

Marcelo Francisco Maestá

**Controle Angular Ativo de um Aerofólio Adaptativo utilizando
Fios de Liga de Memória de Forma**

Ilha Solteira

2016

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JULIO DE MESQUITA FILHO”
FACULDADE DE ENGENHARIA
CAMPUS DE ILHA SOLTEIRA

Marcelo Francisco Maesta

**Controle Angular Ativo de um Aerofólio Adaptativo utilizando
Fios de Liga de Memória de Forma**

Tese apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira - UNESP como parte dos requisitos necessários para obtenção do título de Doutor em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Vicente Lopes Júnior
Co-orientador: Prof. Dr. Gustavo Luiz C. M. Abreu
Co-orientador: Prof. Dr. Carlos De Marqui Júnior

Ilha Solteira

2016

FICHA CATALOGRÁFICA

Desenvolvido pelo Serviço Técnico de Biblioteca e Documentação

M186c Maestá, Marcelo Francisco .
Controle angular ativo de um aerofólio adaptativo utilizando fios de liga de memória de forma / Marcelo Francisco Maestá. -- Ilha Solteira: [s.n.], 2016
100 f. : il.

Tese (doutorado) - Universidade Estadual Paulista. Faculdade de Engenharia.
Área de conhecimento: Mecânica dos Sólidos , 2016

Orientador: Vicente Lopes Júnior

Co-orientador: Gustavo Luiz C. M. Abreu

Co-orientador: Carlos de Marqui Júnior

Inclui bibliografia

1. Controle angular de um aerofólio. 2. Controlador liga-desliga.
3. Ligas de memória de forma. 4. Túnel de vento.

CERTIFICADO DE APROVAÇÃO

TÍTULO DA TESE: Controle angular ativo de um aerofólio adaptativo utilizando fios de liga de memória de forma

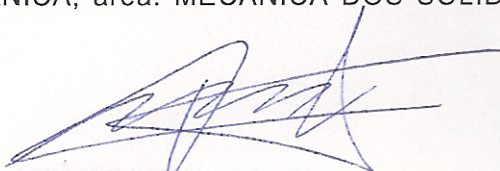
AUTOR: MARCELO FRANCISCO MAESTÁ

ORIENTADOR: VICENTE LOPES JUNIOR

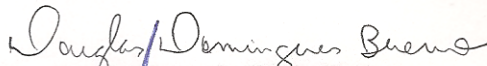
COORIENTADOR: GUSTAVO LUIZ CHAGAS MANHAES DE ABREU

COORIENTADOR: CARLOS DE MARQUI JUNIOR

Aprovado como parte das exigências para obtenção do **Título de Doutor em ENGENHARIA MECÂNICA**, área: MECANICA DOS SÓLIDOS pela Comissão Examinadora:



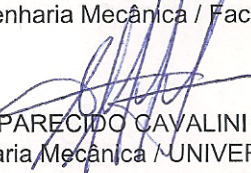
Prof. Dr. VICENTE LOPES JUNIOR
Departamento de Engenharia Mecânica / Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira



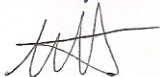
Prof. Dr. DOUGLAS DOMINGUES BUENO
Departamento de Matemática / Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira



Prof. Dr. LUIZ DE PAULA DO NASCIMENTO
Departamento de Engenharia Mecânica / Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira



DOUTOR ALDEMIR APARECIDO CAVALINI JUNIOR
Faculdade de Engenharia Mecânica / UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA



Prof. Dr. MARCOS SILVEIRA
Departamento de Engenharia Mecânica / Faculdade de Engenharia de Bauru

Ilha Solteira, 21 de dezembro de 2016

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

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Deus pela força e sabedoria para sempre seguir em frente, mantendo sempre o respeito para com o bem estar do próximo. Aos meus professores Vicente Lopes Junior, Gustavo Luiz Chagas Manhães de Abreu e Carlos de Marqui Júnior. Pela competência e disposição sem medir esforços em me ajudar para que este trabalho se concretizasse. Além de se tornarem meus grandes amigos. A todos os professores e funcionários do Departamento de Engenharia Mecânica. Aos grandes amigos Thiago Galbiati Lagoin, Sanderson M. da Conceição, Camila Gonzalez, Danilo Damasceno Sabino, Fabio K. de Lima, José Augusto, Oscar Scussel, Camilo Carranza, Vinícius Germanos Cleante e entre tantos outros amigos que fica impossível citar todos, mas não menos importante, que conviveram em momentos de trabalho e descontração tão importantes durante este período. Aos membros da Banca Examinadora pelas sugestões e comentários. A Fundação CAPES pelo suporte financeiro que possibilitou a execução deste trabalho com dedicação exclusiva.

