma aeronave convencional (SEIGLER, 2005).

Na literatura diversos artigos são encontrados propondo soluções para alterar a forma da asa e análise dos efeitos aerodinâmicos e aerolásticos de asas adaptativas. Kim e Cho (2010) propuseram um modelo de asa inteligente simples utilizando ligas de memória de forma (material NiTi), com perfil aerodinâmico *NACA-0012*. Hutapea et al. (2008) desenvolveram um sistema de flaps utilizando molas de liga de memória de forma. Gern et al. (2002) realizaram uma análise estrutural e aerolástica de um veículo de combate aéreo não tripulado (*UCAV*) com aerofólios adaptativos. Bae et al. (2005) investigaram os efeitos aerolásticos de

uma asa com linha de arqueamento bidimensional variável. Bae et al.(2005) mostraram a importância das considerações aeroelásticas no controle da forma de uma asa adaptativa. Neal et al. (2004) desenvolveram uma configuração de aeronave totalmente adaptável, capaz de variar a envergadura da asa, alterando principalmente seu ângulo de flecha e ângulo de torção. Além disso, estes mesmos pesquisadores realizaram ensaios em túnel de vento.

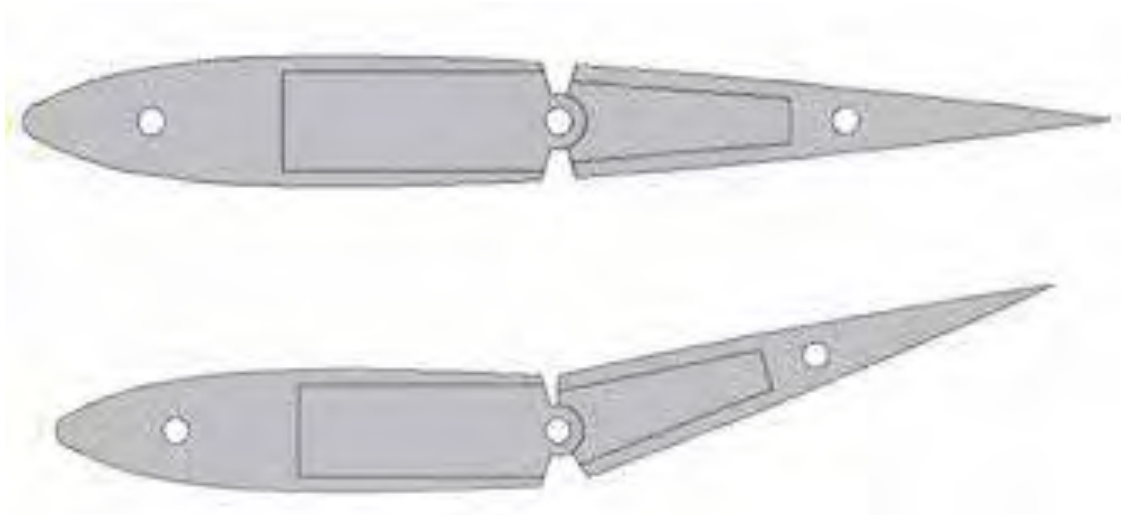
Como resultado de uma série de investigações realizadas pelo Grupo de Materiais e Sistemas Inteligentes (*GMSINT*) da Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira-SP, Faria (2010) propôs um modelo de asa adaptativa utilizando ligas de memória de forma como atuadores.

Segundo Faria (2010), a inspiração de seu trabalho partiu da dinâmica de alguns seres vivos, como por exemplo, serpentes, onde sua forma é constantemente alterada, baseando-se em um conjunto de estruturas rígidas (espinha) conectadas por meio de estruturas rotulares e atuadas para criar o movimento (músculos). A principal dificuldade de tentar recriar artificialmente um sistema desta natureza é encontrar um atuador leve e tão eficiente quanto os músculos, capaz de realizar tamanha força e ainda se deformar consideravelmente. Um dos materiais sintéticos que mais se aproxima desta característica é a *Liga de Memória de Forma (LMF)* ou *Shape Memory Alloy (SMA)*

Ligas de memória de forma (*Shape Memory Alloys – SMAs*) são ligas metálicas capazes de recuperar a geometria original (ou de desenvolver consideráveis forças de restituição ao se restringir sua recuperação) através da imposição de um campo de temperatura e/ou de tensão, devido a transformações de fase induzidas no material (PAIVA, 2004).

O modelo da asa adaptativa proposto por Faria(2010), com um perfil inicial *NACA-0012* foi dividida ao meio e inserida uma articulação permitindo o movimento relativo entre as partes, conforme ilustra a Fig. 1.4.

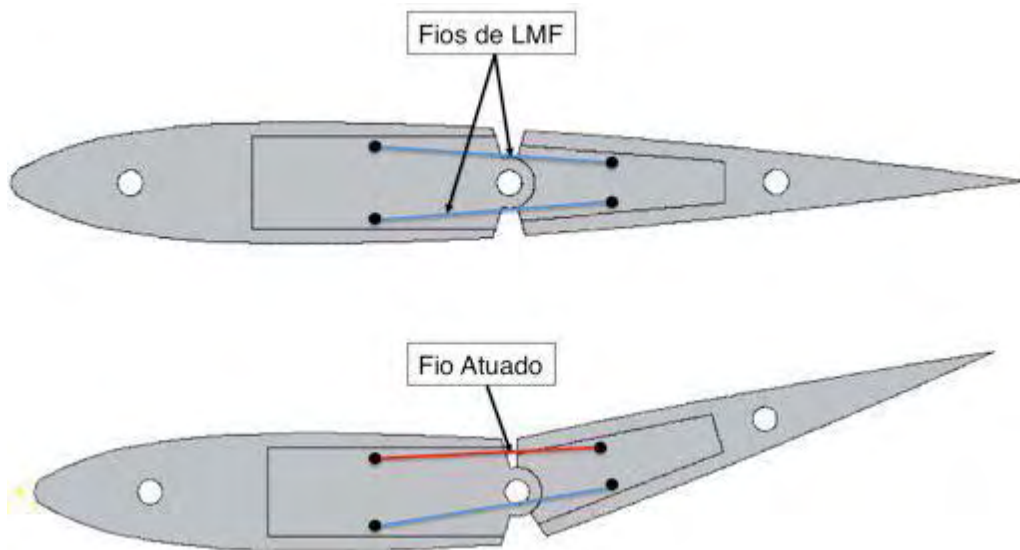
Figura 1.4- Aerofólio proposto por Faria (2010).



Fonte: Faria (2010).

Os atuadores utilizados para realizar o movimento de rotação é um par de fios de Ligas de Memória de Forma (veja Fig. 1.5) de dimensões iguais. Ao aquecer a liga de memória de forma superior o aerofólio desenvolve um movimento de rotação no sentido anti-horário tracionando a liga inferior, mas ao aquecer a liga de memória de forma inferior o aerofólio passa a desenvolver um movimento de rotação no sentido horário.

Figura 1.5- Princípio de funcionamento do aerofólio proposto por Faria (2010).



Fonte: Faria (2010).

No modelo construído da Fig. 1.5, deseja-se estabelecer uma forma para o perfil aerodinâmico a partir da determinação de um ângulo entre as diferentes seções do aerofólio. Este ângulo é atingido pelo efeito de memória de forma da liga através da passagem de uma corrente elétrica. A função da corrente elétrica é alterar a temperatura dos atuadores através do efeito Joule, modificando a forma da liga.

Devido à presença de efeitos não lineares, principalmente no modelo matemático da *LMF*, este trabalho objetiva propor um sistema de controle angular baseado na lógica nebulosa (ZADEH, 1965). Uma das vantagens desta tecnologia é a possibilidade de manipulação de dados imprecisos e a representação do raciocínio humano que é aproximado e parcial em sua essência. Tais características permitem a redução da complexidade de projeto e implementação, tornando-se a solução para problemas de controle desta natureza até então intratáveis por técnicas clássicas (LÉCHEVIN; RABBATH, 2005; FENG et al., 2010).

Os controladores nebulosos do tipo Mandani (DRIANKOV et al., 1996) foram escolhidos como objeto de estudo, por serem essencialmente não lineares e, conseqüentemente, têm grande potencial para controlar sistemas mais complexos, apresentam a facilidade de incorporação do conhecimento de especialistas através de regras linguísticas e não prescindem do conhecimento detalhado dos modelos dos elementos do processo a ser controlado (planta, sensores e atuadores). Dentre as principais vantagens do controlador nebuloso utilizado, destaca-se: a não necessidade do conhecimento detalhado do modelo a ser controlado. A falta de técnicas analíticas satisfatórias para o estudo da estabilidade de processos envolvendo controladores nebulosos tem sido considerada a maior desvantagem destes controladores (SOUSA, 2000).

O uso de controladores nebulosos é motivado principalmente pelo comportamento não linear da liga de memória de forma utilizada no modelo de um protótipo de aerofólio construído. Além disso, não foram encontrados na literatura referências de trabalhos que aplicam a técnica da lógica nebulosa na área de controle de asas adaptativas.

1.1 Objetivos

Projetar um controlador nebuloso do tipo Mandani e testá-lo experimentalmente em uma asa adaptativa e compará-lo com um controlador liga/desliga.

1.2 Contribuição do trabalho

A contribuição desta dissertação está em projetar um controlador nebuloso aplicado em um protótipo de asa adaptativa utilizando um par de ligas de memória de forma. Através de ensaios experimentais, o desempenho do controlador nebuloso é comparado com um controlador liga-desliga aplicado em um protótipo de aerofólio construído.

1.3 Organização do trabalho

Esta dissertação está dividida em seis capítulos organizados da seguinte forma:

CAPITULO 1: Apresenta uma breve introdução do que são asas adaptativas, qual é o problema proposto e qual o objetivo a ser alcançado por esta dissertação.

CAPITULO 2: Apresenta uma revisão bibliográfica sobre o comportamento termomecânico das ligas de memória de forma (LMF) e alguns modelos encontrados na literatura.

CAPITULO 3: Apresenta um modelo dinâmico do aerofólio simplificado, com o objetivo de demonstrar as fortes não linearidades envolvidas no modelo.

CAPITULO 4: Apresenta as etapas na construção de um controlador nebuloso do tipo Mandani utilizado nesta dissertação.

CAPITULO 5: Apresenta o projeto do controlador nebuloso do tipo Mandani mostrado no CAPITULO 4 e os resultados obtidos para os controladores nebuloso e liga/desliga.

CAPITULO 6: Apresenta as considerações finais e as propostas para os trabalhos futuros.

2 LIGAS DE MEMORIA DE FORMA

2.1 Introdução

As Ligas de memória de Forma possui uma propriedade interessante pela qual a liga metálica "lembra" do seu tamanho original ou forma e volta a ele através da exposição de um campo de calor. Essa característica, conhecida como efeito de memória de forma, foi observada pela primeira vez em amostras de Au-Cdem 1932 até 1951, e em Cu-Zn em 1938. Contudo só por volta de 1962 que William J. Buehler e colegas de trabalho da *Naval Ordnance Laboratory* (NOL) descobriram que a liga de *NiTi* apresentava o efeito de memória de forma. Além disso, eles observaram que um pequeno aumento da quantidade de níquel na liga, alterava a temperatura de transformação próxima aos 100°C até abaixo de 0°C. Também, esta liga tem constituintes que não eram caros, tem uma maior memória de forma (até 8%) que outras ligas, e pode ser fabricada com técnicas existentes de metalurgia. Buehlmer nomeou a liga como *NiTiNol* incluindo a sigla do nome do seu laboratório (SRINIVASAN; MCFARLAND, 2001).

A primeira aplicação das ligas de memória de forma foi como conectores na tubulação do submarino nuclear americano *Nautilus*, substituindo a solda nos tubos submetidos à alta pressão, que havia se rompido na zona afetada pela solda quando este se encontrava sob a calota polar em 1957 (PINA, 2006).

Na década de 70, conectores de tubos com memória de forma, eram aplicados a dutos de petróleo, água e similares. Como principais vantagens deste tipo de junção está o fato de não haver aplicação de calor para realizar a união, podendo ser aplicado a componentes eletrônicos (BORDEN, 1991).

Na medicina, devido a biocompatibilidade das ligas *NiTi*, proporcionou a aplicação das *LMF* nas áreas cardiovasculares, ortopédicos, de equipamentos cirúrgicos e na odontologia (MACHADO; SAVI, 2003). Mesmo sendo mais caras que o aço inoxidável, as propriedades de auto-expansão das *LMFs* ativadas pela temperatura do corpo humano, se tornaram uma interessante alternativa para expandir os dispositivos (FARIA,2010).

As ligas de memória de forma podem ser encontradas em objetos do cotidiano, como por exemplo, armações de óculos, antenas flexíveis de celulares, suporte para sutiãs, entre outros (WU; SCHETKY, 2000).

A inspiração na biologia proporcionou a analogia dos músculos com as *LMFs* aplicadas à robótica, que são utilizadas para imitar músculos humanos em membros robóticos. Kratz et al. (2006) realizaram estudos neste sentido, construindo uma perna robótica.

Na aeronáutica é grande o número de aplicações que utilizam as *LMFs*. Em 1970, a indústria militar aeronáutica americana teve sucesso na utilização de um acoplamento de liga de memória de forma do tipo *CryOfit* em um *F-14*, promovido pela *Raychem* (PAIVA, 2004). Em 2005, a companhia *Boeing* reportou o sucesso do recente desenvolvimento dos *chevrons* variáveis, que utiliza ligas de memória de forma de *NiTi* para controlar atuadores de imersão, com o objetivo de reduzir o ruído das turbinas de propulsão durante o pouso e decolagem e garantir uma maior eficiência durante a condição de cruzeiro (BARGSTEN; GIBSON, 2011).

O objetivo deste CAPÍTULO é analisar o comportamento termomecânico das ligas de memória de forma e os principais modelos constitutivos encontrados na bibliografia. A importância deste estudo está em conhecer as limitações e principais vantagens e desvantagens da liga de memória de forma, de modo a facilitar a construção da base de regras para o controlador nebuloso.

2.2 Principais Ligas que Apresentam o Efeito Memória de Forma

Dentre as diversas ligas metálicas que apresentam o efeito de memória de forma, são de interesse comercial as ligas capazes de obter quantidades significativas de recuperação da deformação. As principais ligas mais comuns no mercado são (FERNANDES, 2003): Níquel-Titânio (*Ni-Ti*), Cobre-Zinco-Alumínio (*Cu-Zn-Al*) e Cobre-Alumínio-Níquel (*Cu-Al-Ni*).

As ligas de *Cu-Zn-Al* tem composição típica de 15 a 25% em peso de *Zn*, 6 a 9% de *Al* e o restante de *Cu*. Já as ligas de *Cu-Al-Ni* têm composição típica de 13 a 14% em peso de *Al*, 3 a 4% em peso de *Ni* e balanceado com *Cu*. A composição atômica típica das ligas de *Ni-Ti* é aproximadamente de 50% de *Ni* e 50% de *Ti*, e pode conter algumas adições de cobre, ferro, cromo, cobalto, platina, entre outros (FARIA, 2010).

As propriedades termomecânicas das ligas citadas acima são muito diferentes, a saber (FERNANDES, 2003): a) as ligas de *Ni-Ti* podem apresentar uma recuperação de cerca de 8% contra 4 a 5% das ligas de *Cu*; b) as ligas de *Ni-Ti* tem maior ductibilidade; c) nas ligas de *Ni-Ti* a resistência a corrosão é excelente, enquanto que as ligas de *Cu* possuem uma resistência média; d) as ligas de *Cu* são susceptíveis à corrosão sob tensão; e) as ligas de *Cu* são mais custosas, podendo ser fundidas e extrudadas ao ar.

Devido as ligas de *NiTi* serem capazes de uma maior recuperação da deformação, elas se tornaram a melhor opção para aplicação em asas adaptativas, pois garantem uma maior flexibilidade dos atuadores e conseqüentemente maiores opções de forma da asa.

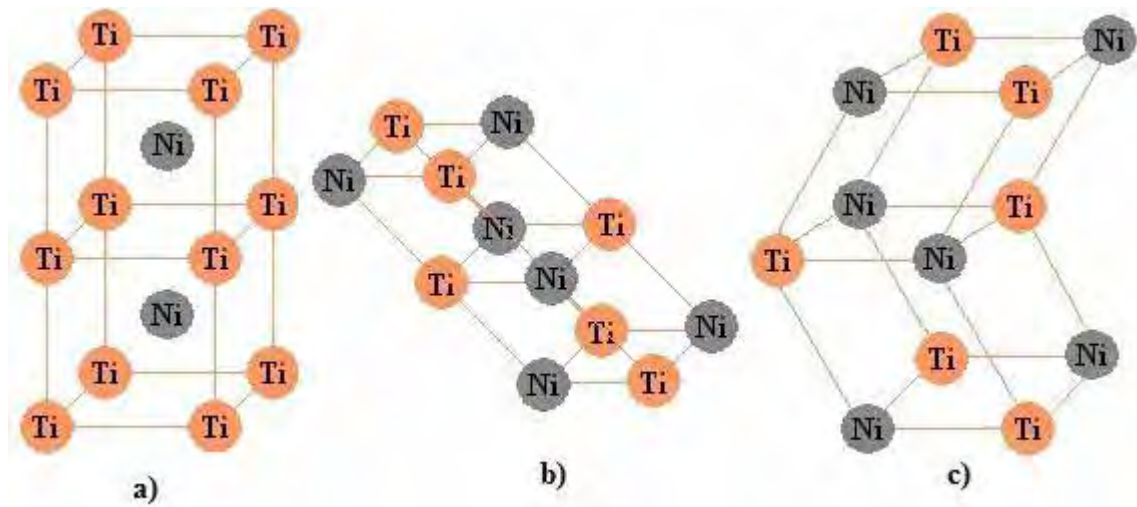
2.3 Propriedades Básicas das Ligas de Memória de Forma

A capacidade das ligas de memória de forma para recuperar totalmente a deformação é resultado de uma transformação de fase que ocorre devido à aplicação de tensão e calor (BRINSON, 1993). Estas transformações de fase são processos não-difusivos envolvendo fases sólidas que ocorrem a velocidades muito elevadas, sendo que as *LMFs* apresentam dois tipos de microestruturas (PAIVA, 2004): a *austenita* (estável a alta temperatura) e a *martensita* (estável a baixa temperatura).

Na ausência de tensão mecânica, a *austenita* apresenta uma estrutura cristalina cúbica de corpo centrado (CCC) bem definida e uma única variante (PAIVA, 2004), conforme ilustra a Fig. 2.1a. Já a *martensita* pode apresentar até 24 variantes e sua estrutura depende do tipo de transformação sofrida (PAIVA, 2004).

A *martensita* pode ser classificada em *martensita maclada* (*twinned*) e *não-maclada* (*detwinned*). A *martensita maclada* surge da transformação de *austenita* para *martensita* induzida por temperatura e livre de tensões mecânicas, apresentando uma estrutura que para cada variante consiste de duas variantes germinadas (PAIVA, 2004; BRINSON, 1993) ou do inglês *twinned* (veja Fig. 2.1c). A *martensita não-maclada* surge quando a *martensita maclada* é submetida a uma tensão mecânica crítica, iniciando a conversão ou desmaclamento (*detwinning*) das duas variantes germinadas em uma única variante associada à tensão mecânica (BRINSON, 1993). Outra maneira do aparecimento da *martensita não-maclada* surge da transformação *austenita* em *martensita* por tensão.

Figura 2.1- a) Estrutura CCC para uma liga NiTi. b) Martensita não-maclada. c) Martensita maclada.



Fonte: Faria (2010).

2.4 Princípios do Comportamento Termomecânico das Ligas *NiTi*

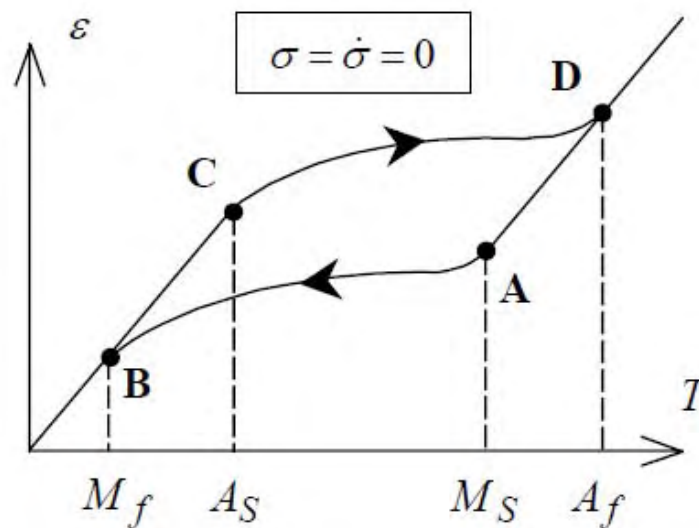
Na seção 2.2 foi mostrado que as LMF possuem dois tipos de microestruturas, a variação entre estas duas microestruturas provocadas pela variação da temperatura provocam efeitos termomecânicos tais como: efeito de memória de forma e o efeito da pseudoelasticidade que serão mostrados a seguir.

2.4.1 Mudança de fase devido à temperatura

Antes de apresentar o efeito da pseudoelasticidade e o efeito memória de forma é necessário entender como ocorre às mudanças de fase entre austenita e martensita. Deste modo, considere uma amostra de um material de liga de memória de forma livre de tensões mecânicas e uma temperatura inicial abaixo da temperatura final de transformação em martensita (M_f) (veja ponto *B* da Fig. 2.2), temperatura na qual o material apresenta uma microestrutura martensítica. A temperatura é elevada até atingir uma temperatura de início da transformação em austenita (A_s) no ponto *C*, partindo desta temperatura, o material sofre uma transformação não-linear de martensita para austenita (trecho *CD*), até atingir a temperatura final de transformação em austenita (A_f) no ponto *D*, temperatura onde a austenita é estável. Diminuindo a temperatura até a temperatura de início para a transformação em martensita

(M_s) no ponto A, inicia-se uma transformação inversa (trecho AB), até atingir uma temperatura M_f (ponto B), onde o material volta a apresentar uma microestrutura martensítica (PAIVA, 2004).

Figura 2.2- Transformação de fase devido à variação da temperatura. Onde σ , $\dot{\sigma}$, ε e T são respectivamente tensão mecânica, variação da tensão mecânica, deformação e temperatura.



Fonte: Paiva (2004).

Os trechos lineares correspondem à expansão térmica e uma região onde há um laço de histerese está relacionada com a transformação de fase, onde a área compreendida por este laço de histerese representa a energia dissipada durante o processo (PAIVA, 2004).

