

PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

**“Controle da Variação do Arqueamento de um Aerofólio
Utilizando Atuadores de Memória de Forma”**

Cássio Thomé de Faria

Orientador: Prof. Dr. Vicente Lopes Júnior
Co-orientador: Prof. Dr. Carlos De Marqui Júnior

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
Julho/2010

FICHA CATALOGRÁFICA

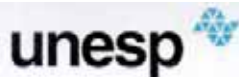
Elaborada pela Seção Técnica de Aquisição e Tratamento da Informação
Serviço Técnico de Biblioteca e Documentação da UNESP - Ilha Solteira.

F224c Faria, Cássio Thomé de
Controle da variação do arqueamento de um aerofólio utilizando atuadores de memória de forma / Cássio Thomé de Faria. -- Ilha Solteira : [s.n.], 2010
98 f. : il.

Dissertação (mestrado em Engenharia Mecânica) - Universidade Estadual Paulista. Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira. Área de Conhecimento: Mecânica dos Sólidos, 2010

Orientador: Vicente Lopes Júnior
Co-orientador: Carlos De Marqui Júnior

1. Asa adaptativa. 2. Ligas de memória de forma. 3. Controlador nebuloso.
4. Variação da linha de arqueamento. 5. Modelo aerodinâmico.



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

CERTIFICADO DE APROVAÇÃO

TÍTULO: CONTROLE DA VARIAÇÃO DO ARQUEAMENTO DE UM AEROFÓLIO UTILIZANDO ATUADORES DE MEMÓRIA DE FORMA

AUTOR: CÁSSIO THOMÉ DE FARIA

ORIENTADOR: Prof. Dr. VICENTE LOPES JUNIOR

CO-ORIENTADOR: Prof. Dr. CARLOS DE MARQUI JUNIOR

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. GUSTAVO LUIZ CHAGAS MANHÃES DE ABREU

Departamento de Engenharia Mecânica / Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira

Prof. Dr. ÁLVARO MARTINS ABDALLA

Departamento de Engenharia de Materiais, Aeronáutica e Automobilística / EESC - USP/São Carlos

Data da realização: 27 de julho de 2010.

Dedico este trabalho aos meus pais, Alcides e Emilcy, aos meus irmãos Theo, Adriano, Juliano e Thomas e as minhas avós Maria Romilda e Cacilda.

Não precisamos de mais dinheiro, não precisamos de mais sucesso ou fama, não precisamos do corpo perfeito, nem mesmo do parceiro perfeito, agora mesmo, neste momento exato, dispomos da mente, que é todo o equipamento básico de que precisamos para alcançar a plena felicidade.

Dalai Lama

AGRADECIMENTOS

Agradeço, primeiramente a toda minha família, por sempre estarem ao meu lado, me apoiando e contribuindo muito para a minha formação;

Ao professor e amigo Vicente Lopes Junior, por ter me dado a oportunidade de crescer dentro e fora da universidade, pelas indispensáveis orientações e pela amizade criada durante todos esses anos de convívio;

Ao professor e amigo Carlos De Marqui Junior, pelo grande incentivo e colaboração no desenvolvimento deste trabalho.

Aos amigos que obtive durante este período de minha vida, que nunca irei esquecer, pelos momentos de descontração, aprendizagem e amizade;

Aos membros e ex-membros do Grupo de Materiais e Sistemas Inteligentes (GMSINT), pelas fundamentais orientações e conselhos prestados;

À Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira – UNESP / FEIS, ao Departamento de Engenharia Mecânica, aos professores e técnicos que compartilharam comigo parte de seus conhecimentos desde o início da graduação em engenharia mecânica.

A Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior - CAPES, e ao Instituto Nacional de Ciência e Tecnologia – INCT, pelos auxílios concedidos para a realização deste trabalho;

Aos membros da banca examinadora, pelas sugestões e comentários.

RESUMO

O projeto de aeronaves convencionais, em geral, apresentam uma série de dificuldades de se realizar de maneira eficiente um amplo número de missões, uma vez que para atender esses requisitos estas aeronaves deveriam ser capazes de realizar grandes alterações em sua geometria. Surge então um novo conceito de projeto de aeronaves, as chamadas aeronaves adaptativas, as quais são capazes de alterar sua geometria, de modo a adaptar a aeronave a um dado tipo de missão. Este novo conceito se tornou ainda mais atrativo com os avanços tecnológicos promovidos pelo estudo de novos materiais, os chamados materiais inteligentes, que apresentam alta densidade de energia, vantagem que leva a uma redução de peso nos mecanismos atuados desta maneira. Este trabalho apresenta um novo modelo adaptativa, utilizando fios atuadores de ligas de memória de forma para realizar uma rotação relativa entre duas seções de um aerofólio, este mecanismo possibilitaria a variação da linha de arqueamento de uma seção aeronáutica. Neste trabalho uma modelagem matemática para se descrever o comportamento deste sistema é apresentada, bem como um modelo aerodinâmico para se verificar o comportamento do sistema em funcionamento. Um controlador do tipo nebuloso é ainda projetado para se controlar a forma do perfil, e ensaios experimentais são conduzidos para se verificar a modelagem termo-mecânica apresentada.

Palavras-Chave: Asa Adaptativa. Ligas de Memória de Forma. Controlador Nebuloso. Variação da Linha de Arqueamento. Modelo aerodinâmico.

ABSTRACT

Conventional airplane design, in general, has a large difficulty to attend in an efficient way several mission requirements, once that to attend these requirements the airplane has to perform great shape changes in its structure. Motivated by this problem a new concept in airplane design arise, one called morphing airplanes, which are air vehicles capable of changing its shape to adapt it self to a defined mission. This new concept became even more attractive with the development of active smart material, which can be a high power density actuator, reducing the weight of such morphing mechanism. This work proposes a novel model for morphing wings, using a pair of shape memory alloy wires to create a rotation between two wing sections, this mechanism allows the airfoil to change its camber line. A mathematical model is derived to describe the thermo-mechanical structure behavior, and also an aerodynamic model is investigated. A fuzzy controller is designed to control the system shape, and some experimental tests are used to verify the thermo-mechanical modeling proposed.

Keywords: Morphing Wing. Shape Memory Alloys. Fuzzy Controller. Changes in Camber Line. Aerodynamic Model.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1. Alteração da forma da asa de um pássaro para realizar diferentes missões.....	17
Figura 1.2. Proposta de aeronaves adaptativa das empresas NextGen e Lockheed.....	22
Figura 1.3. Modelo de asa adaptativa proposto.....	24
Figura. 1.4. Disposição dos atuadores de memória de forma e o princípio de funcionamento.....	24
Figura 1.5. Conceitos de linha de corda e linha de arqueamento.....	25
Figura 2.1. Estrutura CCC da austenita em uma liga de Níquel-Titânio.....	30
Figura 2.2. Microestrutura da liga de Níquel-Titânio.....	30
Figura 2.3. Propriedade efeito de memória de forma no gráfico tensão por deformação, onde σ_{CRIT} é a tensão que dá início ao desmaclamento da estrutura cristalina, ϵ_R é a deformação máxima recuperável, e \dot{T} a taxa de variação de temperatura no material.....	31
Figura 2.4. Estruturas cristalinas no efeito de memória de forma, onde M_f e A_f correspondem as temperaturas finais na transformação de martensita e austenita, respectivamente.....	32
Figura 2.5. Eixos de referência posicionados na asa adaptativa, onde θ é o ângulo da seção móvel em relação a seção principal, com rotação positiva em relação ao eixo Z.....	36
Figura 2.6. Posição dos pontos importantes da estrutura inteligente.....	37
Figura 2.7. Diagrama de corpo livre do corpo 2.....	40
Figura 2.8. Esquema representando o funcionamento do método dos vórtices concentrados.....	43
Figura 2.9. Carregamentos aerodinâmicos presentes no aerofólio dividido em painéis.....	46
Figura 2.10. Processo de inferência realizado por um controlador do tipo Mandami.....	49

Figura 2.11. Processo de inferência realizado por um controlador do tipo FLS.....	50
Figura 2.12. Processo de inferência realizado por um controlador do tipo TS.....	50
Figura 2.13. Diagrama de blocos do controlador nebuloso aplicado a asa adaptativa.....	51
Figura 2.14. Funções de pertinência das entradas (a) Erro de posição angular (b) erro de velocidade angular.....	52
Figura 2.15. Funções de pertinência das saídas (a) Corrente no atuador 1 (b) Corrente atuador 2.....	52
Figura 3.1. Influência da razão de passo na solução numérica das equações, tomando $ER_{MAX}=10^{-5}$ e $dt^0=0.0001$	58
Figura 3.2. Influência do erro máximo local estipulado na solução numérica das equações, tomando $v=1.1$ e $dt^0=0.0001$	58
Figura 3.3. Influência do passo inicial na solução numérica das equações, tomando $v=1.1$ e $ER_{MAX}=10^{-5}$	59
Figura 3.4. Função de entrada de corrente nos atuadores.....	60
Figura 3.5. Deslocamento angular do aerofólio adaptativo.....	60
Figura 3.6. Distribuição de temperatura nos atuadores de LMF.....	61
Figura 3.7. Tensão mecânica nos atuadores de LMF.....	61
Figura 3.8. Frações martensíticas em ambos os atuadores.....	62
Figura 3.9. Velocidade angular da asa adaptativa.....	62
Figura 3.10. Função de entrada de corrente nos atuadores.....	64
Figura 3.11. Deslocamento angular da asa inteligente.....	64
Figura 3.12. Distribuição de temperatura nos atuadores de LMF.....	65
Figura 3.13. Tensão mecânica nos atuadores de LMF.....	65
Figura 3.14. Frações martensíticas em ambos os atuadores.....	66
Figura 3.15. Superfície de regra para (a) saída 1 e (b) saída 2.....	67
Figura 3.16. Controle de posição angular da asa adaptativa.....	68
Figura 3.17. Corrente de controle aplicada aos atuadores.....	68
Figura 3.18. Distribuição de temperatura em ambos atuadores.....	69
Figura 3.19. Tensão mecânica presente em ambos os atuadores.....	69
Figura 4.1. Seções da asa adaptativa NACA 0012.....	71
Figura 4.2. Componentes usinados em acrílico da asa adaptativa.....	72

Figura 4.3. Sistema de medida de ângulo relativo. Onde V_i é a voltagem de excitação e V_o é a voltagem de saída.....	73
Figura 4.4. Montagem experimental final do protótipo.....	73
Figura 4.5. Efeito da filtragem digital no sinal coletado.....	74
Figura 4.6. Ciclo completo de deslocamento angular durante a atuação do aerofólio adaptativo.....	74
Figura 4.7. Velocidade angular durante a atuação do aerofólio adaptativo.....	75
Figura 4.8. Comparação entre o deslocamento angular simulado e experimental....	75
Figura 4.9. Resposta do sistema para ciclos de atuação no sentido anti-horário.....	76
Figura 4.10. Resposta do sistema para ciclos de atuação no sentido horário.....	77
Figura A1.1. Desenho esquemático do aparato experimental de simulação.....	89
Figura A1.2. Efeito da filtragem sobre o sinal capturado.....	90
Figura A1.3. ciclo de aquecimento da LMF.....	90
Figura A1.4. Ciclo completo de aquecimento de resfriamento da LMF.....	91

LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1. Tabela de regras para a saída de corrente no atuador 1.....	53
Tabela 2.2. Tabela de regras para a saída de corrente no atuador 2.....	53
Tabela 3.1. Constantes físicas aplicadas a simulação numérica.....	56
Tabela 3.2. Parâmetros da LMF e transferência de calor identificados.....	57
Tabela 3.3. Condições inicial aplicadas a simulação numérica.....	57
Tabela 3.4. Parâmetros da simulação aerodinâmica aplicados.....	63

LISTA DE SÍMBOLOS

LETRAS LATINAS

a	Distância entre o ponto O e o ponto A
b	Distância entre o ponto O e o ponto B
c	Distância entre o ponto O e o ponto C
d	Distância entre o ponto O e o ponto D
dt	Passo de tempo
h	Coeficiente de transferência de calor por convecção
m	Massa
r	Posição
t	Tempo
u	Velocidade do elemento de fluido na direção X
w	Velocidade do elemento de fluido na direção Z
A	Área
A_f	Temperatura final da transformação martensita-austenita
A_s	Temperatura inicial da transformação martensita-austenita
C	Influência da tensão mecânica sobre a temperatura de transformação
E	Modulo de elasticidade
ER_{max}	Erro máximo local tolerado
F	Força
I	Matriz de Inércia
L	Força de sustentação
/	Distância entre o ponto O e o ponto G
M	Momento
M_f	Temperatura final da transformação austenita-martensita
M_s	Temperatura inicial da transformação austenita-martensita
P	força peso
R	Resistência elétrica
T	Temperatura

U	Velocidade do escoamento na direção X
V	Velocidade
W	Velocidade do escoamento na direção Z

LETRAS GREGAS

σ	Tensão mecânica
ε	Deformação
β	Fração martensítica
α	Tensor termo-mecânico
Ω	Tensor termo-elástico
Θ	Ângulo entre os referenciais inerciais.
ω	Velocidade angular
Φ	Potencial de velocidade
Γ	Intensidade de vorticidade
Δp	Diferença de pressão entre as superfícies de um elemento do aerofólio
ρ	Densidade
v	Razão de passo

SUBSCRITOS

0	Relativo ao início do processo
1	Relativo a direção X
2	Relativo a direção Y
Aero	Relativo a força aerodinâmica
A	Relativo a fase austenítica
B	Relativo ao ponto B
B1	Referencial da base B1
D	Relativo ao ponto D
G	Relativo ao centro de massa
I	Referencial inercial
L	Relativo a máxima deformação recuperável

M	Relativo a fase martensítica
P	Relativo a força peso
rel	Componente relativa
R	Relativo a residual
S	Relativo a tensão mecânica
T	Relativo a temperatura



SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	16
2 MODELAGEM MATEMÁTICA	26
2.1 Modelagem das Ligas de Memória de Forma	26
2.2 Modelagem da Dinâmica Estrutural	35
2.3 Modelagem Aerodinâmica	42
2.4 Controlador Nebuloso	47
3 SIMULAÇÃO NUMÉRICA	54
4 ENSAIO EXPERIMENTAL	71
CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS	78
REFERÊNCIAS	81
Anexo 1 EXPERIMENTO DE IDENTIFICAÇÃO DOS PARÂMETROS DA LMF E DE TRANSFERÊNCIA DE CALOR	88
Anexo 2 ALGORITMOS DESENVOLVIDOS MATLAB®	92

1 INTRODUÇÃO

O projeto de aeronaves tem se desenvolvido de maneira extraordinária a partir do primeiro vôo tripulado auto-propelido 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. As aeronaves modernas são capazes de transportar grandes cargas, alta capacidade de manobra, atingir elevadas velocidades, elevadas altitudes, e longas distâncias; são capazes de não serem detectadas por radares, decolar e pousar verticalmente e viajar sem a presença de um piloto. É claro que nenhum projeto possui todas estas características, de fato, o projeto de uma aeronave pode ser radicalmente diferente dependendo das necessidades de operação, uma vez que as aeronaves são projetadas para atender a um determinado tipo de missão.

Aeronaves adaptativas (*morphing*) são veículos que alteram sua forma para mudar, tanto o seu desempenho em uma dada fase da missão e/ou para permitir uma maior controlabilidade do veículo em manobras. Aeronaves com capacidade de se adaptar são capazes de voar em diferentes tipos de missões e realizar manobras extremas, que não são possíveis com as aeronaves projetadas de maneira convencional. Contudo, como quase todos os atuais projetos de aeronaves são centrados em torno de uma missão específica, o que leva a uma configuração estrutural fixa, ao se considerar essa capacidade adaptativa há uma grande demanda por investigar-se diversas áreas de pesquisa, incluindo modelagem aerodinâmica, dinâmica de corpos flexíveis e teoria de controle de vôo. Particularmente, é ainda mais importante a integração destes tópicos em abordagem unificada para a realização de um projeto adequado.

A busca de tais configurações adaptativas é motivado pelas “estruturas voadoras” presentes na natureza, em especial os pássaros, uma vez que estes apresentam a capacidade de realizar diversas missões, adaptando sua geometria aerodinâmica, podendo executar tarefas que partem de vôos de baixa velocidade,

quase planadores, a mergulhos rápidos e agressivos. Eles são capazes de realizar este vasto número de tarefas através de grandes mudanças geométricas em seu corpo. Em particular os pássaros são capazes de rotacionar suas asas para variar o ângulo diedro ou enflexamento (*sweep*) de suas asas, conforme figura 1.1, bem como alterar a área da asa, comprimento, linha de arqueamento e outros parâmetros. Estas mudanças permitem o pássaro realizar rápidas transições entre um voo nivelado e uma rápida descida (AKL et al., 2007). Essas mudanças de geometria também se fazem necessárias para que estruturalmente os pássaros possam suportar os esforços aerodinâmicos, tendo também uma característica estrutural.

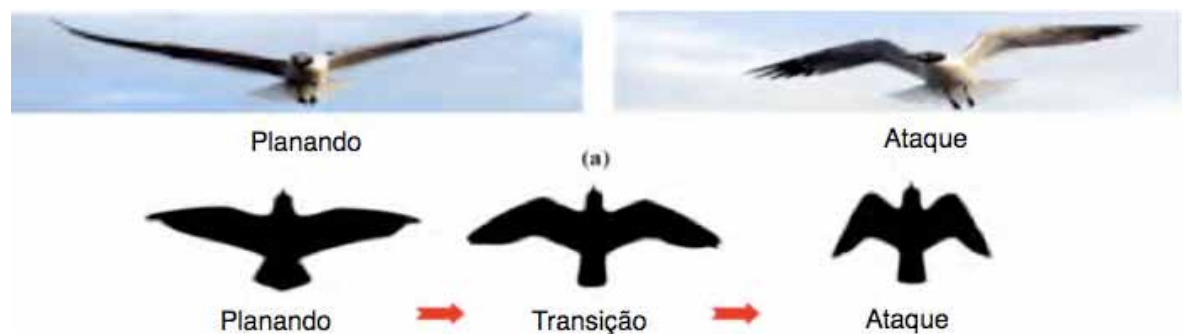


Figura 1.1. Alteração da forma da asa de um pássaro para realizar diferentes missões.

Atualmente, as aeronaves são projetadas para terem um excelente desempenho em uma dada fase (ou perna) da missão, no entanto, em outras fases o seu desempenho pode ser ruim. Uma solução seria prover a capacidade de aeronaves alterarem sua forma significativamente para que uma única aeronave possa executar um leque de missões de maneira ótima (SEIGLER et al., 2007).

Alguns dos mais recentes conceitos de asas/aeronaves adaptativas tem lidado com diferentes aspectos de controle de voo e/ou capacidade adaptativa a múltiplas missões (JHA; KUDVA, 2004). Controle de voo adaptativo envolve primariamente, pequenos e contínuos ajustes na forma da asa (HALL, 1989; KHOT et al., 2002; SANDERS et al., 2003) e/ou no campo de escoamento ao redor da asa (NATARAJAN et al., 2004) para manobrar a aeronave durante o voo. Adaptar-se para fases das missões envolvem realizar grande mudanças na forma para otimizar, em voo as características da asa para a condição de voo atual (BAE et al., 2005a;

HENRY et al., 2005; NEAL et al., 2004). Embora essas diferentes aplicações envolvam mudança de forma, são indistintamente conhecidas por adaptações (em inglês, *morphing*), contudo, cada uma é muito diferente com relação a magnitude da mudança de forma e a constante de tempo necessária para realizar essas mudanças. Felizmente, as grandes mudanças de forma, para melhorar o desempenho, são necessárias somente em baixas frequência e as rápidas mudanças para controlar o vôo são de baixa amplitude. Isto significa que nunca haverá uma solução única para uma aeronave adaptativa e, a tecnologia empregada será drasticamente diferente dependendo da aplicação requerida. Contudo, todas as aplicações requerem que as adaptações atinjam os objetivos de melhorar a performance e/ou funcionalidade.

As tecnologias estruturais disponíveis para atingir a mudança de forma são classificadas em duas grandes categorias, chamadas de mudanças de forma via mecanismos rígidos ou por compliância da estrutura.

O sistema estrutural empregado para criar uma variação suave da linha de arqueamento tem variado desde projeto de mecanismos amplamente patenteados, a mais recente aplicação de compliância de estruturas flexíveis. O mecanismo de compliância corresponde a uma peça única estrutural projetada para transmitir o movimento e força executada pela deformação elástica de seus elementos constituintes. Elas são dotadas de vantagens como alta precisão de deslocamento, facilidade de construção (pois não necessitam da montagem precisa de componentes), entre outros (LU; KOTA, 2003; XU; ANANTHASURESH, 2001). O projeto de tais mecanismos se situam entre obter a rigidez adequada para suportar os carregamentos externos e simultaneamente ser suficientemente flexível para criar o movimento desejável quando se atua a estrutura aeronáutica.

A primeira plataforma a alterar significativamente a sua geometria (via mecanismos rígidos) foi a asa de enflexamento (*sweep*) variável. Ambos, teoria e prática mostraram que, apesar de asas retas serem suficientes para a maioria das missões, asas enflexadas são melhores para vôos de alta velocidade, particularmente a velocidades supersônicas (KRESS, 1983). A primeira aeronave a voar com enflexamento variável foi o X-5 em 1951; mais tarde o F-111 e F-14 foram também equipados com asas com enflexamento variável. Porém, o peso adicional

do mecanismo para possibilitar essas mudanças nas asas é muito caro com relação a eficiência de combustível. A adição de massa continua a ser o maior obstáculo de se por em prática o projeto de aeronaves com mudanças de forma. Isto tem levado os projetistas a desenvolver tecnologias de mudanças de forma menores e mais compactas para inserção nas asas das aeronaves. Aeronaves de transporte comercial, bem como caças militares como o F-16 e o F-18, alteram a corda e a linha de arqueamento utilizando flaps no bordo de ataque e no bordo de fuga.

As mudanças na forma da asa que são realizadas na prática, apesar de benéficas, oferecem melhorias marginais dentro dos regimes de vôo. Estas mudanças não podem, por exemplo, transformar um caça em um veículo capaz de percorrer grandes distâncias. Como exemplo, o F-16 tem uma razão de aspecto de 3.2 enquanto o RQ-4A Global Hawk tem uma razão de aspecto de 25. Os projetistas buscam criar a habilidade de alterar as propriedades críticas da geometria, que permitiriam a um único veículo atender um grande e variado número de missões. Tais mudanças estruturais são muito mais substanciais do que as presentes nos projetos convencionais. Para permitir estas grandes mudanças estruturais, atendendo as restrições de peso, faz-se necessário melhorar as tecnologias de materiais e de atuadores atualmente aplicadas na fabricação de aeronaves.

Alguns dos conceitos mais recentes da tecnologia adaptativa foram resultados de diferentes pesquisas. O primeiro foi no campo da aeroelasticidade onde, como descrito por Barrett (1995), pesquisadores iniciaram a investigação dos benefícios de se suprimir ativamente a resposta aeroelástica da estrutura para se melhorar o controle da aeronave (CRAWLEY et al., 1989; WEISSHAAR, 1987). O segundo desenvolvimento foi um aumento significativo na implementação da tecnologia de materiais inteligentes ativos. Dado a sua elevada densidade de energia, materiais como cerâmicas piezelétricas, ligas de memória de forma (LMF) foram vistos como potenciais substitutos aos atuadores convencionais. Posteriormente a tecnologia de materiais ativos foi aplicada em veículos aéreos, como o desenvolvimento de um flap articulado por um bimorfo piezelétrico (SPANGLER; HALL, 1990), um atuador de bordo de fuga para rotores de helicópteros (CHEN; CHOPRA, 1993; SAMAK; CHOPRA, 1993), e uma aleta de míssil de envergadura variável (BARRETT et al., 1996).

Como resultado dos sucessos anteriores, o governo norte Americano financiou alguns programas de pesquisa para investigar a tecnologia de mudança de forma em aeronaves. O primeiro foi o programa da Asa Inteligente (*Smart Wing Program*), da Agência de Projeto de Pesquisa de Defesa Avançada (DARPA), juntamente com a NASA, AFRL e Northrop Grumman (KUDVA, 2004; SANDERS et al., 2003). Iniciado em 1996, o programa da Asa Inteligente foi composto de duas fases, resultando em um teste em túnel de vento de uma asa de aeronave, composta por um atuador de liga de memória de forma, sem dobradiça, e com bordo de fuga de contorno suave (sem descontinuidades). Alguns dos benefícios foram o aumento de 15% no momento de rolagem e o aumento de 11% da sustentação em relação a asa convencional.

O Segundo programa, iniciado em 1996, foi o Programa da Asa Aeroelástica Ativa (*Active Aeroelastic Wing Program – AAW*), um programa financiado pelas agências/empresas DARPA/NASA/AFRL/Boeing Phantom Works (PENDLETON et al., 1998). O objetivo deste programa era demonstrar as vantagens da tecnologia de uma asa aeroelástica ativa. O resultado final deste projeto foi o teste em vôo de uma aeronave em tamanho real (F/A-18) equipada com asas flexíveis. O controle de rolagem foi alcançado pela deflexão diferencial entre a parte interna e a parte externa dos flaps do bordo de ataque. Além da significativa melhora aerodinâmica, foi mostrado que a tecnologia da asa aeroelástica ativa poderia reduzir o peso da asa em até 20%.

Outro projeto sobre estruturas aeronáuticas aeroelásticas ativas (3AS) também está sendo desenvolvido na Europa (KUSMINA, 2002). Neste programa vários conceitos de aeroelasticidade ativa foram desenvolvidos e demonstrados. A parte disto, Amprikidis et al. (2005) investigaram métodos de atuação internos para ajustar continuamente a forma da asa mantendo uma relação ótima entre sustentação e arrasto.

O mais recente projeto financiado pelos Estado Unidos é o programa de Estruturas Aeronáuticas Adaptativas (*Morphing Aircraft Structures - MAS*), financiado pela DARPA. Este programa foi iniciado com o objetivo de pesquisar maiores mudanças na forma de asas comparados aos previamente investigados. Dentro deste programa, asas adaptativas foram definidas como uma plataforma de múltiplas

funções que:

- 1) Muda o seu estado geométrico substancialmente para se adaptar ao ambiente da missão;
- 2) Fornece uma capacidade superior ao sistema, não possível sem a reconfiguração deste;
- 3) Utiliza um projeto que integra combinações inovadoras de materiais avançados, atuadores inteligentes, controladores de escoamentos e mecanismos para se alcançar a mudança de estado geométrico.

Este programa foi originalmente constituído por três empresas principais: NextGen Aeronautics, Raytheon Missile Systems, e Lockheed Martin. Diversas universidades parceiras também foram incluídas no programa, resultando em numerosos estudos teóricos e experimentais de aplicação de materiais e métodos para se alterar a geometria e se melhorar a performance de vôo. Um dos primeiros conceitos deste programa foi uma extensão das superfícies dos bordos de ataque e de fuga para asas completamente adaptativas, ou seja, uma asa capaz de mudar a sua linha de arqueamento em cada segmento ao longo da envergadura da asa. Como uma asa de pássaro, tal projeto eliminaria as superfícies de controle, atingindo-se o controle da aeronave via mudança de forma da estrutura. Fora deste projeto, Gern et al. (2002) realizou uma análise estrutural e aeroelástica de um veículo de combate aéreo não-tripulado (UCAV) com aerofólios adaptativos. Petit et al. (2001) realizou trabalho semelhante e Bae et al. (2005) investigou os efeitos aeroelásticos de uma asa com linha de arqueamento variável bidimensional. Uma vez que ao alterar a forma de uma asa para atingir uma certa habilidade de controle não tem uma solução única, diversos pesquisadores tem investigado a otimização da forma da asa visando minimizar a energia aplicada no atuador (GANO et al., 2004; JOHNSTON et al., 2003; PROCK et al., 2002). Outros tem investigado métodos de atuar seções da asa adaptativa; novos métodos como mecanismos compliantes tem sido estudados amplamente (MANUTE; REICH, 2004; RAMRKAHYANI et al., 2004; SAGGERE; KOTA, 2003).