RESUMO

A busca por aeronaves capazes de modificar sua geometria melhorando suas características aerodinâmicas incentivou diversos autores a sugerirem modelos de asas adaptativas. Tais modelos utilizam atuadores leves de modo a substituir os atuadores clássicos convencionais sem, no entanto, comprometer a eficiência de voo da aeronave. Dentre os materiais utilizados para isto se destacam as ligas de memória de forma (*Ni-Ti*), que são capazes de converter energia térmica em energia mecânica e, uma vez deformadas, podem retornar a sua condição original de forma através de seu aquecimento. Neste contexto, o presente trabalho objetiva controlar a posição angular de um aerofólio utilizando para isto um par de fios de liga de memória de forma. No modelo de asa proposto, deseja-se estabelecer uma forma para o perfil aerodinâmico a partir da determinação de um ângulo entre duas seções da asa. Este ângulo é atingido pelo efeito de memória de forma da liga através da passagem de uma corrente elétrica. A função da corrente elétrica é alterar a temperatura dos atuadores através do efeito Joule, modificando a forma da liga. Devido à presença de efeitos não-lineares, principalmente no modelo matemático da liga, propõe-se a aplicação de controladores não-lineares do tipo liga-desliga.

Palavras-chave: Controle angular de um aerofólio. Controlador Liga-Desliga. Ligas de memória de forma. Túnel de vento.

ABSTRACT

The search for aircraft capable of modifying its geometry improving its aerodynamic characteristics, encouraged several authors to suggest models of adaptive wings. These models use lightweight actuators to replace conventional classic actuators without, however, compromise aircraft flight efficiency. Shape Memory Alloys (SMA) can be used efficiently for this application. These materials are capable of converting thermal energy into mechanical energy and a deformed time, can return to its original condition so through its heating. The current work aims to control the angular position of an airfoil using a couple of alloy wires of shape memory. In the proposed wing model, it is desired to establish a way for the aerodynamic profile of the determination of an angle between two sections of the wing. This angle is attained by the alloy shape memory effect by passing an electric current. The function of the electric current is to change the temperature of the actuators through the Joule effect, modifying the shape of the shape memory alloy. Due to the presence of non-linear effects, especially in the mathematical model of the alloy, it proposes the application of nonlinear controllers type on-off.

Keywords: Angular control of airfoil. on-off controller. Shape memory alloy. Wind tunnel.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Variações básicas da forma da asa de um pássaro para diferentes condições de voo.	19
Figura 2 - Ilustração do aerofólio proposto neste trabalho.	21
Figura 3 - Ilustração das partes principais do aerofólio mostrado na Fig. 2. .	21
Figura 4 - Desenho esquemático da vista lateral do aerofólio proposto.	22
Figura 5 - Atuador <i>LMF1</i> sendo aquecido.	22
Figura 6 - a) Estrutura CCC para uma liga <i>Ni-Ti</i> . b) Martensita não-maclada. c) Martensita maclada.	25
Figura 7 - Diagrama de mudança de fase da liga devido à temperatura. Onde, σ é a tensão mecânica, $\dot{\sigma}$ é a variação da tensão mecânica, T é a temperatura e ϵ é a deformação	26
Figura 8 - Efeito pseudoelástico. Onde, σ é a tensão mecânica, T é a temperatura \dot{T} é a variação da temperatura e ϵ é a deformação	27
Figura 9 - Efeito memória de forma.	28
Figura 10 - Fio de LMF com o micro termopar instalado.	31
Figura 11 - Bancada experimental para validação do modelo térmico do fio de LMF.	32
Figura 12 - Perfil de temperatura no fio de LMF.	32
Figura 13 - Perfis de temperatura considerando os parâmetros iniciais.	34
Figura 14 - Perfis de temperatura teórico e experimental para parâmetros do modelo otimizado.	36
Figura 15 - Ilustração do sistema de tração da LMF desenvolvido.	37
Figura 16 - Representação esquemática do dispositivo de atuador de LMF. . .	38
Figura 17 - Tipos de comportamento do fio de LMF.	39
Figura 18 - Sinal de entrada u	41