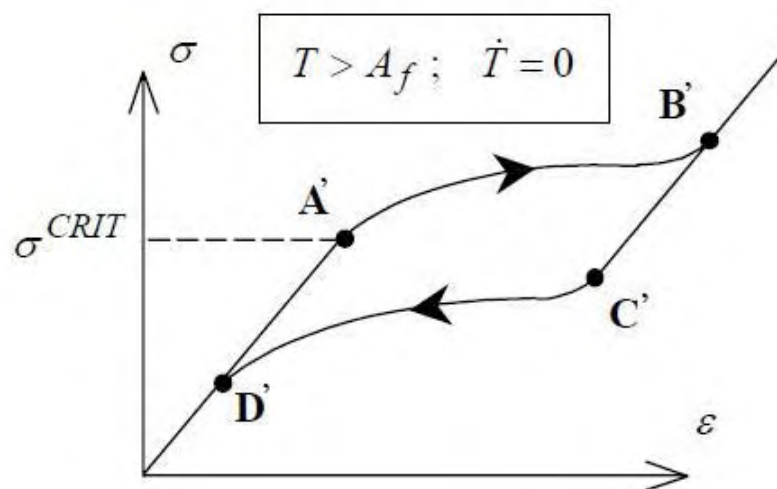
2.4.2 Pseudoelasticidade

Considere um material com temperatura constante superior a A_f , temperatura na qual a austenita é estável. O material é então submetido a um carregamento mecânico, apresentando um comportamento elástico até atingir uma tensão crítica (σ^{CRIT}) no ponto A' da Fig. 2.3. Neste ponto, é iniciada a transformação de fase de austenita para martensita induzida por tensão (trecho A'B'). No ponto B', a martensita induzida por tensão apresenta uma única variante associada à tração (M^+). Ao descarregar o material ele passa por uma recuperação linear (trecho B'C') e em seguida sofre uma transformação não-linear inversa de martensita induzida por tensão para austenita (trecho C'D'), isto ocorre devido a martensita ser instável

para temperaturas superiores a A_f . Observe que apareceu novamente um laço de histerese no trecho A' , B' , C' e D' (PAIVA, 2004).

A recuperação da deformação tem um limite devido ao regime elástico da martensita induzida por tensão obtida após a transformação. Se este limite for ultrapassado, o material irá se comportar plasticamente e a deformação não poderá mais ser recuperada (Paiva, 2004).

Figura 2.3- Pseudoelasticidade em função do carregamento. Onde, T , \dot{T} , σ , σ^{CRIT} e ε são respectivamente temperatura, variação da temperatura, tensão mecânica, tensão mecânica crítica e deformação.



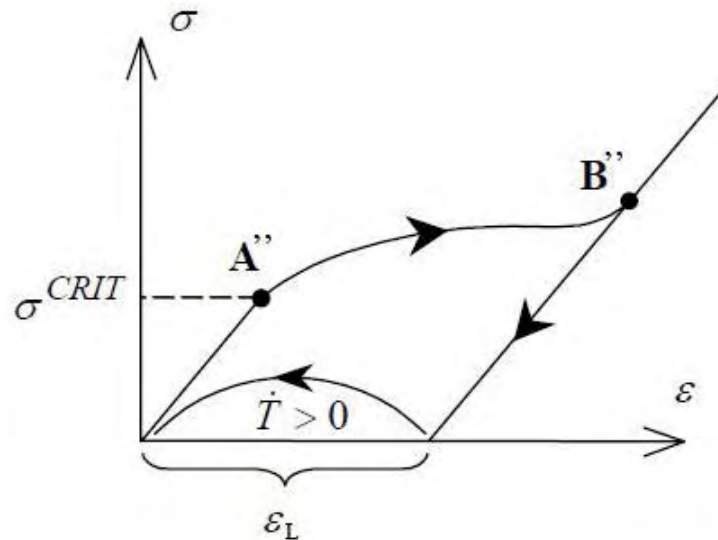
Fonte: Paiva (2004).

2.4.3 Efeito Memória de Forma

Considere uma amostra de *LMF* com temperatura inferior a M_f e livre de tensões, condições na qual, o material apresenta uma microestrutura martensítica maclada. Esta amostra é então submetida a um carregamento mecânico e desenvolve uma deformação elástica até atingir uma tensão crítica (σ^{CRIT}), ponto A'' da Fig.2.4, dando início a um rearranjo de seus planos cristalinos e assumindo uma única direção associada à tração M^+ , ou seja, a transformação de martensita maclada para não-maclada. Durante a transformação, um pequeno aumento na tensão gera uma grande deformação (trecho $A''B''$), até atingir o ponto B'' onde o material volta a apresentar um regime elástico, característica esta das *LMFs*. Ao descarregar a amostra, não ocorre uma transformação de fase no material devido à variante da martensita ser estável a esta temperatura, e sim ocorre apenas uma pequena recuperação linear resultando em uma deformação residual máxima de ε_L . Para recuperar a deformação

residual máxima ε_L , é necessário aquecer a amostra a uma temperatura acima de A_f e em seguida resfriá-la a uma temperatura abaixo de M_f (PAIVA, 2004).

Figura 2.4- Efeito Memória de forma. Onde, σ , σ^{CRIT} , ε , ε_L e \dot{T} são respectivamente tensão mecânica, tensão mecânica crítica, deformação, deformação residual e variação da temperatura.



Fonte: Paiva (2004).

2.5 Modelos Constitutivos

Nesta seção serão apresentados alguns modelos que descrevem a transformação de fase entre austenita e martensita. O objetivo é mostrar as não linearidades presentes nos modelos de LMF e os diversos parâmetros a serem considerados.

2.5.1 Modelo Polinomial

O modelo polinomial inicialmente proposto por Falk (PAIVA et al., 2003) é baseado na teoria de Devonshire e utiliza uma energia livre na forma polinomial. Este modelo é unidimensional e não considera um potencial de dissipação de uma forma clara, além de não utilizar variáveis internas. Assim, a energia livre depende apenas das variáveis observáveis que neste caso são a temperatura e a deformação (PAIVA et al., 2003).

A energia livre é definida de modo que para temperaturas acima onde a fase austenita é estável, a energia possua apenas um ponto de mínimo correspondente à deformação nula para

representar a estabilidade da fase austenita. No entanto, para temperaturas intermediárias a energia deve possuir três pontos de mínimo correspondentes à fase *austenita*, *martensita não-maclada* associada à tração e *martensita não-maclada* associada à compressão. Para temperaturas abaixo da qual a martensita é estável, a energia deve possuir dois pontos de mínimo para a *martensita não-maclada* associada à tração e compressão correspondentes a deformação não nula (PAIVA et al., 2003).

A equação constitutiva é dada por (Paiva et al., 2003):

$$\sigma = a(T - M_f)\varepsilon - b\varepsilon^3 + \frac{b^2}{4a(A_f - M_f)}\varepsilon^5 \quad (2.1)$$

onde a e b são constantes positivas do material e T , A_f , M_f e ε são respectivamente a temperatura da *LMF*, a temperatura final de transformação em austenita, a temperatura de transformação final em martensita e deformação.

A vantagem deste modelo é sua simplicidade e capacidade em representar qualitativamente os comportamentos de pseudoelasticidade e memória de forma. No entanto, o modelo não descreve a fase martensita livre de tensões (PAIVA et al., 2003).

2.5.2 Modelo com Cinética de Transformação Assumida

Os modelos com cinética de transformação assumida consideram, além das variáveis de estado como temperatura e deformação, uma terceira variável de estado que representa a fração volumétrica da fase martensita (ξ). Devido o fato do uso de modelos com cinética de transformação terem se popularizado, estes modelos apresentam maiores comparações experimentais, ocupando um importante espaço na modelagem das *LMFs* (PAIVA; SAVI, 1999).

Segundo Brinson (1993), o modelo constitutivo de Liang que relaciona a tensão mecânica (σ) com as variáveis interna das ligas de memória de forma é dada por:

$$\dot{\sigma} = Y(\varepsilon, \xi, T)\dot{\varepsilon} + \Omega(\varepsilon, \xi, T)\dot{\xi} + \psi(\varepsilon, \xi, T)\dot{T} \quad (2.2)$$

onde Y representa o tensor elástico, Ω o tensor transformação, ψ tensor termoelástico e o ponto superior é a taxa de variação em relação ao tempo. Se estas funções, $Y(\varepsilon, \xi, T)$, $\Omega(\varepsilon, \xi, T)$ e $\psi(\varepsilon, \xi, T)$, forem assumidas ser todas constantes, a Eq.(2.2) pode ser escrita como:

$$\sigma - \sigma_0 = Y(\varepsilon - \varepsilon_0) + \Omega(\xi - \xi_0) + \psi(T - T_0) \quad (2.3)$$

onde $\sigma_0, \varepsilon_0, \xi_0, T_0$ representam os estados iniciais do material.

O tensor transformação pode ser obtido considerando uma amostra que sofreu um processo de carga e descarga. No fim deste processo a liga de memória de forma apresenta uma deformação residual máxima ε_L . Deste modo, considerando inicialmente que $\sigma_0 = \xi_0 = \varepsilon_0 = 0$ e no fim do processo tem-se $\sigma = 0, \varepsilon = \varepsilon_L$ e $\xi = 1$ com $T = T_0 (M_s < T < A_s)$ e substituindo na Eq.(2.3) tem-se:

$$\Omega = -\varepsilon_L Y$$

A Equação (2.3) pode ser reescrita como:

$$\sigma - \sigma_0 = Y(\varepsilon - \varepsilon_0) - \varepsilon_L Y(\xi - \xi_0) + \psi(T - T_0) \quad (2.4)$$

A fração martensita é expressa em função dos valores instantâneos de tensão e temperatura $\xi = \xi(\sigma, T)$ (Paiva; Savi, 1999). Existem várias propostas na literatura que descrevem a variação da fração martensita, sendo algumas das principais demonstradas nos tópicos a seguir.

2.5.2.1 Modelo de Tanaka

O modelo de Tanaka utiliza funções exponenciais para descrever a transformação de fase, originalmente desenvolvido para descrever problemas tridimensionais ligados às ligas de memória de forma, mas ficou restrita ao caso unidimensional (TANAKA; NAGAKI, 1982; TANAKA, 1985 citados em PAIVA; SAVI, 1999).

Para a transformação de austenita para martensita tem-se (PAIVA; SAVI, 1999):

$$\xi = 1 - \exp[-a_m(M_s - T) - b_m\sigma] - \xi_0 \quad (2.5)$$

onde, a_m e b_m são constantes positivas do material e M_s , T , σ e ξ_o são, respectivamente, a temperatura de início da transformação em martensita, a temperatura da *LMF*, a tensão mecânica e a fração martensita inicial.

A tensão limite para o início da transformação é dada por $\sigma_{ms} \geq a_m/b_m(T - M_s)$ e como a função de transformação é exponencial, o valor tende assintoticamente para um valor unitário e para contornar este problema é considerado a transformação total em $\xi = 0.99$. Assim o término da transformação é dada por (PAIVA; SAVI, 1999):

$$\sigma_{M_f} \geq \frac{2 \ln(10)}{b_m} - \frac{a_m}{b_m} (M_s - T) \quad (2.6)$$

Para a transformação de martensita para austenita tem-se (PAIVA; SAVI, 1999):

$$\xi = \xi_o \exp[-a_A(T - A_s) - b_A\sigma] \quad (2.7)$$

onde a_A e b_A são constantes positivas do material e T , A_s e σ são respectivamente a temperatura da *LMF*, a temperatura de início da transformação em austenita e a tensão mecânica.

Esta equação se aplica para valores de tensão tais que $\sigma_{As} \leq a_A/b_A(T - A_s)$ e o término da transformação é considerada $\xi = 0.01$ dada por (PAIVA; SAVI, 1999):

$$\sigma_{A_f} \geq \frac{-2 \ln(10)}{b_A} - \frac{a_A}{b_A} (A_s - T) \quad (2.8)$$

2.5.2.2 Modelo de Boyd e Lagoudas

O modelo de Boyd e Lagoudas apresenta modificações em relação ao modelo de Tanaka, de modo a permitir o desenvolvimento de uma teoria tridimensional (PAIVA; SAVI, 1999).

O modelo de Boyd e Lagoudas utiliza fórmulas semelhantes às empregadas na modelo de Tanaka, considerando que as constantes a_A , b_A , a_m e b_m são definidas de forma diferente (PAIVA; SAVI, 1999).

A transformação de martensita para austenita é definida por (PAIVA; SAVI, 1999):

$$\xi = 1 - \exp[-a_m(M_s - T) - b_m\bar{\sigma}] - \xi_o \quad (2.9)$$

onde $\bar{\sigma}$ é a tensão efetiva definida por $\bar{\sigma} = [3/2 \sigma : \sigma]^{1/2}$, e M_s , T e ξ_o são, respectivamente, a temperatura de início da transformação em martensita, a temperatura da *LMF* e a fração martensita inicial. As constantes a_m e b_m são definidas como (PAIVA; SAVI,1999):

$$a_m = \frac{2 \ln(10)}{M_s - M_f} \quad (2.10)$$

$$b_m = \frac{a_m}{C_m} \quad (2.11)$$

onde C_m , M_f e M_s são, respectivamente, o coeficiente de influência da tensão nas temperaturas de transformação associado a martensita e a temperatura final e inicial da transformação em martensita.

A transformação de austenita para martensita é definida por (PAIVA;SAVI,1999):

$$\xi = \xi_o \exp[-a_A(T - A_s) - b_A\bar{\sigma}] \quad (2.12)$$

onde

$$a_A = -\frac{2 \ln(10)}{A_s - A_f}$$

$$b_A = \frac{a_A}{C_A} \quad (2.13)$$

onde C_A , A_s e A_f são, respectivamente, o coeficiente de influência da tensão nas temperaturas de transformação associado a austenita e a temperatura inicial e final da transformação em austenita.

2.5.2.3 Modelo de Liang & Rogers

O modelo de Liang e Rogers(1990) é unidimensional que utiliza uma função cosseno para descrever a transformação de fase (PAIVA; SAVI, 1999).

A transformação de austenita para martensita é dada por (PAIVA;SAVI,1999):

$$\xi = \frac{1-\xi_0}{2} \cos \left[a_m \left(T - A_f - \frac{\sigma}{C_m} \right) \right] + \frac{1-\xi_0}{2} \quad (2.14)$$

que ocorre para tensões de $C_m(T - M_s) < \sigma < C_m(T - M_f)$. C_m corresponde ao coeficiente de influência da tensão nas temperaturas de transformação associado a martensita e T , A_f e σ são, respectivamente, a temperatura da *LMF*, a temperatura de transformação final em austenita e a tensão mecânica e o coeficiente a_m é definido como (PAIVA; SAVI,1999):

$$a_m = \frac{\pi}{M_s - M_f} \quad (2.15)$$

A transformação de martensita para austenita é dada por (Paiva; Savi,1999):

$$\xi = \frac{\xi_0}{2} \left\{ \cos \left[a_a \left(T - A_s - \frac{\sigma}{C_A} \right) \right] + 1 \right\} \quad (2.16)$$

que ocorre para tensões de $C_A(T - A_f) < \sigma < C_m(T - A_s)$. C_A corresponde ao coeficiente de influência da tensão nas temperaturas de transformação associado a austenita e a_A é definido como (PAIVA; SAVI,1999):

$$a_A = \frac{\pi}{A_f - A_s} \quad (2.17)$$

onde A_f e A_s são as temperaturas inicial e final da transformação em austenita e M_s e M_f são as temperaturas inicial e final da transformação em martensita.

2.5.2.4 Modelo de Brinson

O modelo de Brinson assim como o de Liang e Rogers utiliza uma função cosseno para descrever a transformação de fase, mas apresenta uma inovação separando a fração martensita em duas partes, uma representando a martensita induzida por tensão (ξ_s) e outra induzida pela temperatura (ξ_T). A fração martensita total é dada por (BRINSON, 1993):

$$\xi = \xi_s + \xi_T \quad (2.18)$$

A Equação (2.2) é reescrita usando a Eq.(2.18), onde as variáveis foram omitidas para melhorar a visualização.

$$\dot{\sigma} = Y\dot{\varepsilon} + \Omega_s\dot{\xi}_s + \Omega_T\dot{\xi}_T + \psi\dot{T} \quad (2.19)$$

Assumindo que as funções Y , Ω_s , Ω_T , ψ são constantes, tem-se:

$$\sigma - \sigma_o = Y(\varepsilon - \varepsilon_o) + \Omega_s(\xi_s - \xi_{so}) + \Omega_T(\xi_T - \xi_{To}) + \psi(T - T_o) \quad (2.20)$$

Aplicando ao material a restrição no caso de máxima deformação residual considerando o material estar 100% austenita, ou seja, $\xi_{so} = \xi_{To} = 0$ e na condição de máxima deformação residual, com as restrições: $\sigma_o = \varepsilon_o = 0$, $\sigma = 0$, $\varepsilon = \varepsilon_L$, $\xi_s = 1$, $\xi_T = 0$ e $T = T_o$ ($M_s < T < A_s$). Substituindo estas restrições na Eq.(2.20), tem-se:

$$\Omega_s = -\varepsilon_L Y \quad (2.21)$$

Considerando o caso de máxima deformação residual com o material iniciando 100% martensita não deformada, ou seja, $\xi_{so} = 0$ e $\xi_{To} = 1$ e na condição de máxima deformação residual com as condições $\sigma_o = \varepsilon_o = 0$, $\sigma = 0$, $\varepsilon = \varepsilon_L$, $\xi_s = 1$ e $\xi_T = 0$, exceto a restrição da temperatura que pode ser $T < A_s$. Substituindo na Eq.(2.20), tem-se:

$$\Omega_T = +Y\varepsilon_L + \Omega_s + \psi(T - T_o) \quad (2.22)$$

Substituindo a Eq.(2.21) na Eq.(2.22) e considerando a expansão térmica praticamente nula, chega-se:

$$\Omega_T \equiv 0 \quad (2.23)$$

A equação constitutiva separando a martensita induzida por tensão e induzida por temperatura e considerando as propriedades do material constantes é dado por:

$$\sigma - \sigma_o = Y(\varepsilon - \varepsilon_o) - \varepsilon_L Y(\xi_s - \xi_{so}) + \psi(T - T_o) \quad (2.24)$$

Estudos experimentais de Brinson (1993) estabeleceram uma clara evidência que o módulo de elasticidade tem uma forte dependência fração martensita total. Brinson (1993) estabelece então uma relação linear para módulo de elasticidade (Y) que relaciona a fração martensita total (ξ) com o módulo de elasticidade correspondente a fase austenita (Y_A) e a fase martensita (Y_m), obtida pela equação abaixo:

$$Y(\xi) = Y_A + \xi(Y_A - Y_m) \quad (2.25)$$

A equação constitutiva considerando que as propriedades do material não são constantes e lineares é dada por:

$$\sigma - \sigma_o = Y(\xi)\varepsilon - Y(\xi_o)\varepsilon_o + \Omega(\xi)\xi_s - \Omega(\xi_o)\xi_{so} + \psi(T - T_o) \quad (2.26)$$

As equações que descrevem a cinética de transformação de fase proposta por Brinson (1993) para a conversão para martensita não maclada é dada por:

$$\text{para } T > M_s \text{ e } \sigma_s^{cr} + C_m(T - M_s) < \sigma < \sigma_f^{cr} + C_m(T - M_s)$$

$$\xi_s = \frac{1 - \xi_{so}}{2} \cos \left[\frac{\pi}{\sigma_s^{cr} - \sigma_f^{cr}} (\sigma - \sigma_f^{cr} - C_m(T - M_s)) \right] + \frac{1 - \xi_{so}}{2} \quad (2.27)$$

$$\xi_T = \xi_{To} - \frac{\xi_{To}}{1 - \xi_{To}} (\xi_s - \xi_{so}) \quad (2.28)$$

$$\text{para } T < M_s \text{ e } \sigma_s^{cr} < \sigma < \sigma_f^{cr}$$

$$\xi_s = \frac{1-\xi_{so}}{2} \cos \left[\frac{\pi}{\sigma_s^{cr} - \sigma_f^{cr}} (\sigma - \sigma_f^{cr}) \right] + \frac{1-\xi_{so}}{2} \quad (2.29)$$

$$\xi_T = \xi_{To} - \frac{\xi_{To}}{1-\xi_{To}} (\xi_s - \xi_{so}) + \Delta_{TE} \quad (2.30)$$

se $M_f < T < M_s$ e $T < T_o$

$$\Delta_{TE} = \frac{1-\xi_{To}}{2} \left\{ \cos \left[\frac{\pi}{M_s - M_f} (T - M_s) + 1 \right] \right\} \quad (2.31)$$

Para os demais casos $\Delta_{TE} = 0$.

As equações que descrevem a cinética de transformação de fase proposta por Brinson (1993) para a conversão para austenita é dada por:

para $T > A_s$ e $C_A(T - A_f) < \sigma < C_A(T - A_s)$

$$\xi = \frac{\xi_o}{2} \left\{ \cos \left[\frac{\pi}{A_f - A_s} \left(T - A_s - \frac{\sigma}{C_A} \right) + 1 \right] \right\} \quad (2.32)$$

$$\xi_s = \xi_{so} - \frac{\xi_{so}}{\xi_o} (\xi_o - \xi) \quad (2.33)$$

$$\xi_T = \xi_{To} - \frac{\xi_{To}}{\xi_o} (\xi_o - \xi) \quad (2.34)$$

2.6 Conclusão

Neste CAPÍTULO foi mostrado os principais efeitos das LMFs como o efeito da pseudoelasticidade e o efeito memória de forma. O efeito memória de forma foi utilizado como o efeito que transforma as ligas de memória de forma em um atuador, já o efeito da pseudoelasticidade é importante estudar devido à liga se encontrar em uma temperatura na qual a sua microestrutura está em austenita, onde ocorrem dois problemas nos quais são:

- aumento da sua rigidez fazendo com que a outra liga de memória de forma necessite de mais energia para mover o aerofólio;

-e se a outra LMF exercer uma força muito além após a transformação de *austenita* em martensita *não-maclada*, isto irá danificar a LMF.

Neste CAPÍTULO também foi mostrado alguns dos modelos constitutivos encontrados na literatura, o modelo Polinomial que é o mais simples entres eles, porém não descreve a variante da martensita induzida por temperatura ou martensita *maclada*. Outro grupo de modelos constitutivos são os modelos com cinética de transformação assumida que utilizam funções para descrever a transformação de fase interna do material como o já apresentado o modelo de Tanaka e o modelo de Boyd e Lagoudas que utilizam funções exponenciais para descrever a transformação de fase e o modelo de Liang e Rogers e o modelo de Brinson que utilizam funções cossenoidais para descrever a transformação de fase. Os modelos de Tanaka, Boyd e Lagoudas e o modelo de Linag e Rogers como não descrevem a variante da martensita *maclada* não despertou interesse na sua utilização. Como o modelo de Brinson é capaz de descrever a fração da martensita *maclada* e comumente utilizado em diversas aplicações, no capítulo seguinte, o mesmo será utilizado para o cálculo da força gerada pela LMF.