Enquanto as pesquisas avançam em todas as áreas das aplicações adaptativas, o programa MAS focou no desenvolvimento de uma aeronave capaz de alterações em sua plataforma de maneira mais significativa. Os objetivos declarados

incluem uma alteração de 200% na razão de aspecto, 50% na área da asa, 50% de mudança na torção da asa e uma mudança de 20% no enflexamento. Contudo, é esperado que o peso da asa resultante não seja maior do que o peso da asa de uma aeronave convencional. Tal projeto poderia ser otimizado para uma dada fase da missão, como por exemplo o voo em cruzeiro e a decolagem. A magnitude de tais mudanças geométricas acopladas às restrições de peso diferem uma asa adaptativa dos projetos anteriores de asas com enflexamento variável.

Os esforços para se desenvolver aeronaves adaptativas estão em progresso. O conceito de projeto de aeronaves adaptativas para a NextGen e Lockheed (LOVE et al., 2004) estão demonstrados na figura 1.2. As pesquisas acadêmicas incluem a investigação de vários projetos de asas adaptativas. Blondeau et al. (2003) desenvolveram uma asa inflável com longarina telescópica e realizou testes em túnel de vento da asa de envergadura variável, e Neal et al. (2004) desenvolveram uma asa adaptativa em escala para túnel de vento capaz de variar a envergadura, ângulo de flecha e torcer a asa.



Figura 1.2. Proposta de aeronaves adaptativa das empresas NextGen e Lockheed.

Outro importante ponto dentro de algumas aplicações de asas adaptativas é a necessidade de se recobrir a estrutura com um material capaz de acompanhar a mudança de forma que a estrutura sofre durante os processos de adaptação de voo. Como restrições, esta cobertura adaptativa (*skin*) deve suportar os esforços aplicados pela estrutura e ainda não enrugar-se em outras condições de uso, uma vez que este enrugamento leva a uma piora das propriedades aerodinâmicas da estrutura. Gandhi e Anusonti-Inthra (2008) investigaram o projeto destas coberturas para asas adaptativas de linha de arqueamento variável. Joo et al. (2009) apresentaram um método baseado na otimização topológica para se projetar estas

coberturas.

Como resultado de uma série de investigações realizadas pelo Grupo de Materiais e Sistemas Inteligentes (GMSINT) da Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira, um modelo inovador de asa adaptativa será proposto nesta dissertação de mestrado.

A inspiração deste trabalho parte 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 tão eficiente quanto os músculos, capaz de realizar tamanha força e ainda assim ser capaz de se deformar consideravelmente. Um dos materiais sintéticos que mais se aproxima desta característica são as ligas de memória de forma (LMF), ou do inglês *Shape Memory Alloy* (SMA).

As ligas de memória de forma são conhecidas na literatura como um material inteligente. Tal definição se deve ao fato dele ser capaz de converter diferentes tipos de energias, isto é, este material é capaz de converter energia térmica em energia mecânica. Uma vez deformada permanentemente, este material pode retornar a sua condição original de forma através de seu aquecimento. Caso esta recuperação de forma seja impedida, uma alta tensão mecânica é então aplicada pelo material. Uma descrição mais detalhada deste comportamento é apresentada no próximo capítulo.

O modelo de asa adaptativa proposto é apresentado na figura 1.3, onde um aerofólio é dividido ao meio (em sua semi-corda), e neste ponto uma articulação é então inserida.

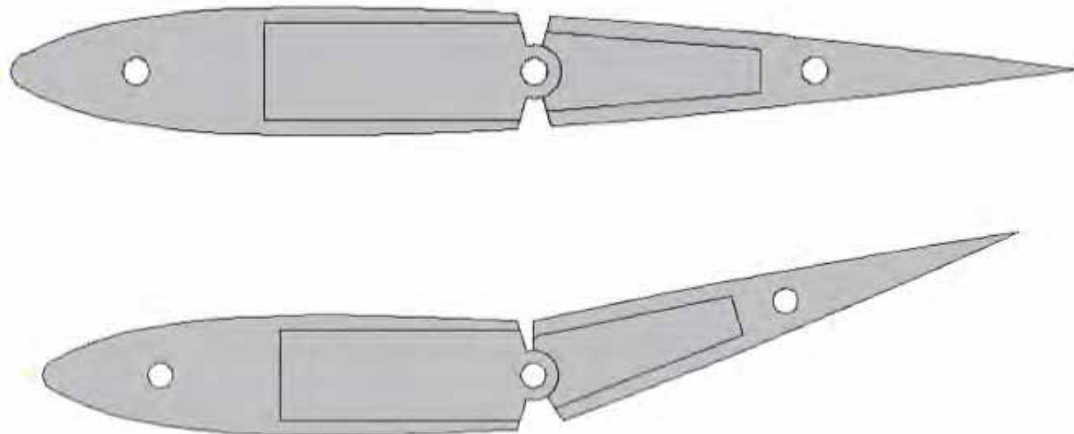


Figura 1.3. Modelo de asa adaptativa proposto.

O movimento de rotação seria criado por um par de fios de memória de forma, previamente deformados, um abaixo do ponto de rotação e outro acima. Ao aquecer um dos fios, este retornaria a sua forma inicial (mais curto), rotacionando a estrutura e deformando ainda mais o outro fio. A disposição do par de fios atuadores está apresentada na figura 1.4.

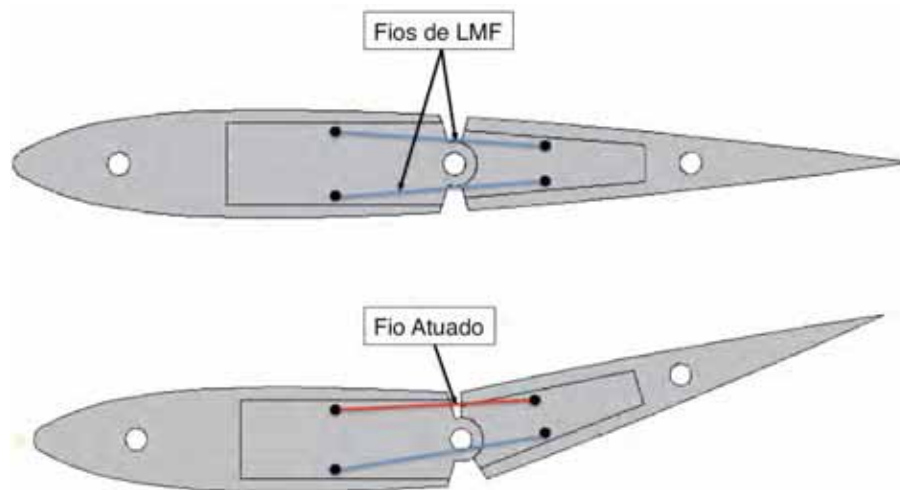


Figura. 1.4. Disposição dos atuadores de memória de forma e o princípio de funcionamento.

Para melhor compreender a influência desta rotação na aerodinâmica de um aerofólio, deve-se esclarecer alguns conceitos básicos desta área do conhecimento, como por exemplo, a definição de linha de corda e a de linha de arqueamento. A linha de corda é uma linha reta que conecta o bordo de ataque (frente do aerofólio) com o bordo de fuga (traseira), esta é uma dimensão característica dos perfis

aerodinâmicos. Por sua vez a linha de arqueamento corresponde a uma linha média do aerofólio, ou seja, ao se percorrer a linha de arqueamento em qualquer posição sempre se está exatamente entre a parte superior e a parte inferior do aerofólio. A figura 1.5 ilustra estes conceitos.

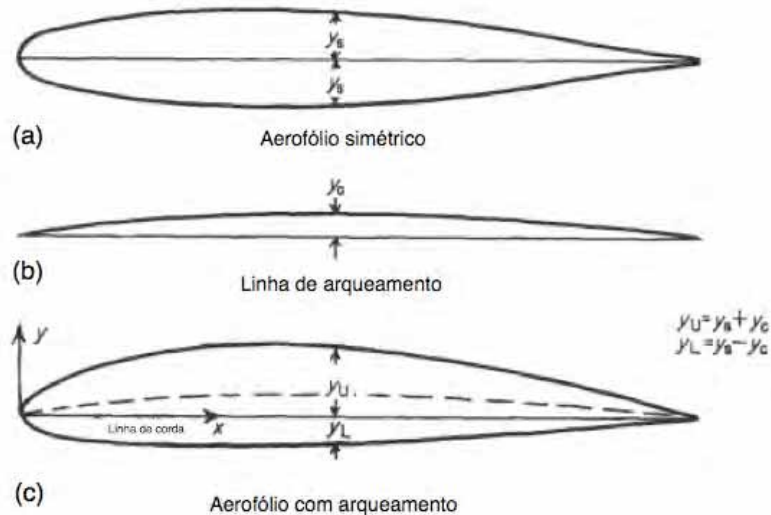


Figura 1.5. Conceitos de linha de corda e linha de arqueamento.

Ao rotacionar o aerofólio da maneira como esta sendo proposto por este trabalho, há uma redução da linha de corda do aerofólio e uma conseqüente alteração da forma da linha de arqueamento. Conforme explanado na revisão bibliográfica, este mecanismo se encaixa na categoria de mudança de forma via mecanismos rígidos, tal sistema passa a demandar o desenvolvimento de uma cobertura para manter a estrutura externa contínua, preservando assim as características aerodinâmicas da estrutura.

Deve-se esperar, devido ao atuador utilizado, uma baixa freqüência de atuação visto que o processo de atuação é função da troca de calor do atuador com o ambiente. Portanto, a utilização deste mecanismo para controle da aeronave deve ser aplicado em situações específicas, sendo assim mais indicado para alterar a forma da asa para atender um tipo de fase da missão, uma mudança em maior escala, porém de menor freqüência.

2 MODELAGEM MATEMÁTICA

Para poder situar esta idéia adequadamente dentro do campo técnico/científico, faz-se necessário um estudo quanto ao comportamento termo-mecânico deste sistema, para assim avaliar possíveis vantagens e desvantagens da aplicação deste sistema dentro da indústria aeronáutica.

2.1 Modelagem das Ligas de Memória de Forma

Os primeiros passos na descoberta das propriedades das ligas com memória de forma foram dados por Ölander e Chem em 1932. Estes autores constataram a reversibilidade da transformação martensita-austenita numa liga Au-Cd por observação metalográfica e através do registro da variação da resistividade. Greninger e Mooradian (1938) observaram, numa liga Cu-Zn, a formação e o desaparecimento de martensita, diminuindo ou aumentando a temperatura, respectivamente. O efeito de memória de forma propriamente dito foi posto em evidência por Kurdjumov e Khandros (1949) e, depois também por Chang (1951) numa barra de Au-Cd.

Contudo só em 1962, quanto Buehler e seus colaboradores no “Naval Ordnance Laboratory” (NOL), na cidade de Silver Spring, Maryland, USA, descobriram o efeito de memória de forma numa liga de Ni-Ti, é que a investigação, tanto dos aspectos metalúrgicos, como as potenciais aplicações práticas das ligas, começaram a despertar o interesse da comunidade científica. Em 1956, como físico metalurgista supervisor do NOL, Buehler estava trabalhando no teste de compostos intermetálicos para a ponta cônica de um míssil da marinha, o SUBROC. O principal objetivo da pesquisa era encontrar um metal com alto ponto de fusão e alta resistência a impacto. Dentre 60 compostos, Buehler escolheu 12 candidatos para que fossem medidas suas resistências a impacto, atingindo amostras aquecidas por

arco-elétrico, com um martelo. Destes testes, ele notou que as ligas de níquel-titânio apresentavam grande resistência ao impacto, aliadas ainda a propriedades mecânicas boas, como elasticidade, maleabilidade e fadiga, ele a nomeou NiTiNOL, incluindo o acrônimo do laboratório à composição da liga.

Enquanto estudava as propriedades deste novo material com porcentagens variadas de níquel e titânio Buehler fez uma observação fundamental para a descoberta de uma extraordinária propriedade desta liga metálica. Um dia em 1959, ele e seu assistente aqueceram seis barras de NiTiNOL em um forno de arco-elétrico e as depositaram sobre uma mesa para resfriamento, ele pegou a primeira barra a sair da fornalha e a levou para uma fresadeira para melhorar a superfície da peça, no caminho ele intencionalmente derrubou a barra sobre o concreto, e percebeu que ela fez um som “seco”, “monótono”, indicando alto amortecimento. Intrigado com este fato ele testou as demais barras que estavam resfriando e descobriu que elas produziam um som tipo sino. Para confirmar esta mudança apresentada ele aqueceu as barras com água em ebulição, e notou novamente esta alteração no amortecimento. Buehler sabia que esta mudança acústica assinalava uma mudança na estrutura atômica da liga, provocada pelo aquecimento ou resfriamento próximo a temperatura ambiente, ele ainda não sabia que este rearranjo atômico iria futuramente resultar em outra propriedade ainda mais interessante.

Foi em 1960 que Raymond Wiley, do grupo de análise de falha de materiais metálicos do NOL, gerou grande parte da informação essencial usada para o entendimento das propriedades do NiTiNOL. Wiley mostrou aos seus gerentes um fio de NiTiNOL com um centésimo de polegada que passou por um teste de resistência a fadiga, estes prenderam o fio a mesa e o flexionou por diversas vezes, ficando realmente impressionado com a resistência da liga. Um dos diretores técnicos associados ao laboratório, David Muzzey, que era adepto ao tabagismo, quis testar se essa resistência se mantinha enquanto a amostra era aquecida, ele então pôs a chama de seu isqueiro sob o fio retorcido, que para o espanto de todos se alongou longitudinalmente. Quando Buehler soube do incidente ele percebeu que deveria estar relacionado com o comportamento acústico que ele havia notado anteriormente.

As primeiras aplicações comerciais para este novo material iniciaram-se nos

anos 70, através dos conectores de tubos com memória de forma, aplicado 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).

Durante os anos 80, com a introdução do NiTiNOL, permitiu-se a criação de uma infinidade de aparatos médicos intravenais invasivos, devido a biocompatibilidade desta liga (MACHADO; SAVI, 2003). Mesmo sendo mais caro que o aço inoxidável, as propriedades de auto-expansão das LMF ativadas para responder a temperatura do corpo humano, proveram uma interessante alternativa para expandir os dispositivos. Na média, 50% de todos os “stents” vasculares periféricos disponíveis no mercado mundial são feitos com NiTiNOL.

A partir de então, a faixa de aplicação para as LMF dentro do ramo médico cresceu largamente, nas áreas cardiovasculares, ortopédicas, de equipamentos cirúrgicos e principalmente na odontológica, com o ortodontista e inventor George Andreasen, que em 1972 desenvolveu de aparelhos ortodônticos que exercem pressão constante ao dente, reduzindo tempo de tratamento e melhorando o conforto do paciente. Mais tarde, Harmeet D. Walia, utilizou a liga para fabricar raízes de canais endodônticos.

Outros produtos do cotidiano apareceram durante os anos 90, como por exemplo, armações de óculos, antenas flexíveis de celulares, suporte de sutiãs, kits de magias que envolvem mudanças de forma, pequenos atuadores, termo-sensores e termo-válvulas, microbombas, entre outros (WU; SCHETKY, 2000).

Fios de NiTiNOL são utilizados em robótica, para imitar nervos humanos, alguns estudos tem sido realizados neste sentido por Kratz et al. (2006) dentro do projeto LARA, no qual o grupo construiu um robô humanóide a partir desta tecnologia. Como principais pontos fracos desta tecnologia estão a ineficiência energética, tempo de resposta lento e a alta histerese.

Grandes empresas e centros de pesquisa como Boeing, General Electric Aircraft Engines, Goodrich Corporation, NASA, e All Nippon Airways estão desenvolvendo turbinas propulsoras com forma variável utilizando ligas de memória de forma para reduzir o ruído produzido pelo motor das aeronaves. As aeronaves da Boeing, 787 e 747-8 já virão equipadas com esta tecnologia (HARTL; LAGOUDAS,

2007). Destaca-se em especial a aplicação deste material em asas adaptativas, conforme amplamente mostrado no capítulo 1 desta dissertação.

A mais recente área de desenvolvimento deste tema tem se concentrado nas MSMAs, as ligas de memória de forma magnética, do inglês “magnetic shape memory alloy”, (LAGOUDAS et al., 2007). Este novo material permite a construção de atuadores com menor tempo de resposta, solucionando uma das principais dificuldades de aplicação das ligas em atuadores.

Existem muitas ligas que apresentam o efeito de memória de forma, mas somente três delas são promissoras para aplicação comercial. São elas Níquel-Titânio (Ni-Ti), Cobre-Zinco-Alumínio (Cu-Zn-Al), e Cobre-Alumínio-Níquel (Cu-Al-Ni).

As ligas de níquel-titânio (NiTiNOL) tem composição atômica típica de aproximadamente de 50% Ni – 50%Ti, e pode conter algumas adições de cobre, ferro, cobalto e cromo. As ligas de Níquel titânio são quatro vezes mais caras que as de Cu-Zn-Al e Cu-Al-Ni, mas apresentam diversas vantagens: maior ductibilidade, maior recuperação de movimento, excelente resistência a corrosão (comparado com a série 300 de aços inoxidáveis), temperatura de transformações estáveis, alta biocompatibilidade e habilidade de ser aquecido por eletricidade para a recuperação de forma.

As ligas de cobre-zinco-alumínio tem composição típica de 15 a 25% em peso de Zn, 6 a 9% de Al e o restante de Cu. Ligas de Cu-Zn-Al são mais baratas que as de níquel-titânio, mas possuem características inferiores. As temperaturas de transformação podem mudar levemente durante um processo cíclico (particularmente as temperaturas de trabalhos superiores a 100°C) e para uma extensão razoável se a liga não foi processada corretamente. Essas ligas são suscetíveis a trincas por tensões corrosivas quando expostas a alguns agentes corrosivos.

As ligas de cobre-alumínio-níquel tem composição típica de 13 a 14% em peso de Al, 3 a 4% em peso de Ni e balanceado com Cu. Ligas de Cu-Al-Ni possuem menor ductibilidade que ambas as ligas, Ni-Ti e Cu-Zn-Al. Sua resistência a corrosão é inferior a liga Ni-Ti e seu custo é superior ao Cu-Zn-Al. Ligas de Cu-Al-Ni sofrem menor degradação nas propriedades de memória de forma que a Cu-Zn-Al, após exposição a temperaturas entre um intervalo de 100 a 350°C. Além do mais, as ligas

de Cu-Al-Ni têm as maiores temperaturas de transformação dentre as três ligas apresentadas.

As ligas com o efeito de memória de forma apresentam essencialmente dois tipos de microestruturas, a austenita, e a martensita. A austenita apresenta apenas uma variante de forma bem definida, cúbica de corpo centrado (CCC) e é estável a altas temperaturas, figura 2.1.

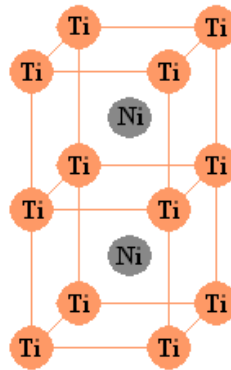
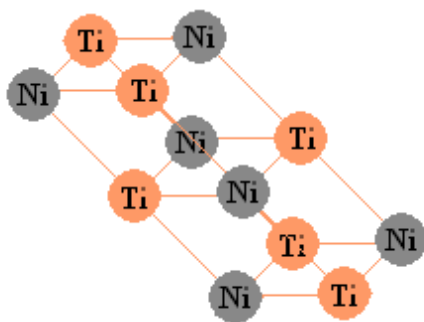
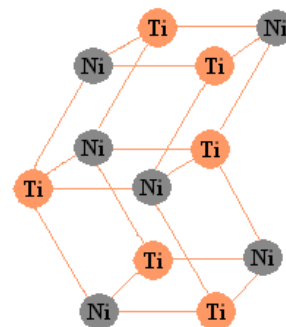


Figura 2.1. Estrutura CCC da austenita em uma liga de Níquel-Titânio

Já a martensita é estável a baixas temperaturas, com uma estrutura variável, apresentando cerca de vinte e quatro variantes que dependem do tipo de transformação sofrida, estas transformações podem ser induzidas por tensão ou por resfriamento. Basicamente podemos classificar a estrutura martensítica de duas maneiras, maclada (figura 2.2-b) e não-maclada (figura 2.2-a).



a) martensita não-maclada



b) martensita maclada

Figura 2.2. Microestrutura da liga de Níquel-Titânio

A martensita maclada, do inglês twined, corresponde à estrutura onde os

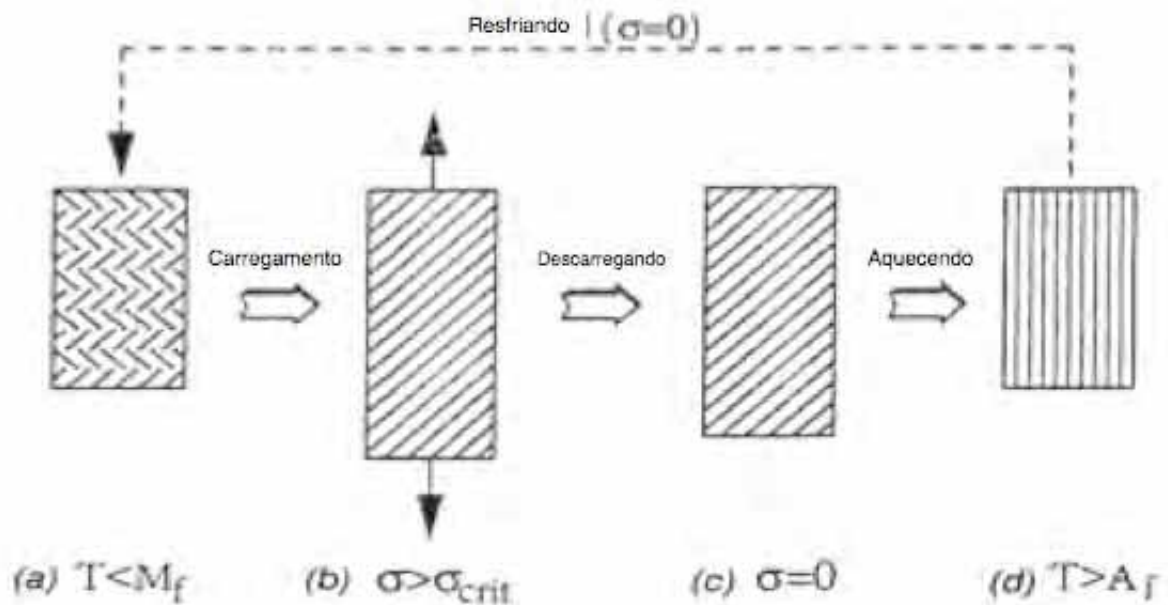


Figura 2.4. Estruturas cristalinas no efeito de memória de forma, onde M_f e A_f correspondem as temperaturas finais na transformação de martensita e austenita, respectivamente.

Aplica-se então, uma tensão suficientemente grande para provocar a reorientação cristalina (ponto A, figura 2.3), obtendo uma nova estrutura deformada plasticamente em um estado não-maclado (figura 2.4-b). A partir deste ponto (ponto B, figura 2.3), mesmo realizando-se o descarregamento da amostra haverá uma deformação residual (figura 2.4-c), e, para que seja removida a amostra deve ser aquecida a uma temperatura superior a temperatura de transformação final da austenita, transformando a estrutura cristalina em austenítica (figura 2.4-d). Durante esta transformação os átomos retornam as suas posições originais restaurando a forma prévia da amostra, que ao ser novamente resfriada volta a assumir a mesma estrutura maclada do início do processo.

Este processo difere da deformação plástica convencional, estando esta liga ainda sujeita a este processo caso a tensão aplicada continue aumentando, por isso a taxa de deformação pseudo-plástica máxima recuperada por este processo varia de cinco a dez por cento.

Somente em 1980 surgiram os primeiros trabalhos sobre a modelagem matemática do comportamento termomecânico deste tipo de material. O modelo polinomial foi proposto inicialmente por Falk (1980, 1983, 1990) e é capaz de descrever os fenômenos de pseudoelasticidade e memória de forma e é baseado na

teoria de Devonshire, que utiliza uma energia livre na forma polinomial. Este primeiro modelo trata da mecânica do contínuo, desta forma, a tensão depende apenas das variáveis de estado observáveis (temperatura e deformação), desconsiderando aspectos da transformação de fase do material.

A partir deste primeiro tratamento, desenvolveu-se o modelo de Tanaka e co-autores, o qual foi originalmente desenvolvido para descrever problemas tridimensionais envolvendo o fenômeno de memória de forma, considerando a cinética de transformação de fase do material (TANAKA, 1985; TANAKA; NAGAKI, 1982). No entanto, sua implementação ficou restrita ao caso unidimensional.

Boyd e Lagoudas (1994) apresentaram modificações em relação ao modelo de Tanaka que permitiram o desenvolvimento de uma teoria tridimensional. As relações utilizadas para descrever a cinética de transformação são semelhantes às empregadas no modelo de Tanaka, considerando as constantes definidas de forma diferente (BRINSON; HUANG, 1995).

Rogers et al. (1991), desenvolveram o problema de forma semelhante considerando uma lei de transformação envolvendo cossenos. Posteriormente alteraram o modelo para adaptá-lo ao caso tridimensional, onde sugerem que as transformações de fase são governadas pela energia de distorção.

Estes modelos assumem a cinética de transformação de fase do material, surgindo termos além da deformação, ε , e da temperatura, T , uma variável interna escalar, β , que representa a fração volumétrica da fase martensítica. A relação constitutiva entre a tensão, σ , e as variáveis internas para uma LMF, pode ser expressa da seguinte maneira:

$$\sigma = E\varepsilon + \alpha\beta + \Omega T \quad (2.1)$$

onde E representa o tensor elástico, α o tensor transformação e Ω o tensor termoelástico. Estudos experimentais (BRINSON, 1993) revelam que estes coeficientes devem ser expressos em função das variáveis de estado ε , T e β , no entanto, de uma maneira geral, são considerados constantes.

Tendo em vista a natureza não difusiva da transformação martensítica (Tanaka, 1985), a fração volumétrica de martensita é expressa em função dos valores instantâneos de tensão e temperatura: $\beta = \beta(\sigma, T)$. Diversas funções foram propostas por diferentes autores.