Figura 19 - Deslocamento real do atuador de LMF.	41
Figura 20 - Deslocamento do atuador de LMF considerando os parâmetros iniciais.	42
Figura 21 - Deslocamento do atuador de LMF considerando os parâmetros otimizados.	44
Figura 22 - Fração martensita obtida numericamente (ξ) e estimada ($\widehat{\xi}$) com dados experimentais.	45
Figura 23 - Resposta a uma entrada degrau do atuador	46
Figura 24 - Resultado do controlador numérico com os ganhos otimizados	47
Figura 25 - Resultado experimental do controlador PID assumindo uma referência do tipo onda quadrada.	48
Figura 26 - Resultado experimental do controlador PID assumindo uma referência do tipo seno.	48
Figura 27 - Tensão elétrica de saída do controlador PID assumindo uma referência do tipo onda quadrada.	49
Figura 28 - Tensão elétrica de saída do controlador PID assumindo uma referência do tipo seno.	49
Figura 29 - Diagrama de blocos em Simulink	50
Figura 30 - Camada Limite	51
Figura 31 - Resultado do controlador Liga-Desliga e Liga-Desliga Suavizado numérico	52
Figura 32 - Tensão elétrica de saída dos controlador Liga-Desliga e Liga-Desliga Suavizado numérico.	53
Figura 33 - Deslocamento real do atuador de LMF para uma referência do tipo onda quadrada.	54
Figura 34 - Tensão elétrica aplicada para uma referência do tipo onda quadrada.	55
Figura 35 - Fração martensita estimada ($\widehat{\xi}$) para uma referência do tipo onda quadrada.	56
Figura 36 - Deslocamento real do atuador de LMF para uma referência do tipo senoidal.	56

Figura 37 - Tensão elétrica aplicada para uma referência do tipo senoidal.	57
Figura 38 - Fração martensita estimada ($\widehat{\xi}$) para uma referência do tipo senoidal.	57
Figura 39 - Diagrama de blocos do sistema de controle liga-desliga implementado em <i>Simulink</i> [®]	58
Figura 40 - Diagrama de blocos do sistema de controle liga-desliga suavizado em ambiente <i>Simulink</i> [®]	58
Figura 41 - Eixos de referência inercial (XY) e móvel (xy).	60
Figura 42 - Pontos de fixação dos fios de LMF.	61
Figura 43 - Forças geradas pelos fios de LMF.	63
Figura 44 - Seção típica com 3 graus de liberdade.	64
Figura 45 - Fotografia do aerofólio construído.	68
Figura 46 - Localização do encoder no aerofólio.	69
Figura 47 - Bancada de testes construída.	70
Figura 48 - Tensões elétricas aplicadas nas fontes de corrente controláveis.	71
Figura 49 - Respostas temporais para o ângulo θ do aerofólio construído.	71
Figura 50 - Resposta temporal média para o ângulo θ da superfície de controle.	72
Figura 51 - Variação da tensão mecânica em função da temperatura.	73
Figura 52 - Respostas temporais numérico-experimental para o ângulo θ do aerofólio utilizando os parâmetros iniciais.	75
Figura 53 - Respostas temporais numérico-experimental para o ângulo θ do aerofólio utilizando os parâmetros otimizados.	76
Figura 54 - Bancada experimental do aerofólio posicionado em túnel de vento.	77
Figura 55 - Manômetro inclinado a 25°.	78
Figura 56 - Respostas temporais para o ângulo θ do aerofólio construído para diferentes velocidades de escoamento.	78
Figura 57 - Resultado numérico para o ângulo θ para diferentes velocidades de escoamento.	79

Figura 58 - Comparação dos resultados numéricos dos controladores Liga-Desliga e Liga-Desliga Suavizado para $V = 0 \frac{m}{s}$	81
Figura 59 - Comparação dos resultados numéricos dos controladores Liga-Desliga e Liga-Desliga Suavizado para $V = 7 \frac{m}{s}$	82
Figura 60 - Comparação dos resultados numéricos dos controladores Liga-Desliga e Liga-Desliga Suavizado para $V = 15 \frac{m}{s}$	82
Figura 61 - Comparação dos resultados numéricos dos controladores Liga-Desliga e Liga-Desliga Suavizado para $V = 19 \frac{m}{s}$	83
Figura 62 - Comparação dos resultados numéricos dos controladores Liga-Desliga e Liga-Desliga Suavizado para $V = 21 \frac{m}{s}$	83
Figura 63 - Desempenho dos controladores aplicados para uma velocidade de escoamento de 0 m/s	84
Figura 64 - Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga para uma velocidade de escoamento de 0 m/s . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.	85
Figura 65 - Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga suavizado para uma velocidade de escoamento de 0 m/s . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.	85
Figura 66 - Sistema de controle liga-desliga implementado no <i>Simulink</i> [®] para o aerofólio adaptativo.	86
Figura 67 - Sistema de controle liga-desliga suavizado em ambiente <i>Simulink</i> [®] para o aerofólio adaptativo.	86
Figura 68 - Desempenho dos controladores aplicados para uma velocidade de escoamento de 7 m/s	87
Figura 69 - Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga para uma velocidade de escoamento de 7 m/s . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.	88
Figura 70 - Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga suavizado para uma velocidade de escoamento de 7 m/s . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.	88