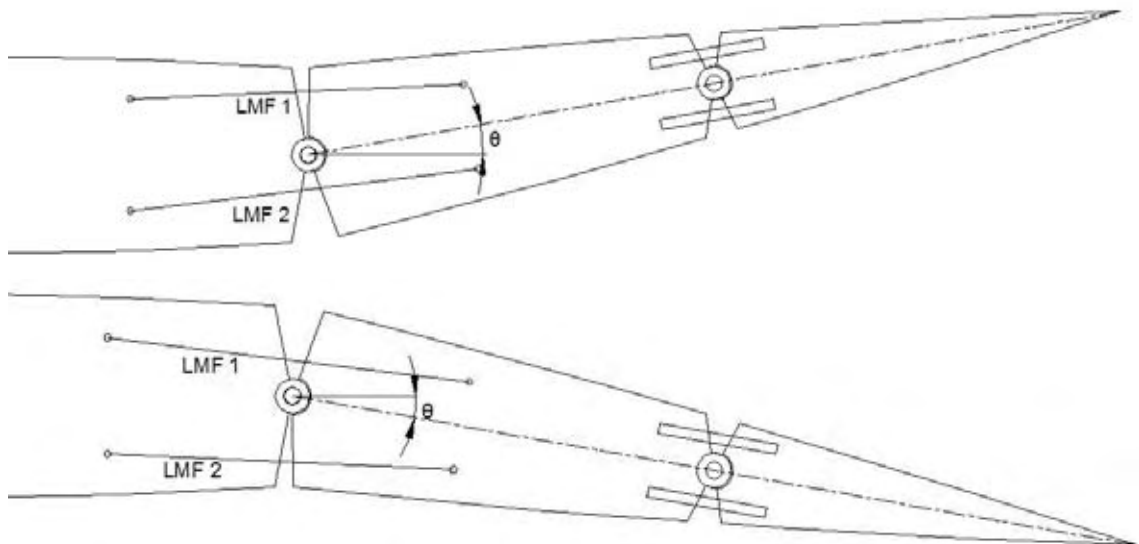
3 MODELO DINÂMICO DO AEROFÓLIO

Nesta seção será proposto um modelo dinâmico para um aerofólio adaptativo com o objetivo de mostrar as linearidades presentes no sistema, onde seu perfil inicial é o *NACA-0012*, tendo como característica a sua maior espessura que corresponde a 12% da corda do perfil. O protótipo proposto por Faria (2010), conforme apresentado na Fig. 3.1a, possui 500 mm de corda e 60 mm de espessura e deseja-se estabelecer uma forma para o perfil aerodinâmico a partir da determinação de um ângulo entre as diferentes seções do aerofólio (Fig. 3.1b). Este ângulo é obtido pelo efeito do atuador de liga de memória de forma através da passagem de uma corrente elétrica. A função da corrente elétrica é alterar a temperatura dos atuadores através do efeito Joule, modificando a forma da liga.

Figura 3.1- (a) Protótipo do aerofólio construído; (b) parte superior mostra o efeito do atuador *LMF1* e a parte inferior mostra o efeito do atuador *LMF2*.



(a)



(b)

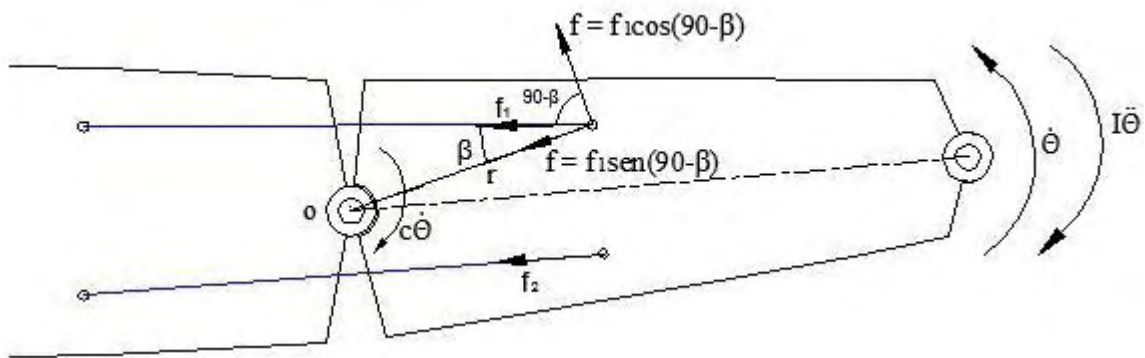
Fonte:Maesta (2012).

Considerando primeiramente o aquecimento da *LMF* superior. Após o aquecimento a liga tende a retornar a sua geometria inicial, gerando uma força f_1 . Esta força, por sua vez, provoca uma rotação no sentido anti-horário tracionando a *LMF* inferior, que resulta em uma força de reação f_2 (Fig. 3.2). Aplicando a somatória dos momentos:

$$I\ddot{\theta} + C_t\dot{\theta} + r \times f_1 + r \times f_2 = 0 \quad (3.1)$$

onde, I é o momento de inércia de massa, f_1 a força gerada pela *LMF1*, f_2 a força de reação da *LMF2* e C_t é uma constante associado ao momento total gerado pelo amortecimento em relação ao ponto O .

Figura 3.2- Forças que atuam no sistema. Onde $\dot{\theta}$ é a velocidade angular do aerofólio, I o momento de inércia, f_1 força gerada pela *LMF1*, f_2 força de reação da *LMF2* e C_t é uma constante.



Fonte:Maesta (2012).

Assumindo que f_1 é muito maior que f_2 , podemos reescrever a Eq. (3.1) como:

$$I\ddot{\theta} + C_t\dot{\theta} + r \times f_1 = 0 \quad (3.2)$$

Decompondo a força f_1 em uma componente perpendicular ao raio r , e outra componente paralela a r , de modo que o módulo do momento da força f_1 em relação ao referencial O seja:

$$|r \times f_1| = f_1 r \cos(90 - \beta) \quad (3.3)$$

Substituindo (3.3) em (3.2), tem-se:

$$I\ddot{\theta} + C_t\dot{\theta} + f_1 r \cos(90 - \beta) = 0 \quad (3.4)$$

Sabe-se que a força exercida pelo atuador é:

$$f_1 = \sigma_1 A \quad (3.5)$$

onde A é a área de seção transversal e σ_1 é a tensão exercida na *LMF*.

No capítulo 2, foram mostrados alguns dos principais modelos que descrevem a tensão na liga de memória de forma. Como o modelo de Brinson (1993) é comumente utilizado em diversas aplicações, neste trabalho, o mesmo será utilizado para o cálculo da força gerada pela *LMF*. Deste modo, substituindo a Eq. (2.23) em (3.5) e considerando as funções dos materiais constantes e condições iniciais nulas e desprezando o efeito termoelástico, tem-se:

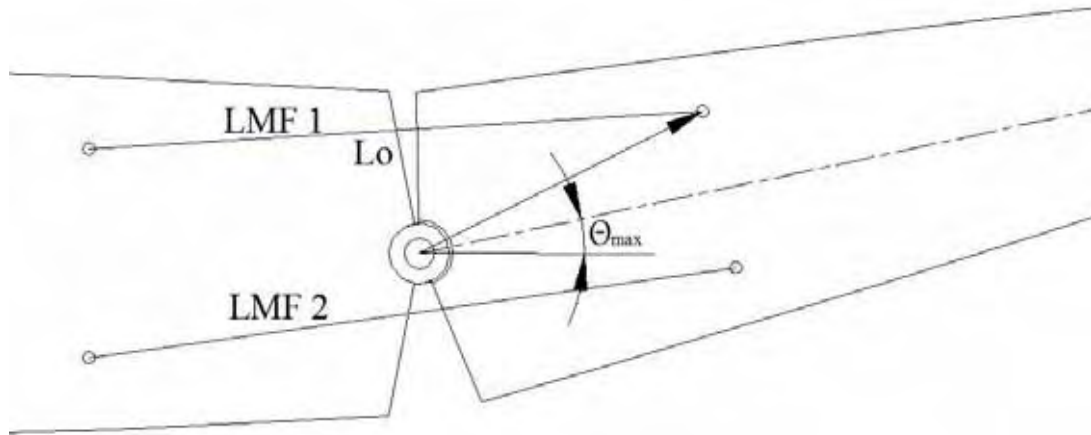
$$f_1 = AY\varepsilon - A\varepsilon_L Y \xi_s \quad (3.6)$$

A força f_1 (Eq. 3.6) possui duas componentes, uma em função da deformação (ε) do material e a segunda em função da cinética de transformação interna do material induzida por tensão (ξ_s). A deformação possui uma relação com o ângulo θ , devido ao comprimento final da liga (L_f) variar com o ângulo. Assim, sabe-se que:

$$f_{de} = AY\varepsilon = AY \frac{(L_f - L_o)}{L_o} \quad (3.7)$$

onde, f_{de} é a componente da força em função da deformação, L_o é o comprimento da liga de memória de forma em sua geometria original, ou seja, quando o ângulo é máximo (Fig. 3.3).

Figura 3.3- Configuração inicial da asa. Onde L_0 é o comprimento quando a liga de memória de forma se encontra em sua geometria original.

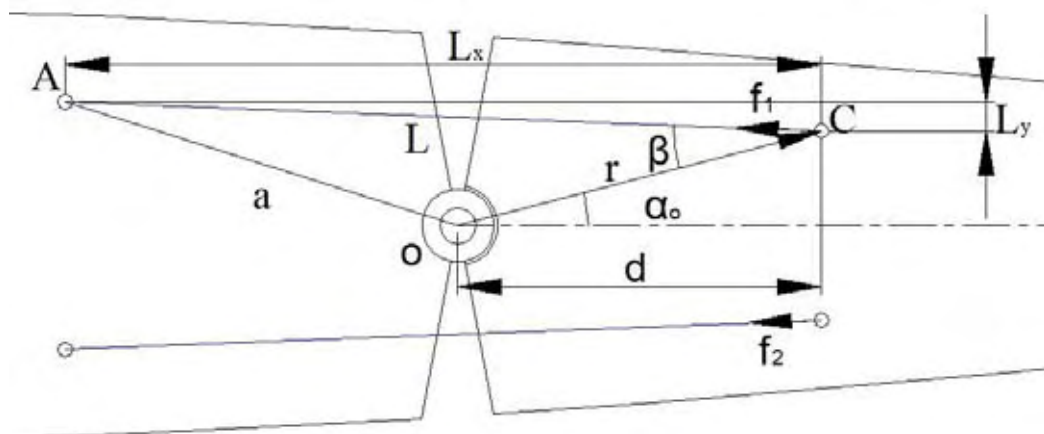


Fonte:Maesta (2012).

Conforme ilustra a Fig. 3.4, o comprimento L para qualquer posição angular do aerofólio pode ser calculada utilizando trigonometria simples, conforme a equação abaixo:

$$L = \sqrt{L_x^2 + L_y^2} \quad (3.8)$$

Figura 3.4- Análise trigonométrica mostrando o comprimento L da LMF. Onde L é o comprimento da LMF, β é o ângulo entre a LMF e o vetor r e α_0 é o ângulo constante formando quando o aerofólio está com um ângulo $\theta = 0$ entre o vetor r e a linha de referência do aerofólio.



Fonte:Maesta (2012).

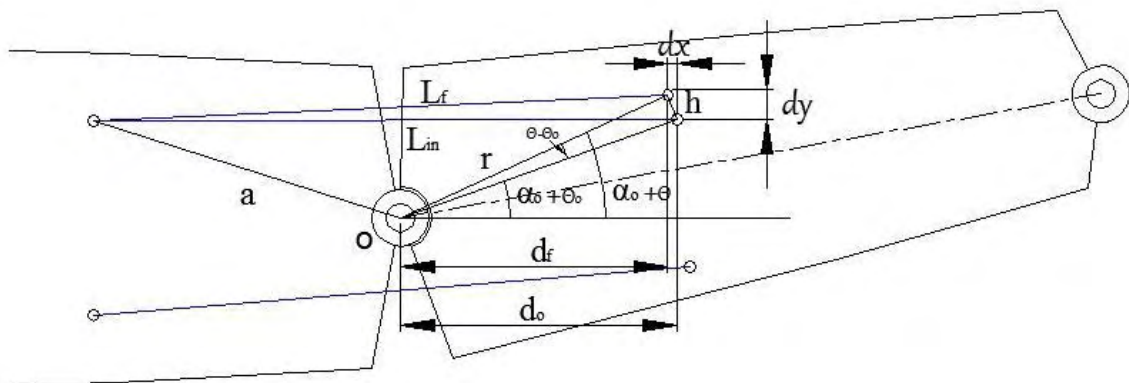
Conforme a *LMF* é aquecida, a mesma tende a retornar para sua geometria original, no caso do fio de *LMF* utilizado, tende a voltar a seu comprimento original (L_o) deslocando o aerofólio. Considerando o aerofólio em um ângulo inicial θ_o , comprimento inicial (L_{in}) e após a liga ser aquecida até atingir um ângulo θ , desloca o aerofólio e conseqüentemente o ponto *C* sofre um pequeno deslocamento d_x e d_y , conforme mostra a Fig. 3.5. Deste modo, as componentes do comprimento final da *LMF* (L_f), L_x e L_y podem ser calculados de acordo com as Eqs.(3.9) e (3.10). Note que para o cálculo da variação em y , necessita de duas equações devido o modo utilizado para calcular a variação em y (d_y) sempre irá fornecer o valor em módulo sem fornecer o sentido, como será mostrado no decorrer deste capítulo. Uma solução para este problema está no sentido de rotação do aerofólio. Assim quando o módulo do ângulo inicial $|\theta_o|$ for menor que o modulo do ângulo desejado $|\theta|$, então o aerofólio deve rotacionar no sentido horário e a primeira equação deve ser utilizada. Porém se o contrário ocorrer deve-se utilizar a segunda equação. No caso de comprimento em x (L_x) o método que será utilizado para o cálculo de d_x já fornece o módulo e o sentido, não havendo a necessidade de duas equações.

$$L_x = L_{xin} - d_x(\theta) \quad (3.9)$$

$$\begin{cases} p/|\theta_o| < |\theta| L_y = L_{yin} + d_y(\theta) \\ p/|\theta_o| > |\theta| L_y = L_{yin} - d_y(\theta) \end{cases} \quad (3.10)$$

onde L_{xin} e L_{yin} são respectivamente as componentes do comprimento anterior das *LMFs* na direção x e y .

Figura 3.5- Deslocamento do aerofólio.



Fonte: Maesta(2012).

A variação em x (d_x) pode ser obtida de acordo com a Fig. 3.5 por:

$$\cos(\alpha_o + \theta) = \frac{d_f}{r} = \frac{d_o - d_x}{r}$$

$$d_x(\theta) = d_o - r\cos(\alpha_o + \theta) \quad (3.11)$$

Ainda na Fig. 3.5, percebe-se que a distância h é igual ao deslocamento linear do ponto C , mas outra maneira de se calcular a distância h é:

$$h = r \frac{\pi(\theta - \theta_o)}{180} = \sqrt{d_x(\theta)^2 + d_y^2} \quad (3.12)$$

Organizando a Eq. (3.12) e isolando d_y , tem-se:

$$d_y(\theta) = \sqrt{\left(\frac{r^2(\theta - \theta_o)^2\pi^2}{180^2} - d_x(\theta)^2\right)} \quad (3.13)$$

Substituindo a Eq. (3.11) em (3.09) e (3.13) em (3.10) e em seguida substituindo na Eq. (3.8), obtêm-se o comprimento da liga em função do ângulo θ :

p/ $\theta < 0$

$$L_f(\theta) = \sqrt{(L_{xin} - d_o + r\cos(\alpha_o + \theta))^2 + \left(L_{yin} + \sqrt{\left(\frac{r^2(\theta - \theta_o)^2\pi^2}{180^2} - d_x(\theta)^2\right)}\right)^2} \quad (3.14)$$

p/ $\theta > 0$

$$L_f(\theta) = \sqrt{(L_{xin} - d_o + r\cos(\alpha_o + \theta))^2 + \left(L_{yin} - \sqrt{\left(\frac{r^2(\theta - \theta_o)^2\pi^2}{180^2} - d_x(\theta)^2\right)}\right)^2} \quad (3.15)$$

Deste modo, a equação do movimento pode ser reescrita como:

$$\mathbf{I}\ddot{\theta} + \mathbf{C}_t\dot{\theta} + \left(AY \frac{(L_f(\theta) - L_o)}{L_o} - A\varepsilon_L Y \xi_s \right) r \cos(90 - \beta) = 0 \quad (3.16)$$

O ângulo β varia conforme θ varia, isto ocorre devido ao deslocamento tanto em x e y do ponto C . Aplicando a lei dos cossenos no triângulo AOC e isolando β , de acordo com a Fig. 3.4, tem-se:

$$\beta(\theta) = \cos^{-1} \frac{r^2 + L_f(\theta)^2 - a^2}{2L_f(\theta)r} \quad (3.17)$$

Reescrevendo a Eq. (3.16), temos agora o ângulo β em função de θ :

$$\mathbf{I}\ddot{\theta} + \mathbf{C}_t\dot{\theta} + \left(AY \frac{(L_f(\theta) - L_o)}{L_o} - A\varepsilon_L Y \xi_s \right) r \cos(90 - \beta(\theta)) = 0 \quad (3.18)$$

A cinética de transformação interna do material induzida por tensão (ξ_s) na conversão de martensita para austenita, devido ao aquecimento da liga de memória de forma, é dada segundo o modelo Brinson (1993):

$$p/T > A_s C_A (T - A_f) < \sigma < C_A (T - A_s)$$

$$\xi_s = \frac{\xi_{so}}{2} \left\{ \cos \left[\frac{\pi}{A_f - A_s} \left(T - A_s - \frac{\sigma}{C_A} \right) \right] + 1 \right\} \quad (3.19)$$

sendo A_f a temperatura final da transformação em austenita, A_s a temperatura inicial da transformação em austenita, C_A o coeficiente de influência da tensão mecânica na temperatura de transformação associado a austenita e T a temperatura na *LMF*.

O aquecimento da liga de memória de forma é feita através da aplicação de uma corrente elétrica (efeito Joule). Deste modo um modelo que relaciona a corrente elétrica e a temperatura é dada pela equação abaixo (LEO, 2007):

$$\rho AC_p \frac{dT(t)}{dt} = i^2 R - h_c A_c [T(t) - T_\infty] \quad (3.20)$$

sendo ρ a densidade do material da liga de memória de forma, A é a área de seção transversal, C_p é o calor específico, R a resistência elétrica, i a corrente elétrica, h_c o coeficiente de transferência de calor, A_c o perímetro da seção transversal do fio da liga e T_∞ a temperatura ambiente.

Assumindo que a corrente elétrica e a temperatura ambiente são constantes, a solução para a equação diferencial é:

$$T(t) = \frac{R}{h_c A_c} (1 - e^{-\frac{t}{th}}) i^2 + (T_o - T_\infty) e^{-\frac{t}{th}} \quad (3.21)$$

A constante de tempo th associado com o processo de transferência de calor é definida pela relação abaixo:

$$th = \frac{\rho AC_p}{h_c A_c} \quad (3.22)$$

Substituindo a Eq. (3.21) em (3.18) e em seguida substituir na equação do movimento (Eq. 3.16), e expandindo em série de Taylor em relação à corrente elétrica (i), tem-se:

$$\mathbf{I}\ddot{\theta} + \mathbf{C}_t\dot{\theta} + A_1(\theta) - A_2(\theta) - A_3(\theta) - A_4(\theta)i^2 = 0 \quad (3.23)$$

onde:

$$A_1(\theta) = AYr \left(\frac{L_f(\theta) - L_o}{L_o} \right) \cos(90 - \beta(\theta))$$

$$A_2(\theta) = A_{\varepsilon LYr} \left(\frac{\xi_{so}}{2} \right) \cos(90 - \beta(\theta))$$

$$A_3(\theta) = A_{\varepsilon LYr} \left(\frac{\xi_{so}}{2} \right) \cos(90 - \beta(\theta)) \cos \left(a_A \left(T_o - e^{-\frac{t}{th}} (T_a - T_o) \right) - A_s a_A - \frac{a_A \sigma}{C_A} \right)$$

$$A_4(\theta) = A_{\varepsilon LYr} \left(\frac{\xi_{so}}{2} \right) \cos(90 - \beta(\theta)) Ra_{Asen} \left(a_A \left(T_o - e^{-\frac{t}{th}} (T_a - T_o) \right) - A_s a_A - \frac{a_A \sigma}{C_A} \right) \left(e^{-\frac{t}{th}} - 1 \right)$$

Escrevendo a equação do movimento na forma de espaço de estado e chamando: $\theta_1 = \theta$ e $\theta_2 = \dot{\theta}$, tem-se que:

$$\dot{\theta}_1 = \theta_2 \quad (3.24)$$

$$\dot{\theta}_2 = -\frac{C_t}{I}\theta_2 - \frac{A_1(\theta_1)}{I} + \frac{A_2(\theta_1)}{I} + \frac{A_3(\theta_1)}{I} + \frac{A_4(\theta_1)}{I}i^2 \quad (3.25)$$

Assumindo:

$$f(\theta_1, \theta_2) = -\frac{C_t}{I}\theta_2 - \frac{A_1(\theta_1)}{I} + \frac{A_2(\theta_1)}{I} + \frac{A_3(\theta_1)}{I}$$

$$g(\theta_1) = \frac{A_4(\theta_1)}{I}$$

$$u = i^2$$

A equação do movimento pode ser reescrita na forma na forma de espaço de estado como:

$$\dot{\theta}_1 = \theta_2$$

$$\dot{\theta}_2 = f(\theta_1, \theta_2) + g(\theta_1).u \quad (3.26)$$

A Equação (3.26) é um modelo da variação do ângulo para uma determinada corrente de entrada quando a liga de memória de forma da parte superior *LMF1* está atuando. O atuador inferior (*LMF2*) pode ser equacionado de maneira similar. Observa-se também a presença de muitas não linearidades mesmo com todas as simplificações realizadas, o que dificulta a aplicação de um controle clássico convencional.

4 CONTROLADOR NEBULOSO (OU DO INGLÊS *FUZZY*)

Nesta seção serão apresentados os conceitos básicos para a construção de controladores nebulosos. O objetivo principal é demonstrar quais foram as etapas utilizadas no projeto do controlador aplicado ao experimento em questão.

4.1 Introdução

A técnica envolvendo lógica nebulosa permite descrever matematicamente a decisão tomada pelo raciocínio humano, como por exemplo, para o controle da temperatura ambiente de uma sala, uma pessoa conhece de maneira intuitiva se está muito frio, quente ou muito quente. A teoria de conjuntos nebulosos, introduzida por Zadeh em 1965, permite a tradução matemática de tais raciocínios humanos.

A maior parte de conhecimento humano é representada em termos linguísticos de maneira que é importante que exista uma maneira sistemática e eficiente de incorporar este conhecimento em sistema de engenharia. Os sistemas nebulosos permitem incorporar tais conhecimentos em sua estrutura e possibilita a interpretação do conjunto de regras resultantes (SOUSA, 2000).

Atualmente o emprego de controladores nebulosos já pode ser encontrado em equipamentos eletrônicos e sistemas industriais. Alguns exemplos são: controle da qualidade de água (YAGSHITA et al., 1985), controle de elevadores (FUJUTECH, 1988), sistemas de operação de trens (YASUNOBU; HASEGAWA, 1985), etc.

A aplicação de um controlador nebuloso (*fuzzy*) do tipo Mandani é motivada principalmente em sistemas em que não há modelos precisos que descrevem seu comportamento ou em sistemas muito complexos que apresentam grandes não linearidades. No entanto, a falta de técnicas analíticas satisfatórias para o estudo da estabilidade de processos envolvendo controladores nebulosos tem sido considerada a maior desvantagem destes controladores (SOUSA, 2000). Como é possível notar no modelo dinâmico do aerofólio proposto no Capítulo 3, percebe-se que mesmo com todas as considerações realizadas o modelo apresenta não linearidades geométricas, além da complexidade envolvendo ligas de memória de forma. Na Seção 4.2 será apresentado um controlador nebuloso do tipo Mandani, que será testado nos ensaios experimentais no aerofólio apresentado no Capítulo 3.