O modelo de Brinson (1993) considera expressões cossenoidais para a transformação de fase, introduzindo uma inovação que é separar a variável interna, β , em duas novas variáveis utilizadas para representar de forma distinta as frações martensíticas induzidas por temperatura, β_T , e por tensão, β_S , de tal forma que: $\beta = \beta_S + \beta_T$. A partir da consideração destas novas variáveis, a equação constitutiva é escrita em função de β_S ao invés de β . Logo a equação (2.1) é reescrita da seguinte forma, considerando o tensor de transformação baseado na máxima deformação recuperável (ε_L) e desprezando-se o efeito termoelástico:

$$\sigma = E\varepsilon - E\varepsilon_L\beta_S \quad (2.2)$$

Brinson (1993) estabelece ainda uma relação linear envolvendo os módulos de elasticidade do material correspondentes às fases austenítica, E_A , e martensítica, E_M , tal que:

$$E(\beta) = E_A + \beta(E_M - E_A) \quad (2.3)$$

A cinética de transformação de austenita para martensita para $T > M_S$ e $\sigma_S^{CRIT} + C_M(T - M_S) < \sigma < \sigma_f^{CRIT} + C_M(T - M_S)$ é expressa por:

$$\beta_S = \frac{1 - \beta_{S_0}}{2} \cos \left\{ \frac{\pi}{\sigma_S^{CRIT} - \sigma_f^{CRIT}} [\sigma - \sigma_f^{CRIT} - C_M(T - M_S)] \right\} + \frac{1 + \beta_{S_0}}{2} \quad (2.4)$$

$$\beta_T = \beta_{T_0} - \frac{\beta_{T_0}}{1 - \beta_{S_0}} (\beta_S - \beta_{S_0}) \quad (2.5)$$

onde σ_S^{CRIT} e σ_f^{CRIT} correspondem as tensões limites inicial e final da transformação induzida por tensão, respectivamente, e C_M o coeficiente de influência da tensão na temperaturas de transformação.

Enquanto para $T < M_S$ e $\sigma_S^{CRIT} < \sigma < \sigma_f^{CRIT}$:

$$\beta_S = \frac{1 - \beta_{S_0}}{2} \cos \left\{ \frac{\pi}{\sigma_S^{CRIT} - \sigma_f^{CRIT}} [\sigma - \sigma_f^{CRIT}] \right\} + \frac{1 + \beta_{S_0}}{2} \quad (2.6)$$

$$\beta_T = \beta_{T_0} - \frac{\beta_{T_0}}{1 - \beta_{S_0}} (\beta_S - \beta_{S_0}) + \Delta_T \quad (2.7)$$

onde

$$\Delta_T \begin{cases} \frac{1 - \beta_{T_0}}{2} \left\{ \cos [a_M(T - M_f)] \right\}, & \text{se } M_f < T < M_S \text{ e } T < T_0 \\ 0, & \text{demais casos} \end{cases} \quad (2.8)$$

A transformação inversa ocorre para $T > A_S$ e $C_A(T - A_f) < \sigma < C_A(T - A_S)$ sendo

definida por:

$$\beta_S = \frac{\beta_{S_0}}{2} \left\{ \cos \left[a_A \left(T - A_S - \frac{\sigma}{C_A} \right) \right] + 1 \right\} \quad (2.9)$$

$$\beta_T = \frac{\beta_{T_0}}{2} \left\{ \cos \left[a_A \left(T - A_S - \frac{\sigma}{C_A} \right) \right] + 1 \right\} \quad (2.10)$$

de modo que β_{S_0} e β_{T_0} representam as frações volumétricas de martensita induzidas por tensão e por temperatura, respectivamente, quando se dá início a transformação. O parâmetro C_A corresponde ao coeficiente de influência da tensão na temperaturas de transformação, a_M e a_A são definidas como:

$$a_A = \frac{\pi}{A_f - A_S} \quad (2.11)$$

$$a_M = \frac{\pi}{M_S - M_f} \quad (2.12)$$

2.2 Modelagem da Dinâmica Estrutural

Nesta seção será apresentado um modelo dinâmico para o aerofólio adaptativo proposta neste trabalho. Um modelo unidimensional é proposto e então simplificado. O referencial inercial (I) é posicionado na seção principal do aerofólio onde a longarina está posicionada. Um eixo referencial móvel (B1) é solidário a seção móvel da asa, como ilustrado na figura. 2.5. De maneira a simplificar as equações, ambos eixos tem suas origens no ponto de articulação (O).

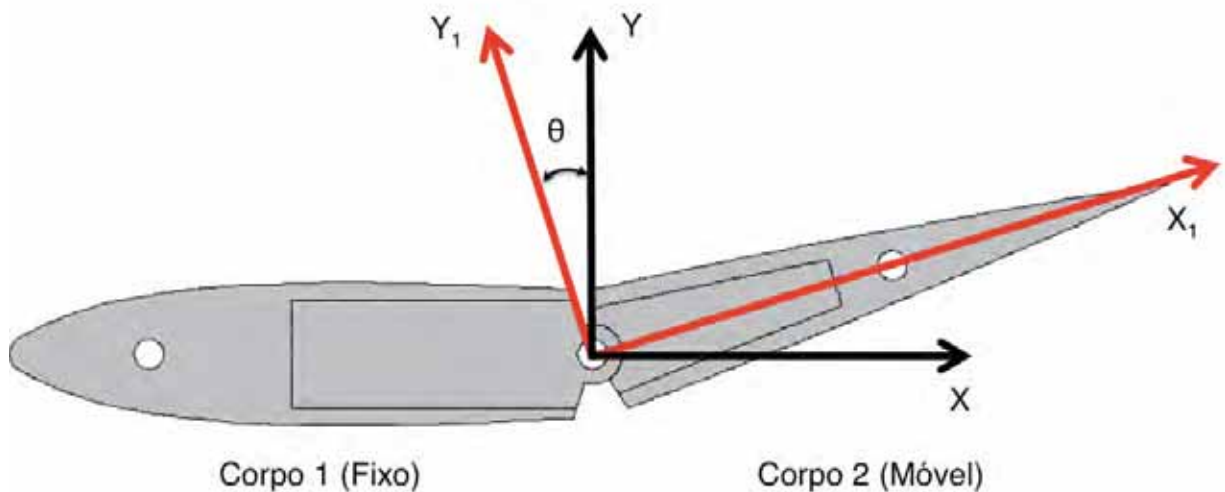


Figura 2.5. Eixos de referência posicionados na asa adaptativa, onde θ é o ângulo da seção móvel em relação a seção principal, com rotação positiva em relação ao eixo Z.

A matriz de transformação T_{B1} , que relaciona ambos os eixos de referência, levando do eixo referencial inercial ao eixo B1, é:

$$T_{B1} = \begin{bmatrix} \cos\theta & \text{sen}\theta & 0 \\ -\text{sen}\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

O movimento é criado em função da mudança de forma do elemento inteligente preso ao aerofólio, portanto faz-se necessário monitorar a posição (em relação ao referencial inercial) de alguns pontos importantes da estrutura. A Fig. 2.6 é uma representação da estrutura e destes pontos importantes. Note que os pontos A e B correspondem ao pontos onde um atuador de liga de memória de forma (fio de LMF) é fixado, o mesmo acontece para os pontos C e D. A distância entre cada um desses pares de pontos representa a forma de cada um dos atuadores. O centro de gravidade (G) e o ponto de articulação (O) também são pontos importantes que serão representados.

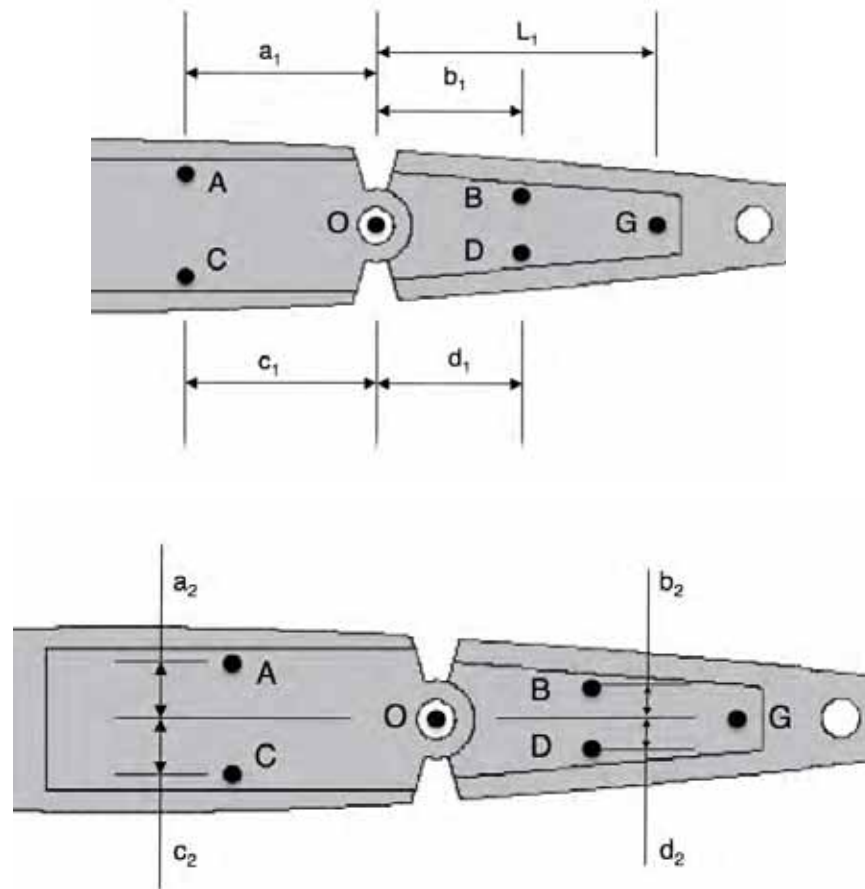


Figura 2.6. Posição dos pontos importantes da estrutura inteligente

Baseado na matemática vetorial de posição (r), relativo a origem (O), cada ponto pode ser descrito em relação ao eixos de referência. O eixo de referência é indicado como um índice subscrito do lado esquerdo da variável.

$${}_I \vec{r}_{OA} = \begin{bmatrix} -a_1 \\ a_2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

$${}_I \vec{r}_{OC} = \begin{bmatrix} -c_1 \\ -c_2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

$${}_{B1} \vec{r}_{OG} = \begin{bmatrix} L_1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

$${}_{B1}\vec{r}_{OB} = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

$${}_{B1}\vec{r}_{OD} = \begin{bmatrix} d_1 \\ -d_2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Relacionando os vetores de posição ao referencial inercial (eq. 2.16 a 2.18) através da matriz de transformação, obtêm-se:

$${}_I\vec{r}_{OG} = T_{B1}^T {}_{B1}\vec{r}_{OG} = \begin{bmatrix} L_1 \cos\theta \\ L_1 \text{sen}\theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

$${}_I\vec{r}_{OB} = T_{B1}^T {}_{B1}\vec{r}_{OB} = \begin{bmatrix} b_1 \cos\theta - b_2 \text{sen}\theta \\ b_1 \text{sen}\theta + b_2 \cos\theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

$${}_I\vec{r}_{OD} = T_{B1}^T {}_{B1}\vec{r}_{OD} = \begin{bmatrix} d_1 \cos\theta + d_2 \text{sen}\theta \\ d_1 \text{sen}\theta - d_2 \cos\theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

A distância entre os pontos de conexão de cada atuador é calculada pela simples soma vetorial das posições em um mesmo referencial.

$${}_I\vec{r}_{AB} = {}_I\vec{r}_{AO} + {}_I\vec{r}_{OB} = -{}_I\vec{r}_{OA} + T_{B1}^T {}_{B1}\vec{r}_{OB} = \begin{bmatrix} b_1 \cos\theta - b_2 \text{sen}\theta + a_1 \\ b_1 \text{sen}\theta + b_2 \cos\theta - a_2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

$${}_I\vec{r}_{CD} = {}_I\vec{r}_{CO} + {}_I\vec{r}_{OD} = -{}_I\vec{r}_{OC} + T_{B1}^T {}_{B1}\vec{r}_{OD} = \begin{bmatrix} d_1 \cos\theta + d_2 \text{sen}\theta + c_1 \\ d_1 \text{sen}\theta - d_2 \cos\theta + c_2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

A norma destes vetores correspondem ao comprimento dos atuadores de memória forma. É possível escrever a força aplicada (F_{AB} e F_{CD}) nos pontos de conexão da parte móvel baseando-se no vetor de distância apresentado anteriormente, sendo para os pontos B e D.

$${}_I\vec{F}_B = F_{AB} \cdot \frac{-{}_I\vec{r}_{AB}}{\|{}_I\vec{r}_{AB}\|} \quad (2.24)$$

$${}_I \vec{F}_D = F_{CD} \cdot \frac{-{}_I \vec{r}_{CD}}{\|{}_I \vec{r}_{CD}\|} \quad (2.25)$$

A razão da distância entre os dois pontos pela norma desta distância corresponde ao vetor unitário da direção em que a força é realizada. O sinal negativo corresponde ao fato de que a força no corpo 2 é sempre aplicada no sentido de B para A (ou para o outro atuador de D para C), este sinal não muda em função da incapacidade do atuador responder a um esforço de compressão.

A força F_{AB} (ou F_{CD}) é calculada através do produto da tensão mecânica do elemento com memória de forma, encontrada através da eq. (2.2), pela área de seção transversal (A_{SMA}) do fio atuador.

$$F_{AB} = \sigma_{AB} A_{SMA} \quad (2.26)$$

A aceleração absoluta do centro de massa (${}_I \vec{a}_G$), relacionada ao referencial inercial é um vetor muito importante de ser calculado para se conhecer a dinâmica da estrutura em estudo, esta é então descrita como:

$${}_I \vec{a}_G = {}_I \vec{a}_O + {}_I \vec{\omega} \times {}_I \vec{\omega} \times {}_I \vec{r}_{OG} + {}_I \ddot{\omega} \times {}_I \vec{r}_{OG} + 2 {}_I \vec{\omega} \times {}_I \vec{V}_{rel} + {}_I \vec{a}_{rel} \quad (2.27)$$

A velocidade angular (${}_I \vec{\omega}$) e a aceleração angular (${}_I \ddot{\omega}$) no referencial inercial são descritas como a variação temporal do ângulo θ na direção Z, e a variação temporal da velocidade angular, respectivamente.

$${}_I \vec{\omega} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} \quad (2.28)$$

$${}_I \ddot{\omega} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \ddot{\theta} \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

A aceleração relativa (${}_I \vec{a}_{rel}$) e a velocidade (${}_I \vec{V}_{rel}$) entre ambos os referenciais são nulos, assim como a aceleração absoluta (${}_I \vec{a}_O$) do referencial inercial. Resultando na seguinte expressão para a aceleração do centro massa.

$${}_I \vec{a}_G = \begin{bmatrix} -\dot{\theta}^2 L_1 \cos \theta \\ -\dot{\theta}^2 L_1 \sin \theta \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\ddot{\theta} L_1 \sin \theta \\ \ddot{\theta} L_1 \cos \theta \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\ddot{\theta} L_1 \sin \theta - \dot{\theta}^2 L_1 \cos \theta \\ \ddot{\theta} L_1 \cos \theta - \dot{\theta}^2 L_1 \sin \theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.30)$$

O princípio de Euler será aplicado no ponto de origem para descrever a cinética da seção móvel, considerando I_2 como a matriz de momento de inércia de massa em relação ao ponto de origem do corpo 2 (SANTOS, 1997) e m_2 a massa do corpo 2.

$$\sum M_O = I_2 \dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times I_2 \vec{\omega} + m_2 \vec{r}_{OG} \times \vec{a}_G \quad (2.31)$$

Os momentos externos aplicados a seção móvel do aerofólio são causados por quatro fontes. Dois induzidos pelos atuadores (M_B e M_D), um induzido pela força da gravidade (M_P) e o último produzido pelo escoamento de ar ao redor do aerofólio (M_A). Devido a bi-dimensionalidade do problema analisado, os momentos existentes serão considerados somente na direção Z. A figura 2.7 mostra o diagrama de corpo livre do corpo 2.

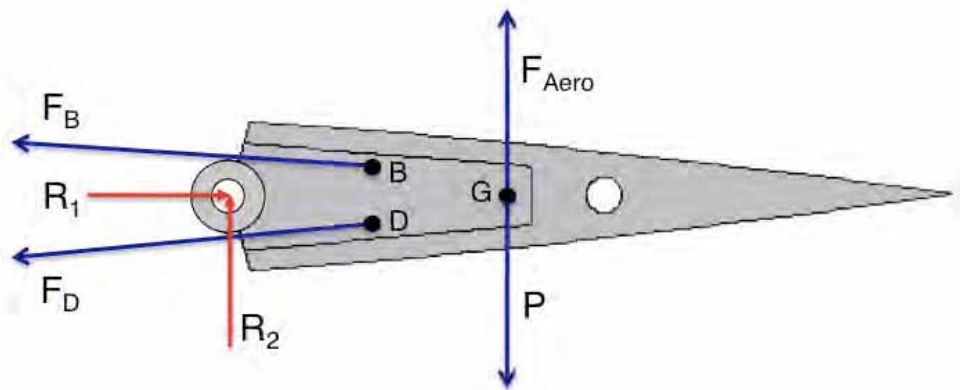


Figura 2.7. Diagrama de corpo livre do corpo 2.

Matematicamente os momentos atuantes no corpo 2 são representados pelo produto vetorial entre a força aplicada e o vetor distância do ponto de aplicação ao ponto de articulação (O):

$${}_1 \vec{M}_B = {}_1 \vec{F}_B \times {}_1 \vec{r}_{OB} \quad (2.32)$$

$${}_1 \vec{M}_D = {}_1 \vec{F}_D \times {}_1 \vec{r}_{OD} \quad (2.33)$$

$$\vec{M}_P = {}_1 \vec{P} \times {}_1 \vec{r}_{OG} \quad (2.34)$$

$$\vec{M}_A = {}_1 \vec{F}_{Aero} \times {}_1 \vec{r}_{OG} \quad (2.35)$$

onde $({}_1 P)$ representa a força peso atuante no corpo em questão e $({}_1 F_{Aero})$ o esforço provocado pelo escoamento de ar ao redor do aerofólio (sua dedução é apresentado

na próxima seção, baseado em uma metodologia numérica para simular o escoamento não-estacionário). Considerando a matriz de inércia do corpo 2 com a seguinte forma:

$$I_2 = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.36)$$

A equação (2.31) resulta na seguinte expressão.

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ M_B + M_D + M_P + M_{Aero} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xz}\ddot{\theta} - I_{yz}\dot{\theta}^2 \\ I_{yz}\ddot{\theta} + I_{xz}\dot{\theta}^2 \\ I_{zz}\ddot{\theta} + m_2 L_1^2 \ddot{\theta} \end{bmatrix} \quad (2.37)$$

Os momentos atuantes passam a ser representados de forma escalar uma vez que, devido a bi-dimensionalidade do problema, só haverá componentes de momento na direção Z.

Trabalhando os dois primeiros componentes da equação (2.37) pode-se obter a seguinte expressão:

$$I_{xz} \left[\ddot{\theta} + \frac{\dot{\theta}^2}{\theta} \right] = 0 \quad (2.38)$$

Quando se busca uma solução não-trivial para a equação (2.38) valores complexos de θ são encontrados, como fisicamente isto não é possível, a solução trivial é adotada, onde:

$$I_{xz} = 0 \quad (2.39)$$

Uma dedução análoga pode ser procedida para o termo I_{yz} . A eq. (2.37) se torna uma única expressão na direção Z:

$$M_B + M_D + M_P + M_{Aero} = (I_{zz} + m_2 L_1^2) \ddot{\theta} \quad (2.40)$$

As reações de apoio (R_1 e R_2) sobre o ponto de articulação (O) são encontradas pela aplicação da lei de Newton no ponto O.

$$\sum_I \vec{F}_O = m_2 \vec{a}_O \quad (2.41)$$

Como a aceleração deste ponto é nula, tem-se uma equação vetorial simples a ser solucionada para se determinar as reações.

2.3 Modelagem Aerodinâmica

Para este trabalho um modelo aerodinâmico linear não-estacionário, conhecido como método dos vórtices concentrados (KATZ; PLOTKIN, 2001) será utilizado para descrever o comportamento do escoamento ao redor do aerofólio adaptativo e assim prever os carregamentos aerodinâmicos envolvidas no processo. Este modelo é apropriado para calcular o carregamento ao longo do tempo de um escoamento de ar ao redor de um aerofólio de geometria variável. Este modelo pode ser usado para se projetar os atuadores de liga de memória de forma e predizer o comportamento do sistema.

O modelo aerodinâmico visa a calcular os esforços aerodinâmicos em um aerofólio, ou seja, encontrar os coeficientes de sustentação (C_l) e de momento (C_m). É feita aqui a hipótese de que o aerofólio é fino, pois apenas a linha de arqueamento do aerofólio permite que se calcule os referidos coeficientes aerodinâmicos.

Algumas hipóteses são feitas:

- Fluido invíscido: é assumido que o ar não possui viscosidade, o que é válido a baixas velocidades e a pequenos ângulos de ataque;
- Fluido irrotacional: devido à inexistência de forças viscosas, não há rotação de elementos do fluido;
- Fluido incompressível: a densidade do ar é constante.

A primeira condição de contorno deste problema é especificada pelo fato de que a velocidade do escoamento é nula na direção normal à superfície do aerofólio. Essa formulação é denominada Condição de Contorno de Neumann. A outra condição de contorno considera que a velocidade no infinito é nula, possibilitando a condição de Kelvin, que postula que a circulação total dentro de uma região que contém o aerofólio e a esteira permanece constante com o tempo, no caso estacionário.

O Método dos vórtices concentrados consiste em dividir o aerofólio em N segmentos (que são denominados painéis) e colocar em cada um deles uma singularidade, que é solução da Equação de Laplace,

$$\nabla^2 \Phi = 0 \quad (2.42)$$

onde ϕ é o potencial de velocidade e ∇^2 o operador laplaciano.

No presente modelo, será utilizada uma singularidade pontual: o vórtice concentrado. Esta é uma singularidade que induz velocidades apenas na direção tangencial. Os N vórtices serão colocados a um quarto da corda de cada painel. A condição de contorno de velocidade normal nula pode ser satisfeita na linha de arqueamento a três quartos da corda de cada painel, chamados de pontos de colocação.

O conjunto de vórtices colocado nos painéis irá produzir uma circulação em torno do aerofólio, o que acarretará uma diferença de velocidades nas partes inferior e superior do aerofólio, que implica em uma diferença de pressão e que vai gerar a sustentação e o momento de arfagem.

Como o caso a ser tratado é o não-estacionário, a circulação no aerofólio varia com o tempo, o que induz à formação de vórtices no bordo de fuga que formarão a esteira, que será modelada utilizando os mesmos vórtices concentrados. A figura 2.8 mostra um esquema do método de vórtices concentrados não estacionário.

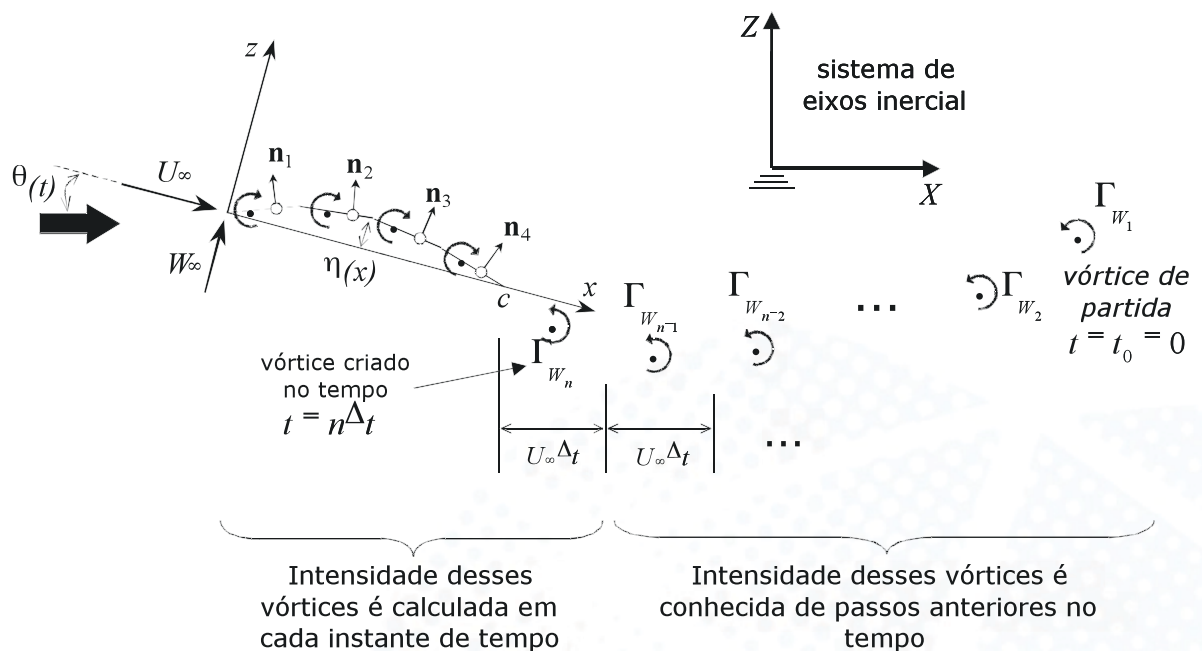


Figura 2.8. Esquema representando o funcionamento do método dos vórtices concentrados.

As velocidades induzidas, \dot{u} e \dot{w} , em um ponto arbitrário (x, z) devido ao elemento de vórtice Γ_j localizado em (x_j, z_j) é dado por:

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \frac{\Gamma_j}{2r_j^2\pi} \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x - x_j \\ z - z_j \end{pmatrix} \quad (2.43)$$

onde

$$r_j^2 = (x - x_j)^2 + (z - z_j)^2 \quad (2.44)$$

que corresponde a distância entre o elemento de vórtice e o ponto arbitrário.

Considerando a linha de arqueamento do aerofólio fino dividido em N painéis, haverá N pontos de vórtice (x_j, z_j) na linha de arqueamento, um em cada painel, posicionados a um quarto de corda deste. A condição de contorno de escoamento zero normal ao painel é checado em um ponto de observação i em cada painel, localizado a três quartos de corda de cada painel, o ponto de colocação. O vetor normal n em cada um desses pontos de colocação é encontrado em relação ao referencial do corpo,

$$n_i = \frac{(-d\eta/dx, 1)}{\sqrt{(d\eta/dx)^2 + 1}} = (\sin\alpha_i, \cos\alpha_i) \quad (2.45)$$

onde α_i é o ângulo entre o painel i e o eixo local na direção x , e $\eta(x)$ é a função de forma do aerofólio, ou seja, a função que define a linha de arqueamento..

Como a forma do aerofólio muda a cada instante de tempo os vórtices e os pontos de colocação mudam a cada passo de tempo. Como o caso tratado aqui é o não-estacionário, a circulação no aerofólio varia com o tempo, o que induz à formação de vórtices no bordo de fuga que formarão a esteira, que será modelada utilizando-se os mesmos vórtices concentrados.