4.2 Etapas para a construção de um controlador nebuloso.

O projeto do controlador nebuloso é obtido através do cumprimento de cinco etapas básicas bem definidas, quais sejam (PASCHOAL, 2011):

a) Definição das entradas e saídas

Nesta etapa as variáveis de entrada e saída são definidos baseada na lei de controle utilizada.

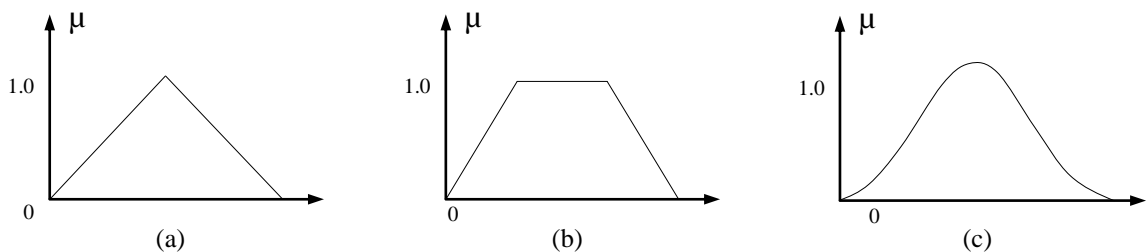
b) Caracterização do Intervalo de Valores das Variáveis de Entrada e Saída

Os intervalos dos valores das variáveis de entrada e da saída dependem da experiência do projetista do controlador.

c) Definição do Conjunto de Funções de Pertinência

As funções de pertinência mapeiam ou rotulam as variáveis de entrada e saída no universo $[0,1]$, procurando traduzir verbalmente a operação de controle do sistema em questão. Existem várias funções utilizadas na representação, sendo as mais comuns: triangular, trapezoidal e gaussiana (veja Fig. 4.1).

Figura 4.1- Funções de pertinência do tipo (a) Função triangular (b) trapezoidal e (c) gaussiana.



Fonte: Paschoal (2011).

As funções procuram traduzir verbalmente as variáveis do sistema dentro de um universo de discurso, que é normalmente representado por um conjunto de funções que mapeiam uma variável em questão. Por exemplo, um universo de discurso para traduzir a velocidade de uma partícula, pode ser definido como: “Lento”, “Parado” e “Rápido”.

A escolha do formato da função de pertinência mais adequada nem sempre é óbvia, podendo inclusive não estar ao alcance do conhecimento para uma determinada aplicação (CHIOU; LIU, 2009). Normalmente as funções escolhidas são do tipo triangulares e trapezoidais, pois a ideia de se definir regiões de pertinências total, média e nula mais intuitiva do que a especificação do valor médio e de dispersão, conceitos estes ligados às funções gaussianas. Neste trabalho optou-se pela função triangular, devido a sua maior simplicidade.

d) Definição da base de regras

A base de regras tem a função de representar a experiência do operador através da utilização dos operadores lógicos “E” e “OU”, que estabelecem uma relação entre as variáveis de entrada e saída envolvidas por declarações do tipo “Se... então”. As regras são construídas conforme a Eq.(4.1):

$$R^l : \mathbf{SE} \ x_1 \ \acute{e} \ A_1^l \ \mathbf{E} \ x_2 \ \acute{e} \ A_2^l \ \mathbf{E} \dots \ \mathbf{E} \ x_n \ \acute{e} \ A_n^l \ \mathbf{ENT\tilde{A}O} \ u \ \acute{e} \ B^l \quad (4.1)$$

onde A_i^l ($i = 1, \dots, n$) e B^l são conjuntos nebulosos, $x = (x_1, \dots, x_n)^T$ são as variáveis linguísticas de entrada, u é a variável linguística de saída e R^l denota uma regra de controle.

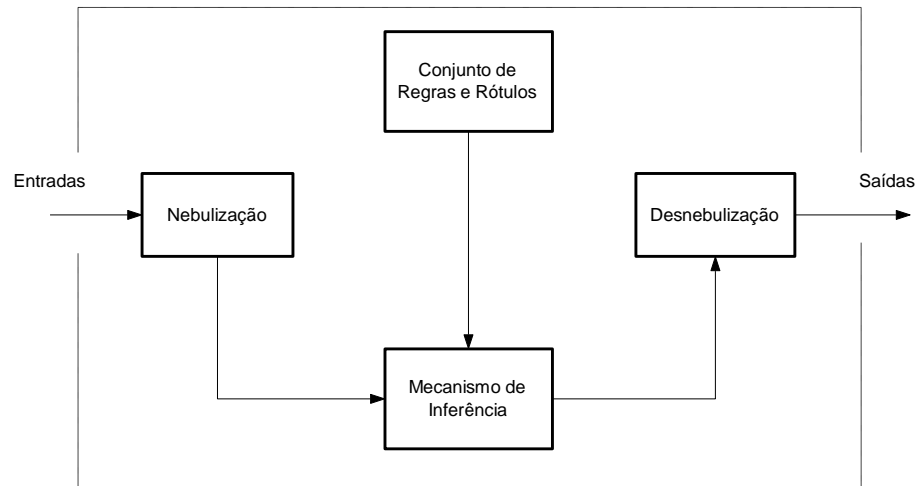
O conjunto nebuloso para a saída (B^l) pode ser representado por um conjunto de funções de pertinência (MAMDANI, 1976) ou por uma combinação algébrica das variáveis de entrada (TAKAGI; SUGENO, 1985). O método proposto por Takagi e Sugeno (1985) proporciona algoritmos mais rápidos, mas apresenta uma desvantagem devido o consequente das regras não resultar em um conjunto nebuloso, assim não permite incorporar diretamente o conhecimento intuitivo do especialista em controle (SOUSA, 2000). O método de Mamdani permite a incorporação de tais conhecimentos, assim será utilizado neste trabalho.

O número de regras a ser utilizada no projeto do controlador é uma variável a ser analisada. A utilização de muitas regras não garante um alto desempenho do controlador, mas sim vale da experiência do projetista do controle para com o sistema a ser controlado em escolher um número coerente de regras para um desempenho desejado. Na otimização destas regras os algoritmos genéricos se apresentam como ferramenta de grande potencial na otimização de controladores nebulosos (SOUSA, 2000).

e) *Sistema de Inferência Nebulosa*

Uma vez definida as regras, derivadas a partir do conhecimento intuitivo do projetista do controle, parte para o processo de tradução matemática das variáveis linguísticas utilizadas na construção das regras. Este processo possui pelas etapas de *Nebulização*, *Mecanismo de Inferência* e *Desnebulização* (Fig. 4.2).

Figura 4.2- Sistema de inferência nebulosa.

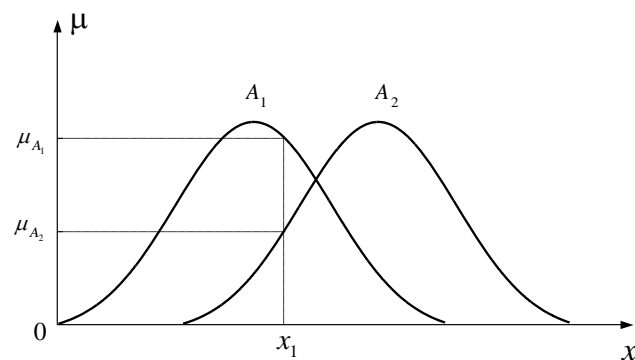


Fonte: Paschoal (2011).

e.1) *Nebulização*

O processo de nebulização transforma um determinado valor da variável em graus de pertinência (μ), em relação a um determinado conjunto nebuloso. Na Figura 4.3, um determinado valor x_1 é transformado em dois graus de pertinência μ_{A_1} e μ_{A_2} , em relação ao conjunto nebuloso A_1 e A_2 .

Figura 4.3- Nebulização.



Fonte: Paschoal (2011).

e.2) Mecanismo de Inferência

Existem dois tipos de inferência nebulosa, são elas:

- 1 - inferência baseada na composição das regras;
- 2 - inferência individual de cada regra;

Neste trabalho será utilizado segundo tipo por ser o mais predominante em aplicações de controladores nebulosos.

No mecanismo de inferência é necessário definir como as regras serão interpretadas, geralmente essas regras são interpretadas por conjunções lógicas como a interpretação pelo *mínimo* (interpretação de Mamdani) e pelo produto algébrico (interpretação de Larsen). A interpretação pelo mínimo é a opção mais interessante devido ao seu baixo esforço computacional.

Segundo Tsoukalas e Uhrig (1996), as simplificações nebulosas do tipo Mamdani são realizadas por meio da utilização dos conectivos **E/OU**. Assim, utilizando a teoria clássica de conjuntos, para duas variáveis linguísticas *A* e *B*, as operações compostas "*A E B*" e "*A OU B*" são definidas, respectivamente, em função de seus graus de pertinência, por:

$$"AEB" \leftrightarrow A \mathbf{E} B \equiv \min(A, B) \quad (4.2)$$

$$"AOUB" \leftrightarrow A \mathbf{OU} B \equiv \max(A, B) \quad (4.3)$$

Cada regra resulta em um conjunto nebuloso de saída em particular, a união de todos os conjuntos nebulosos de cada regra individual resulta em um conjunto nebuloso de saída resultante. Esta união é feita utilizando o operador *máximo* que resulta em uma função de pertinência para o conjunto nebuloso de saída. Na Figura 4.4, tem-se um exemplo de um mecanismo de inferência de um controlador nebuloso utilizando o conectivo **E** para um controlador utilizando duas regras e duas variáveis de entrada (x_1 e x_2). A agregação das regras é realizada pelo operador *máximo*. Ainda na Fig. 4.4 observe que x_1 e x_2 são divididos em dois graus de pertinência (nebulização) e pelas regras $R^{(1)}$ e $R^{(2)}$ geram duas saídas B^1 e B^2 , para as seguintes condições abaixo :

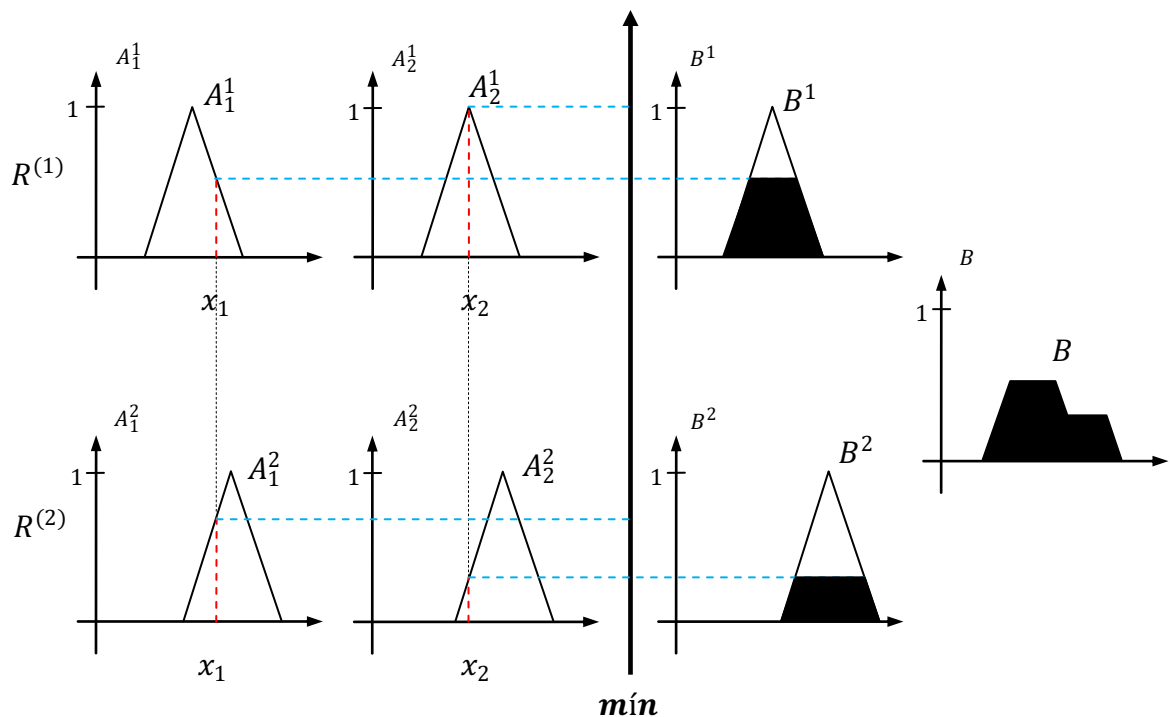
$$R^{(1)} : \mathbf{SE} x_1 \text{ é } A_1^1 \mathbf{E} x_2 \text{ é } A_2^1 \mathbf{ENTÃO} B_1 \text{ é } B^1 \text{ onde } B_1 = \min(A_1^1, A_2^1)$$

$R^{(2)} : \text{SE } x_1 \text{ é } A_1^2 \text{ E } x_2 \text{ é } A_2^2 \text{ ENTÃO } B_2 \text{ é } B^2 \text{ onde } B_2 \equiv \min(A_1^2, A_2^2)$

O conjunto nebuloso resultante é dado por:

$B_1 \text{ OU } B_2 \equiv \max(B_1, B_2)$

Figura 4.4- Mecanismo de inferência utilizando o operador *mínimo* como conectivo E.



Fonte: Paschoal (2011).

e.3) Desnebulização

O método de desnebulização transforma os resultados da etapa anterior em uma saída numérica. Isto é necessário, pois as aplicações de controle exigem uma ação de controle exata, ou seja, um número específico em um dado momento. Dentre as principais estratégias de desnebulização encontradas na literatura, destacam-se: *centro de área*, *média dos máximos* e *critério do máximo* (DRIANKOV et al., 1996).

O método do *centro de área* será adotado neste trabalho. Assim, considerando um universo de discurso discretizado pela variável w_j , a saída produzida por este desnebulizador é definida por:

$$u = \frac{\sum_{j=1}^M \mu_B(w_j) w_j}{\sum_{j=1}^M \mu_B(w_j)} \quad (4.4)$$

onde M é o número de elementos do universo de discurso de saída e $\mu_B(w_j)$ é a função de pertinência do conjunto nebuloso B .

4.3 Conclusão

A utilização de controladores nebulosos é uma alternativa atraente quando se trata de sistemas complexos. Assim, para sistemas dinâmicos envolvendo a aplicação de atuadores de liga de memória de forma, torna-se interessante a sua utilização. No entanto, destaca-se que a principal desvantagem na utilização deste tipo de controlador está na ausência de técnicas analíticas satisfatórias que garantem a sua estabilidade no processo a ser controlado.

5 TESTES EXPERIMENTAIS

Neste trabalho foi utilizado o protótipo construído por Faria (2010)(veja Fig. 5.1), com o objetivo de verificar o desempenho de um sistema de controle angular baseado na *Lógica Nebulosa* e na *Lógica Booleana* (controlador *liga/desliga*). O aerofólio tem como característica principal a sua maior espessura correspondente a 12% da corda do perfil (modelo *NACA-0012*) que possui 500 mm de corda e 60 mm de máxima espessura. Tal aerofólio foi usinado em uma placa de acrílico de 15 mm de espessura, utilizando o centro de usinagem *ROMI Discovery 560*, disponível no laboratório de usinagem da Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira.

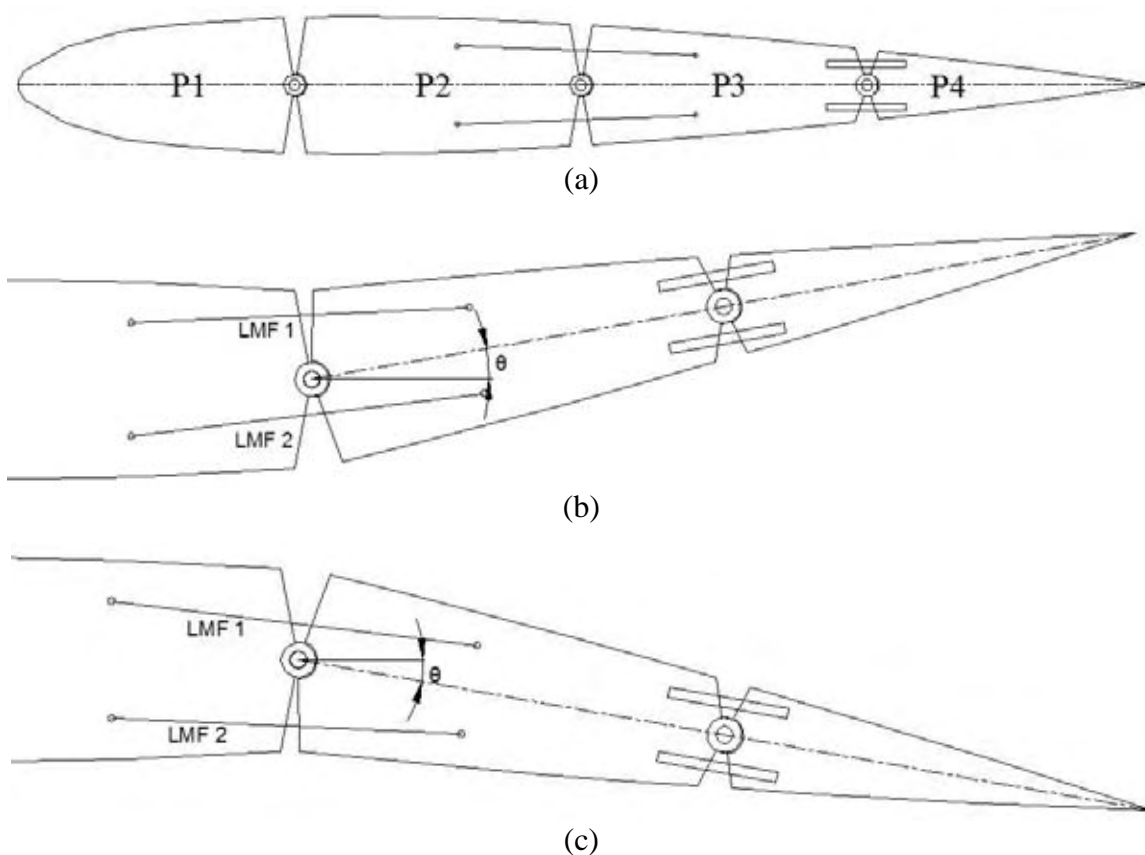
Figura 5.1- Aerofólio construído.



Fonte: Faria(2010).

O aerofólio foi dividido em quatro partes: *P1*, *P2*, *P3* e *P4* (veja Fig.5.2a), com três pontos de articulação, o que garante uma maior versatilidade. Por simplificação, as partes *P1*, *P2* e *P4* foram consideradas fixas e *P3* móvel. Um par de fios de liga de memória de forma de *NiTi* foram utilizadas como atuadores (*LMF1* e *LMF2*) para girar *P3*, com um ângulo θ , no sentido anti-horário ou horário, conforme mostram as Figs. 5.2b e 5.2c, respectivamente. As *LMFs* são ajustadas com o auxílio de travas, conforme pode ser observado na Fig. 5.1, e possuem o mesmo comprimento e diâmetro. Este ajuste é trabalhoso devido às travas serem de difícil manuseio, porém as *LMFs* foram ajustadas de tal modo que se garantiu um ângulo máximo no aerofólio de -10 a +10 graus.

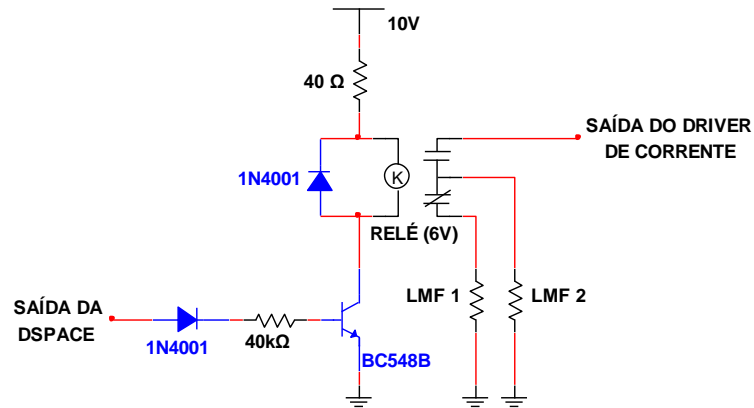
Figura 5.2- (a) Desenho esquemático do protótipo construído; (b) *LMF 1* ativado e (c) *LMF 2* ativado.



Fonte:Maesta(2012).

O ângulo θ desejado é atingido pelo efeito de memória de forma das *LMFs*, aquecidas pela passagem de uma corrente elétrica que altera a temperatura dos atuadores por efeito Joule. Para geração da corrente elétrica na *LMF*, utilizou-se um amplificador de corrente fabricado pela *LORD* (modelo *RD-3002-1*) cuja entrada é uma tensão elétrica que possui uma relação linear com a corrente elétrica de acordo com a curva de calibração do modelo *RD-3002-1*. No aquecimento das ligas de memória de forma foi necessário um projeto de um circuito de chaveamento (veja Fig. 5.3) que direciona a corrente elétrica para uma determinada *LMF*. Cada *LMF* necessita um amplificador de corrente, porém este circuito eliminou a necessidade de dois amplificadores de corrente, o que se torna vantajoso em aplicações práticas, devido principalmente à diminuição do custo de projeto.

Figura 5.3- Circuito de chaveamento.



Fonte: Maesta(2012).

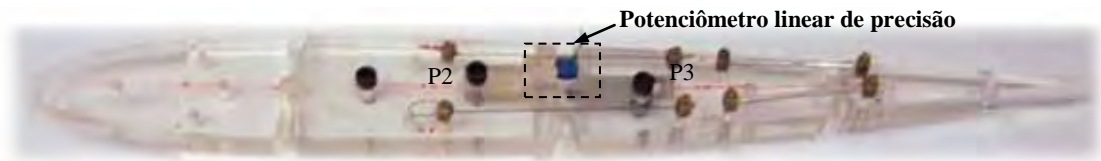
Para medir o ângulo θ , um potenciômetro linear de precisão (tipo *TRIMER3386cw*) foi utilizado como sensor do aerofólio e posicionado entre as partes *P2* e *P3*, conforme mostra a Fig. 5.4a. O movimento da seção *P3* gira o potenciômetro com o auxílio das chapas de aço (veja Fig. 5.4b). Este giro altera a resistência em um dos terminais do potenciômetro modificando a tensão de saída V_s . A tensão de saída tem relação linear com o ângulo do aerofólio (θ), podendo ser obtida através da relação abaixo:

$$V_s = a\theta + b \quad (5.1)$$

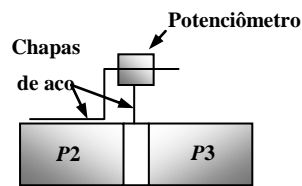
onde a e b são constantes. Deste modo o ângulo do aerofólio (θ) é definido como:

$$\theta = \frac{V_s - b}{a} \quad (5.2)$$

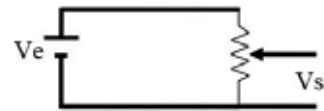
Figura 5.4- (a) Aerofólio construído; (b) detalhe do potenciômetro utilizado como sensor angular (detalhe da área selecionada em a); e (c) esquema elétrico do sensor, onde V_e é a tensão de alimentação do sensor e V_s a tensão de saída.



(a)



(b)



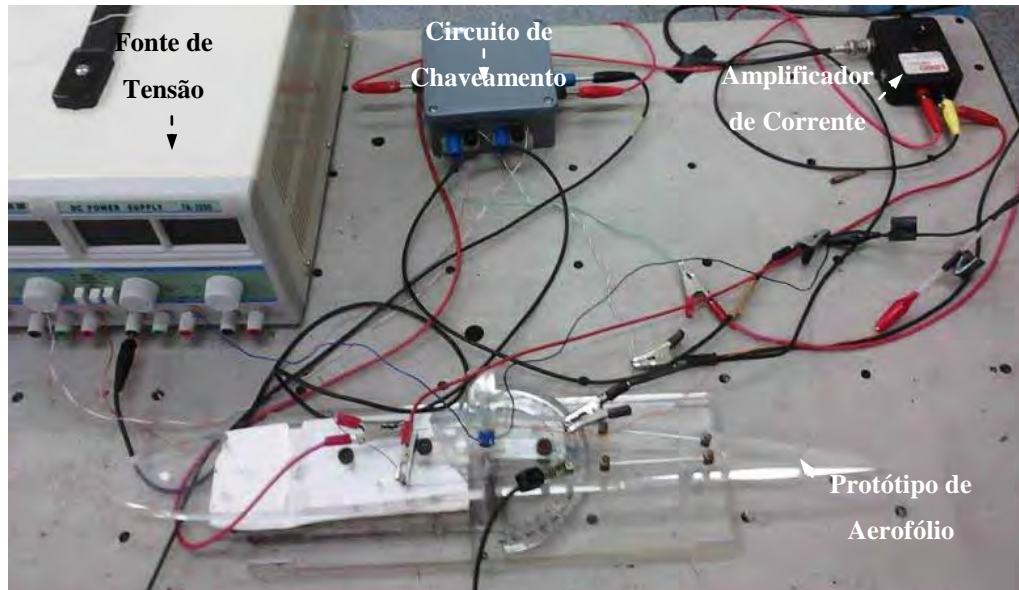
(c)

Fonte: Maesta(2012).

A calibração do sensor foi realizada com o auxílio de um transferidor obtendo dois pontos de referência, sendo esses, um valor de tensão referente ao ângulo zero e outro valor de tensão referente ao ângulo máximo de 10 graus. Estes dois pontos são utilizados na Eq.(5.1)e, com o auxílio de um programa desenvolvido em *Matlab*[®] (veja Anexo I),foi gerada a curva de calibração.

A bancada experimental (veja Fig. 5.5) é composta basicamente de uma fonte de tensão contínua utilizada na alimentação do sensor, do circuito de chaveamento, do amplificador de corrente e do protótipo.

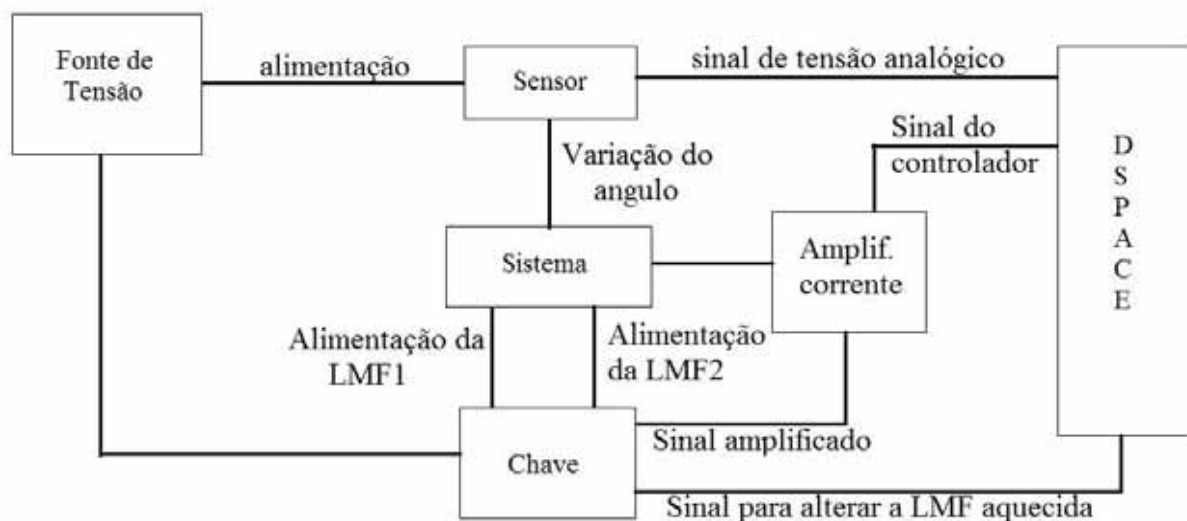
Figura 5.5- Bancada experimental montada.



Fonte: Maesta(2012).

Conforme ilustrado pelo fluxograma da figura 5.6, o potenciômetro, alimentado por uma fonte de tensão contínua, gera um sinal de voltagem proporcional à mudança de sua resistência, conforme mostra o esquema da fig. 5.4(c). O amplificador de corrente, por sua vez, produz uma corrente proporcional ao sinal de controle gerado pela DSPACE. Por fim, a função do dispositivo de chaveamento é conduzir a corrente, produzida pelo amplificador, para a LMF que precisa ser ativada a partir de um sinal de comando (0 ou 10V) gerado pela DSPACE.

Figura 5.6- Fluxograma da bancada experimental.



Fonte: Maesta(2012).

Para a coleta dos sinais foi utilizada a placa de aquisição *dSpace*[®] modelo *DS1103* (veja Fig. 5.7) que faz o interfaceamento entre a *LMF* e o amplificador de corrente num tempo de amostragem de 1 *ms*. O ambiente *dSpace*[®] é uma interface inteiramente integrada ao *Matlab Simulink*[®] que reúne ferramentas de projeto e análise de sistemas de controle com um software de implementação em tempo real.

Figura 5.7- Sistema de aquisição de dados



Fonte: Maesta(2012).

O objetivo deste sistema é garantir num menor tempo possível que o ângulo do aerofólio (θ) acompanha uma referência angular pré-estabelecida (r). Assim, o que se deseja é projetar um controlador nebuloso e um controlador *liga/desliga* que garanta a minimização, num menor tempo possível, do sinal de erro que é definido por:

$$E = r - \theta \quad (5.3)$$

onde, r é o ângulo de referência e θ é o ângulo atual do aerofólio.

5.1 Aplicação do Controlador Nebuloso

A aplicação do controlador nebuloso foi realizada em duas etapas, quais sejam:

- 1- O projeto do controlador nebuloso para o aerofólio com 1 *LMF*.
- 2- O projeto do controlador nebuloso para o aerofólio com 2 *LMFs*.

5.1.1 Projeto do Controlador Nebuloso para o Aerofólio com 1 *LMF*

O projeto de um controlador nebuloso para o aerofólio com 1 *LMF* é necessário para observar o desempenho do controlador e familiarizar o operador para com o sistema. Nesta condição a *LMF* inferior (*LMF2* da Fig. 5.2c) foi removida. Para a construção do controlador nebuloso (veja Capítulo 4), foi necessária a definição das seguintes etapas:

a) Definição das entradas e saída

As variáveis de entrada do processo são: o erro (E) e a variação do erro angular (dE/dt). Já para a variável de saída, escolheu-se a tensão elétrica (V), aplicada no amplificador de corrente utilizado.

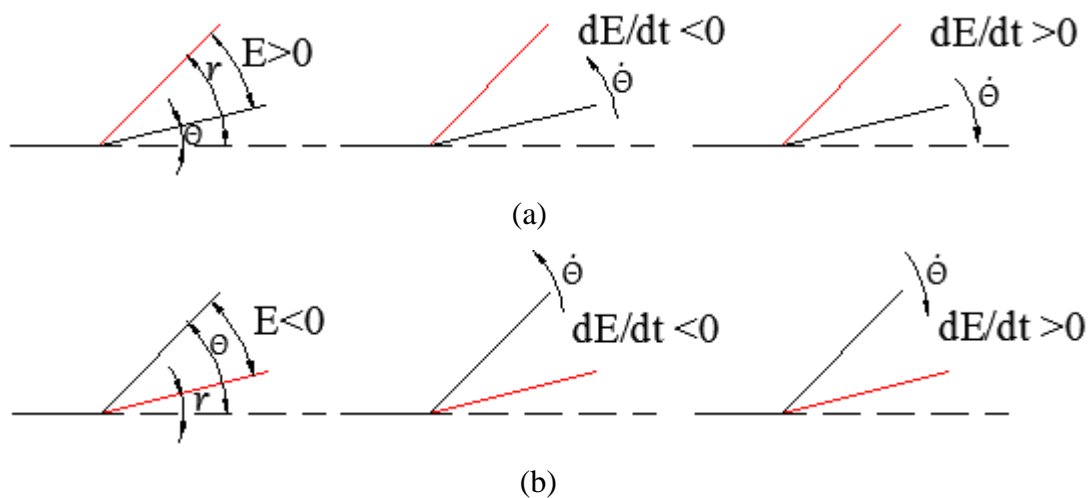
b) Definição do universo de discurso das variáveis de entrada e saída

Antes de nomear as variáveis em um universo de discurso é necessário analisar como se comportam a variável erro (E) e a variação do erro (dE/dt) conforme o aerofólio rotaciona, obtida através de uma derivada numérica do sinal erro (E). Duas situações provocam mudanças nas variáveis, que podem ser descritas como:

i) o ângulo de referência se encontra na posição superior ao ângulo atual do aerofólio (Fig. 5.8a). Nesta situação (veja Eq. 5.3) o erro (E) será maior que zero, portanto, se o aerofólio girar com velocidade angular $\dot{\theta}$ e no sentido anti-horário (se aproximando da referência), a variação do erro (dE/dt) será negativa, mas se o giro do aerofólio estiver no sentido horário (se afastando da referência), a variação do erro (dE/dt) será positiva.

ii) o ângulo de referência se encontra na posição inferior ao ângulo atual do aerofólio (veja Fig. 5.8b). Nesta situação (Eq. 5.3) o erro (E) será menor que zero, portanto, se o aerofólio girar com velocidade angular $\dot{\theta}$ e no sentido anti-horário (se afastando da referência), a variação do erro (dE/dt) será negativa, mas se o giro estiver no sentido horário (se aproximando da referência), a variação do erro (dE/dt) será positiva.

Figura 5.8- (a) o ângulo de referência se encontra na posição superior ao ângulo atual do aerofólio; (b) o ângulo de referência se encontra na posição inferior ao ângulo atual do aerofólio.

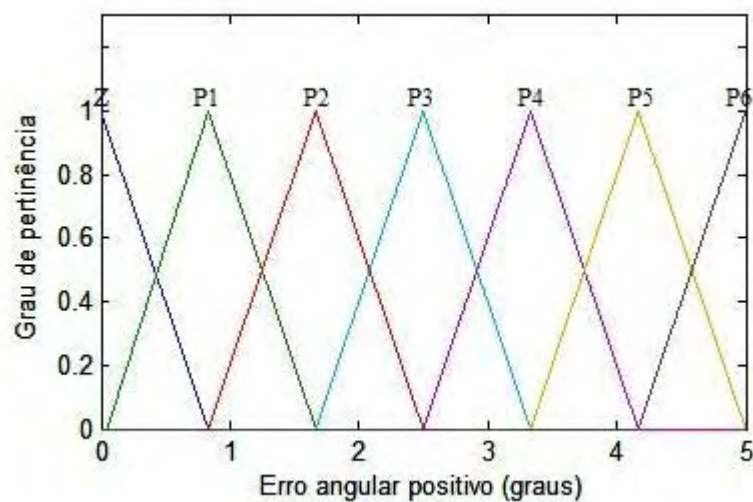


Fonte: Maesta(2012).

No caso do aerofólio somente com a *LMF* superior (*LMF1*), impossibilita o aerofólio de retornar ao ângulo que necessite de rotação no sentido horário, devido a *LMF* utilizada ser capaz somente de realizar movimento em um sentido. Com base nesta observação, a variável de entrada erro (E) têm o universo de discurso dividido em 7 funções de pertinência triangulares que descrevem as variáveis do sistema de rótulos ou variáveis linguísticas, a saber: “zero (Z)”, “Positivo nível 1 ($P1$)”, “Positivo nível 2 ($P2$)”, “Positivo nível 3 ($P3$)”, “Positivo nível 4 ($P4$)”, “Positivo nível 5 ($P5$)”, “Positivo nível 6 ($P6$)”. Para a variável de entrada dE/dt , o universo de discurso foi dividido em 7 funções de pertinência triangulares, que são: “Negativo Alto” (NA), “Negativo Médio” (NM), “Negativo Baixo” (NB), “Zero” (Z), “Positivo Baixo” (PB), “Positivo Médio” (PM) e “Positivo Alto” (PA). Já a saída V tem o universo de discurso dividido em 7 funções de pertinência, a saber: Zero (Z)”, “Tensão nível 1 ($V1$)”, “Tensão nível 2 ($V2$)”, “Tensão nível 3 ($V3$)”, “Tensão nível 4 ($V4$)”, “Tensão nível 5 ($V5$)”, “Tensão nível 6 ($V6$)”. O número de funções de pertinência foi escolhido após inúmeras análises experimentais utilizando 5, 7 e 9 funções de pertinência.

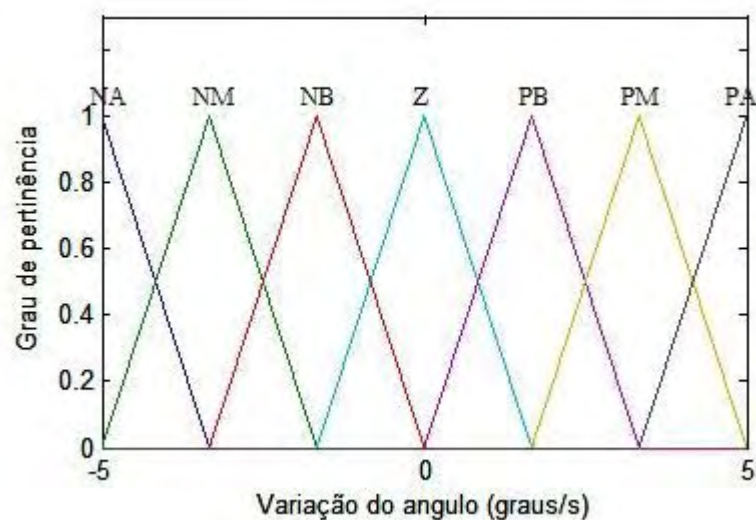
As Figuras 5.9, 5.10 e 5.11 apresentam, respectivamente, a distribuição das funções de pertinência nos intervalos de valores das variáveis de entrada: E e dE/dt e saída V . O intervalo dos valores para o sinal de tensão elétrica de saída (V) é definido com base na curva de calibração do amplificador de corrente que está na faixa de 0.6 a 5 Volts. Os valores para as variáveis erro (E) e variação do erro (dE/dt) foram obtidos através de inúmeros testes experimentais.

Figura 5.9- Universo de discurso do erro angular (E) positivo.



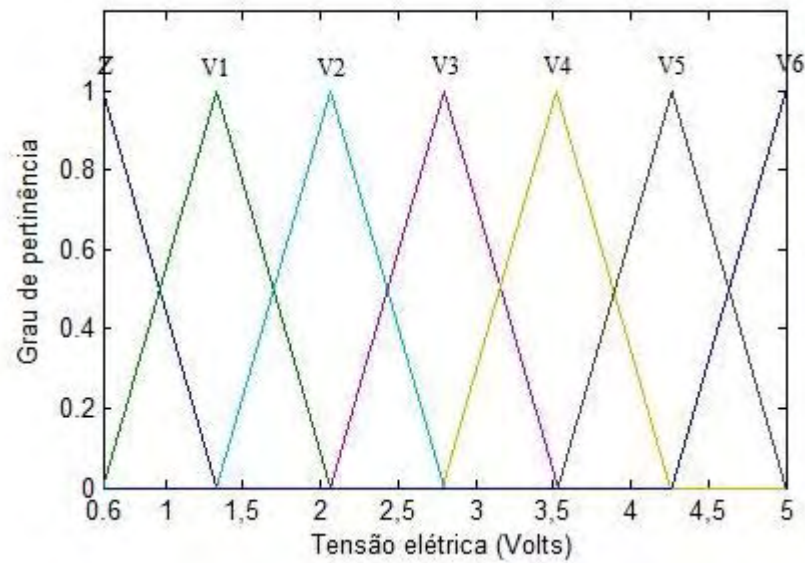
Fonte: Maesta(2012).

Figura 5.10- Universo de discurso da variação do erro angular (dE/dt).



Fonte: Maesta(2012).

Figura 5.11- Universo de discurso da tensão elétrica de saída (V).



Fonte: Maesta(2012).

c) Definição da base de regras

A estratégia para a obtenção das regras considerada inicialmente considerado o aerofólio com um erro (E) grande e a função de pertinência “Positivo nível 6” ($P6$), com a variação do erro (dE/dt) igual a “zero” (Z). Esta condição significa que o ângulo do aerofólio está muito afastado da referência desejada, portanto, intuitivamente deve-se utilizar a máxima corrente elétrica na LMF , para aquecê-la o mais rápido e fazer com que o aerofólio tenda a atingir a referência o mais rápido possível. Deste modo, a saída (V) deve ser “Tensão nível 6” ($V6$). A regra para este caso é escrita conforme a equação abaixo:

$$R : \mathbf{SEE} \text{ é } P6 \text{ EdE/dt é } Z \mathbf{ENTÃO} V \text{ é } P6 \quad (5.3)$$

Outras possibilidades quando o aerofólio se encontra com a variação do erro (dE/dt) igual a “zero” (Z), é para valores da variável erro cujos níveis são inferiores a $P6$. Note na Tab.5.1, quanto menor o nível atribuído ao erro, menor serão nível da tensão aplicada à fonte de corrente. Esta forma intuitiva de pensamento é explicada se for considerado um operador controlando a tensão aplicada ao amplificador de corrente com o auxílio de um potenciômetro. Deste modo, quanto menor estiver o erro, o operador tende a ajustar “levemente” o potenciômetro para não inserir um nível de tensão de saída V muito elevada. Os casos em que a variação do erro é diferente de zero, porém negativa, representam as

situações em que o ângulo do aerofólio tende a se aproximar da referência desejada. Esta variação no ângulo pode ser “Negativo Alto” (NA), “Negativo Médio” (NM), “Negativo Baixo” (NB), “Zero” (Z). Se mais uma vez a análise for feita através do ponto de vista de um operador ajustando a tensão com o auxílio de um potenciômetro, as regras para estes casos podem ser projetadas seguindo as idéias formuladas abaixo:

- “O aerofólio está muito rápido ($dE/dt = NA$) e o ângulo muito grande ($P6$) então deve-se aplicar uma tensão media ($V4$) para manter a velocidade”;
- “O aerofólio está muito rápido ($dE/dt = NA$) e o ângulo muito pequeno ($P1$) então deve-se aplicar uma tensão mínima ($V1$) de modo a não permitir que a LMF esfrie por completo e que a aproximação do ângulo seja pela própria velocidade inercial do aerofólio”;
- “O aerofólio está muito lento ($dE/dt = NB$) e o ângulo muito grande ($P6$) então deve-se aplicar uma tensão media alta ($V5$) para aumentar a velocidade” e
- “O aerofólio está muito lento ($dE/dt = NB$) e o ângulo muito pequeno ($P1$) então deve-se aplicar uma tensão media baixa ($V2$) para não aumentar muito a velocidade”.

Os casos em que a variação do erro é diferente de zero, porém positiva, representam as situações em que o aerofólio se afaste da referência. Como os testes executados no aerofólio foram realizados na ausência de forças externas, então para todos estes casos a saída V é “zero” (Z), porém a variação positiva será inserida na construção das regras para serem utilizadas em trabalhos futuros quando tais forças externas não serem mais nulas.

Com base nas considerações acima discutidas, foi construída a base de regras conforme mostra a Tab. 5.1.

Tabela 5.1- Base de regras da LMF superior.

| | | <i>E</i> | | | | | | |
|-----------------|-----------|----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| | | Z | P1 | P2 | P3 | P4 | P5 | P6 |
| $\frac{dE}{dt}$ | NA | Z | V1 | V2 | V2 | V3 | V4 | V4 |
| | NM | Z | V1 | V2 | V3 | V3 | V4 | V5 |
| | NB | Z | V2 | V3 | V3 | V3 | V4 | V5 |
| | Z | Z | V3 | V3 | V4 | V5 | V6 | V6 |
| | PB | Z | Z | Z | Z | Z | Z | Z |
| | PM | Z | Z | Z | Z | Z | Z | Z |
| | PA | Z | Z | Z | Z | Z | Z | Z |

Fonte: Maesta(2012).

Nos ensaios experimentais realizados, foram constatados problemas como: excesso de ruído de medida e folgas mecânicas presentes no aerofólio. No entanto, o controlador nebuloso, projetado intuitivamente, mostrou-se eficiente para o problema em questão.

d) Definição do mecanismo de inferência nebulosa

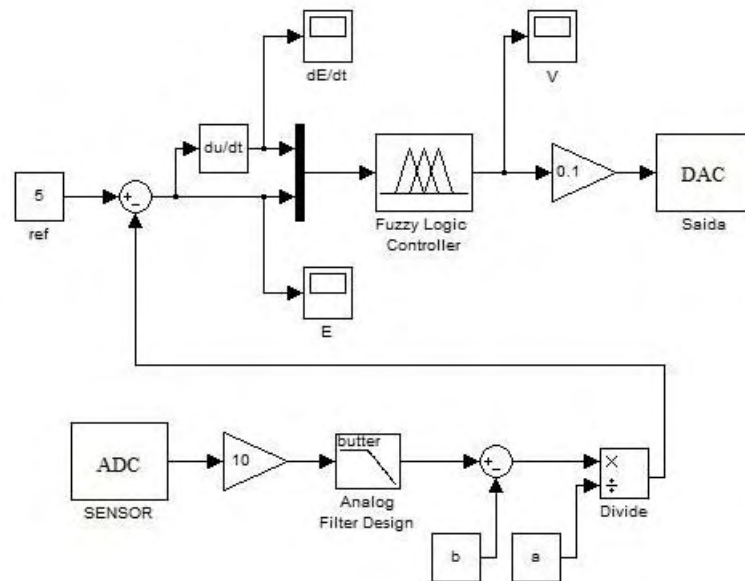
Uma vez definidas as regras derivadas a partir da linguagem simbólica construída para o sistema de controle, passa-se à fase da tradução matemática desta linguagem. Isto é conduzido através da utilização da implicação nebulosa *mínimo* (tipo Mamdani) realizada através do conectivo *E*. Para a transformação do conjunto nebuloso de saída em uma ação de controle numérica, a estratégia adotada foi o *centro de área* (DRIANKOV et al., 1996).