O coeficiente de influência A_{ij} pode ser definido como a componente de velocidade induzida pelo vórtice j do aerofólio ou da esteira com intensidade Γ_j , normal a superfície ao ponto de verificação i . Então uma equação algébrica pode ser obtida para cada ponto de verificação i , relacionando os coeficientes de influência, os elementos de vórtices, as intensidades de vorticidade e suas velocidades induzidas neste ponto de verificação. Quando todo o modelo é considerado, um conjunto de equações é obtido.

$$\begin{bmatrix} A_{11} & A_{11} & \dots & A_{1N} & A_{1W} \\ A_{21} & A_{11} & \dots & A_{2N} & A_{2W} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ A_{N1} & A_{N1} & \dots & A_{NN} & A_{NW} \\ 1 & 1 & \dots & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \\ \Gamma_N \\ \Gamma_{W_t} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} RHS_1 \\ RHS_2 \\ \vdots \\ RHS_N \\ \Gamma(t - \Delta t) \end{pmatrix} \quad (2.46)$$

Onde cada linha corresponde a um ponto de colocação. Agora, os termos do lado direito (*RHS*) são conhecidos a cada passo de tempo e são compostos das velocidades cinemáticas devido ao movimento do aerofólio mais as componentes de velocidades induzidas pelos vórtices da esteira, exceto o último. Como a forma da asa muda com o tempo os coeficientes de influência também mudam com o tempo. A condição de Kutta não é descrita explicitamente para o método dos vórtices concentrados, e a condição de Kelvin é representada por:

$$\Gamma(t) - \Gamma(t - \Delta t) + \Gamma_{W_t} = 0 \quad (2.47)$$

A cada passo de tempo a intensidade de cada vórtice discreto é determinada pela solução do sistema linear (equação 2.46). A pressão e carregamentos podem então ser calculados utilizando a equação transiente de Bernoulli, apresentada a seguir:

$$\Delta p_j = \rho_{ar} \left[\left(\dot{U} + \dot{u}_w, \dot{W} + \dot{w}_w \right)_j \cdot \bar{\tau}_j \frac{\Gamma_j}{\Delta l_j} \right] \quad (2.48)$$

onde Δp_j é a diferença de pressão entre a parte superior e inferior ao painel j , ρ_{ar} é a densidade do ar, $\bar{\tau}_j$ é o vetor tangencial a cada painel, Δl_j é o comprimento de cada painel, \dot{U} e \dot{W} são as velocidades do escoamento ao infinito, e \dot{u}_w e \dot{w}_w as velocidades induzidas pelos demais vórtices da esteira. A figura 2.9 ilustra os carregamentos presentes no aerofólio.

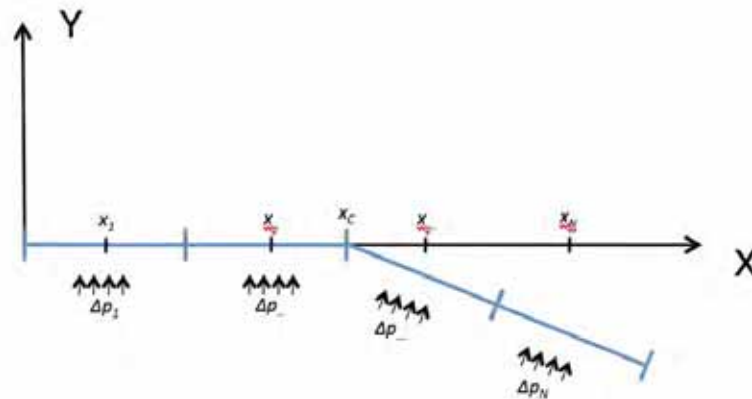


Figura 2.9. Carregamentos aerodinâmicos presentes no aerofólio dividido em painéis.

A sustentação total (L) é obtida pela integração da diferença de pressão entre a linha de arqueamento na parte superior e inferior ao longo da corda, na forma discreta, e é aplicada no centro aerodinâmico do aerofólio.

$$L = \sum_{j=1}^N \Delta p_j \Delta l_j \cos \alpha_j \quad (2.49)$$

O momento de dobradiça (M_C) é encontrado pelo somatório dos produtos entre a força aplicada em cada painel do corpo girante e a distância do centro deste painel (x_j) ao ponto de dobradiça (x_C).

$$M_C = - \sum_{j=1}^N \Delta p_j \cos \alpha_j \Delta l_j (x_j - x_C) \quad (2.50)$$

Toda esta modelagem matemática apresentada descreve o comportamento aero-termo-mecânico do sistema proposto nesta dissertação, porém, de maneira prática, deseja-se simplesmente aplicar uma corrente elétrica para ativar as propriedades do material inteligente e então fazer com que o perfil tenha a forma desejada. Este mecanismo de decisão que define a corrente a ser aplicada para que o aerofólio adaptativo tenha a forma que se deseja é denominado controlador. Existem diversos tipos de controladores capazes de realizar tal tarefa. A seguir um controlador tipo nebuloso é apresentado para realizar esta tarefa.

2.4 Controlador Nebuloso

O controle nebuloso (*fuzzy*) surgiu a partir de uma tese de doutorado baseada em inteligência artificial (ZADEH, 1973). O objetivo da pesquisa era verificar se computadores eram capazes de desenvolver determinadas tarefas baseados na observação do comportamento de um ser humano. A tarefa escolhida foi a de controlar um modelo de motor movido a vapor. Os controles disponíveis eram o de “aquecer”, ação que aumentava a pressão do vapor na caldeira; e “regular a pressão” o qual injetava o vapor em um único cilindro do motor, alterando a velocidade. O objetivo do controle era manter uma pressão constante na caldeira e uma velocidade constante do motor. Diversos aspectos-chaves desta pesquisa tiveram de ser estudados para se entender e aplicar adequadamente o controle nebuloso, como por exemplo, as melhorias nos ambientes computacionais, um melhor entendimento da estrutura do trabalho apresentado e um adequado entendimento da teoria de conjuntos nebulosos.

A teoria de controle convencional usa um modelo matemático explícito (analítico) de um processo a ser controlado e especificações do comportamento a malha fechada para projetar o controlador. Essa abordagem pode ser falha caso o modelo do processo seja de difícil obtenção, (parcialmente) desconhecido ou com elevadas não-linearidades. O projeto de controladores para tarefas diárias aparentemente simples, como por exemplo, dirigir um carro ou segurar um objeto frágil continua ser um grande desafio para a robótica, enquanto essas tarefas são facilmente realizadas por seres humanos. No entanto, os humanos não usam nem modelos matemáticos, nem mesmo trajetórias exatas para controlar tais processos.

Vários processos controlados por humanos na indústria não conseguem ser automatizados utilizando-se teorias de controle convencionais, uma vez que a performance desses controladores é usualmente inferior a dos operadores. Uma das razões é que os controles lineares, os quais são usualmente utilizados no controle convencional, não são apropriados para estas plantas não-lineares. Outra razão é que humanos agregam vários tipos de informações e combinam estratégias de

controle, o que não pode ser integrado em uma única lei de controle analítica.

O princípio básico de um controle baseado em conhecimento é capturar e implementar a experiência e conhecimentos disponíveis dos especialistas, e.g., o operador do processo (WANG, 1996). Um tipo específico de controle baseado em conhecimento é o controle nebuloso baseado em regras, onde as ações de controle correspondente a uma condição particular do sistema são descritas em termos de regras nebulosas do tipo “se algo acontecer então faça esta ação”. Conjuntos nebulosos são usados para se definir o significado dos valores qualitativos das entradas e saídas do controlador, como por exemplo, pequeno erro, grande ação de controle, etc. A lógica nebulosa pode capturar a natureza contínua do processo de decisão humana e como tal apresenta uma melhora se comparado a outros métodos baseados em lógica binária (as quais são amplamente utilizadas em controladores industriais).

Os controladores nebulosos são motivados pelo desejo de:

- Imitar as ações de controle de um operador humano experiente (baseada em conhecimento)
- Obter uma interpolação suave entre saídas discretas que normalmente seriam obtidas (lógica nebulosa)

A natureza lingüística do controle nebuloso torna possível expressar o conhecimento sobre o processo, no que diz respeito a como o processo deveria ser controlado ou como ele se comporta. O aspecto de interpolação do controlador nebuloso tem levado a uma visão onde os sistemas nebulosos são vistos como um esquema de funções de aproximação suaves.

Na maioria dos casos o controlador nebuloso é utilizado em sistemas com retro-alimentação direta do estado. Contudo ela pode também ser utilizada em um nível de supervisão, e.g. um dispositivo de auto-ajuste dos ganhos de um controlador PID.

O protocolo de controle é armazenado na forma de regras “se algo acontecer então faça esta ação”, as quais são parte da base de conhecimento. Enquanto as regras são baseadas em parâmetros qualitativos, as funções de pertinência definem os termos lingüísticos para dar uma interface suave para o processamento numérico e o “set-point”. O nebulizador (*fuzzifier*) determina o grau de pertinência dos valores

de entrada no controlador em função do conjunto nebuloso anterior. O mecanismo de interface combina essa informação com o conhecimento armazenado nas regras e determina qual deve ser a saída do sistema baseado nas regras. No geral, essa saída é um ganho no conjunto nebuloso. Para o controle, um sinal de saída é então requerido, logo o desnebulizador (*defuzzyfier*) calcula o valor para o sinal de saída.

Existem diferentes tipos de controladores nebulosos, caracterizados pela maneira com que é feita a inferência das funções de pertinência das entradas, ou seja, a maneira como é feita a nebulização para determinar o grau de pertinência das entradas. Os tipos mais comuns utilizados são:

- Controlador Mamdani (lingüístico).
- Controlador FLS.
- Controlador Takagi-Sugeno (TS).

De maneira simplificada o controlador tipo Mandami realiza uma inferência entre as funções de pertinência através da secção da função de pertinência no ponto medido e posterior soma as demais funções de pertinências aplicando o mesmo conceito. A figura 2.10 ilustra este processo de inferência realizado pelo controlador tipo Mandami para um universo de entrada qualquer (representada no eixo X), subdividido em dois grupos: o Negativo (com função de pertinência apresentada em verde), e o Zero (representado em azul), a linha pontilhada na vertical exemplifica um valor de entrada qualquer para este sistema.

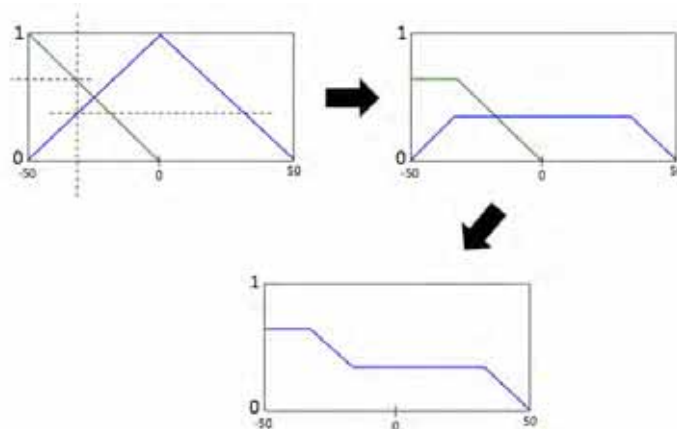


Figura 2.10. Processo de inferência realizado por um controlador do tipo Mamdani.

Já o controlador FLS tem seu nome inspirado na primeira aplicação deste controlador, na indústria de cimento *FL Smidth®*, este controlador realiza um

escalonamento das funções de pertinência para o nível da entrada do sistema, utilizando-se da forma da função de pertinência aplicada. A figura 2.11 ilustra o processo de inferência realizado pelo controlador tipo FLS, para o mesmo caso exemplificado no controlador tipo Mandami.

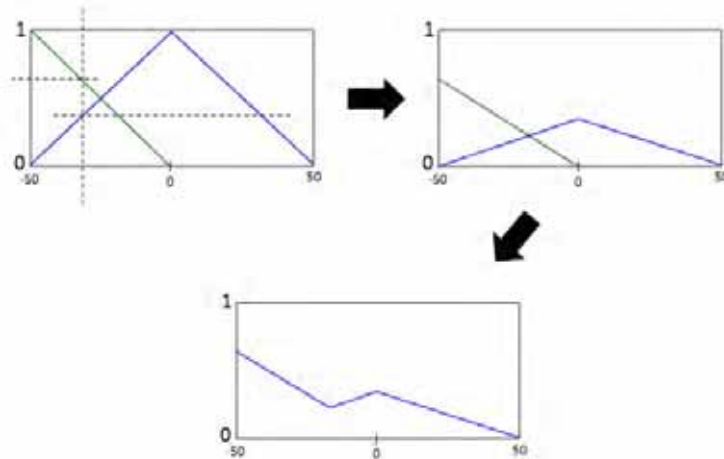


Figura 2.11. Processo de inferência realizado por um controlador do tipo FLS.

Os controladores do tipo TS tem sua natureza um pouco distinta, uma vez que a saída é dada a partir de uma combinação linear entre as entradas, logo a inferência é dada pelos valores das funções de pertinência no ponto, conforme exemplificado na figure 2.12.

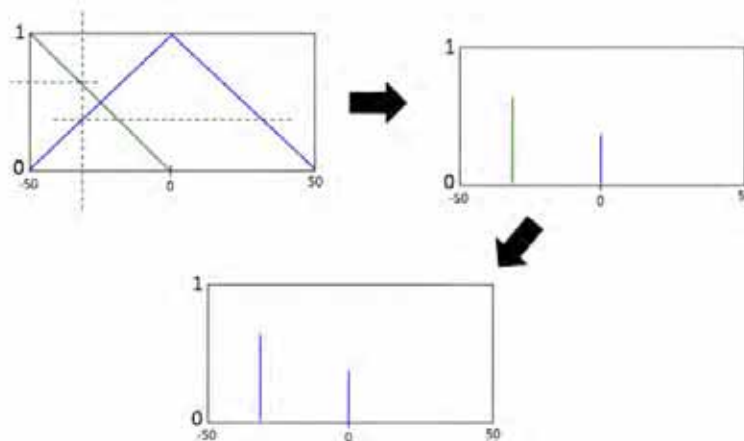


Figura 2.12. Processo de inferência realizado por um controlador do tipo TS.

Para esta dissertação o controlador Mamdani será explorado. Este controlador é usualmente utilizado em controladores com retroalimentação de estado, uma vez que estes são muito próximos em sua natureza do controle manual. O controlador é definido pela especificação de qual saída deve ser dada para um número de

diferentes combinações de sinais de entrada. Cada combinação de sinal de entrada é representada como uma regra da seguinte forma:

$$R_i: \text{Se } x_i \text{ é } A_{i1} \dots \text{ e } x_n \text{ é } A_{in} \text{ então } u \text{ é } B_i, \quad i=1,2,\dots,K \quad (2.51)$$

onde R corresponde a regra, x a entrada, A é a classificação da entrada, u a saída e B a classificação da saída.

Outras conexões e operações lógicas podem também ser utilizadas. Nos sistemas nebulosos do tipo Mamdani os conjuntos nebulosos anteriores e sucessores são escolhidos como triangular ou gaussiano.

No modelo de asa adaptativa proposto, deseja-se, por comando do usuário, estabelecer uma forma para o perfil aerodinâmico, esta forma é criada a partir da determinação de um ângulo θ entre as diferentes seções da asa. Para se atingir tal ângulo uma corrente elétrica deve ser aplicada no par de atuadores de LMF da articulação. A corrente elétrica altera a temperatura dos atuadores através do efeito Joule, ativando o efeito de memória de forma.

Um sistema de controle baseado na lógica nebulosa com retro-alimentação de estado a malha fechada é então proposto para controlar o processo. A figura 2.13 mostra o diagrama de blocos do sistema.

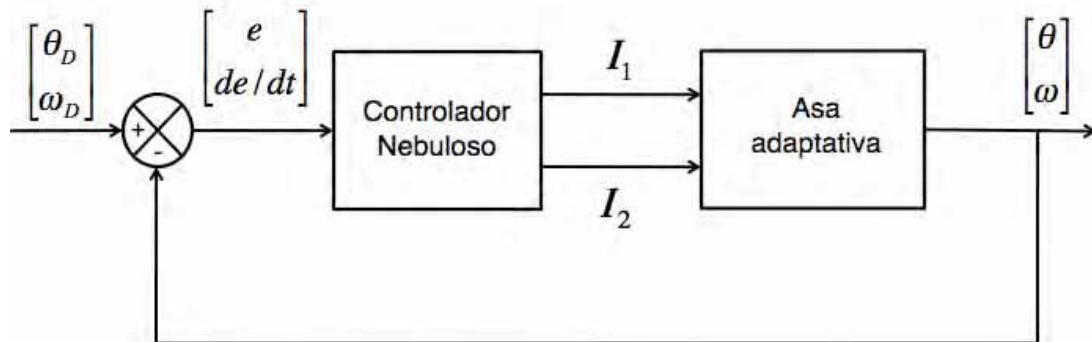


Figura 2.13. Diagrama de blocos do controlador nebuloso aplicado a asa adaptativa

As funções de pertinência das entradas são definidas no intervalo de validade de cada variável do estado, sendo cada uma dividida em cinco classificações: negativo grande (NG), negativo baixo (NB), zero (Z), positivo baixo (PB) e positivo grande (PG). A figura 2.14 mostra as funções de pertinência das entradas do tipo triangular.

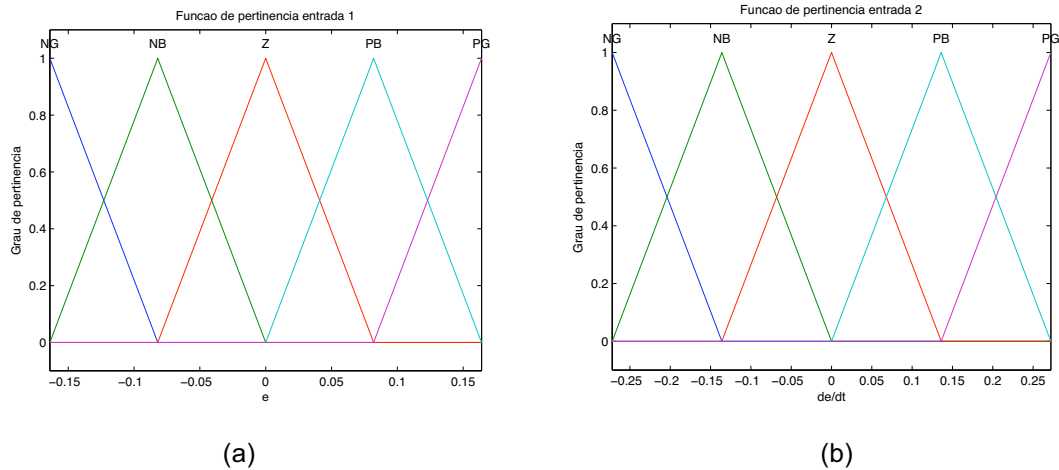


Figura 2.14. Funções de pertinência das entradas (a) Erro de posição angular (b) erro de velocidade angular.

Já as funções de pertinência para as saídas são definidas dentro da capacidade de atuação, ou seja, limitadas pela fonte de corrente utilizada. De maneira semelhante as saídas são classificadas em cinco categorias: Positivo zero (P0), positivo um (P1), positivo dois (P2), positivo três (P3), positivo quatro (P4). A figura 2.15 mostra as funções de pertinência das saídas.

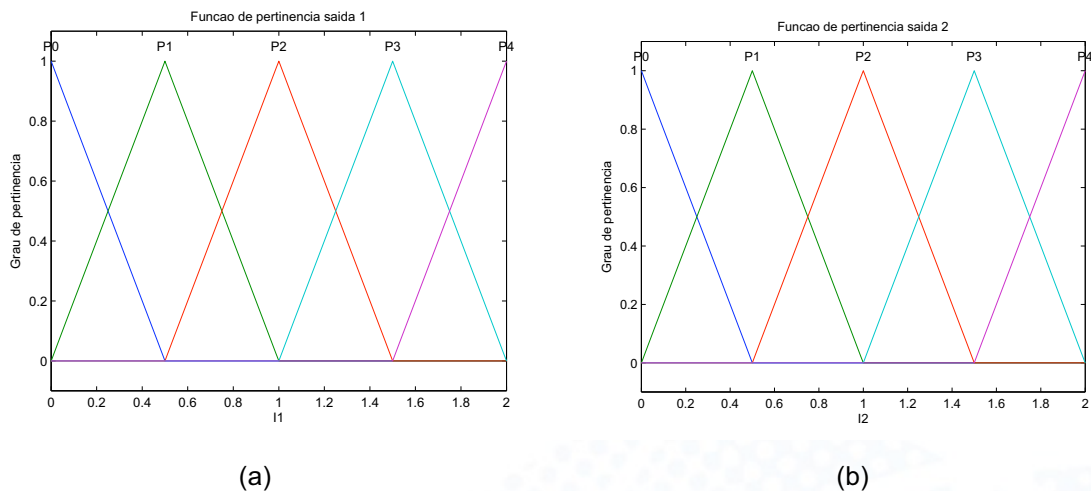


Figura 2.15. Funções de pertinência das saídas (a) Corrente no atuador 1 (b) Corrente atuador 2.

A criação da superfície de regras para cada uma das saídas é função de um operador experiente do sistema, neste caso tomou-se como operador uma pessoa com experiência em aplicações de LMF como atuadores. Desta maneira as regras do controlador para as saídas um e dois, escolhidas por este operador, são apresentadas nas tabelas 2.1 e 2.2, respectivamente. As variáveis (e) e (de/dt) são definidos na figura 2.13.

Tabela 2.1. Tabela de regras para a saída de corrente no atuador 1

		<i>e</i>				
		NG	NB	Z	PB	PG
<i>de/dt</i>	NG	P0	P0	P2	P3	P4
	NB	P0	P0	P1	P3	P4
	Z	P0	P0	P0	P3	P4
	PB	P0	P0	P0	P2	P3
	PG	P0	P0	P0	P1	P2

Tabela 2.2. Tabela de regras para a saída de corrente no atuador 2

		<i>e</i>				
		NG	NB	Z	PB	PG
<i>de/dt</i>	NG	P2	P1	P0	P0	P0
	NB	P3	P2	P0	P0	P0
	Z	P4	P3	P0	P0	P0
	PB	P4	P3	P1	P0	P0
	PG	P4	P3	P2	P0	P0

3 SIMULAÇÃO NUMÉRICA

O equacionamento apresentado pelos capítulos anteriores contém uma série de não-linearidades, como por exemplo, a histerese no processo de memória de forma, a definição do braço do momento aplicado pela LMF, entre outros. Desta maneira deve-se utilizar um método numérico iterativo para solucionar estas equações e assim determinar o comportamento do protótipo de asa adaptativa apresentado nesta dissertação.

A mudança de temperatura no atuador de liga de memória de forma é a causa fundamental do movimento deste corpo, porém na prática esta mudança de temperatura nos fios é causada indiretamente pelo efeito Joule, ou seja, uma corrente elétrica é aplicada no elemento de material inteligente. Desta maneira para a simulação deve-se implementar uma modelagem termo-elétrica para se conhecer a distribuição de temperatura no atuador.

Leo (2007) apresenta um modelo termo-elétrico que relaciona a corrente elétrica (I) aplicada ao fio e a temperatura global deste dispositivo (T).

$$T = T_{\infty} + \frac{R}{h_c A_C} (1 - e^{-t/t_h}) I^2 + (T_0 - T_{\infty}) e^{-t/t_h} \quad (3.1)$$

onde R é a resistência do elemento de LMF, T_0 a temperatura no início do processo, T_{∞} a temperatura do ambiente, h_c o coeficiente de transferência de calor por convecção, A_C é a área de troca de calor e, a constante de tempo t_h é encontrada pela seguinte expressão:

$$t_h = \frac{\rho A_{SMA} c_p}{h_c A_C} \quad (3.2)$$

onde ρ é a densidade da liga de memória de forma, A_{SMA} a área de seção transversal do atuador e c_p o calor específico da LMF.

Para se resolver a equação diferencial apresentada em (eq. 2.40) foi escolhido o método de Runge-Kutta-Fehlberg de quinta ordem (MATHEWS; FINK, 2004). O método escolhido resolve apenas equações diferenciais de primeira ordem, havendo assim a necessidade de se reescrever a equação na forma de espaço de estado.

$$\begin{bmatrix} (I_{zz} + m_2 L_1^2) & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_P + M_{Aero} + M_B + M_D \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

Observe que o vetor contendo a posição e velocidade angular, chamado vetor de estado, aparece sendo derivado apenas uma vez, porém este artifício aumentou a ordem do sistema a ser resolvido.

Dado um conjunto de condições iniciais, optou-se por adotar uma estratégia de solução do problema onde alguns estados do passo de tempo anterior são utilizados para estimar os parâmetros do passo de tempo atual.

Para cada passo de tempo, a entrada de corrente define a temperatura em cada um dos atuadores através da aplicação da eq. (3.1). Utilizando estas informações de temperatura e a informação de tensão sobre a LMF do passo de tempo anterior as frações martensíticas são então determinadas (eq. 2.4 a 2.10). Calcula-se então o módulo de elasticidade médio (eq. 2.3).

Simultaneamente para solucionar a equação diferencial do sistema, encontra-se uma posição angular e se calcula a deformação (ϵ_{AB} e ϵ_{CD}) em cada elemento atuador pelas seguintes expressões:

$$\epsilon_{AB} = \frac{\|{}_I \vec{r}_{AB}\| - L_{AB}^0}{L_{AB}^0} \quad (3.6)$$

$$\epsilon_{CD} = \frac{\|{}_I \vec{r}_{CD}\| - L_{CD}^0}{L_{CD}^0} \quad (3.7)$$

onde os vetores ${}_I \vec{r}_{AB}$ e ${}_I \vec{r}_{CD}$ são apresentados nas equações (2.22) e (2.23), L_{AB}^0 e L_{CD}^0 correspondem aos comprimentos iniciais (sem deformação) dos fios.

A tensão mecânica e a força aplicada pelo elemento com memória de forma são encontrados pelas equações (2.2) e (2.26), respectivamente.

A etapa final corresponde encontrar os esforços, momento pela força aplicada em B, momento aplicado pela força em D, momento aerodinâmico e momento da força peso, utilizando novamente a informação angular simultânea da resolução da equação (3.3) utilizando-se o método de Runge-Kutta-Fehlberg de quinta ordem. Como resultado, tem-se a nova posição angular neste dado passo de tempo.

Um método de passo variável foi implementado para se evitar que o valor do passo de tempo fosse demasiadamente pequeno, ou excessivamente grande. Neste

método o erro local foi calculado através da diferença entre a aplicação do método de Runge-Kutta-Fehlberg de quarta e quinta ordem. Caso o erro local fosse maior do que um erro máximo estipulado (ER_{MAX}), estes cálculos eram então descartados e um novo passo (menor) era então utilizado. Adotou-se um parâmetro de razão de passo para se encontrar o novo valor. A expressão que calcula o novo valor do passo é dada por:

$$dt^{k+1} = \frac{dt^k}{v} \quad (3.8)$$

onde dt é o passo, o valor sobrescrito k indica que é o passo atual, $k+1$ indica o novo passo e v é a razão de passo.

Dois sistemas de truncamento de informação foram utilizados para manter a solução de acordo com a física do problema, nela tanto o deslocamento como a velocidade angular eram limitados a um valor máximo.

A tabela 3.1 apresenta os valores das constantes físicas aplicadas a simulações da dinâmica do aerofólio adaptativo que são encontradas em precisões adequadas na literatura, ou que representam o sistema experimental montado.

Tabela 3.1. Constantes físicas aplicadas a simulação numérica.

Símbolo	Descrição	Magnitude	Símbolo	Descrição	Magnitude
a_1	Distancia em X do ponto A	54 mm	ρ	Densidade da LMF	6450 kg/m ³
a_2	Distancia em Y do ponto A	17 mm	C_P	Capacidade calorífica LMF	857 J/Kg K
b_1	Distancia em X do ponto B	50 mm	θ_{MAX}	Posição angular máxima	0.82 rad
b_2	Distancia em Y do ponto B	13 mm	ω_{MAX}	Velocidade angular máxima	0.273 rad/s
c_1	Distancia em X do ponto C	54 mm	d_{SMA}	Diâmetro fio atuador	0.508 mm
c_2	Distancia em Y do ponto C	17 mm	R	Resistividade da LMF	79 10 ⁻⁸ Ω/m
d_1	Distancia em X do ponto D	50 mm	I_{max}	Corrente máxima	1.98 A
d_2	Distancia em Y do ponto D	13 mm	t_f	Tempo final de simulação	30 s
L_1	Distancia em X do centro de massa	130 mm	T_∞	Temperatura ambiente	28°C
I_{zz}	Momento de inércia do corpo 2	18.636 kg mm ²	m	Massa do corpo 2	0.021 kg

Os parâmetros da liga de memória de forma e da transferência de calor foram identificados através de um experimento descrito em detalhes no anexo 1, e seus valores são apresentados na tabela 3.2.