5.2 Resultados Experimentais

Para verificar experimentalmente a eficiência do controlador nebuloso proposto, foi construído, no ambiente *Matlab Simulink*[®], o diagrama de blocos do sistema em malha fechada (veja Fig. 5.12). Segundo o diagrama, implementado em ambiente *dSpace*[®], a partir dos sinais de erro (*E*) e variação do erro angular (dE/dt), um controlador nebuloso produz um sinal de tensão elétrica (*V*) que alimenta o amplificador decorrente e, por sua vez, excita o

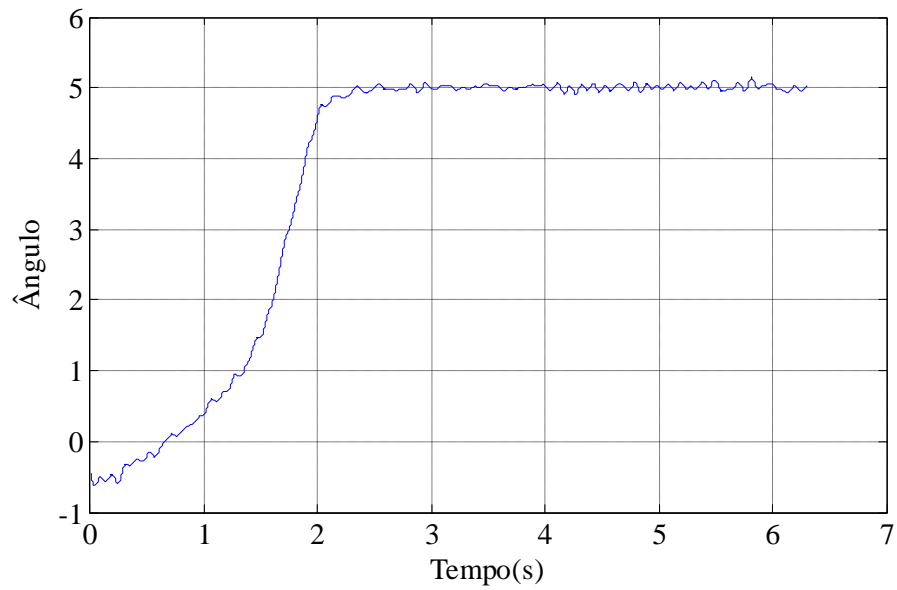
atuador *LMF1*. Os movimentos angulares do aerofólio, gerados pelo atuador, são captados pelo potenciômetro linear através de uma das portas de entrada *ADC* da *DSPACE*, sendo necessário multiplicar o sinal por um ganho constante de amplitude 10 devido a placa dividir todo sinal de entrada por 10. Este sinal, adquirido passa por um filtro do tipo *Butterworth* (8ª ordem e frequência de corte de 10 Hz), e finalmente, implementando a Eq.(5.2) (blocos *a* e *b*) os valores são transformados em graus (θ). Estes valores são comparados com o valor de referência *r* (neste caso utilizou-se 5 graus) gerando o sinal de erro *E* que uma vez derivado, resultou em sua variação temporal (dE/dt). Os sinais de erro (*E*) e a variação do erro angular (dE/dt) são novamente alimentados pelo controlador nebuloso (bloco *Fuzzy Logic Controller*) e um novo sinal de saída (*V*) é gerado realimentando a malha de controle utilizando uma das saídas *DAC* da *DSPACE*.

Figura: 5.12- Diagrama de blocos do sistema de controle nebuloso para o aerofólio com uma *LMF*.

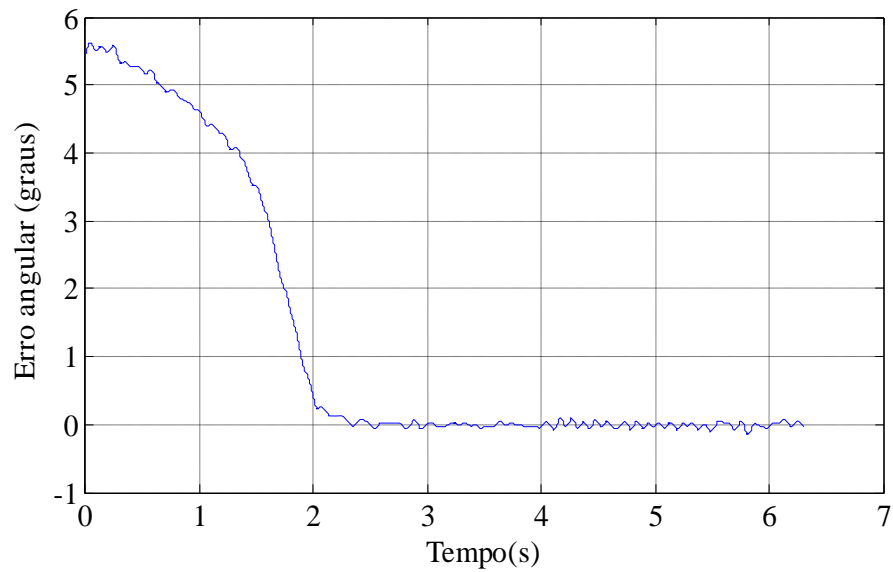


Fonte: Maesta(2012).

As Figuras 5.13, 5.14, 5.15 e 5.16 apresentam, respectivamente, as respostas transitórias das variáveis: θ , *E*, dE/dt e *V* com o aerofólio inicialmente posicionado próximo de 0 grau e assumindo-se uma referência de 5 graus.

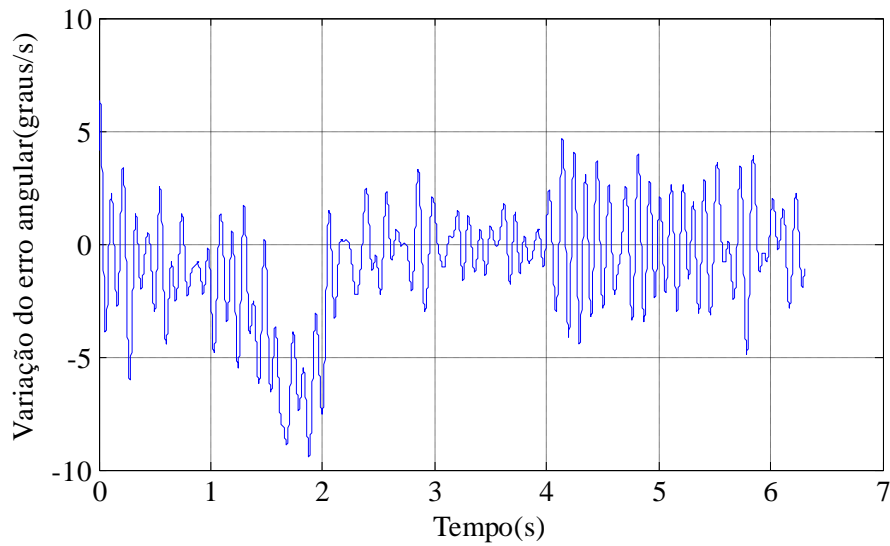
5.13- Comportamento transitório do ângulo do aerofólio (θ).

Fonte: Maesta(2012).

5.14- Comportamento transitório do erro angular (E).

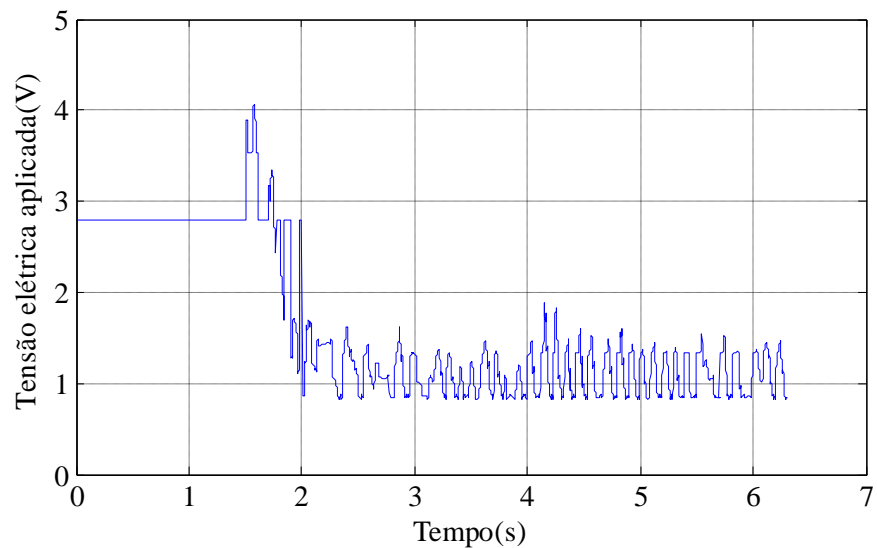
Fonte: Maesta(2012).

5.15- Comportamento transitório da variação do erro angular (dE/dt).



Fonte: Maesta(2012).

5.16- Comportamento transitório da tensão elétrica aplicada (V) no amplificador de corrente.



Fonte: Maesta(2012).

A partir da análise dos gráficos precedentes, observa-se claramente que o controlador nebuloso apresentou resultados bastante otimistas em relação à minimização do erro angular (E), conferindo ao sistema um tempo de acomodação reduzido para a LMF (em torno de 2 segundos) e um amortecimento acentuado.

Vale ressaltar que inúmeros testes experimentais foram realizados, considerando outros tipos de referências, e em todos os casos estudados, os resultados foram bastante satisfatórios e o controlador nebuloso revelou-se robusto e estável. Vale ainda salientar que o controlador

nebuloso foi construído de maneira intuitiva, não havendo, portanto, a necessidade de conhecimento detalhado do modelo dinâmico do sistema a ser controlado.

5.3 Projeto do Controlador Nebuloso para o Aerofólio com duas *LMFs*

Os ensaios realizados na Seção 5.1.1 mostraram os resultados satisfatórios do controlador nebuloso projetado para o aerofólio com uma *LMF*. Nesta seção a *LMF* inferior é novamente inserida no sistema. Neste caso, as etapas para a construção do controlador nebuloso (veja Capítulo 4) foram as seguintes:

a) *Definição das variáveis de entrada e saída*

As variáveis de entrada e de saída permanecem as mesmas utilizadas no caso do aerofólio com uma *LMF*.

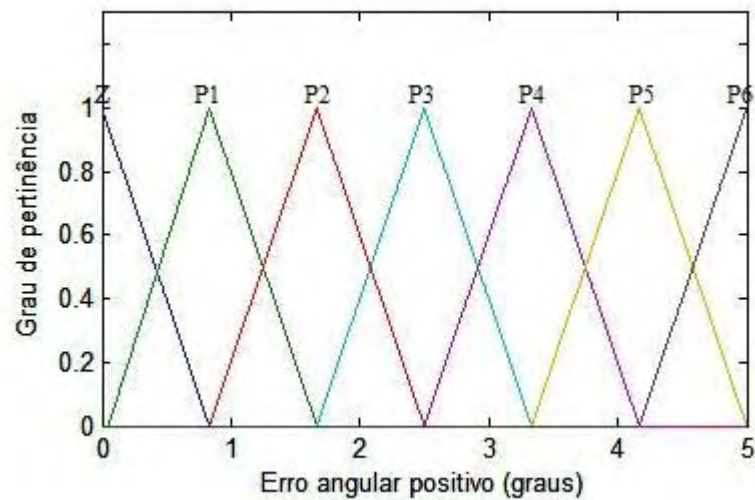
b) *Definição do universo de discurso das variáveis de entrada e saída*

Na Seção 5.1.1 item b, foram mostradas duas possibilidades que alteram o sinal da magnitude do erro (E) e da variação do erro (dE/dt). As duas condições serão utilizadas neste momento, já que o aerofólio está com as duas *LMFs*, possibilitando ao aerofólio a capacidade de realizar movimento no sentido horário e anti-horário, dependendo de qual *LMF* for aquecida. O fato de existir duas possibilidades é compreendido de modo que quando o erro (E) é positivo, a *LMF* superior do aerofólio deve atuar. Esta condição será utilizada para gerar o sinal de saída da *DSPACE* para o circuito de chaveamento (Fig. 5.3).

O universo de discurso para descrever a variação do erro (dE/dt) e a tensão de saída (V) e os limites dos valores, são os mesmos utilizados para o aerofólio com uma *LMF*. A variável de entrada E depende da posição do aerofólio e da referência estabelecida. Se a referência $r > \theta$, o erro E é positivo, então o universo de discurso é dividido em 7 funções de pertinência: “Zero” (Z), “Positivo nível 1” ($P1$), “Positivo nível 2” ($P2$), “Positivo nível 3” ($P3$), “Positivo nível 4” ($P4$), “Positivo nível 5” ($P5$) e “Positivo nível 6” ($P6$), de acordo com a Fig. 5.17. Porém se $r < \theta$, o erro é Negativo, então o universo de discurso correspondente é dividido por 7 funções de pertinência: “Zero” (Z), “Negativo nível 1” ($N1$), “Negativo nível 2” ($N2$), “Negativo nível 3” ($N3$), “Negativo nível 4” ($N4$), “Negativo nível 5” ($N5$) e

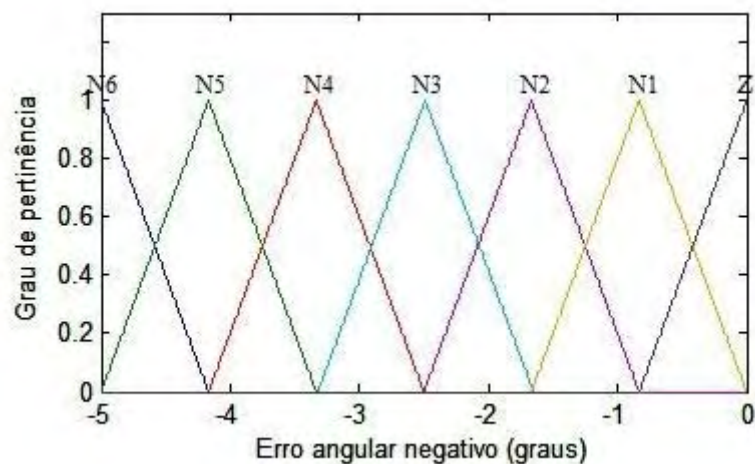
“Negativo nível 6” (N_6), de acordo com a Fig. 5.18. Com a divisão da variável erro (E) em uma parte negativo de intervalo de valores (de -5 a 0 graus) e uma parte positiva (de 5 a 0 graus), tem-se a necessidade de um conjunto de regras nebulosas para a LMF superior e outro conjunto para a LMF inferior.

Figura 5.17- Universo de discurso do erro angular (E) positivo para o aerofólio com duas $LMFs$.



Fonte: Maesta(2012).

Figura 5.18- Universo de discurso do erro angular (E) negativo para o aerofólio com duas $LMFs$.



Fonte: Maesta(2012).

c) Definição da base de regras

A forma de se pensar intuitivamente para a obtenção das regras para as *LMFs* superior e inferior é igual em relação à situação com uma *LMF*. A diferença está na necessidade de construção de uma tabela de regras para cada *LMF*, como foi mostrado no item *b*, e o aumento na tensão de saída *V* para algumas regras. Este aumento deve-se ao regime elástico da *LMF* que se opõe ao movimento, o que demonstrou ser bem significativo nos testes experimentais efetuados. Deste modo, a base de regras para a *LMF1* foi definida segundo mostra a Tab. 5.2.

Tabela 5.2- Base de regras da *LMF* superior.

| | | <i>E</i> | | | | | | |
|-----------------|-----------|----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| | | Z | P1 | P2 | P3 | P4 | P5 | P6 |
| $\frac{dE}{dt}$ | NA | Z | V1 | V3 | V3 | V4 | V5 | V5 |
| | NM | Z | V2 | V3 | V4 | V5 | V5 | V5 |
| | NB | Z | V3 | V4 | V4 | V5 | V6 | V6 |
| | Z | Z | V3 | V4 | V5 | V6 | V6 | V6 |
| | PB | Z | Z | Z | Z | Z | Z | Z |
| | PM | Z | Z | Z | Z | Z | Z | Z |
| | PA | Z | Z | Z | Z | Z | Z | Z |

Fonte: Maesta(2012).

A base de regras para a *LMF2* é igual à utilizada para a *LMF1*, mas como há uma inversão de sinal, ficou definida como mostra a Tab. 5.3.

Tabela 5.3- Base de regras da *LMF* inferior.

| | | <i>E</i> | | | | | | |
|-----------------|-----------|----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| | | Z | N1 | N2 | N3 | N4 | N5 | N6 |
| $\frac{dE}{dt}$ | NA | Z | Z | Z | Z | Z | Z | Z |
| | NM | Z | Z | Z | Z | Z | Z | Z |
| | NB | Z | Z | Z | Z | Z | Z | Z |
| | Z | Z | V3 | V4 | V5 | V5 | V6 | V6 |
| | PB | Z | V3 | V4 | V4 | V5 | V5 | V6 |
| | PM | Z | V2 | V3 | V4 | V4 | V5 | V5 |
| | PA | Z | V1 | V3 | V3 | V4 | V5 | V5 |

Fonte: Maesta(2012).

O fato do regime elástico ser significativo mostra que a consideração feita no modelo do Capítulo 3 não é válida, porém se for adicionado ao modelo mais um comportamento da *LMF*, aumenta ainda mais a não-linearidade e a complexidade do sistema com a presença de mais uma histerese. Deste modo, dificulta ainda mais a aplicação de um controlador projetado utilizando técnicas clássicas, fato este que justifica a utilização do controlador nebuloso.

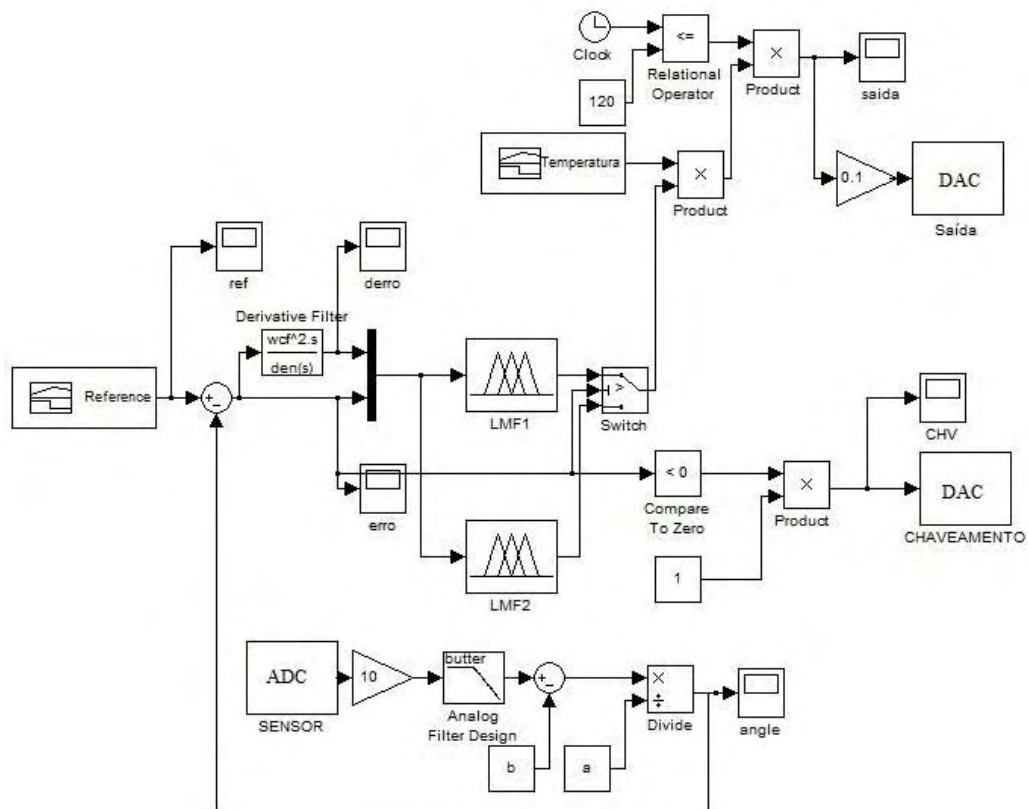
d) Definição do mecanismo de inferência nebulosa

A definição do mecanismo de inferência nebulosa foi a mesma utilizada para o aerofólio com uma *LMF*.

5.3.1 Resultados Experimentais

Para verificar experimentalmente a eficiência do controlador nebuloso proposto, foi construído, no *Matlab Simulink*[®], o diagrama de blocos do sistema em malha fechada abaixo.

Figura 5.19- Diagrama de blocos do sistema de controle nebuloso para o aerofólio com duas *LMF*.

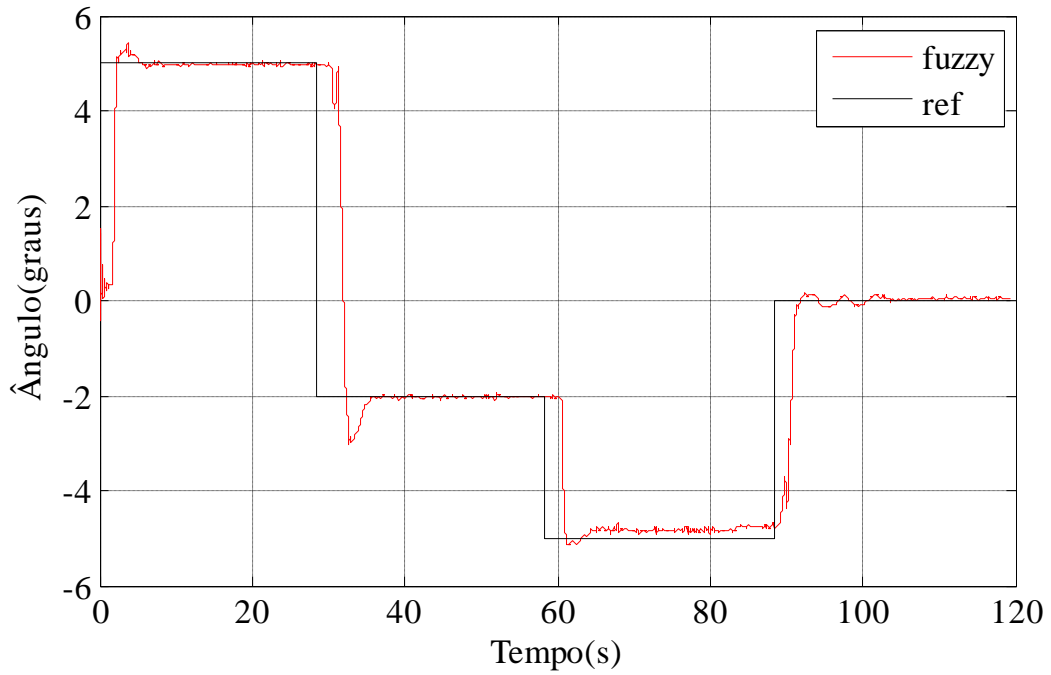


Fonte: Maesta(2012).