Tabela 3.2. Parâmetros da LMF e transferência de calor identificados.

Símbolo	Descrição	Magnitude	Símbolo	Descrição	Magnitude
C_A	Coeficiente de tensão austenita	13 MPa/K	E_A	Módulo de Young da austenita	67 GPa
C_M	Coeficiente de tensão martensita	8 MPa/K	E_M	Módulo de Young da martensita	26 GPa
σ^{CRIT}_S	Tensão inicial de transformação	100 MPa	M_s	Temp. inicial da martensita	50°C
σ^{CRIT}_F	Tensão final de transformação	170 MPa	M_f	Temp. final da martensita	40°C
h_c	Coef. de TC no aquecimento	30 W/K m ²	A_s	Temp. inicial da austenita	55°C
h_d	Coef. de TC no resfriamento	70 W/K m ²	A_f	Temp. final da austenita	70°C

As condições iniciais do problema estão apresentadas pela tabela 3.3.

Tabela 3.3. Condições inicial aplicadas a simulação numérica.

Símbolo	Descrição	Magnitude	Símbolo	Descrição	Magnitude
θ	Posição angular	-0.82 rad	ω	Velocidade angular	0 rad/s
σ_1	Tensão atuador 1	0 Pa	σ_2	Tensão atuador 2	0 Pa
T_1	Temperatura do atuador 1	28°C	T_2	Temperatura do atuador 2	28°C
β_{S1}	Fração martensítica induzida por tensão no atuador 1	100 (%)	β_{S2}	Fração martensítica induzida por tensão no atuador 2	0 (%)
β_{T1}	Fração martensítica induzida por temperatura no atuador 1	0 (%)	β_{T2}	Fração martensítica induzida por temperatura no atuador 2	0 (%)
I_1	Corrente no atuador 1	0 A	I_2	Corrente no atuador 2	0 A

Todos os algoritmos foram desenvolvidos em ambiente Matlab®, de maneira que para cada análise realizada o algoritmo era modificado para inserir os efeitos desejados de cada análise, estes algoritmos são apresentados no anexo 2.

Como procedimento inicial, investigou-se a estabilidade da solução numérica encontrada quando alguns parâmetros são variados. Investigou-se a influência da

razão de passo, do passo inicial e do erro máximo local tolerado. Este teste é realizado variando-se um parâmetro e mantendo os demais parâmetros constantes. Para esta análise os carregamentos gerados pela força peso e pelo escoamento ao redor do aerofólio foram desconsiderados.

Observou-se o gráfico do deslocamento angular no tempo como parâmetro de referência, estes gráficos foram então sobrepostos e são apresentados a seguir.

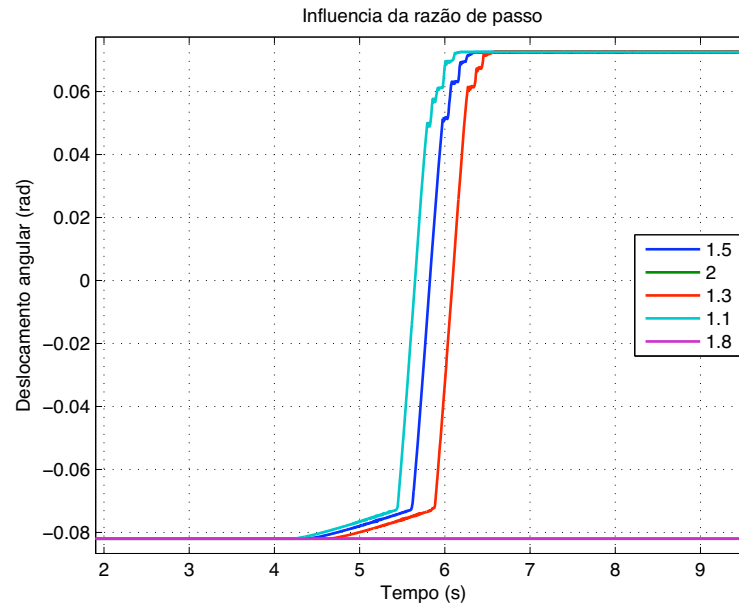


Figura 3.1. Influência da razão de passo na solução numérica das equações, tomando $ER_{MAX}=10^{-5}$ e $dt^0=0.0001$.

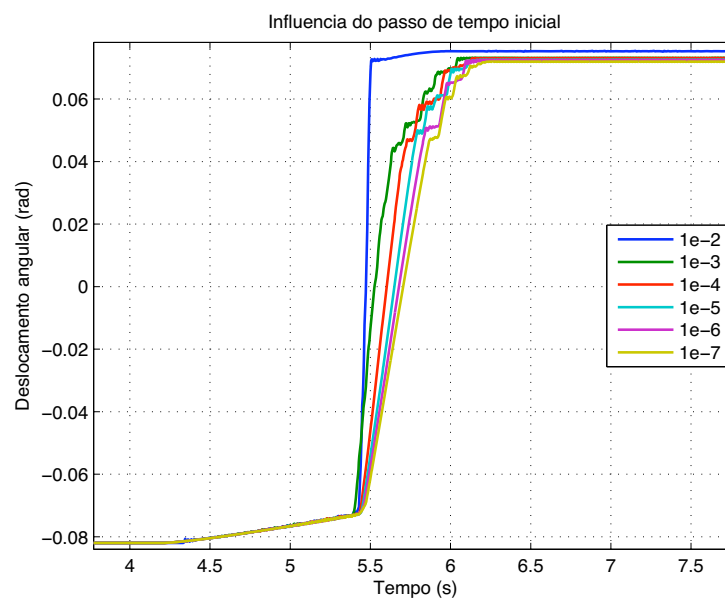


Figura 3.2. Influência do erro máximo local estipulado na solução numérica das equações, tomando $v=1.1$ e $dt^0=0.0001$.

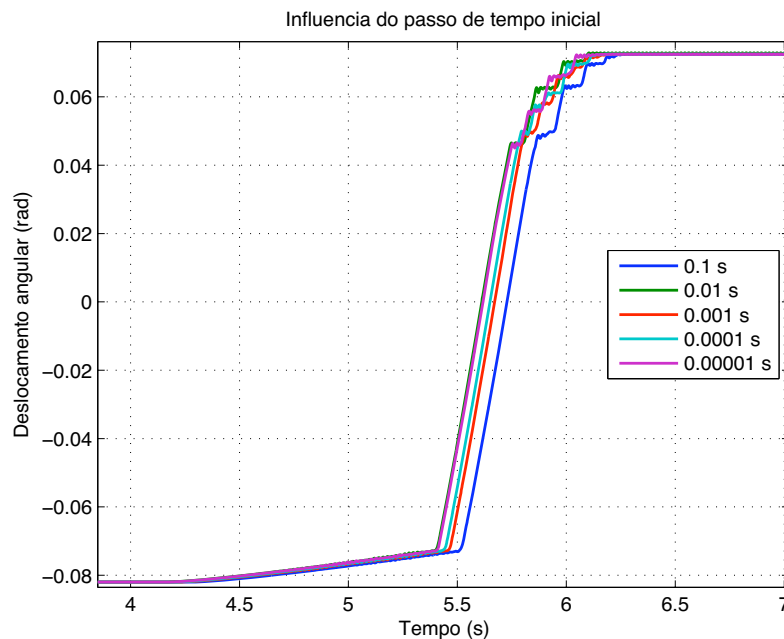


Figura 3.3. Influência do passo inicial na solução numérica das equações, tomando $v=1.1$ e $ER_{MAX}=10^{-5}$.

Elevados valores para a razão de passo impedia a solução do problema, visto que o aumento excessivo do passo impedia a solução numérica de atingir algum nível de transformação de fase no material. Já para elevados valores do erro máximo local tolerado a solução era distorcida uma vez que a solução não apresentava o detalhamento temporal adequado para capturar a velocidade do fenômeno. A alteração do passo de tempo inicial considerado não apresentou grande influência nos resultados da simulação.

Os parâmetros de simulação são selecionados tal que a resposta obtida é estável e com tempo total de simulação razoável. O problema é então resolvido para estes parâmetros. A seguir são apresentados os resultados da simulação do aerofólio adaptativo para os valores apresentados nas tabelas 3.1, 3.2 e 3.3. Os parâmetros numéricos escolhidos são: $v=1.1$, $ER_{MAX}=10^{-5}$ e $dt^0=0.0001$. Para analisar somente o efeito termo-mecânico da liga aplicada a este sistema são desprezados os momentos provocados pela força peso e pelo escoamento ao redor do aerofólio. A seguir são apresentados os resultados na forma de gráficos.

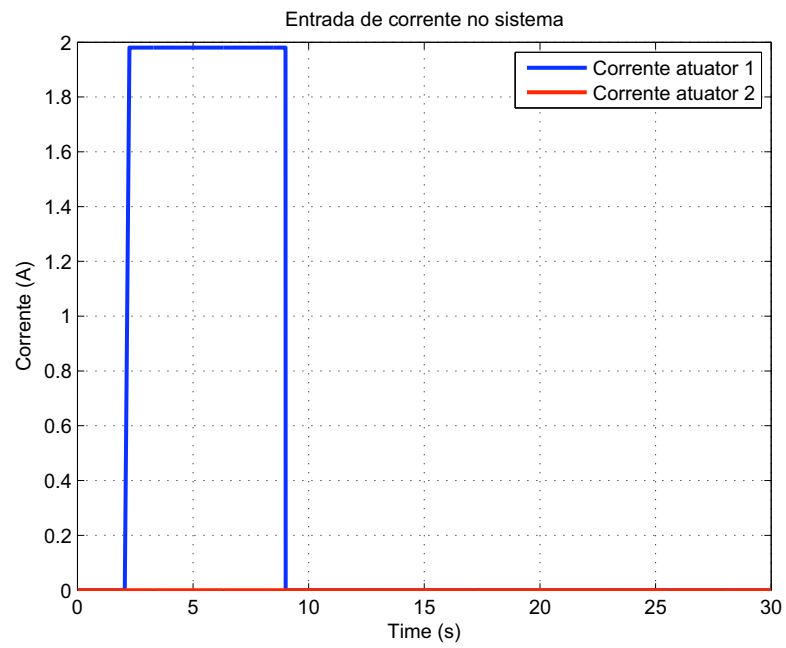


Figura 3.4. Função de entrada de corrente nos atuadores

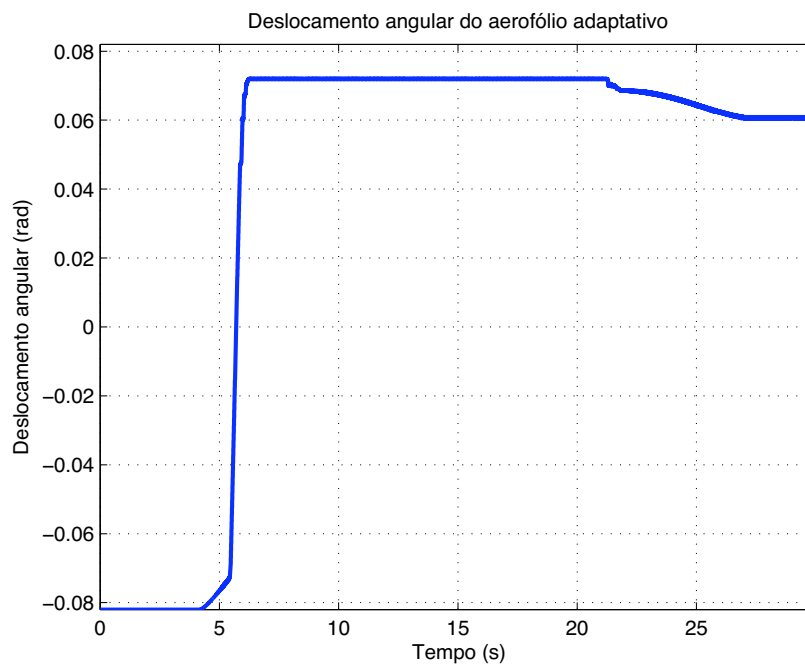


Figura 3.5. Deslocamento angular do aerofólio adaptativo.

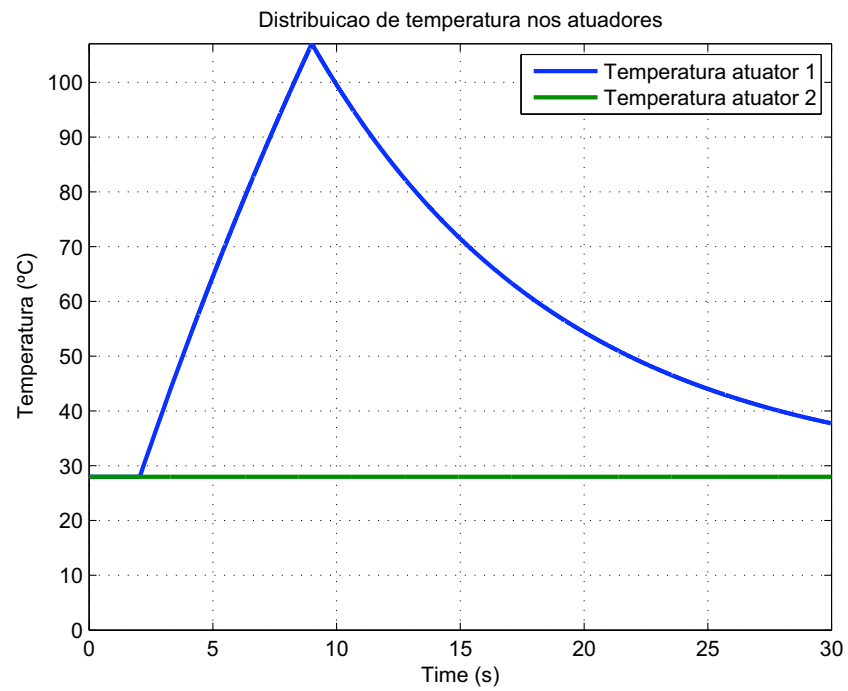


Figura 3.6. Distribuição de temperatura nos atuadores de LMF.

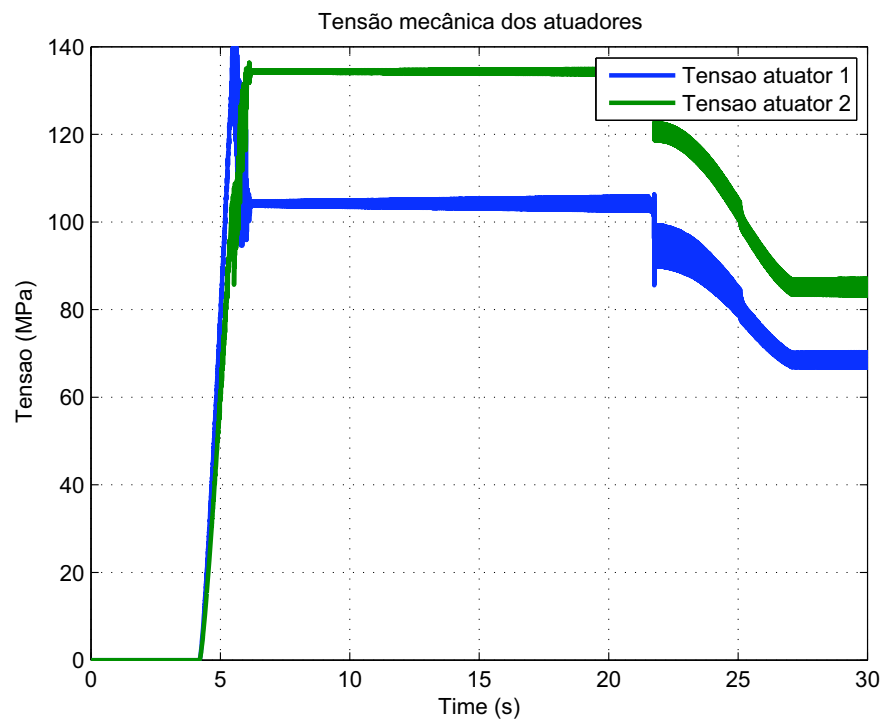


Figura 3.7. Tensão mecânica nos atuadores de LMF.

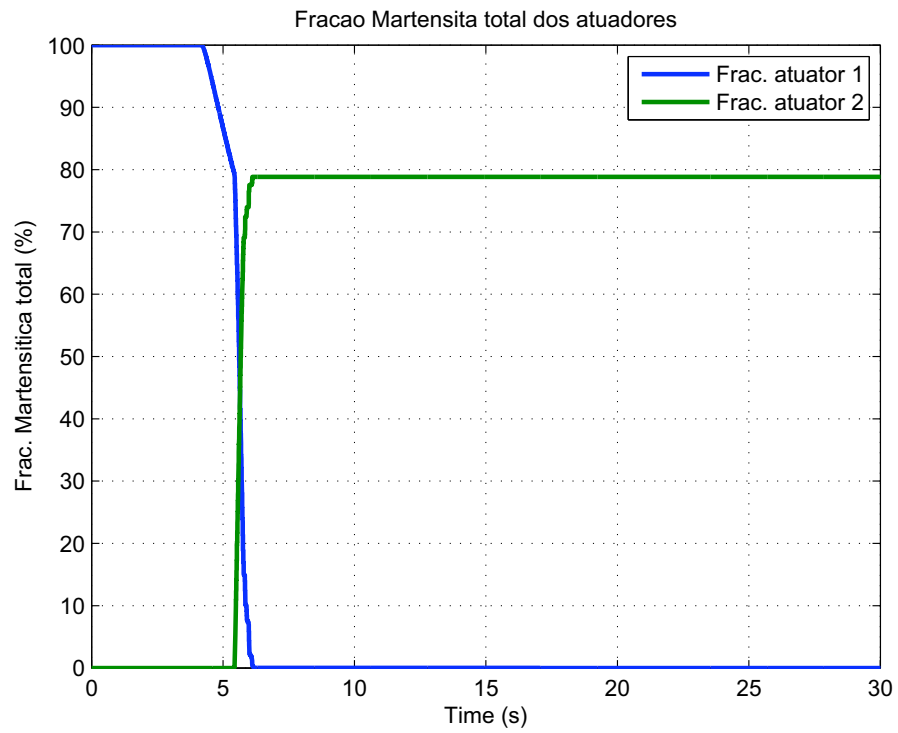


Figura 3.8. Frações martensíticas em ambos os atuadores.

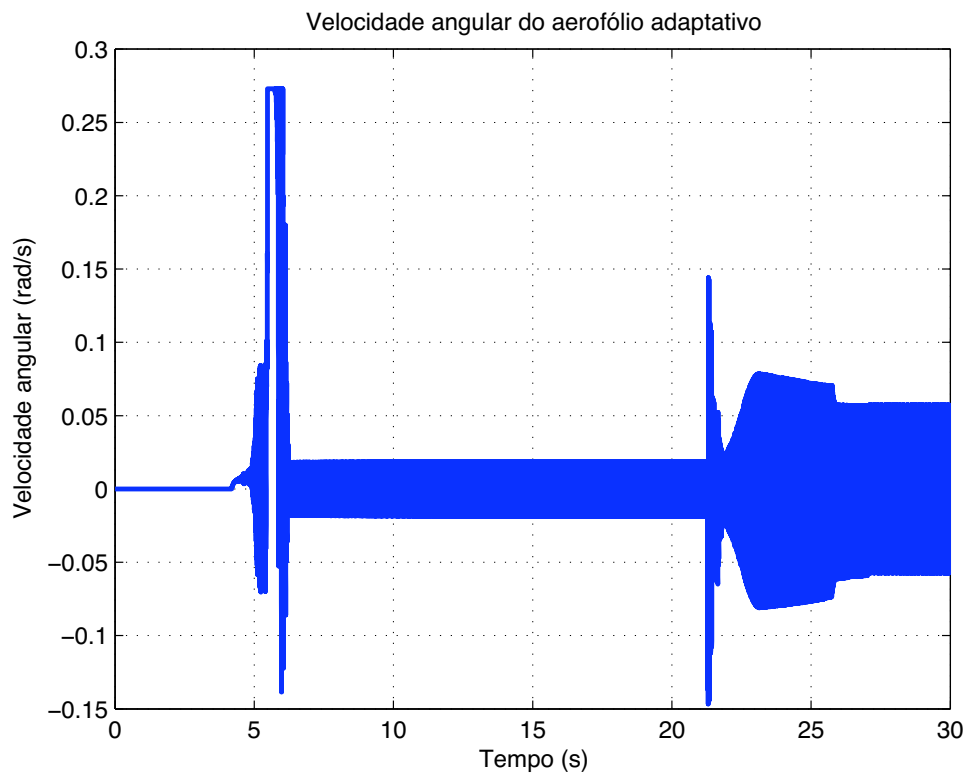


Figura 3.9. Velocidade angular da asa adaptativa.

A entrada de corrente escolhida baseou-se no experimento realizado, e apresentado em detalhes no capítulo posterior. O deslocamento angular do sistema, figura 3.5, apresenta cinco fases distintas, inicialmente há um repouso, período no qual a liga está se aquecendo, conforme pode ser observado na figura 3.6. Posteriormente há um deslocamento rápido seguido da estagnação do movimento em uma posição de máximo.

Quando ocorre o resfriamento há um leve retrocesso no deslocamento fenômeno fisicamente improvável nesta situação, visto a falta de forças atuantes no sentido contrário, atribui-se este deslocamento as instabilidades numéricas do programa, que geram valores irrealis de tensões mecânicas atuando sobre os atuadores (figura 3.7), visto a descontinuidade do processo de transformação adotado. Este ruído numérico pode ser observado de maneira mais clara na figura 3.9, onde a velocidade angular flutua mesmo o sistema estando em repouso. Deve-se notar ainda a transformação incompleta do segundo atuador, mostrado na figura 3.8.

Uma vez analisada a dinâmica do aerofólio adaptativos quando atuado por uma LMF a próxima etapa é estudar os efeitos dos carregamentos aerodinâmicos sobre este sistema. Outra análise numérica foi então procedida, aplicando-se o método explanado no capítulo 2, seção 2.3. Os valores dos parâmetros utilizados nesta análise são apresentados na tabela 3.4 abaixo.

Tabela 3.4. Parâmetros da simulação aerodinâmica aplicados

Símbolo	Descrição	Magnitude
ρ_{AR}	Densidade do ar	1.2 kg/m ³
U_{∞}	Velocidade do escoamento no infinito	20 m/s
α	Ângulo de Ataque	0 rad
N	Número de painéis	20
L_{CORD}	Comprimento de corda do perfil	0.5 m
L_{DOBR}	Posição relativa da dobradiça em relação a corda	50 %

As figuras 3.10 a 3.14 apresentam os gráficos resultantes desta simulação numérica considerando as forças aerodinâmicas. O momento gerado pela força peso é desprezado nesta análise e uma envergadura unitária é considerada.

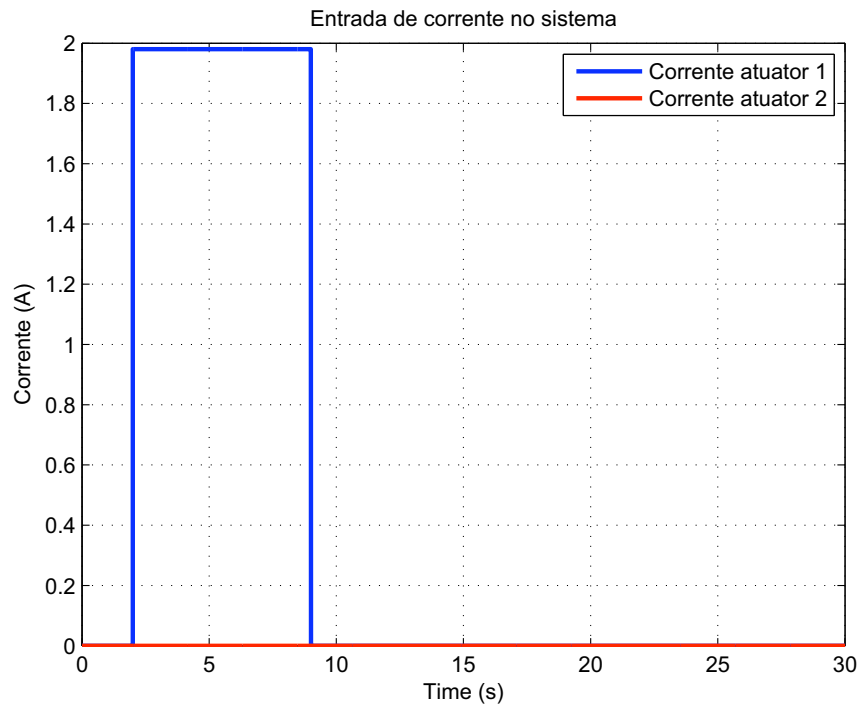


Figura 3.10. Função de entrada de corrente nos atuadores

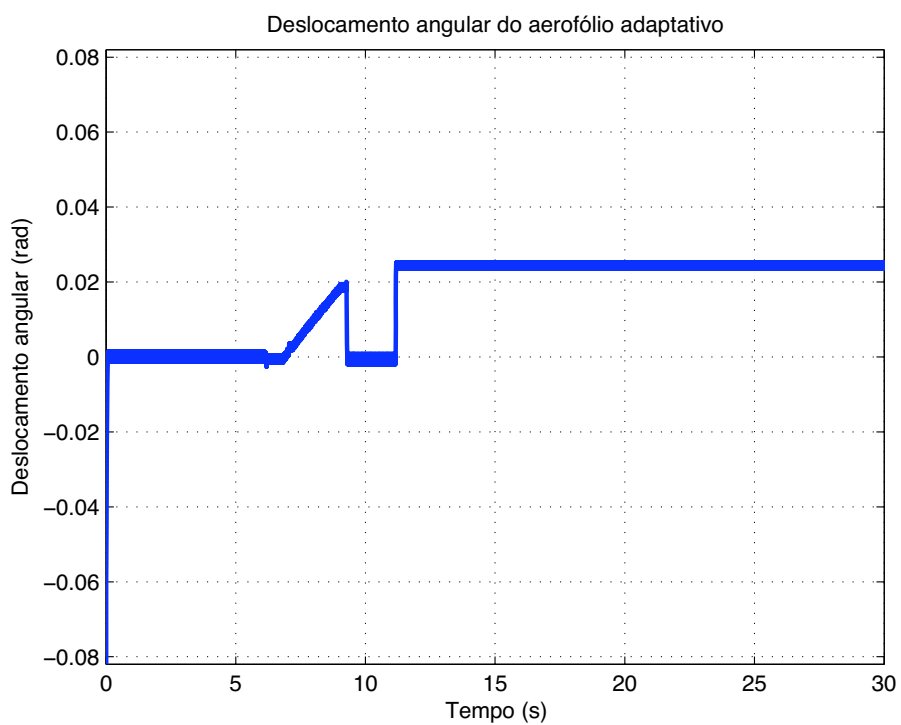


Figura 3.11. Deslocamento angular da asa inteligente.

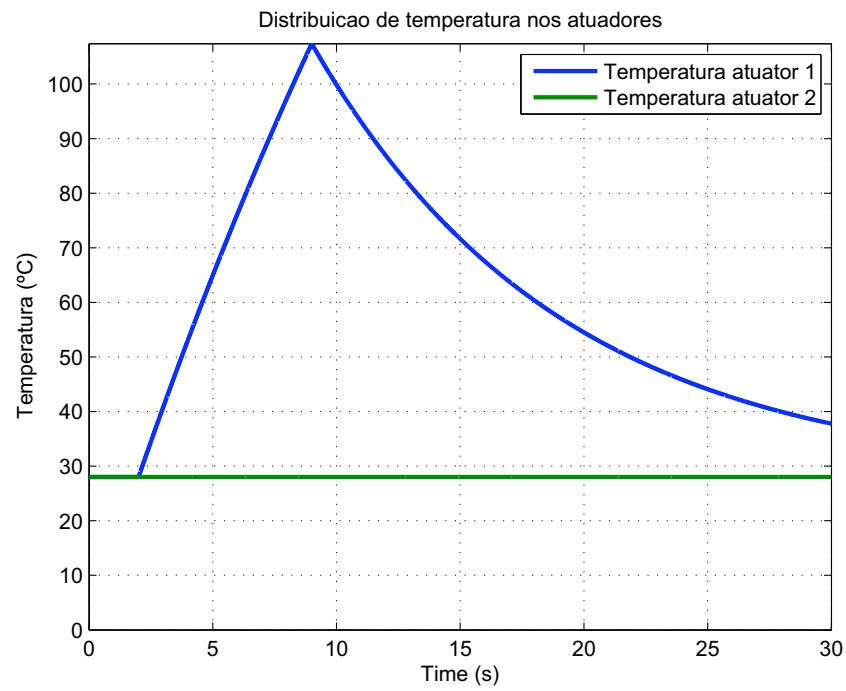


Figura 3.12. Distribuição de temperatura nos atuadores de LMF.

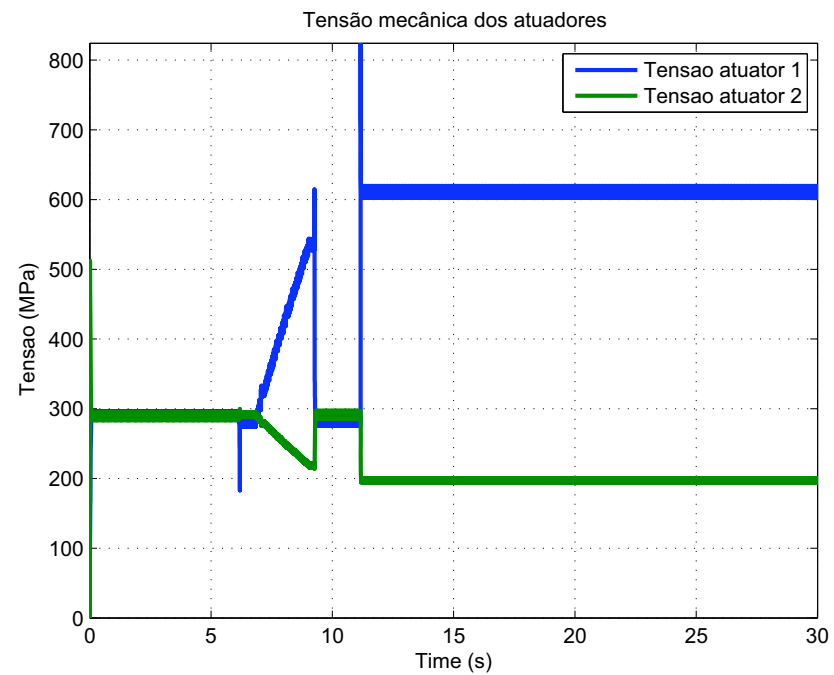


Figura 3.13. Tensão mecânica nos atuadores de LMF.

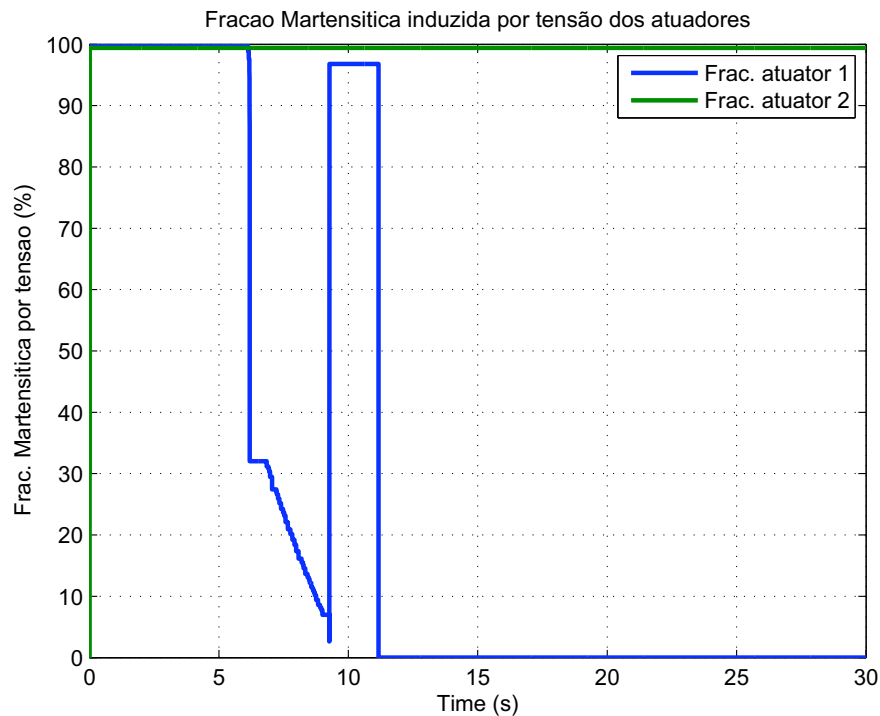


Figura 3.14. Frações martensíticas em ambos os atuadores.

A figura 3.11 mostra o comportamento do aerofólio quando submetido a um escoamento de ar ao seu redor, muito rapidamente o escoamento leva o aerofólio a posição de equilíbrio, com ângulo zero. Este comportamento gerou uma série de incoerências dentro do programa, o qual assimila uma posição angular a uma deformação no fio de LMF, porém neste caso, o atuador 1 não ativou a sua propriedade, estando então com sua deformação inicial, mesmo estando em uma outra posição angular.

Apesar desta descontinuidade ao ativar o efeito de memória de forma a liga é capaz de em um determinado ponto vencer a força aerodinâmica presente e deslocar o aerofólio no sentido desejado, porém a posição final é inferior aquela que seria obtida caso não houvesse um escoamento ao redor do sistema. Existe ainda uma descontinuidade numérica presente neste mesmo gráfico, onde repentinamente a posição angular é deslocada a posição zero e retorna ao antigo patamar. Atribui-se este comportamento inesperado as instabilidades numéricas presentes no método de solução proposto.

Na aplicação deste sistema adaptativo faz-se necessário a utilização de um controlador, necessário para deslocar o aerofólio a uma posição desejada de

maneira rápida e eficiente. Com base nas funções de pertinência e a base de regras apresentadas no capítulo 2, seção 2.4, um controlador nebuloso foi aplicado ao aerofólio adaptativo, desconsiderando-se o momento induzido pela força peso e pelo escoamento ao redor do aerofólio, uma vez que estes fenômenos não estão presentes no experimento realizado em laboratório durante o desenvolvimento desta dissertação.

Diferentemente das duas primeiras simulações numéricas realizadas, nesta terceira análise não há uma entrada de corrente no sistema pré-definida, pois estas entradas são definidas pelo controlador nebuloso. As superfícies de regras para cada uma das saídas são apresentadas na figura 3.15.

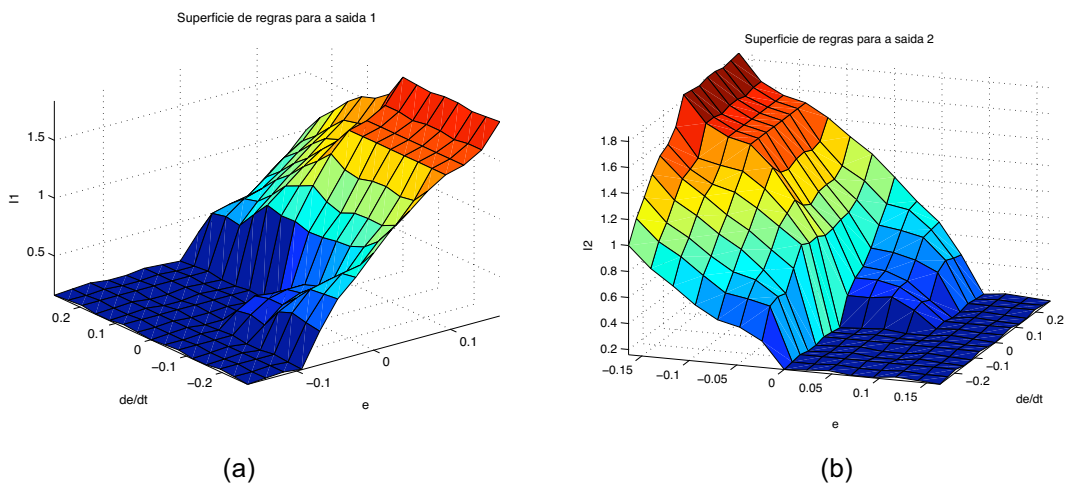


Figura 3.15. Superfície de regra para (a) saída 1 e (b) saída 2.

Estabeleceu-se uma posição final (de referência) de $\theta_D=0$ rad, e uma velocidade angular de referência $\omega_D=0$ rad/s, ou seja, o objetivo do controlador é atingir uma determinada posição angular e permanecer nesta. São utilizados as mesmas condições iniciais apresentadas na tabela 3.3. A seguir são apresentados a posição angular e a corrente de controle aplicada.

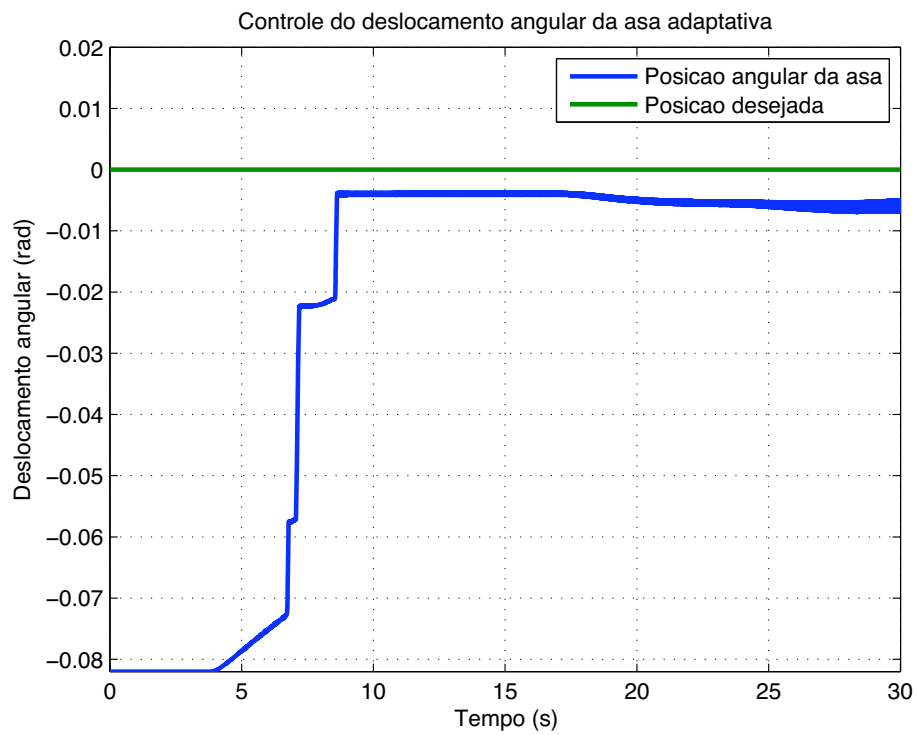


Figura 3.16. Controle de posição angular da asa adaptativa.

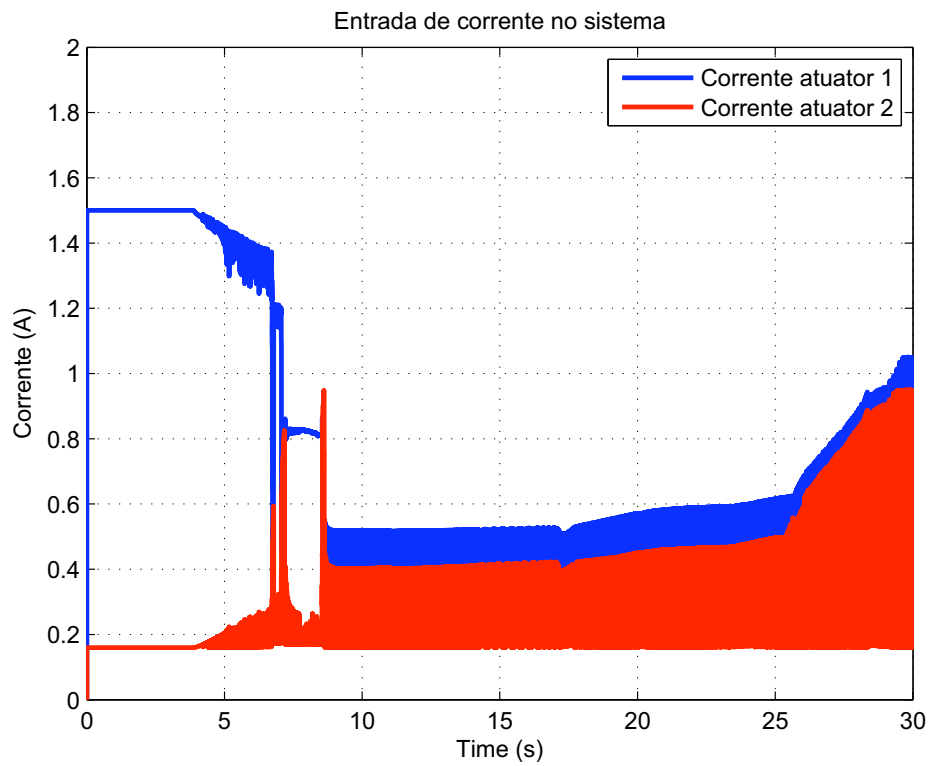


Figura 3.17. Corrente de controle aplicada aos atuadores.

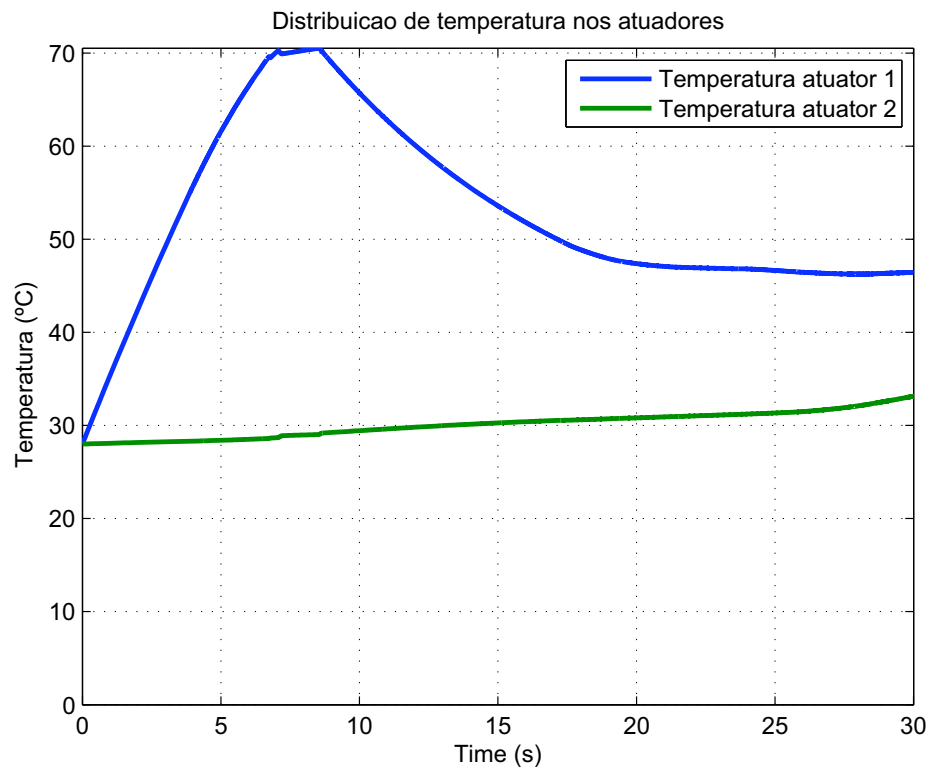


Figura 3.18. Distribuição de temperatura em ambos atuadores.

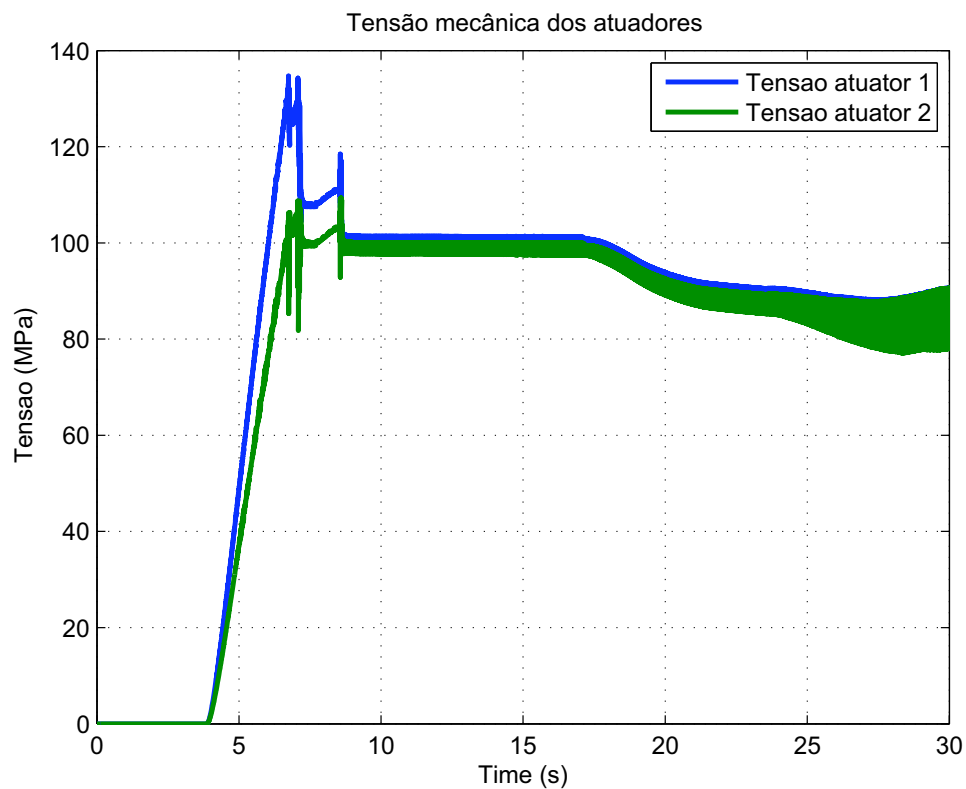


Figura 3.19. Tensão mecânica presente em ambos os atuadores.

A figura 3.16 mostra o comportamento do sistema quando submetido a um controlador nebuloso, programado para deslocar o sistema a uma posição de referência e permanecer nesta posição, pode-se perceber que há um atraso para o início da atuação, fato explicado pelo aquecimento do sistema a temperatura de início de transformação, como pode ser observado na figura 3.18. O sistema atinge uma posição próxima a posição desejada, permanecendo com um erro de bias, este fenômeno ocorre em virtude do conjunto de regras aplicados ao controlador nebuloso, o qual insere uma potência insuficiente para realizar a aproximação final.

4 ENSAIO EXPERIMENTAL

A verificação da modelagem proposta por esta dissertação será feita através da comparação direta e discussão dos resultados simulados e dos resultados ensaiados. Para observar o comportamento do aerofólio adaptativo apresentada nesta dissertação um protótipo foi projetado e construído. O perfil aerodinâmico escolhido foi o NACA 0012. Este perfil tem como principal característica que sua maior espessura corresponde a 12% do tamanho da corda do perfil, uma vez que o protótipo apresenta 500 mm de corda e sua espessura máxima é de 60 mm.

Para uma maior versatilidade do protótipo, e para que ele possa ser aplicado em trabalhos futuros três pontos de articulação foram inseridos, resultando em um aerofólio constituído de quatro partes móveis. Estas partes são apresentada pela figura 4.1.

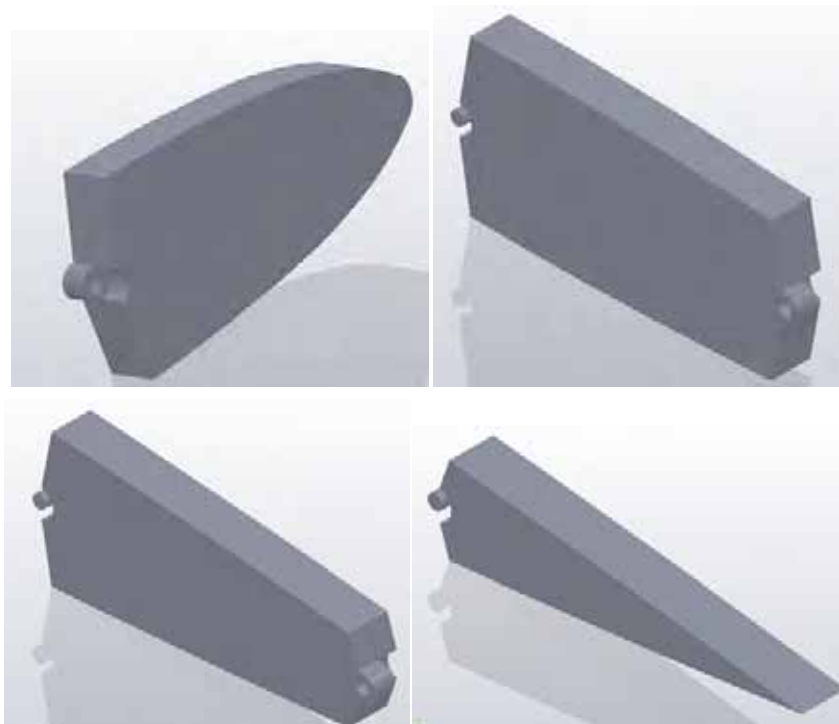


Figura 4.1. Seções da asa adaptativa NACA 0012

As diferentes seções foram projetadas para encaixar-se umas as outras por meio de um sistema de pinos. Este perfil foi então 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. Para facilitar a usinagem desta peça dois furos foram inseridos em cada seção, furos que são aproveitados para o posicionamento das futuras longarinas na estrutura tridimensional. A figura 4.2 mostra as peças usinadas.



Figura 4.2. Componentes usinados em acrílico da asa adaptativa

Como a modelagem apresentada nesta dissertação trata apenas de um sistema de um grau de liberdade, duas dessas articulações serão travadas para a realização dos ensaios experimentais. Apenas a articulação central será acionada pelos fios de liga de memória de forma. A posição dos atuadores (a localização dos pontos A, B, C e D, descritos no capítulo 2, item 2.2), foi escolhida por bom senso, de tal modo que a furação não estivesse muito próxima das bordas e nem muito próximas a linha de arqueamento do perfil, maximizando também o comprimento do atuador. A localização destes pontos é apresentada na tabela 3.1.

Para medir o ângulo entre as diferentes seções da asa adaptativa uma configuração foi proposta, utilizando um potenciômetro linear (tipo TRIMER 3386cw) solidário a uma das seções, enquanto uma haste (solidária a outra seção) gira o potenciômetro. Ao excitar o potenciômetro com uma determinada voltagem basta medir a tensão entre os outros dois terminais para determinar a resistência do elemento, a qual pode ser relacionado por meio de calibração a um ângulo entre ambas as seções. A figura 4.3 ilustra este sensor e o circuito de medição.

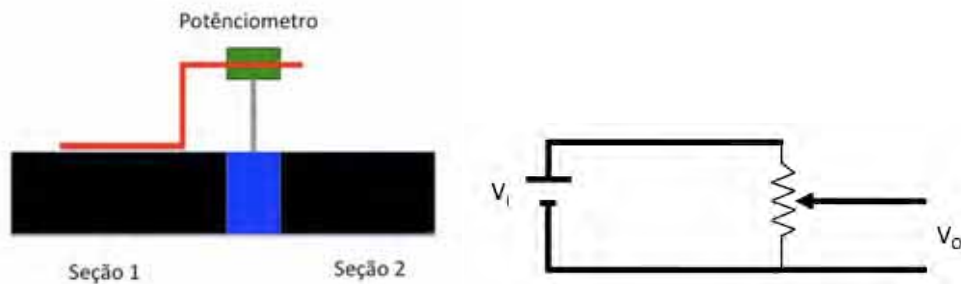


Figura 4.3. Sistema de medida de ângulo relativo. Onde V_1 é a voltagem de excitação e V_0 é a voltagem de saída.

A montagem final do experimento é apresentada pela figura 4.4. Observe que no momento em que um dos atuadores é acionado ele traciona e deforma o outro fio, deixando-o pronto para que este segundo fio seja utilizado como atuador, pois há a indução de martensita não-maclada.



Figura 4.4. Montagem experimental final do protótipo.

Apresenta-se então os resultados quando uma corrente contínua é aplicada a um dos fios atuadores e posteriormente ao outro. A fonte de corrente WONDER BOX da LORD® aplica uma corrente de 1,98 A, enquanto o DAQ modelo DS1103 da DSPACE® realiza a coleta de dados com uma frequência de amostragem de 10Hz. Quando a corrente elétrica é aplicada ao fio, pode-se perceber sua influência no sistema de medida, uma vez que o campo magnético gerado ao redor do atuador induz uma corrente no sistema de medida. Para minimizar estes efeitos uma filtragem digital foi aplicada ao sistema, utilizando um filtro Butterworth passa-baixa de segunda ordem e frequência de corte de 1.5Hz.

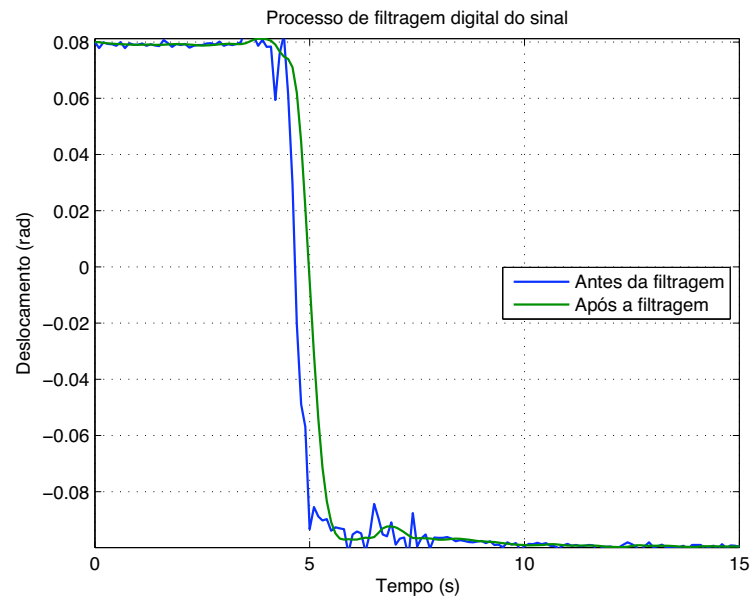


Figura 4.5. Efeito da filtragem digital no sinal coletado

Nota-se uma melhora significativa nos picos de ruído, também acompanhados de uma leve defasagem do sinal. A figura 4.6 apresenta um ciclo completo de deslocamento durante a atuação do aerofólio adaptativo, onde dois giros ocorrem, um no sentido anti-horário e em seguida outro no sentido horário. A velocidade angular deste sistema é apresentada na figura 4.7.