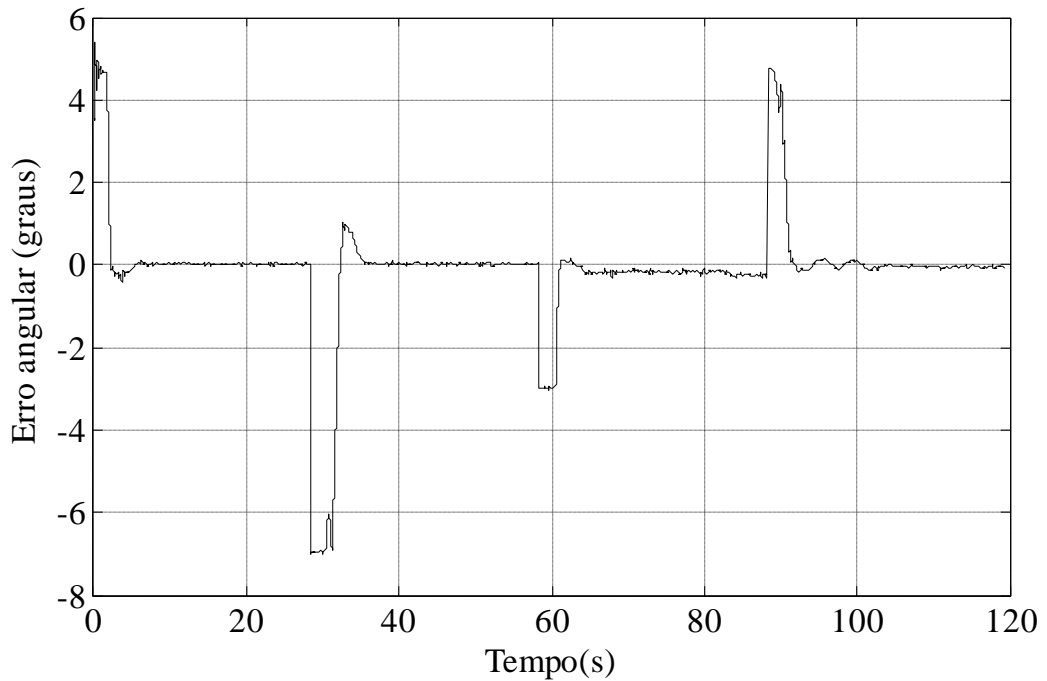
O diagrama acima ilustrado difere de alguns pontos em relação ao diagrama para o aerofólio com uma *LMF* (veja Fig. 5.11), a saber:

- Um novo bloco para a derivada do sinal do erro com filtro foi utilizada devido ao excesso de ruído de medida do ângulo em testes realizados com *2LMFs*;
- A necessidade de um bloco para o chaveamento (bloco *Switch*) que controla qual base de regras deve ser utilizada (blocos *LMF1* ou *LMF2*). No presente caso, para $E > 0$ é permitida somente os valores da saída do bloco *LMF1*. Caso contrário é permitida apenas os valores do bloco *LMF2*;
- Introduzido um bloco gerador do sinal de saída para o circuito de chaveamento (bloco *compare to zero*). Para o caso onde $E > 0$, a saída do bloco será 0, portanto, o sinal gerado será 0V e a *LMF1* será acionada. Para os demais casos é gerado 10V de saída e a *LMF2* será acionada;
- A necessidade de se esperar um tempo para a *LMF* esfriar é controlada pelo bloco *Temperatura*. No tempo escolhido para as *LMFs* esfriarem, o bloco *Temperatura* tem saída igual à zero. Assim a multiplicação do bloco *Product* é sempre igual a zero;

Para o teste do controlador, foram utilizados 4 valores de referência que varia a cada 30 *segundos* e o tempo de espera para o resfriamento da *LMF* foi de 3 *segundos*. No gráfico da Fig. 5.20, tem-se o comportamento transitório do ângulo do aerofólio (θ) para uma sequência de referencia de 5, -2, -5 e 0 *graus* com o aerofólio posicionado com um ângulo inicial de 0 *grau*. Observa-se que o controlador apresentou resultados bastante satisfatórios, apresentando apenas um pequeno erro residual (em torno de 0.2 *graus*) ao atingir a referência de -5 *graus* e uma baixa oscilação amortecida ao voltar na posição de 0 *grau*, com um tempo de acomodação em todos os casos entre 2 a 3 *segundos* na minimização do erro (veja Fig. 5.20). Em virtude do elevado nível do ruído de medida e a presença de folgas mecânicas, este resultado é considerado aceitável. Em todos os casos analisados, o controlador nebuloso convergiu para uma região satisfatória. Vale ressaltar que inúmeros testes experimentais foram realizados, considerando outros tipos de referências, e em todos os casos estudados, os resultados foram bastante satisfatórios e o controlador nebuloso revelou-se robusto e estável. Vale ainda salientar que o controlador nebuloso foi construído de maneira intuitiva, não havendo, portanto, a necessidade de conhecimento detalhado do modelo dinâmico do sistema a ser controlado.

Figura 5.20- Comportamento transitório do ângulo do aerofólio (θ).

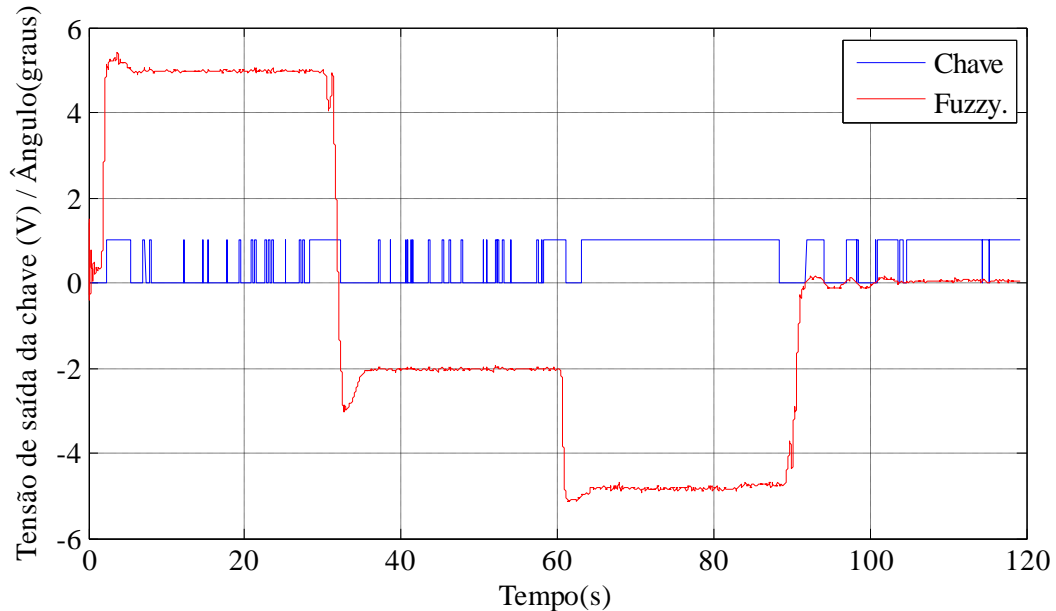
Fonte: Maesta(2012).

Figura 5.21- Comportamento transitório do erro angular (E).

Fonte: Maesta(2012).

Uma análise entre a saída do circuito de chaveamento e o ângulo do aerofólio foi realizada através da Fig. 5.22.

Figura 5.22- Comparação entre o comportamento transitório do erro angular (E) e a tensão de saída para o circuito de chaveamento.

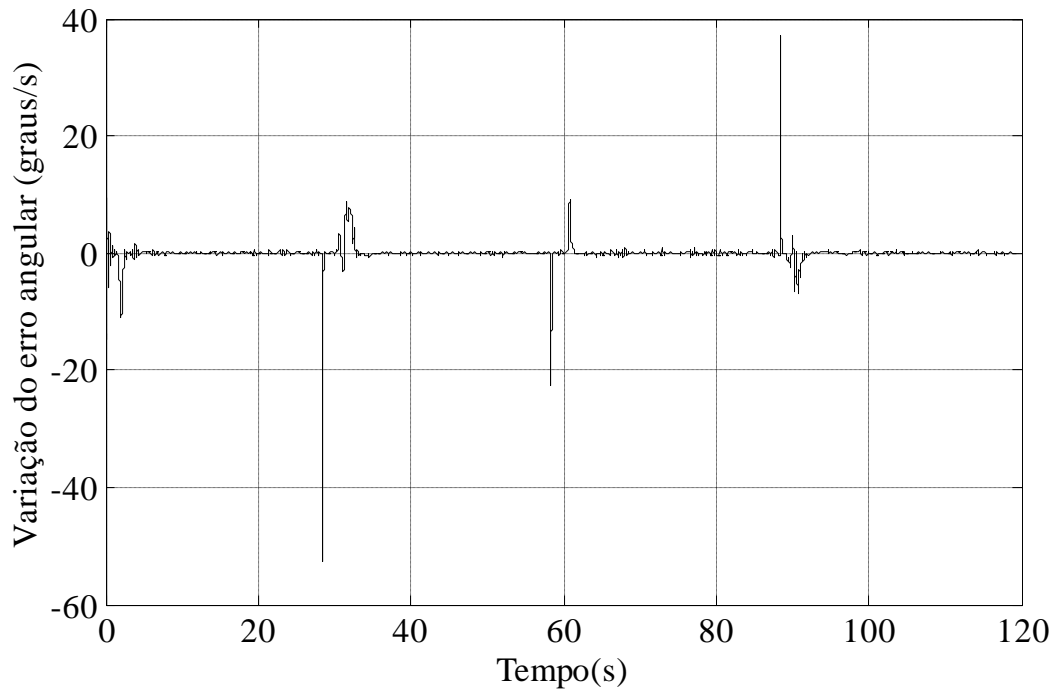


Fonte: Maesta(2012).

Nota-se claramente que a função do circuito de chaveamento, para quando o aerofólio está na sua posição inicial de 0 grau e a referência se encontra em 5 graus, a chave está na sua posição inicial (saída igual a 0V), de maneira que a *LMF1* é acionada até atingir um pequeno sobressinal (*overshoot*) quando a chave é alterada a conexão do amplificador de corrente para a *LMF2* e este ciclo é continuado para os demais casos. Os pequenos pulsos na chave são devido principalmente à presença dos ruídos de medida.

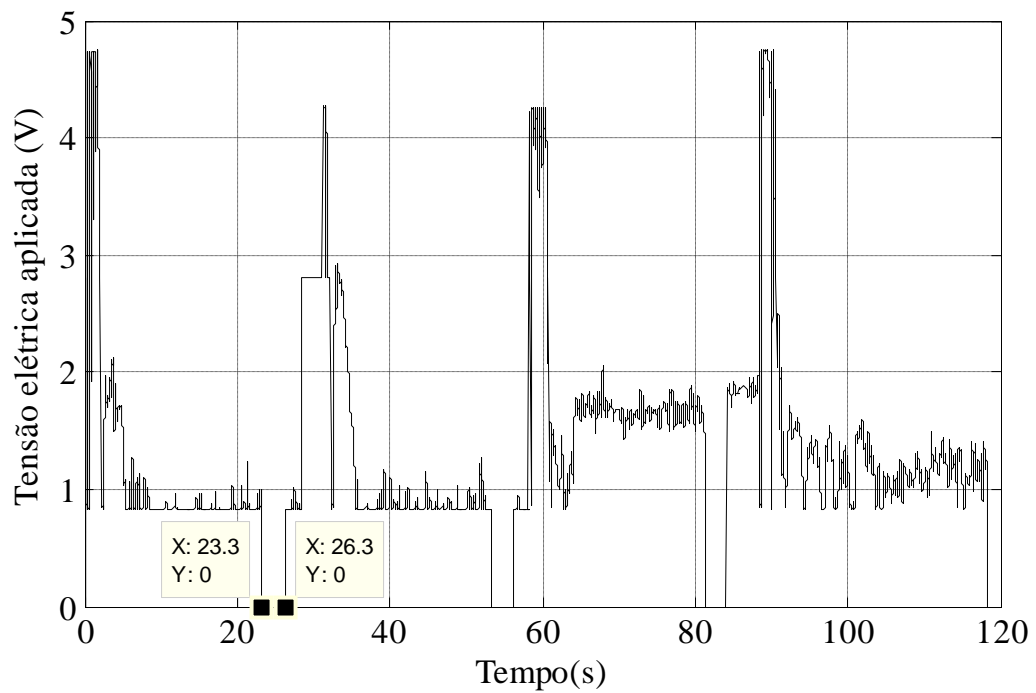
As Figuras 5.22 e 5.23 apresentam, respectivamente, as respostas transitórias das variáveis: dE/dt e V . Os picos menores, mostrados na Fig. 5.22, representam a variação do erro angular do aerofólio. Os picos grandes são devidos ao ruído de medida presente no sistema. Na Figura 5.23, as lacunas onde as tensões são nulas representam o tempo necessário para o resfriamento da *LMF*. Observa-se claramente a variação dos pulsos da tensão de saída do controlador, iniciando-se com picos de tensão e em seguida uma acentuada atenuação.

Figura 5.23- Comportamento transitório da variação do erro angular (dE/dt).



Fonte: Maesta(2012).

Figura 5.24- Comportamento transitório da tensão elétrica aplicada (V) no amplificador de corrente.

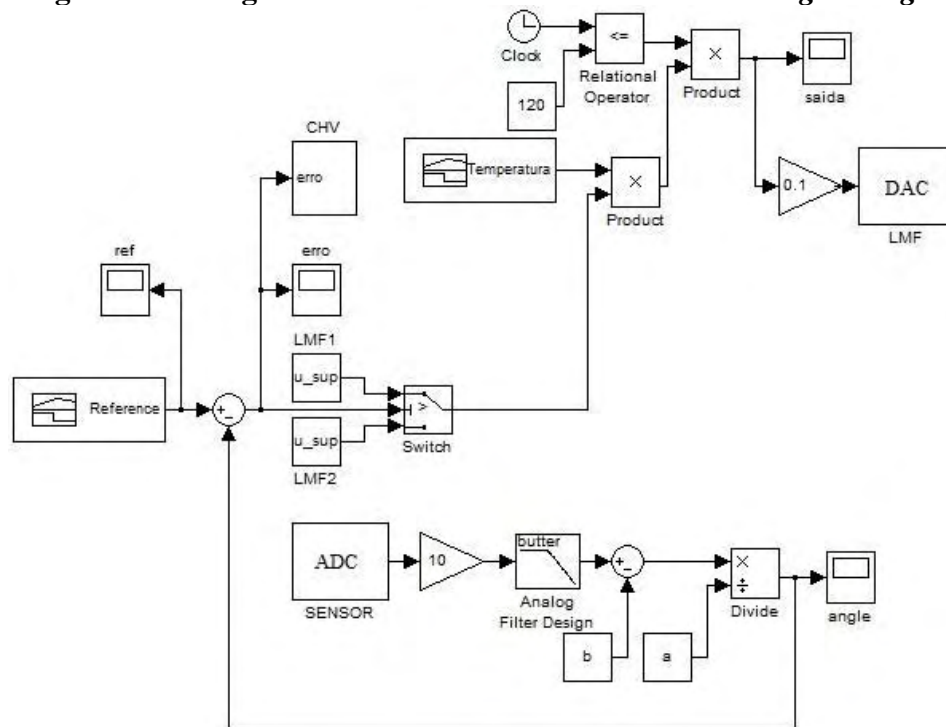


Fonte: Maesta(2012).

5.4 Aplicação do Controlador *liga/desliga*

Os ensaios realizados com a lógica nebulosa mostraram resultados satisfatórios no controle do ângulo do aerofólio. Um dos objetivos da construção de uma aeronave com asas adaptativas é a diminuição do peso e a simplicidade do mecanismo de acionamento. Deste modo, despertou o interesse de investigar qual a eficiência de um controlador *liga/desliga*, baseado na *Lógica Booleana*. Para verificar experimentalmente a eficiência do controlador *liga/desliga*, foi construído, no *Matlab Simulink*[®], o diagrama de blocos do sistema em malha fechada abaixo.

Figura 5.25-Diagrama de blocos do sistema de controle *liga/desliga*.

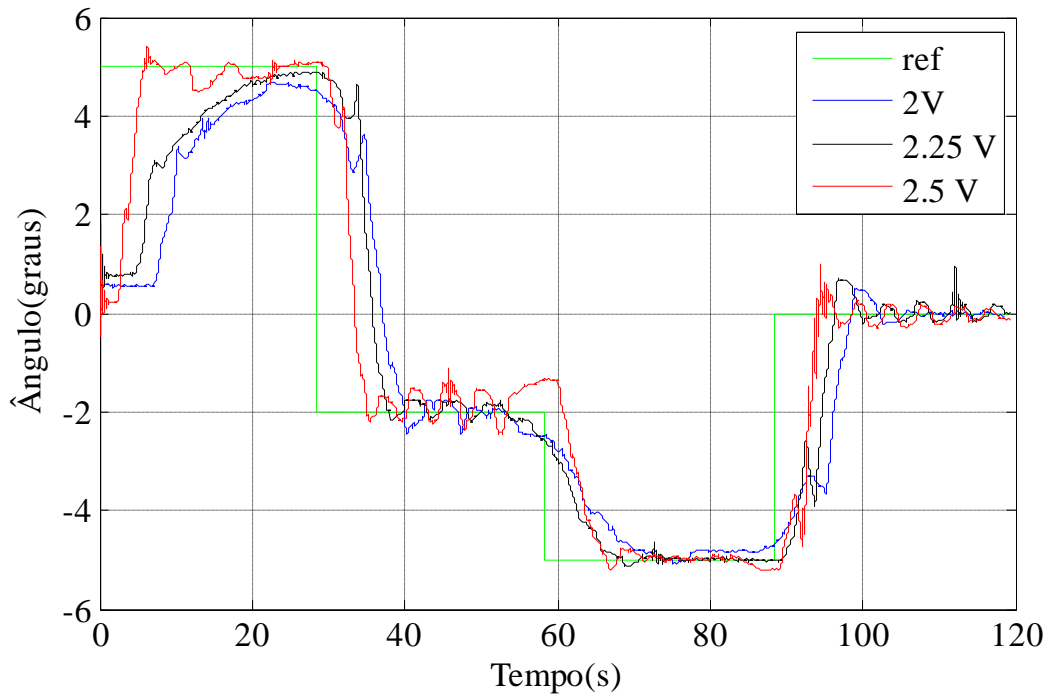


Fonte: Maesta(2012).

A principal e única diferença entre o diagrama de blocos acima e o diagrama utilizado no controlador nebuloso para o aerofólio com duas *LMFs*, é a substituição das bases de regras por valores de tensão de saída constantes (bloco *u_sup*). O controle é realizado somente utilizando o chaveamento que segue as mesmas condições do controlador nebuloso. Logo, se a chave estiver na posição zero, a *LMF1* é acionada, caso contrário, a *LMF2* é acionada. Em ambos os casos, os valores de tensão aplicados são constantes e iguais a *u_sup*.

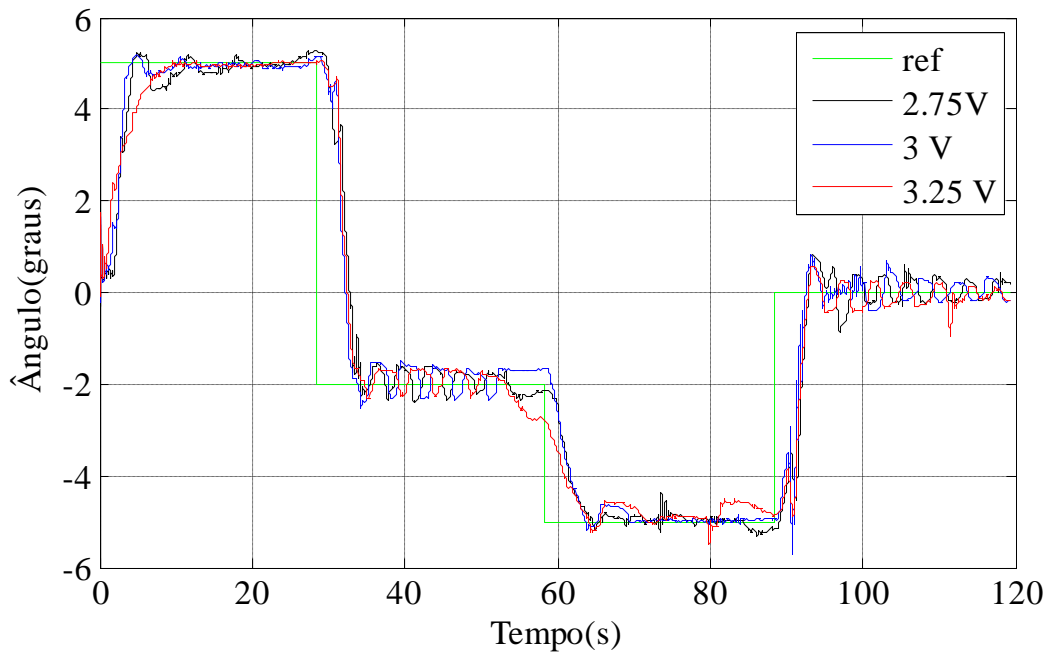
O teste foi realizado utilizando valores de tensão constante (u_{sup}), iniciada com um valor de 2V e incrementada em 0.25V até a tensão de 4V. Estes resultados estão apresentados nas Figs. 5.26 a 5.28.

5.26- Resultados do controlador *liga/desliga* para valores de tensão 2, 2.25 e 2.5 Volts.



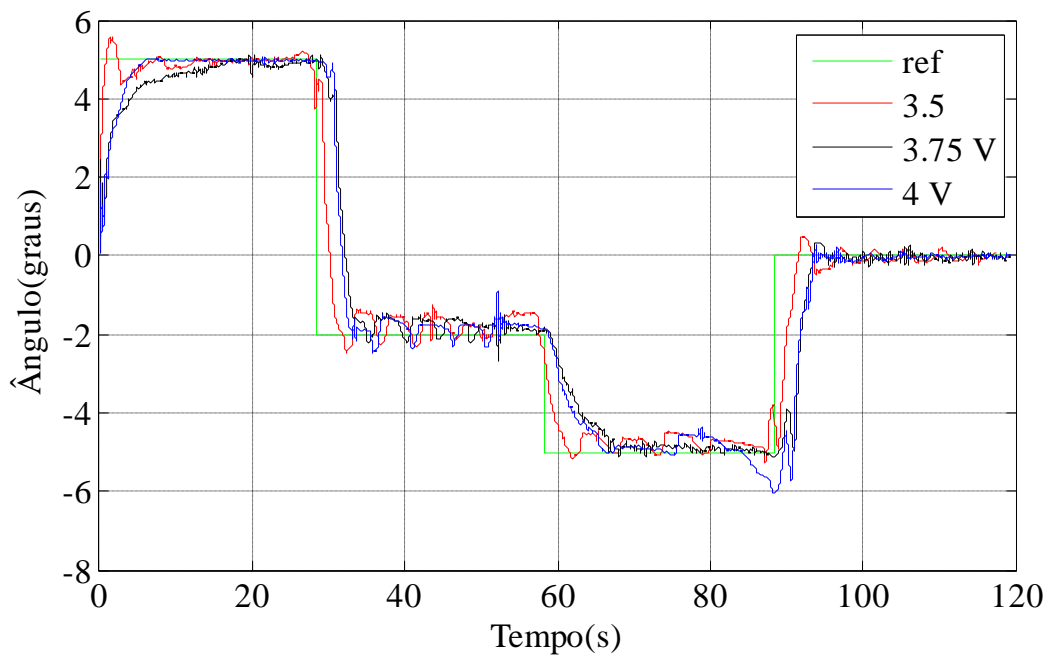
Fonte: Maesta(2012).