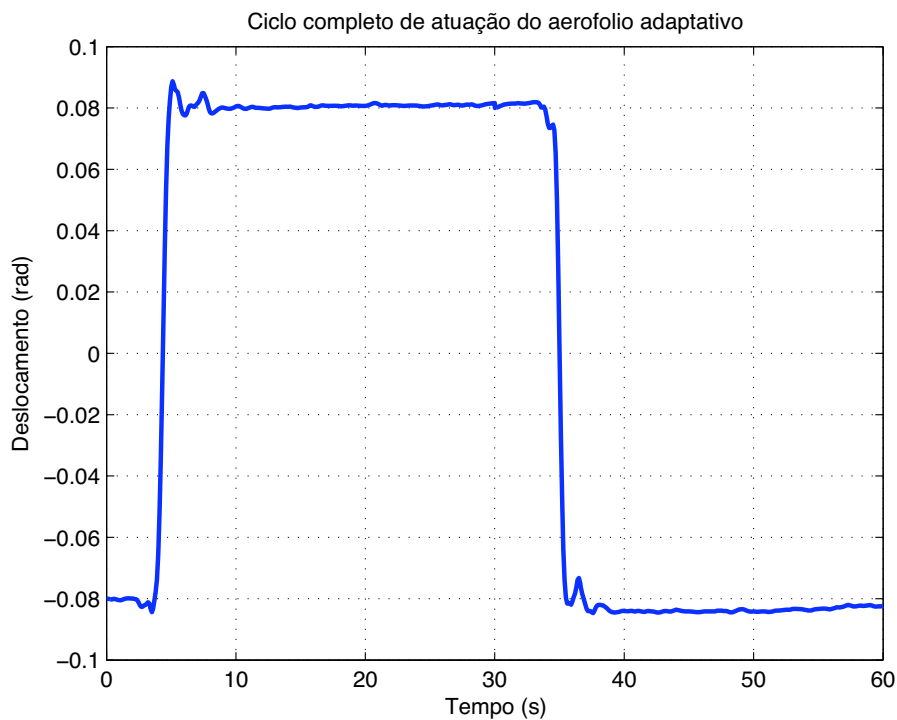


Figura 4.6. Ciclo completo de deslocamento angular durante a atuação do aerofólio adaptativo.

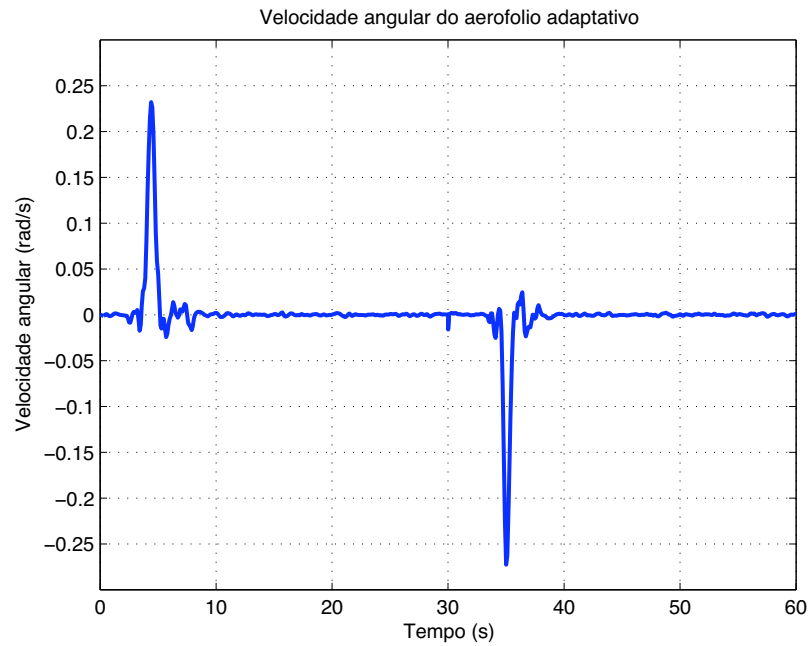


Figura 4.7. Velocidade angular durante a atuação do aerofólio adaptativo.

Apesar da filtragem digital o sinal medido ainda apresenta um certo nível de imprecisão, visto a flutuação do sinal presente após cada mudança súbita de direção. A figura 4.8 mostra uma comparação entre o deslocamento angular do aerofólio adaptativo experimental e simulado.

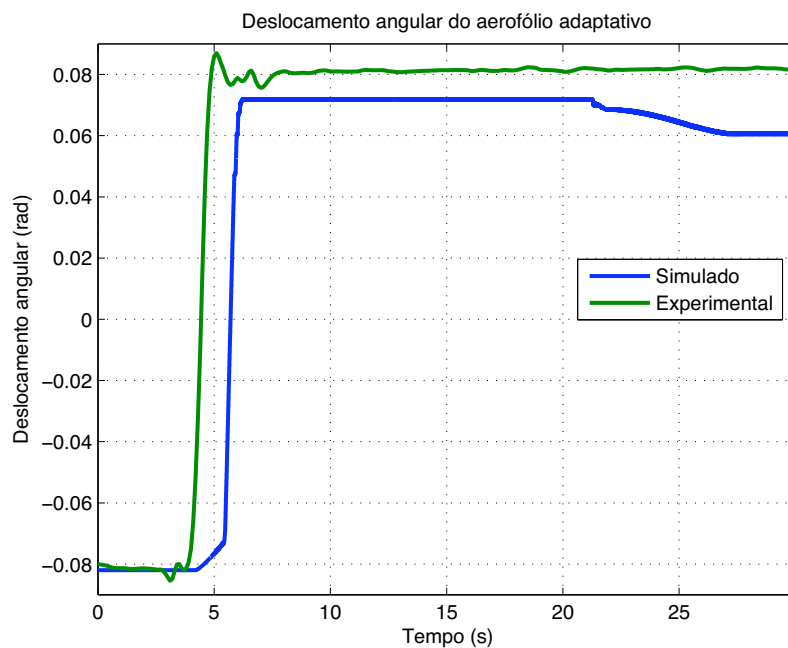


Figura 4.8. Comparação entre o deslocamento angular simulado e experimental.

Pode-se perceber que o fenômeno ocorreu antes durante o experimento, mostrando que o material atingiu a temperatura de transição antes do previsto no modelo térmico proposto. Nota-se também que o resultado experimental atingiu a transformação completa, atingindo a posição máxima, fato que não ocorreu durante as simulações, atribui-se este fenômeno as instabilidades numéricas e descontinuidades presentes na modelagem do problema.

Para se avaliar a repetibilidade dos dados, o processo de atuação do par de fios foi repetido quatro vezes para se determinar a capacidade do sistema de ser atuado diversas vezes. Os resultados são apresentado nas figuras 4.9 e 4.10.

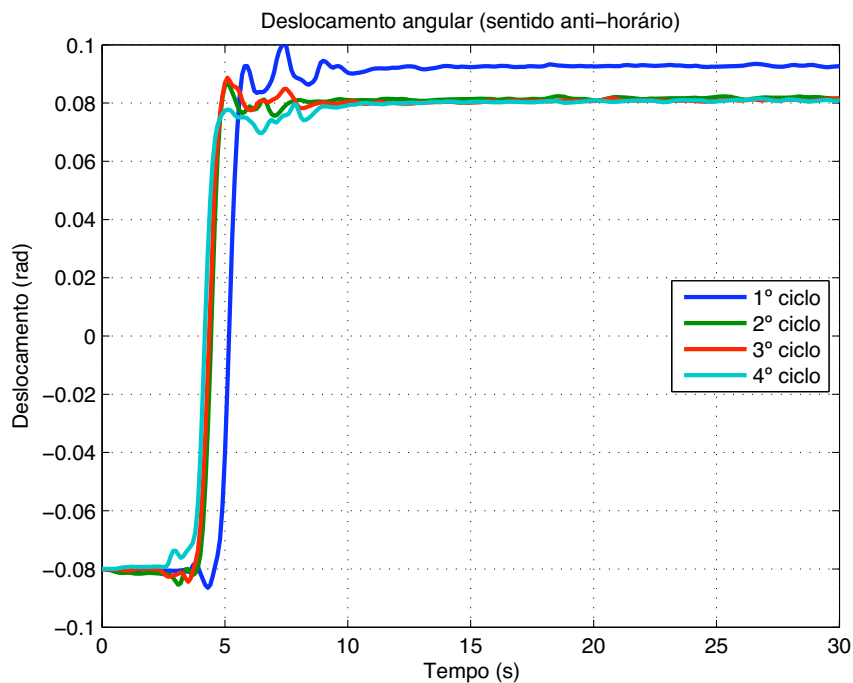


Figura 4.9. Resposta do sistema para ciclos de atuação no sentido anti-horário.

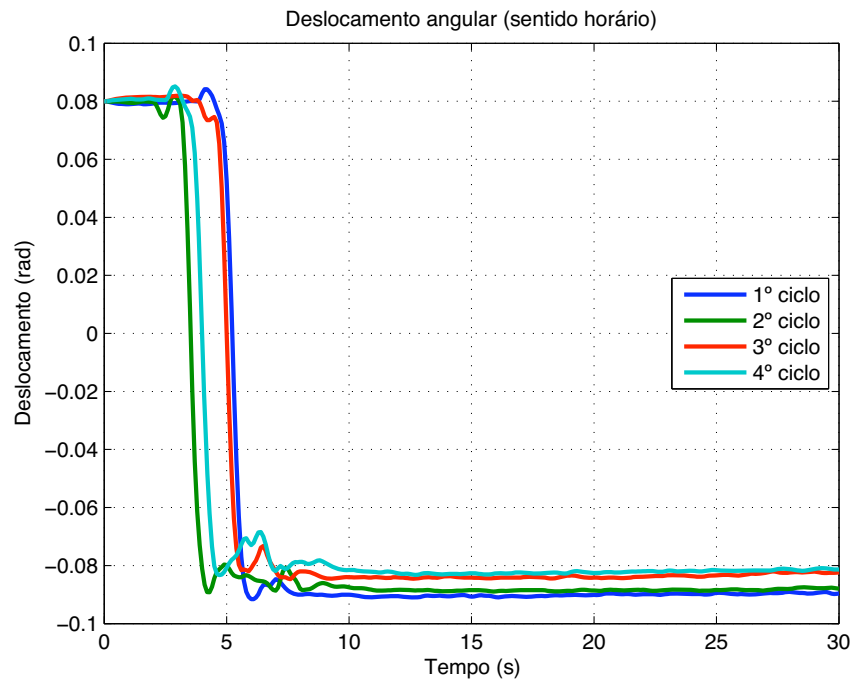


Figura 4.10. Resposta do sistema para ciclos de atuação no sentido horário.

Durante os primeiros ciclos de atuação atinge-se uma posição além da esperada, porém nos ciclos seguintes atinge-se uma posição inferior, devido a estabilização da transformação a uma fração inferior dos ciclos iniciais.

5 CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS

O protótipo de aerofólio adaptativo apresentado mostra-se promissor com relação aos mecanismos que propõem a alteração da linha de arqueamento de perfis aeronáuticos, uma vez que durante o ensaio experimental foi possível a alteração do ângulo entre as duas seções do protótipo, através da aplicação de uma corrente elétrica a um fio de memória de forma solidário a ambas as seções. A configuração multi-articulada do protótipo construído permite em futuros estudos implementar a mudança da linha de arqueamento em geometrias mais complexas, sendo este um protótipo versátil para a realização de diversos experimentos dentro do grupo de pesquisa.

O sistema de medida de deslocamento angular apresentou-se eficiente durante as medidas do ângulo relativo entre ambas as seções, uma vez que este foi capaz de capturar o fenômeno de rotação da asa adaptativa proporcionado pela atuação da liga de memória de forma. Como principal desvantagem deste sistema de medida tem-se a forte influência de um campo magnético sobre o sinal de saída. Esta característica acaba por prejudicar a utilização deste sistema de medida nesta aplicação, uma vez que o meio de ativação da propriedade de memória de forma é a passagem de uma corrente elétrica pelo atuador e esta corrente, por sua vez, gera um campo magnético que afeta a medida na forma de ruído. A presença deste ruído pode ser observada na figura 4.5.

O processo de rotação da asa adaptativa é relativamente rápido, uma vez que pode-se deslocar o aerofólio de sua posição de mínimo a sua posição de máximo em apenas 3,5s, conforme pode ser observado na figura 4.6, conferindo a este processo uma velocidade angular máxima de cerca de 0.25 rad/s.

O protótipo foi testado sobre condições de ciclagem, pode-se observar que inicialmente este apresenta um deslocamento angular ligeiramente maior do que nos ciclos posteriores, conforme pode ser observado nas figuras 4.9 e 4.10. Este processo se deve fundamentalmente a estabilização do ciclo de histerese que a liga apresenta.

Baseado na modelagem matemática apresentada no capítulo 2, um método numérico foi implementado para solucionar tal equacionamento. Como resultado apresentou-se um algoritmo com um certo nível de instabilidade. Alguns parâmetros numéricos deste programa foram investigados. Um alto valor da razão de passo e um erro máximo local tolerado, levava a solução a não convergir. Em contra-partida a utilização de valores muito pequenos para estes parâmetros aumentava consideravelmente o tempo necessário para o processamento da solução do problema. O passo de tempo inicial não apresentou grande influência sobre a solução. As figuras 3.1, 3.2 e 3.3 ilustram a comportamento da solução para diferentes combinações destes parâmetros numéricos.

Uma vez determinados valores razoáveis para os parâmetros numéricos, investigou-se as semelhanças e diferenças entre a simulação numérica do problema e o resultado experimental. Ao analisar a figura 4.8 percebe-se que o período de tempo necessário para ambos alcançarem a máxima posição é muito semelhante, porém a máxima posição é bem diferente. Esta diferença entre a máxima posição alcançada dentro das simulações numéricas pode ser explicada pela imprecisão dos parâmetros da liga, mas de uma maneira geral, ambos apresentam uma boa concordância.

Há ainda na simulação numérica uma queda na posição ao final do tempo, esta queda ocorre devido ao resfriamento do material, que acaba por gerar (na simulação numérica) uma fração muito pequena de martensita maclada. Este efeito pode ser atribuído as instabilidades da simulação. Esta instabilidade numérica pode ser percebida na figura 3.7 e principalmente na figura 3.9, onde o perfil de velocidade angular difere muito do perfil de velocidade experimental mostrado na figura 4.7.

Acrescentou-se na simulação numérica os efeitos do escoamento de ar ao redor do aerofólio, justamente para observar a interação fluido estrutura (figura 3.11). A força externa rapidamente deslocou o aerofólio para a sua posição central, por ter induzido sobre o atuador 2 a criação de martensita não-maclada. No momento em que isto ocorreu houve uma séria descontinuidade dentro do programa, uma vez que o atuador 1 passou a se encontrar em um estado não tracionado. Conforme este atuador passou a ser aquecido ele iniciou a movimentação do aerofólio para uma posição de ângulo positivo.

Houve ainda uma outra descontinuidade nesta simulação, onde por um período o aerofólio retornou a posição zero, explica-se este efeito através das instabilidades numéricas do algoritmo, mais especificamente na determinação das frações martensíticas (figura 3.14), as quais usam o estado anterior de tensão para determinar o estado atual.

Durante a simulação do controle de da linha de arqueamento utilizando lógica nebulosa o sistema apresentou uma aproximação lenta da posição desejada no início do processo, porém nos instantes seguintes alcançou a vizinhança do ponto desejado, e permaneceu nesta vizinhança em função da suavidade aplicada as regras do controlador nebuloso a fim de se evitar o “overshoot” da posição (figura 3.16). Um outro efeito indesejável que prejudicou o controle nebuloso foi novamente o alto nível de ruído numérico na determinação da velocidade angular do sistema. De maneira geral o controlador se mostrou capaz de controlar este processo não-linear e não-contínuo.

Como vantagens da aplicação deste tipo de mecanismo na alteração da linha de arqueamento pode-se citar a redução de peso e a melhoria das características aerodinâmicas, quando comparado a outros mecanismos que realizam a mesma tarefa, uma vez que a estrutura passa a ser contínua e os atuadores utilizados tem uma alta densidade de força, tornando-os leves.

Como trabalhos futuros, propõe-se a ampliação da modelagem apresentada nesta dissertação para um número maior de graus de liberdade da asa adaptativa, bem como a implementação dos efeitos da cobertura elástica sobre o perfil. Deve-se ainda melhorar o método de solução numérica utilizada a fim de se eliminar os ruídos e melhorar a estabilidade da solução.

Investigar o comportamento experimental deste sistema quando submetido a esforços aerodinâmicos é outro ponto importante que deve ser investigado a fim de se verificar a modelagem aplicada ao problema.

Deve-se ainda realizar uma investigação mais profunda nos métodos de controle, testando diferentes controladores e diferentes técnicas. A implementação de outros conjuntos de regras nebulosas deve ser analisado para se verificar como este tipo de controlador se comporta neste sistema de asa adaptativa.

REFERÊNCIAS

- AKL, W.; POH, S.; BAZ, A. Wireless and distributed sensing of the shape of morphing structures. **Sensors and Actuators A: Physical**, Amsterdam, v. 140, n. 1, p. 94-102, 2007.
- AMPRIKIDIS, M.; COOPER, J. E.; ROGERSON, C.; VIO, G. **On the use of adaptive internal structures for wing shape control**. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2005. ID.2005-2042.
- 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**, Virginia, v. 16, n. 11/12, p. 1051–1056, 2005.
- BAE, J. S.; SEIGLER, T. M.; INMAN, D. J. Aerodynamic and static aeroelastic characteristics of a variable-span Morphing wing. **Journal of Aircraft**, New York, v. 42, n. 2, p. 528–534, 2005.
- BARRETT, R.; GROSS, S. R.; BROZOSKI, F. Missile flight control using active flexspar actuators. **Smart Materials and Structures**, New York, v. 5, n. 2, p. 121–128, 1996.
- BARRETT, R. All moving active aerodynamic surface research. **Smart Materials and Structures**, New York, v. 4, n. 2, p. 65–74, 1995.
- BLONDEAU, J.; RICHESON, J.; PINES, D. J. **Development of smart spars for active aeroelastic structures**. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2003. ID.2003-1718.
- BORDEN, T. Shape-memory alloys: forming a tight fit. **Mechanical Engineering**, Michigan, v. 113, n. 10, p. 67-72, 1991.
- BOYD, J. G.; LAGOUDAS, D. C. Constitutive model for simultaneous transformation and reorientation in shape memory alloys. **Mechanic of Phase Transformation and Shape Memory Alloys**, New York, p. 159-177, 1994.

BRINSON, L. C.; HUANG, M. S. Simplifications and comparisons of shape memory alloy constitutive models. **Journal of Intelligent Materials Systems and Structures**, Virginia, v. 7, n. 1, p. 108-114, 1995.

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**, Virginia, v. 4, n. 2, p. 229-242, 1993.

CHANG, L. C. Atomic displacements and crystallographic mechanisms in diffusionless transformation of gold-cadmium. **Acta Crystallographica**, Columbia, v. 4, n. 4, p. 320-324, 1951.

CHEN, P.; CHOPRA, I. Feasibility study to build a smart rotor: induced strain actuation. **Optical Engineering**, Bellingham, v. 1917, p. 238–254, 1993.

CRAWLEY, E. F.; LAZARUS, K. B.; WARKENTIN, D. J. embedded actuation and processing in intelligent materials. In: INTERNATIONAL WORKSHOP ON COMPOSITE MATERIALS AND STRUCTURES FOR ROTORCRAFT, 2., 1989, Troy, New York. **Proceedings...** [S.l.: s.n.], 1989.

FALK, F.; KONOPKA, P. Three-dimensional landau theory describing the martensitic transformation of shape memory alloys. **Journal de Physique**, Paris, v. 2, n. 1, p. 61-77, 1990.

FALK, F. One-dimensional model of shape memory alloys. **Archives of Mechanics**, Warszawa, v. 35, p. 63-84, 1983.

FALK, F. Model free-energy, mechanics and thermodynamics of shape memory alloys. **ACTA Metallurgica**, Amsterdam, v. 28, n. 12, p. 1773-1780, 1980.

GANDHI, F.; ANUSONTI-INTHRA, P. Skin design studies for variable camber morphing airfoils. **Smart Materials and Structures**, New York, v. 17, n. 1, p. 15-25, 2008.

GANO, S. E.; RENAUD, J. E.; BATILL, S. M.; TOVAR, A. **Shape optimization for conforming airfoils**. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Journal, 2004. ID.2004-1579.

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**, Texas, v. 40, n. 4, p. 628–637, 2002.

GRENINGER, A. B.; MOORADIAN, V. G. strain transformation in metastable beta copper-zinc and beta copper-ti alloys. **Transactions of the Metallurgical Society of AIME**, New York, v. 128, p. 337-368, 1938.

HALL, J. M. **Executive summary AFTI/F-111 mission adaptive wing**. Ohio: Wright Research and Development Center Technical Report, 1989. ID.WRDC-TR-89-2083.

HARTL, D.; LAGOUDAS, D. C. **Aerospace applications of shape memory alloys**. College Station: Aerospace Engineering Department Texas A&M University College Station, 2007.

HENRY, J. J.; BLONDEAU, J. E.; PINES, D. J. **Stability analysis for UAVs with a variable aspect ratio wing**. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2005. ID.2005-2044.

JHA, A. K.; KUDVA, J. N. Morphing aircraft concepts, classifications, and challenges. Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. **Optical Engineering**, Bellingham, v. 5388, p. 213–224, 2004.

JOHNSTON, C.; NEAL, D.; WIGGINS, L.; ROBERTSHAW, H. R.; MASON, W. H.; INMAN, D. J. **A model to compare the dynamic performance of flight control energy requirements of morphing and conventionally actuated wings**. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2004. ID.2004-1726.

JOO, J. J.; REICH, G. W.; WESTFALL, J. T. Flexible skin development for morphing aircraft applications via topology optimization. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, Virginia, v. 20, n. 16, p. 1969-198, 2009.

KATZ, J.; PLOTKIN, A. **Low-speed aerodynamics**. Cambridge: Cambridge University Press, 2001. 632 p. (Cambridge Aerospace Series).

KHOT, N. S.; ZWEBER, J. V.; VELEY, D. E.; OZ, H.; EASTEP, F. E. Flexible composite wing with internal actuation for roll maneuver. **Journal of Aircraft**, New York, v. 39, n. 4, p. 521–527, 2002.

KRATZ, R.; STELZER, M.; VON STRYK, O. Macroscopic SMA wire bundle actuator/sensor system: design, measurement, control approach. In: SYMPOSIUM ON MECHATRONIC SYSTEMS – IFAC, 4., 2006, Heidelberg. **Proceedings...** [S.l.: s.n.], 2006.

KRESS, R. W. **Variable sweep wing designs**. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1983. ID.1983-1051.

KUDVA, J. N. Overview of the DARPA smart wing project. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, Virginia, v. 15, n. 4, p. 261–268, 2004.

KURDJUMOV G. V.; KHANDROS L. G. First reports of the thermoelastic behaviour of the martensitic phase of Au-Cd alloys. **Doklady Akademii Nauk SSSR**, Leningrad, v. 66, p. 211-213, 1949.

KUSMINA, S. Review and outlook for active and passive aeroelastic design concepts for future aircraft. In: INTERNATIONAL CONGRESS OF AEROSPACE SCIENCES, 23., 2002, Toronto. **Proceedings...** [S.l.: s.n.], 2002.

LAGOUDAS, D. C.; KIEFER, B.; BROEDERDORF, A. J. Constitutive modeling of magnetic shape memory alloys with magneto-mechanical coupling. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON ADVANCED COMPOSITES – COMP07, 6., 2007, **Proceedings...**[S.l.: s.n.] 2007.

LEO, D. J. **Engineering analysis of smart material systems**. New York: John Wiley & Sons, 2007. 331 p.

LOVE, M. H.; ZINK, P. S.; STROUD, R. L.; BYE, D. R.; CHASE, C. **Impact of actuation concepts on morphing aircraft structures**. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2004. ID.2004-1724.

LU, K. J.; KOTA, S. Design of compliant mechanisms for morphing structural shapes. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, Virginia, v. 14, n. 6, p. 379–391, 2002.

MACHADO, L. G.; SAVI, M. A. Medical applications of shape memory alloys. **Brazilian Journal of Medical and Biological Research**, Rio de Janeiro, v. 36, n. 6, p. 683-691, 2003.

MANUTE, K.; REICH, G. W. **An aeroelastic topology optimization approach for adaptive wing design**. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2004. ID.2004-1805.

MATHEWS, J.H.; FINK, K.K. **Numerical Methods Using Matlab**. New Jersey, Prentice-Hall, 4 ed., p.497-499, 2004.

NATARAJAN, A.; KAPANIA, R. K.; INMAN, D. J. Aeroelastic optimization of adaptive bumps for yaw control. **Journal of Aircraft**, New York, v. 41, n. 1, p. 175–185, 2004.

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**. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2004. ID.2004-1727.

ÖLANDER, A.; CHEM, J. A. An electrochemical investigation of solid cadmium-gold alloys. **ACS Journal**, Washington, v. 54, n. 10, p. 3819-3833, 1932.

PENDLETON, E.; GRIN, K.; KEHOE, M.; PERRY, B. **The active aeroelastic wing flight research program**. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1998. ID.1998-1972.

PETIT, G. W.; ROBERTSHAW, H. H.; INMAN, D. J. morphing wings for unmanned aircraft. **Smart Materials Bulletin**, Oxford, v. 2001, n. 11, p. 7–12, 2001.

PROCK, B. C.; WEISSHAAR, T. A.; CROSSLEY, W. A. **Morphing airfoil shape change optimization with minimum actuator energy as an objective**. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2002. ID.2002- 5401.

RAMRKAHYANI, D. S.; LESIEUTRE, G. A.; FRECKER, M.; BHARTI, S. **Aircraft structural morphing using tendon actuated compliant cellular trusses**. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2004. ID.2004-1728.

ROGERS, C. A.; LIANG, C.; FULLER, C. R. Modeling of shape memory alloy hybrid composites for structural acoustic control. **Journal of the Acoustical Society of America**, New York, v. 89, n. 1, p. 210-220, 1991.

SAGGERE, L.; KOTA, S. Static shape control of smart structures using compliant mechanisms. **American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Journal**, Reston, v. 37, n. 5, p. 572–578, 2003.

SAMAK, D. K.; CHOPRA, I. Feasibility study to build a smart rotor: trailing edge flap actuation. **Optical Engineering**, Bellingham, v. 1917, p. 225–237, 1993.

SANDERS, B.; EASTEP, F. E.; FOSTER, E. aerodynamic and aeroelastic considerations of wings with conformal control surfaces for morphing aircraft. **Journal of Aircraft**, New York, v. 40, n. 1, p. 94–99, 2003.

SANTOS, I. F. **Dinâmica de sistemas mecânicos**. São Paulo: Makron Books, 1997.

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

SPANGLER, R. L.; HALL, S. R. **Piezoelectric actuators for helicopter rotor control**. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1990. ID.1990-29359.

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.

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

WANG, L. **A course in fuzzy systems and control**. Upper Saddle River: Prentice Hall, 1996. 424 p.

WEISSHAAR, T. A. **Structural tailoring for aircraft performance: recent trends in aeroelasticity, structures, and structural dynamics**. Gainesville: University of Florida Press, 1987. p. 336–352.

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

XU, D.; ANANTHASURESH, G. K. Freeform skeletal shape optimization of compliant mechanisms. **ASME Aerospace Division**, New York, v. 64, p. 161-171, 2001.

ZADEH, L. A. Outline of a new approach to the analysis of complex systems and decision processes. **IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics**, New York, v. 1, p. 28-44, 1973.

ANEXO 1 EXPERIMENTO DE IDENTIFICAÇÃO DOS PARÂMETROS DA LMF E DE TRANSFERÊNCIA DE CALOR

Devido a falta de algumas informações relacionadas a liga de memória de forma disponível no laboratório e do fenômeno de transferência de calor, um ensaio foi proposto a fim de se identificar tais parâmetros.

Ao se adquirir a liga de memória de forma o fabricante não especifica um valor exato da temperatura em que a liga realiza as transformações de fase, uma vez que estes valores apresentam variações de acordo com o histórico de carregamento de toda a vida do material. Usualmente, o fabricante apresenta uma faixa de valores que este material pode assumir.

Outras variáveis da LMF apresentam o mesmo problema, entre elas estão, os módulos de elasticidade da martensita e da austenita, as tensões de início e fim da indução de martensita não-maclada, a resistividade elétrica do material e os coeficientes de influência da temperatura nas tensões críticas. O coeficiente de troca térmica por convecção da LMF também é uma importante variável desconhecida. Como é interessante, para as simulações, conhecer adequadamente todos estes parâmetros, propõe-se um experimento de identificação.

O experimento consiste em um fio de liga de memória de forma suspendendo uma massa. Um medidor de deslocamento do tipo LVDT (*linear variable differential transformer*) é utilizado para se acompanhar o deslocamento da massa suspensa. Um desenho esquemático é apresentado na figura A1.1.

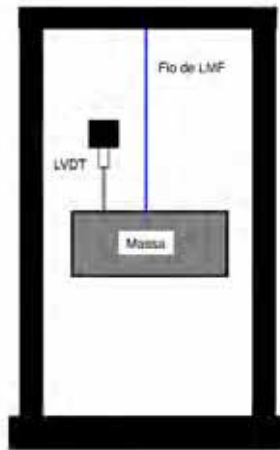


Figura A1.1. Desenho esquemático do aparato experimental de simulação

O fio de memória de forma utilizado foi o Dy90 da empresa MEMORY-METALLE®, com 0.508 mm de diâmetro e 260 mm de comprimento, um fio atuador de alta temperatura, e com alta resistência a fadiga. O sensor de deslocamento utilizado foi o TID-20, que trabalha em conjunto com o condicionador de sinais TMDE, ambos fornecidos pela TRANSDUTECH®.

A massa suspensa foi variada para se determinar as tensões críticas de indução da martensita não-maclada.

Aplicou-se uma massa de 3Kg, a qual induz a total transformação martensítica no material, e então uma fonte de corrente contínua (CC) WONDER BOX da LORD®, aplicava uma corrente de 1.98 A. Esta corrente por sua vez provocou o aquecimento do material devido ao efeito joule, uma vez que o material atingia uma temperatura superior a aquela em que se dá o início da transformação austenítica o material recuperava a deformação causada pela tensão aplicada pela massa. Após desligar a fonte de corrente o material resfriava por convecção natural e novamente a tensão mecânica induzia uma nova deformação ao material.

Para realizar a coleta dos sinais uma placa de aquisição da DSPACE® modelo DS1103 foi utilizado, a uma taxa de aquisição de uma amostra a cada 0.1 segundos, o que resulta em uma frequência de amostragem de 10 Hz. O tempo total de aquisição utilizado é de 97 segundos. Devido a alguns ruídos do sistema de medida uma filtragem digital foi aplicada ao sinal medido, o filtro selecionado foi o

Butterworth passa-baixa de segunda ordem e frequência de corte de 0.7 Hz. A figura A1.2 mostra o efeito da filtragem sobre o sinal capturado.

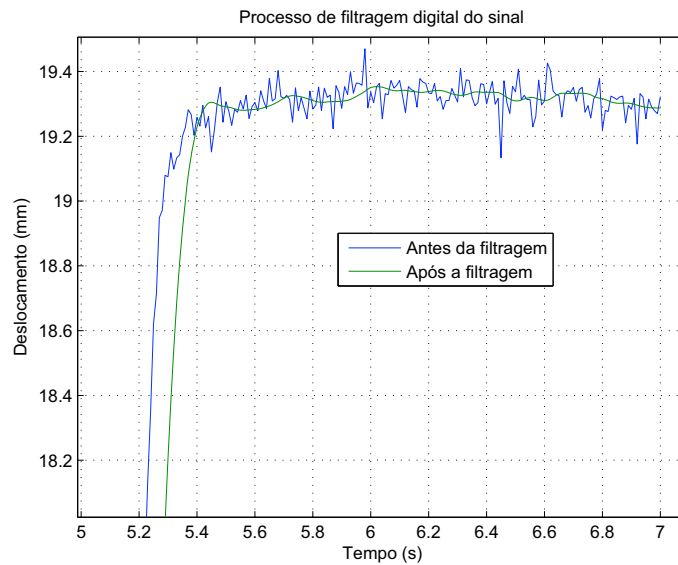


Figura A1.2. Efeito da filtragem sobre o sinal capturado.

Observa-se uma melhora significativa na eliminação de ruídos elétricos, porém há uma leve defasagem nos processos mais rápidos do fenômeno. Na execução do experimento a fonte é ligada aos 3.5 segundos, conforme indicado pela linha vermelha da figura A1.3 que mostra em detalhe o ciclo de aquecimento da liga.

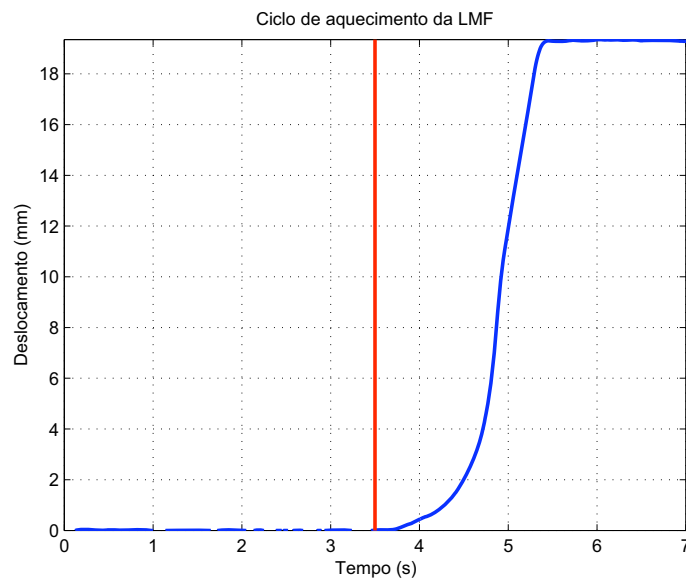


Figura A1.3. ciclo de aquecimento da LMF

A fonte de corrente é então desligada aos 7 segundos, dando o início ao processo de resfriamento do material, este ponto é representado pela linha vermelha da figura A1.4, a qual mostra o processo completo de aquecimento e resfriamento da liga de memória de forma. A temperatura ambiente durante este experimento era de 28°C.

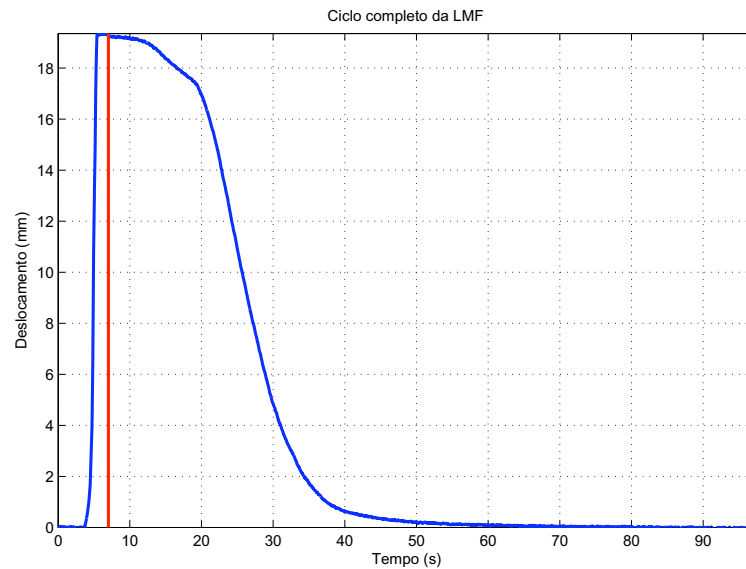


Figura A1.4. Ciclo completo de aquecimento de resfriamento da LMF

Um algoritmo em Matlab® simula o comportamento deste sistema, os parâmetros são então ajustados dentro da faixa especificada pelo fabricante do material para se encontrar os valores dos parâmetros. Os resultados são apresentados na tabela 3.2.

ANEXO 2 ALGORITIMOS DESENVOLVIDOS EM MATLAB®

Corpo do programa principal:

```

clear
clc
format short
close all

%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Propriedades da liga de memoria de forma
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
rho=6450;    % Densidade da liga (kg/m3)
Cp=0.2*4285.5; % Calor especifico da liga (J/ kg K)
EA=67e9;    % Modulo de elasticidade da austenita (Pa)
EM=26.3e9;  % Modulo de elasticidade da martensita (Pa)
Ms=50+273;  % Temperatura inicial de transformacao austenita - martensita (K)
Mf=40+273;  % Temperatura final de transformacao austenita - martensita (K)
As=55+273;  % Temperatura inicial de transformacao martensita - austenita (K)
Af=70+273;  % Temperatura final de transformacao martensita - austenita (K)
CA=13e6;    % Coeficiente de influencia da tensao na transformacao martensita - austenita (K)
CM=8e6;     % Coeficiente de influencia da tensao na transformacao austenita - martensita (K)
sigCS=100e6; % Tensao mecanica inicial de inducao de martensita (Pa)
sigCF=170e6; % Tensao mecanica final de inducao de martensita (Pa)
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Coordenadas dos pontos de referencia da asa
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Izz = 18.636e-6; % Momento de inercia de rotacao da asa (kg m2)
m = 0.021;     % Massa da asa (Kg)

a1 =54e-3;    % Distancia do centro de rotacao ao ponto A na direcao X (m)
a2 =17e-3;    % Distancia do centro de rotacao ao ponto A na direcao Y (m)
b1 =50e-3;    % Distancia do centro de rotacao ao ponto B na direcao X (m)
b2 =13e-3;    % Distancia do centro de rotacao ao ponto B na direcao Y (m)

```



```

dT1(1)=0;          % Taxa de variacao de temperatura (K/s)
T1(1)=28+273;     % Temperatura inicial (K)
I1(1)=0;          % Corrente eletrica inicial (A)
S1(1)=0;          % Tensao mecanica inicial (Pa)
csiT0_1=0;        % Valor inicial da fração martensitica maclada (entre 0 e 1)
csiS0_1=1;        % Valor inicial da fracao martensitica nao-maclado (entre 0 e 1)
csi1(1)=csiT0_1+csiS0_1; % Valor inicial da fração martensitica total (entre 0 e 1)
csiS1(1)=csiS0_1; % Valor inicial da fracao martensitica nao-maclado (entre 0 e 1)
transf1(1)=1;     % Transformacao realizada inicialmente pelo atuador 1
M1(1) = 0;

%%%%%%%%%%%%%%
% Atuador 2
%%%%%%%%%%%%%%
dT2(1)=0;          % Taxa de variacao de temperatura (K/s)
T2(1)=28+273;     % Temperatura inicial (K)
I2(1)=0;          % Corrente eletrica inicial (A)
S2(1)=0;          % Tensao mecanica inicial (Pa)
csiT0_2=0;        % Valor inicial da fração martensitica maclada (entre 0 e 1)
csiS0_2=0;        % Valor inicial da fracao martensitica nao-maclado (entre 0 e 1)
csi2(1)=csiT0_2+csiS0_2; % Valor inicial da fração martensitica total (entre 0 e 1)
csiS2(1)=csiS0_2; % Valor inicial da fracao martensitica nao-maclado (entre 0 e 1)
transf2(1)=1;     % Transformacao realizada inicialmente pelo atuador 2
M2(1) = 0;

%%%%%%%%%%%%%%
% Discretizacao Temporal e criterios do erro local
%%%%%%%%%%%%%%
t(1) = 0; % Tempo inicial (s)
tf = 30; % Tempo final (s)
dt = 0.0001; % Passos de tempo
err = 1e-7; % Erro local maximo permitido
mi = 1.1; % Fator de razao do passo (deve ser maior que 1)
time = t(1)+dt;
i=2;

%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%

```

```
% Dimensoes do fio de SMA
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
d=0.508e-3; % Diametro do fio (m)
```

```
Asma=pi*(d^2)/4; % Area de secao transversal do fio (m2)
```

```
Ac=pi*d; % Perimetro do fio (m)
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
%%
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
% Condicoes de troca de calor
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
hc=30; % Coeficiente de TC por conveccao no aquecimento (J/ m2 K s)
```

```
hd=70; % Coeficiente de TC por conveccao no resfriamento (J/ m2 K s)
```

```
Tinf=28+273; % Temperatura do escoamento ao redor do fio (K)
```

```
R=76e-8/Asma; % Resistividade do fio de memoria de forma (Ohm/m)
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
while time<tf
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
% Funcoes das correntes em ambos os atuadores
```

```
I1(i) = 0;
```

```
I2(i) = 0;
```

```
if time>=2
```

```
    if time<=9
```

```
        I1(i) = Imax;
```

```
    end
```

```
end
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
% Encontrando a matriz inercial
```

```
A(1,1) = lzz+(m*(I1^2));
```



```

A(2,2) = 1;
A2 = inv(A);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Proposta de erro inicial
e(i) = 1;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

% Controle do erro local atraves da variacao do passo de tempo
while e(i)>err

    % Determinacao da temperatura em funcao da corrente aplicada
    [dT1(i),T1(i)] = temperatura(dT1(i-1),T1(i-1),I1(i),dt,pho,Asma,Cp,Ac,hc,hd,Tinf,R);
    [dT2(i),T2(i)] = temperatura(dT2(i-1),T2(i-1),I2(i),dt,pho,Asma,Cp,Ac,hc,hd,Tinf,R);

    % Determinacao da fracao martensitica em ambos os materiais
    [csi1(i),csiS1(i),transf1(i),csiT0_1,csiS0_1] = frac_mart(T1(i),S1(i-1),csi1(i-1),csiS1(i-1),Ms,Mf,As,Af,CA,CM,csiT0_1,csiS0_1,sigCS,sigCF,transf1(i-1));
    [csi2(i),csiS2(i),transf2(i),csiT0_2,csiS0_2] = frac_mart(T2(i),S2(i-1),csi2(i-1),csiS2(i-1),Ms,Mf,As,Af,CA,CM,csiT0_2,csiS0_2,sigCS,sigCF,transf2(i-1));

    % Limitacao das fracoes martensiticas
    if csi1(i)<0
        csi1(i) = 0;
    end
    if csi1(i)>1
        csi1(i) = 1;
    end
end

```

```

if csi2(i)<0
    csi2(i) = 0;
end
if csi2(i)>1
    csi2(i) = 1;
end

E1 = young(csi1(i),EA,EM); % Modulo de elasticidade da mistura (A+M) do atuador 1
E2 = young(csi2(i),EA,EM); % Modulo de elasticidade da mistura (A+M) do atuador 2

MAero=0;
MP=0;

t(i) = t(i-1)+dt;

% Runge-kutta
[ang(i),dang(i),e(i)]=kutta(t(i),dt,ang(i-1),dang(i-1),A2,MAero,MP,a1,a2,b1,b2,c1,c2,d1,d2,E1,E2,
el1,el2,Asma,csiS1(i),csiS2(i),L01,L02);

if e(i)>err
    dt = dt/mi;    % Reduzindo o valor passo
end
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

% Truncamento do angulo maximo
if ang(i)>tetamax
    ang(i) = tetamax;
end
if ang(i)<-tetamax

```

```

    ang(i) = -tetamax;
end

if abs(dang(i))>dangmax
    dang(i)=dang(i)*dangmax/abs(dang(i));
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Determinando as tensoes e deformacoes
[rAB,rCD,rOB,rOD] = r(a1,a2,b1,b2,c1,c2,d1,d2,ang(i));
LF1 = norm(rAB);
e1(i) = ((LF1-L01)/L01);          % Deformacao atuador 1
S1(i) = abs(E1*(e1(i)-(e11*csiS1(i)))); % Tensao atuador 1
FB = S1(i)*Asma*(-rAB)/LF1;
M1(i) = norm(cross(FB,rOB));
LF2 = norm(rCD);
e2(i) = ((LF2-L02)/L02);          % Deformacao atuador 2
S2(i) = abs(E2*(e2(i)-(e12*csiS2(i)))); % Tensao atuador 2
FD = S2(i)*Asma*(-rCD)/LF2;
M2(i) = norm(cross(FD,rOD));
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

i = i+1;
time = time+dt;
t(i) = t(i-1)+dt;

dt = dt*mj;    % Aumentando o valor do passo

end

t=t(1:length(ang));

save teste6_e_7 t ang

figure(1)

```

```

plot(t,I1,'b',t,I2,'r','LineWidth',2)
axis([0 max(t) 0 2])
xlabel('Time (s)')
ylabel('Corrente (A)')
legend('Corrente atuador 1','Corrente atuador 2')
title('Entrada de corrente no sistema')
grid()

```

```

figure(2)
plot(t,ang,'LineWidth',2)
axis([0 max(t) -tetamax tetamax])
xlabel('Tempo (s)')
ylabel('Deslocamento angular (rad)')
title('Deslocamento angular da asa adaptativa')
grid()

```

```

figure(3)
plot(t,T1-273,t,T2-273,'LineWidth',2)
axis([0 max(t) 0 max(T1)-273])
xlabel('Time (s)')
ylabel('Temperatura (fC)')
legend('Temperatura atuador 1','Temperatura atuador 2')
title('Distribuicao de temperatura nos atuadores')
grid()

```

```

figure(4)
plot(t,S1/1e6,t,S2/1e6,'LineWidth',2)
axis([0 max(t) 0 140])
xlabel('Time (s)')
ylabel('Tensao (MPa)')
legend('Tensao atuador 1','Tensao atuador 2')
title('Tens.,o mec,nica dos atuadores')
grid()

```

```

figure(5)
plot(t,csiS1*100,t,csiS2*100,'LineWidth',2)
axis([0 max(t) 0 100])

```

```

xlabel('Time (s)')
ylabel('Frac. Martensitica por tensao (%)')
legend('Frac. atuador 1','Frac. atuador 2')
title('Fracao Martensita induzida por tens.,o dos atuadores')
grid()

```

```

figure(6)
plot(t,csi1*100,t,csi2*100,'LineWidth',2)
axis([0 max(t) 0 100])
xlabel('Time (s)')
ylabel('Frac. Martensitica total (%)')
legend('Frac. atuador 1','Frac. atuador 2')
title('Fracao Martensita total dos atuadores')
grid()

```

```

figure(7)
plot3(e1,S1/1e6,T1)
xlabel('Deformacao (mm/mm)')
ylabel('Tensao (MPa)')
zlabel('Temperatura (K)')
grid()

```

```

figure(8)
plot(t,dang,'LineWidth',2)
xlabel('Tempo (s)')
ylabel('Velocidade angular (rad/s)')

```

Sub-rotina “temperatura”

```
function [dT,T]=temperatura(dT,T0,l,dt,pho,A,Cp,Ac,hc,hd,Tinf,R)
```

$$dT = (R*(l^2)/(pho*A*Cp)) - ((hc*Ac/(pho*A*Cp))*(T0-Tinf));$$

$$T = T0+(dT*dt);$$

```
if dT<0
```

$$dT = (R*(l^2)/(pho*A*Cp)) - ((hd*Ac/(pho*A*Cp))*(T0-Tinf));$$

$$T = T0+(dT*dt);$$

```
End
```

Sub-rotina “frac_mart”

```
function[csi,csiS,AA,csiT0,csiS0]=frac_mart(T,S,csi2,csiS2,Ms,Mf,As,Af,CA,CM,csiT0,csiS0,sigCS,sigCF,transf)
```

```
AA=1;
```

```
% TransformaÁ, o Martensita-Austenita
```

```
if T>As
```

```
    if S>CA*(T-Af)
```

```
        if S<CA*(T-As)
```

```
            if transf~=2
```

```
                AA = 2;
```

```
                csiT0 = csi2-csiS2;
```

```
                csiS0 = csiS2;
```

```
            end
```

```
        AA = 2;
```

```
        aa = pi/(Af-As);
```

```
        csiS = (csiS0/2)*(1+cos(aa*(T-As-(S/CA))));
```

```
        csiT = (csiT0/2)*(1+cos(aa*(T-As-(S/CA))));
```

```
    if csiS-csiS2>0
```

```
        csiS=csiS2;
```

```
        csiT=csi2-csiS2;
```

```
    end
```

```
end
```

```
end
```

```
end
```

```
% TransformaÁ, o Austenita-Martensita
```

```
if T<=Ms
```

```
    if S>sigCS
```

```
        if S<sigCF
```

```
            if transf~=3
```

```

    AA = 3;
    csiT0 = csi2-csiS2;
    csiS0 = csiS2;
end

AA = 3;
csiS = ((1-csiS0)/2) * cos((pi/(sigCS-sigCF))*(S-sigCF)) + ((1+csiS0)/2);
if T>Mf
    am=pi/(Ms-Mf);
    deltaT=((1-csiT0)/2)*(1+cos(am*(T-Mf)));
else
    deltaT=0;
end

if csiS0==1
    csiT = 0;
else
    csiT = csiT0 - (csiT0*(csiS-csiS0)/(1-csiS0)) + deltaT;
end

if csiS-csiS2<0
    csiS=csiS2;
    csiT=csi2-csiS2;
end
end
else

if T>Mf
    if transf~=3
        AA = 3;
        csiT0 = csi2-csiS2;
        csiS0 = csiS2;
    end
    AA = 3;
    am=pi/(Ms-Mf);
    deltaT=((1-csiT0)/2)*(1+cos(am*(T-Mf)));

else

```



```

    deltaT=0;
end

csiS=csiS2;

if csiS0==1
    csiT = 0;
else
    csiT = csiT0 - (csiT0*(csiS-csiS0)/(1-csiS0)) + deltaT;
end

end

else

% TransformaÁ,o Austenita-Martensita
if S > sigCS+(CM*(T-Ms))
    if S < sigCF+(CM*(T-Ms))
        if transf~=4
            AA = 4;
            csiT0 = csi2-csiS2;
            csiS0 = csiS2;
        end

        AA = 4;
        csiS=(((1-csiS0)/2)*cos((pi/(sigCS-sigCF))*(S-sigCF-(CM*(T-Ms)))))) + ((1+csiS0)/2);
        if csiS0==1
            csiT = 0;
        else
            csiT=csiT0 - (csiT0*(csiS-csiS0)/(1-csiS0));
        end
    end
end
end

if AA==1
    csiS=csiS2;
    csiT=csi2-csiS;

```

```
end
```

```
csi=csiT+csiS;
```

Sub-rotina “young”

```
function E=young(csi,EA,EM)
```

```
E=((1-csi)*EA) + (csi*EM);
```

Sub-rotina “kutta”

```
function
```

```
[teta,dang,e]=kutta(t,dt,ang,dang,A2,MAero,MP,a1,a2,b1,b2,c1,c2,d1,d2,E1,E2,el1,el2,A,csiS1,csiS2,  
L01,L02)
```

```
% Criacao do vetor de estado
```

```
y=[dang;ang];
```

```
% Subdivisões do espaço dt para aumentar a precisao do metodo
```

```
k1=dt*func(t,y,A2,MAero,MP,a1,a2,b1,b2,c1,c2,d1,d2,E1,E2,el1,el2,A,csiS1,csiS2,L01,L02);
```

```
k2=dt*func((t+(dt/4)),(y+(k1/4)),A2,MAero,MP,a1,a2,b1,b2,c1,c2,d1,d2,E1,E2,el1,el2,A,csiS1,csiS2,L0  
1,L02);
```

```
k3=dt*func((t+(3*dt/8)),(y+(3*k1/32)+(9*k2/32)),A2,MAero,MP,a1,a2,b1,b2,c1,c2,d1,d2,E1,E2,el1,el2,A  
,csiS1,csiS2,L01,L02);
```

```
k4=dt*func((t+(12*dt/13)),(y+(1932*k1/2197)-  
(7200*k2/2197)+(7296*k3/2197)),A2,MAero,MP,a1,a2,b1,b2,c1,c2,d1,d2,E1,E2,el1,el2,A,csiS1,csiS2,  
L01,L02);
```

```
k5=dt*func((t+dt),(y+(439*k1/216)-(8*k2)+(3680*k3/513)-  
(845*k4/4104)),A2,MAero,MP,a1,a2,b1,b2,c1,c2,d1,d2,E1,E2,el1,el2,A,csiS1,csiS2,L01,L02);
```

```
k6=dt*func((t+(dt/2)),(y-(8*k1/27)+(2*k2)-(3544*k3/2565)+(1859*k4/4104)-  
(11*k5/40)),A2,MAero,MP,a1,a2,b1,b2,c1,c2,d1,d2,E1,E2,el1,el2,A,csiS1,csiS2,L01,L02);
```

```
y4=y+(25*k1/216)+(1408*k3/2565)+(2197*k4/4104)-(k5/5); % Runge-Kutta-Fehlberg de 4 ordem
```

```
y5=y+(16*k1/135)+(6656*k3/12825)+(28561*k4/56430)-(9*k5/50)+(2*k6/55); % Runge-Kutta-Fehlberg
de 5 ordem
```

```
teta = y5(2,1);
dang = y5(1,1);
e=norm(y5-y4);
```

Sub-rotina “func”

```
function f=func(t,y,A2,MAero,MP,a1,a2,b1,b2,c1,c2,d1,d2,E1,E2,el1,el2,A,csiS1,csiS2,L01,L02)
```

```
ang = y(2,1);
```

```
% Calculo dos parametros para o angulo teta
```

```
[rAB,rCD,rOB,rOD] = r(a1,a2,b1,b2,c1,c2,d1,d2,ang); % encontrando as distancias dos pontos de
fixacao dos atuadores baseando-se no angulo propost
```

```
LF1 = norm(rAB);
e1 = ((LF1-L01)/L01);
S1 = E1*(e1-(el1*csiS1));
FB = S1*A*(-rAB)/LF1;
MB = norm(cross(FB,rOB));
```

```
LF2 = norm(rCD);
e2 = ((LF2-L02)/L02);
S2 = E2*(e2-(el2*csiS2));
FD = S2*A*(-rCD)/LF2;
MD = norm(cross(FD,rOD));
```

```
B(2,1)=-1;
```

```
B(1,2)=0;
```

```
C=[MP+MAero+MB-MD;0];
```

```
f = (A2*C) - (A2*B*y);
```

Sub-rotina “r”

```
function [rAB,rCD,rOB,rOD] = r(a1,a2,b1,b2,c1,c2,d1,d2,beta)
```

```
rAB = [(b1*cos(beta)) - (b2*sin(beta)) + a1; (b1*sin(beta)) + (b2*cos(beta)) - a2; 0];
```

```
rCD = [(d1*cos(beta)) + (d2*sin(beta)) + c1; (d1*sin(beta)) - (d2*cos(beta)) + c2; 0];
```

```
rOB = [(b1*cos(beta)) - (b2*sin(beta)); (b1*sin(beta)) + (b2*cos(beta)); 0];
```

```
rOD = [(d1*cos(beta)) + (d2*sin(beta)); (d1*sin(beta)) - (d2*cos(beta)); 0];
```