Figura 5.27- Resultados do controlador *liga/desliga* para valores de tensão 2.75, 3 e 3.25 Volts.



Fonte: Maesta(2012).

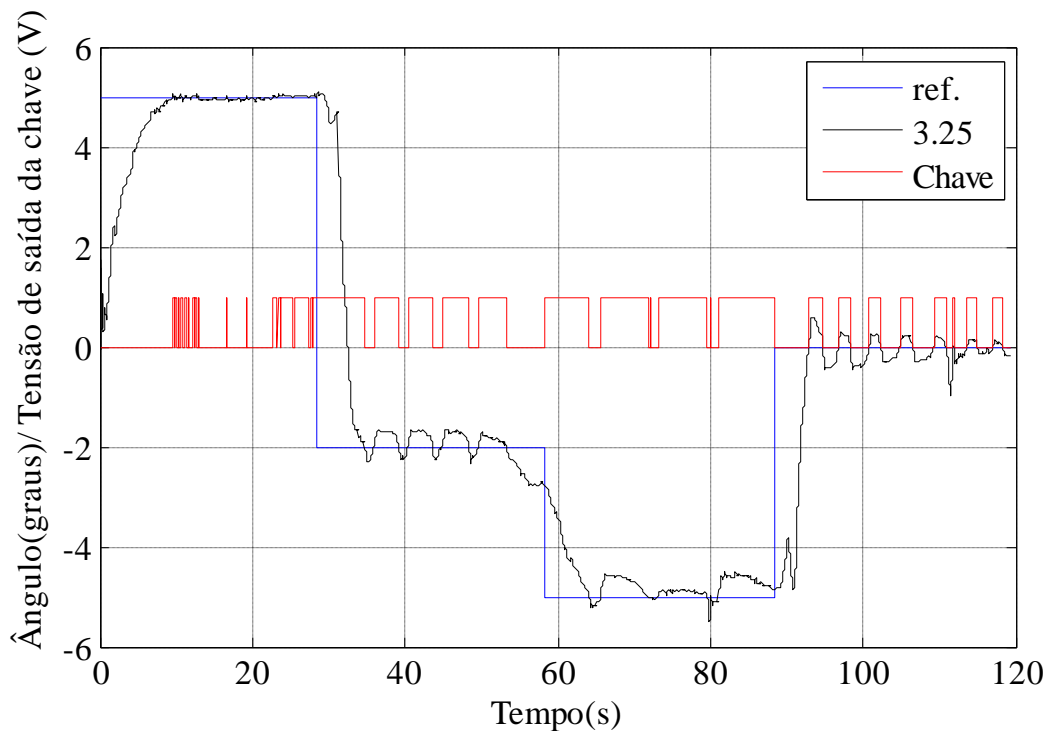
Figura 5.28- Resultados do controlador *liga/desliga* para valores de tensão 3.5, 3.75 e 4 Volts.



Fonte: Maesta(2012).

Com base na análise das Figs. 5.26, 5.27 e 5.27, o valor da tensão utilizada que mais se aproximou da referência é 3.25 Volts. Para a Fig. 5.29, observa-se que o resultado do controlador *liga/desliga* é satisfatório, porém deve-se notar que há uma oscilação não amortecida na referência de -2 graus. Esta oscilação ocorre devido o controlado *liga/desliga* não ser capaz de interpretar, a partir de sua lógica, algum valor intermediário de tensão para fazer um “ajuste fino” como é o caso do controlador nebuloso. O mesmo ocorre ao atingir a referência de 0 grau e ao atingir a referência de -5 graus, observa-se que o controlador é incapaz de realizar pequenos ajustes. Assim, mesmo com todas essas irregularidades, pode-se considerar que o controlador *liga/desliga* convergiu para uma região satisfatória.

Figura 5.29- Resultado para 3.25 V.

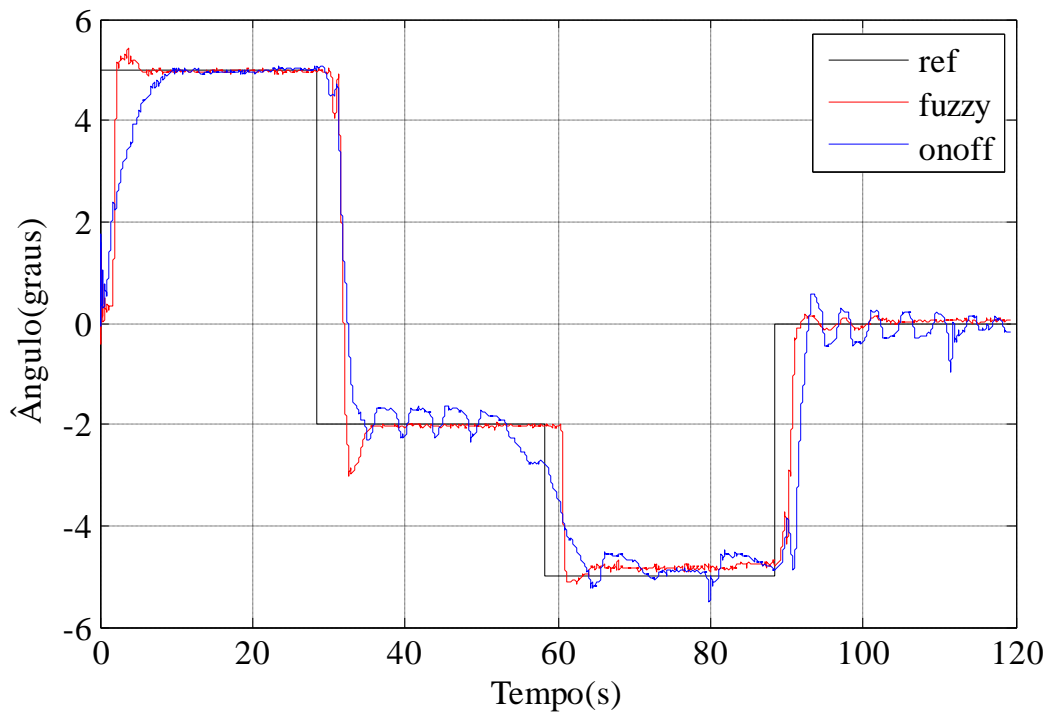


Fonte: Maesta(2012).

5.5 Comparação entre o Controlador *liga/desliga* e Controlador Nebuloso (*Fuzzy*).

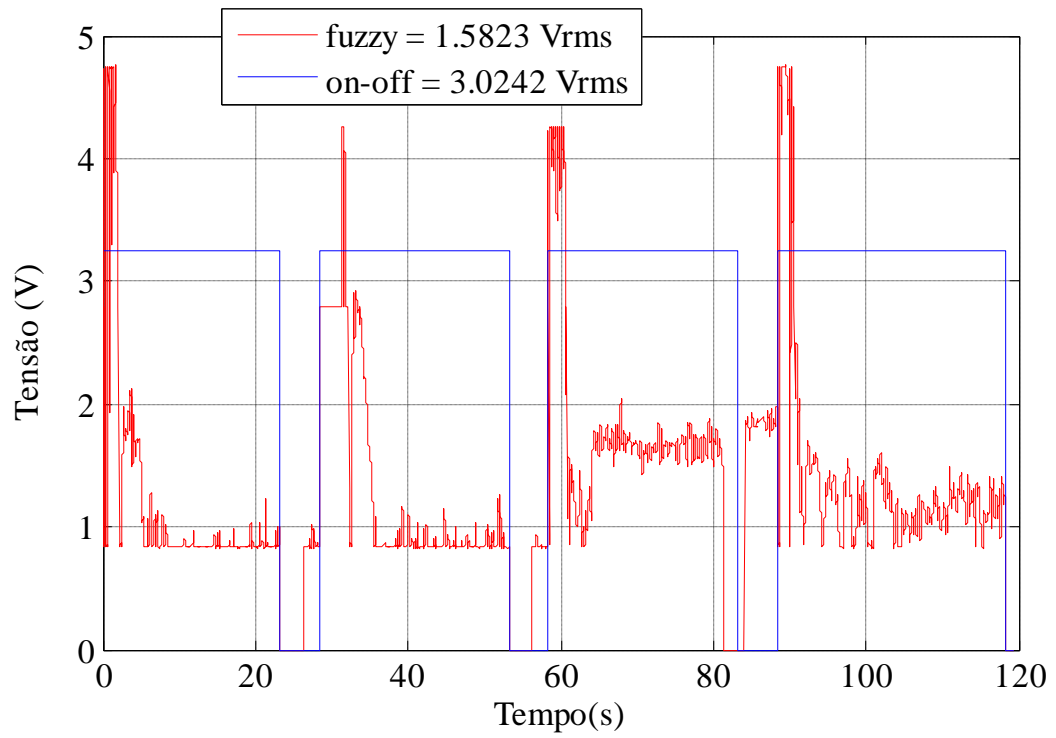
Os dois controladores apresentaram resultados satisfatórios com valores convergindo para as referências de interesse, como mostrado na Fig. 5.30. O controlador nebuloso é capaz de ajustes mais finos garantindo uma maior precisão no controle, porém exige-se maior esforço computacional em relação ao controlador *liga/desliga*. Outro ponto importante é a energia gasta na execução do controle. A Figura 5.31 mostra que o controlador nebuloso utiliza aproximadamente 50% da tensão *RMS* a menos que o controlador *liga/desliga*.

Figura 5.30- Controlador nebuloso versus controlador *liga/desliga*.



Fonte: Maesta(2012).

Figura 5.31- Valores da tensão de saída RMS para os controladores que utilizaram lógica nebulosa e *liga/desliga*.



Fonte: Maesta(2012).

6 CONSIDERAÇÕES FINAIS

6.1 CONCLUSÃO

Neste trabalho foi apresentada uma metodologia para o problema de controle do posicionamento angular em asas adaptativas que utilizam ligas de memória de forma e controladores baseados na *Lógica Nebulosa*. Tais controladores têm como objetivo reduzir a complexidade de projeto e implementação experimental, tornando-se a solução para problemas de controle complexos até então intratáveis por técnicas clássicas.

Num primeiro momento, foram apresentados os comportamentos termomecânicos principais da liga de memória de forma: o efeito de pseudo elástico e a mudança de fase devido à temperatura. Alguns modelos que descrevem o comportamento da liga de memória de forma foram apresentados e discutidos, assim como o nível de complexidade envolvido nestes sistemas, especialmente as não linearidades presentes no material da liga.

Utilizando o modelo de Brinson (1993), foi proposto um modelo dinâmico simplificado para o aerofólio. Neste modelo, percebeu-se a presença de não linearidades como o elevado número de parâmetros associados às *LMFs*. Vale ressaltar que no modelo dinâmico desenvolvido para o protótipo de aerofólio proposto foi considerada apenas a força desenvolvida por uma *LMF*, desprezando a força de reação da *LMF* que é tracionada.

Dentre os controladores não lineares encontrados na literatura, este trabalho focou na utilização de controladores baseados na *Lógica Nebulosa*. A característica principal deste controlador é que não necessita do modelo dinâmico do sistema a ser controlado. Assim, o objetivo do controle nebuloso é reduzir a complexidade de projeto e facilitar a implementação prática do controlador.

Para a realização dos ensaios experimentais considerou-se um modelo de aerofólio proposto e construído por Faria (2010) contendo um par de ligas de memória de forma acoplado. Testes experimentais foram conduzidos com o objetivo de avaliar a ação do controlador nebuloso proposto. Foi avaliado um controlador nebuloso projetado intuitivamente que mostrou-se atrativo para o problema em questão. O compensador nebuloso apresentou simplicidade de construção e facilidade de implementação experimental. Mostrou-se eficiente para o problema em questão e comprovou-se, através dos ensaios experimentais realizados, características de desempenho bastante satisfatórias em comparação com o sistema de controle liga-desliga. Um fato que merece destaque foi a redução de aproximadamente 50%

na quantidade de energia gasta para a alimentação do amplificador de corrente por parte do controlador nebuloso em relação ao sistema de controle liga-desliga.

6.2 Trabalhos futuros

Sob o ponto de vista prático, a metodologia de projeto do controlador nebuloso revelou-se acertada e promissora para a solução do problema de controle de posicionamento angular de asas adaptativas que utilizam ligas de memória de forma. Como desdobramento natural deste trabalho, propõe-se:

- a realização de novos testes experimentais considerando o movimento relativo das demais partes do aerofólio construído utilizando pares de ligas de memória de forma.
- a implementação de controladores nebulosos em microcontroladores de baixo custo aplicados no controle angular de aerofólios com ligas de memória de forma.
- construção deste modelo de asa (NACA-0012) em 3D e testá-la em túnel de vento.
- projeto, construção e implementação de controladores nebulosos adaptativos aplicados em asas aeronáuticas acionadas por ligas de memória de forma"

REFERÊNCIAS

BAE, J. S.; KYONG, N. H.; SEIGLER, T. M.; INMAN, D. J. Aeroelastic considerations on shape control of an adaptive wing. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, London, v. 16, n. 11/12, p. 1051–1056, 2005. DOI: 10.1177

BAE, J. S.; SEIGLER, T. M.; INMAN, D. J. Aerodynamic and static aeroelastic characteristics of a variable-span Morphing wing. **Journal of Aircraft**, Reston, v.42, n. 2, p. 528–534, 2005.

BARGSTEM, CLAYTON J.; GIBSON, MALCOLM T. **NASA Innovation in aeronautics: select technologies that have shaped modern aviation**. Washington: National Aeronautics and Space Administration, 2011. p. 68

BILGEN, O.; DE MARQUI JUNIOR., C.; KOCHERSBERGER, K. B.; INMAN, D. J. Macro-fiber composite actuators for flow control of a variable camber airfoil. **Journal of Intelligent Material Systems and Structure**, London, v. 22, n. 1, p. 81-91, 2011.

BORDEN, T. Shape-memory alloys: forming a tight fit. **Mechanical Engineering**, New York, v. 113, n. 10, p. 67-72, 1991.

BRINSON, L. C. One-dimensional constitutive Behavior of shape memory alloys: Thermomechanical derivation with non-constant material functions and redefined martensite internal variable. **Journal of intelligent material systems and structures**, London, v.4, n. 2, p. 229-242, april, 1993.

CHIOU, J. S.; LIU, M. T. Using fuzzy logic controller and evolutionary genetic algorithm for automotive active suspension system, **International Journal of Automotive Technology**, Heidelberg, v. 10, n. 6, p. 703-710, 2009.

DRIANKOV, D.; HELLENDORF, H.; REINFRANK, M. **An introduction to fuzzy control**. [S. l.]: Springer-Verlag, 1996.

FARIA, C. T. **Controle da variação do arqueamento de um aerofólio utilizando atuadores de memória de forma**. 2010. 107 f. Dissertação (Mestrado Engenharia Mecânica)- Faculdade de Engenharia, Universidade Estadual Paulista - UNESP, Ilha Solteira, 2010.

FENG, Y.; RABBATH C. A.; HONG, H.; JANAIDEH, M. A.; SU, C. Y. , Robust control for shape memory alloy micro-actuators based flap positioning system. In: AMERICAN CONTROL CONFERENCE-ACC, 2010, Baltimore. **Anais...** Baltimore: [s. n], 2010. p. 4181-4186.

FERNANDES, F. M. B. **Ligas com memória de forma**. Lisboa: Universidade Nova Lisboa, Departamento de ciência dos materiais/CENIMAT, 2003. 18 p.

FUJITECH, F. **FLEX-8800 series elevator group control system**. Osaka: Fujitec, 1988.

GERN, F. H.; INMAN, D. J.; KAPANIA, R. K. Structural and aeroelastic modeling of general planform wings with morphing airfoils. **American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Journal**, Reston, v. 40, n. 4, p. 628–637, 2002.

HUTAPEA, P.; KIM, F.; GUION, A.; HANNA, C.; HEULITT, N. Development of a wing. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal**, v. 80, n. 4, p. 439-444, 2008.

KIM, S.; CHO, M. A simple smart wing actuator using Ni-Ti SMA. **Journal of Mechanical Science and technology**, Heidelberg, v. 24, n. 9, p. 1865-1873, 2010. DOI 10.1007.

KRATZ, R.; STELZER M.; STRYK O. Design, measurement experiments and application of a macroscopic shape memory alloy actuator system. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON NEW ACTUATORS, 10., 2006, Bremen. **Anais...** Bremen: [s. n.], 2006. p.1-4.

KRESS, R. W. Variable sweep wing designs. **Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)**, Bethpage, v. 24, 1983. DOI: 10.2514/6.1983-1051.

LÉCHEVIN, N.; RABBATH, C. A. Quasipassivity-based robust nonlinear control synthesis for flap positioning using shape memory alloy micro-actuators. In: AMERICAN CONTROL CONFERENCE, 2005, Portland. **Anais...** New York: [s. n.], 2005. p. 3019-3024.

LEO, D. J. **Engineering analysis of smart material systems**. Hoboken: John Wiley & Sons, 2007. p. 553. ISBN 978-0-471-68477-0.

LIANG, C.; ROGERS, C. A. One dimensional thermomechanical constitutive relations for shape memory materials, **Journal of intelligent material systems and structures**, London, v. 1, n. 2, p. 207-234, 1990.

MACHADO, L.G.; SAVI, M. A. Medical applications of shape memory alloys. **Brazilian journal of medical and biological research**, Ribeirão Preto, v. 36, n. 6, p. 683-691, 2003.

MAMDANI, E.H. Advances in the linguistic synthesis of fuzzy controllers, **International Journal of Man-Machine Studies**, London, v. 8, n. 6, p. 669-678, 1976.

NEAL, D. A.; GOOD, M. G.; JOHNSTON, C. O.; ROBERTSHAW, H. H.; MASON, W. H.; INMAN, D. J. Design and wind tunnel analysis of a fully adaptive aircraft configuration. In: :AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC STRUCTURES, STRUCTURAL DYNAMICS & MATERIALS CONFERENCE, 45., 2004, Palm Springs. **Anais...** Palm Springs: [s.n.], 2004. p. 1-4.

PAIVA, A. **Modelagem do comportamento termomecânico das ligas com memória de forma**.2004. 103 f. Tese (Doutorado)- Departamento de ENGENHARIA Mecânica, Pontifícia Universidade Católica- PUC, Riode Janeiro, 2004.

PAIVA, A.; SAVI, M. A. Sobre os modelos constitutivos com cinética de transformação assumida para ligas com memória de forma.In: CONGRESSO BRASILEIRO DE ENGENHARIA MECÂNICA,15., 1999, Águas de Lindóí. **Anais...Águas de Lindóí**: [s.n.], 1999. 10 p.

PAIVA, A.; SAVI, M. A.; PACHECO, P. M. Modelos constitutivos para ligas com memória de forma.In: CONFERÊNCIA BRASILEIRA DE DINÂMICA, CONTROLE E APLICAÇÕES- DINCON, 2003,São Jose dos Campos. **Anais...São Jose dos Campos**: [s.n.], 2003. 30 p.

PASCHOAL, E. F.**Controle semi-ativo de vibrações usando lógica nebulosa e fluido magnetoreológico**. 2011. 92 f. Dissertação (Mestrado Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia, Universidade Estadual Paulista, Ilha Solteira,2011.

PINA, E. A. C. **Estudo da estabilização na liga Cu-Al-Mn com memória de forma**.2006. 60 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica)- Faculdade de Engenharia, Universidade Federal de Pernambuco UFPE, Recife, 2006.

SEIGLER, T. M. **Dynamics and control of morphing aircraft**.2005. 139 f. Doctor (Philosophy in Mechanical Engineering)- Virginia Polytechnic Institute and State University, College of Mechanical Engineering, Virginia, 2005.

SEIGLER, T. M.; NEAL, D. A.; BAE, J. S.; INMAN, D. J, Modeling and flight control of large-scale morphing aircraft.**Journalof Aircraft**, Reston, v. 44, n. 4,p. 1077–1087, 2007.

SOUSA, M. A. T. **Otimização de controladores nebulosos de Takagi-Sugenoutilizando algoritmos genéticos**.2000. 105 f. Dissertação (Mestrado Engenharia)- Faculdade de Engenharia Elétrica e de Computação,Universidade Estadual de Campinas, Campinas, 2000.

SRINIVASAN, A.V.; MCFARLAND, D. M.**Smart structures: analysis and design**.New York: Cambridge University, 2001. p. 207.

UNITED STATES NAVY.**F-14 tomcatfighter**. [S. l.:s.n.], 2009. Disponível em: <http://www.navy.mil/navydata/fact_display.asp?cid=1100&tid=1100&ct=1&page=3>. Acessoem: nov.2012.

TAKAGI, T. E.; SUGENO, M. Fuzzy identification of systems and its applications to modeling and control.**IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics**, Piscataway, v. 15, n. 1, p. 116-132, 1985.

TANAKA, K. A. Thermomchanical sketch of shape memory effect: one-dimensional tensile behavior. **Materials Science Research International**, Kyoto, v. 18, p. 251, 1985.

TANAKA, K.; NAGAKI, S. Thermomechanical description of materials with internal variables in the process of phase transformation. **Ingenieur-Archiv**, Berlin, v. 51, p. 287-299, 1982.

TSOUKALAS, L.H.; UHRIG, R.E. **Fuzzy and neural approach in engineering**. New York: John Wiley & Son, 1996. p. 600.

WU, M. H.; SCHETKY, L. M. Industrial applications for shape memory alloys. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON SHAPE MEMORY AND SUPERELASTIC TECHNOLOGIES, 2000, Pacific Grove. **Anais...** Pacific Grove: [s.n.], 2000. p. 171-182.

YAGSHITA, O.; ITOH, O. Application of fuzzy reasoning to water purification process. In: SUGENO, M. **Industrial applications of fuzzy control**. North-Holland: Editora Amsterdam, 1985. p. 19-40.

YASUNOBU, S.; HASEGAWA, T. Automatic train operation by predictive fuzzy control. In: SUGENO, M. **Industrial applications of fuzzy control**. North-Holland: Editora Amsterdam, 1985. p. 1-18.

ZADEH, L. A. Fuzzy sets, **Information and Control**, Maryland Heights, v. 8, n. 3, p. 338-353, 1965.

ANEXO I - LISTAGEM DOS CÓDIGOS COMPUTACIONAIS DESENVOLVIDOS NO MATLAB

Neste anexo serão apresentados todos os códigos utilizados em Matlab.

I - Curva de calibração potenciômetro linear

```
clc  
clear
```

```
Vmax=2.468;  
Vzero=2.5884;  
xmax=10;  
xmin=0;  
xzero=0;  
b=Vzero;  
a=(Vmax - Vzero)/xmax;  
x=xzero:0.1:xmax;  
Vs=a*teta+b; % equação 5.1  
teta=(Vs - b)/a;
```