Figura 71 - Desempenho dos controladores aplicados para uma velocidade de escoamento de 15 <i>m/s</i>	89
Figura 72 - Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga para uma velocidade de escoamento de 15 <i>m/s</i> . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.	89
Figura 73 - Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga suavizado para uma velocidade de escoamento de 15 <i>m/s</i> . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.	90
Figura 74 - Desempenho dos controladores aplicados para uma velocidade de escoamento de 19 <i>m/s</i>	90
Figura 75 - Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga para uma velocidade de escoamento de 19 <i>m/s</i> . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.	91
Figura 76 - Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga suavizado para uma velocidade de escoamento de 19 <i>m/s</i> . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.	91
Figura 77 - Desempenho dos controladores aplicados para uma velocidade de escoamento de 21 <i>m/s</i>	92
Figura 78 - Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga para uma velocidade de escoamento de 21 <i>m/s</i> . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.	92
Figura 79 - Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga suavizado para uma velocidade de escoamento de 21 <i>m/s</i> . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.	93

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 -	Parâmetros fornecidos pelo fabricante <i>Kellogg's Research Labs</i> .	33
Tabela 2 -	Parâmetros iniciais, mínimos e máximos das variáveis a serem otimizadas para o fio de LMF.	35
Tabela 3 -	Parâmetros otimizados para o fio de LMF.	36
Tabela 4 -	Valores iniciais, mínimos e máximos dos parâmetros para o dispositivo.	43
Tabela 5 -	Parâmetros otimizados para o atuador de LMF.	43
Tabela 6 -	Ganhos do controlador pelo método de Ziegler e Nichols	46
Tabela 7 -	Ganhos do controlador otimizados	46
Tabela 8 -	Principais parâmetros geométricos do aerofólio construído.	69
Tabela 9 -	Parâmetros principais dos fios de LMF instalados no aerofólio construído.	74
Tabela 10 -	Parâmetros iniciais, mínimos e máximos do aerofólio construído.	75
Tabela 11 -	Parâmetros otimizados para o aerofólio construído.	76

LISTA DE SÍMBOLOS

A	- Área de seção transversal
A_c	- Área de troca de calor por unidade de comprimento
A_f	- Temperatura final da transformação em austenita
A_s	- Temperatura de início da transformação em austenita
b	- Semi corda
c	- Coeficiente de amortecimento viscoso
Ca	- Inclinação da reta tangente na fase austenita
c_{eq}	- Coeficiente de atrito viscoso equivalente no ponto de articulação
Cm	- Inclinação da reta tangente na fase martensita
C_k	- Função de Theodorsen
C_p	- Calor específico do fio de LMF
C_{pA}	- Calor específico do fio de LMF na fase austenita
C_{pM}	- Calor específico do fio de LMF na fase martensita
e	- Erro
F	- Força de sustentação do aerofólio
F_{LMF}	- Massa no atuador
h	- Movimento vertical do aerofólio
h_c	- Coeficiente de transferência de calor por convecção para a fase de resfriamento
h_{ef}	- Coeficiente de troca de calor efetivo
h_q	- Coeficiente de transferência de calor por convecção
h_h	- Coeficiente de transferência de calor por convecção para a fase de aquecimento
I	- Corrente elétrica
J	- Momento de inércia de massa
K	- Rigidez da mola linear no atuador
k_c	- Coeficiente de troca de calor por condução
K_{LMF}	- Rigidez do fio de LMF
K_{LMF1}	- Rigidez do fio de LMF superior
K_{LMF2}	- Rigidez do fio de LMF inferior
K_α	- Rigidez proporcional em relação a α_i

L	- Comprimento do fio de LMF
L_f	- Comprimento final do fio de LMF
L_o	- Comprimento original do fio de LMF
\vec{M}_B	- Momento no ponto B
\vec{M}_D	- Momento no ponto D
M	- Massa no atuador
M_s	- Temperatura de início da transformação em martensita
M_f	- Temperatura final da transformação em martensita
R	- Matriz de rotação
ref	- Referência
R_w	- Resistência elétrica por unidade de comprimento
R_{eq}	- Resistência elétrica no fio
T	- Temperatura
\dot{T}	- Variação da temperatura
T_∞	- Temperatura ambiente
u	- Tensão elétrica
V_{min}	- Tensão elétrica mínima aplicada na fonte de corrente controlável
V_{max}	- Tensão elétrica máxima aplicada na fonte de corrente controlável
Y_A	- Módulo de elasticidade na fase austenita
Y_M	- Módulo de elasticidade na fase martensita
α	- Ângulo de ataque do aerofólio
α_c	- Fator de correção
α_i	- Incremento no ângulo de ataque
α_o	- Ângulo de ataque inicial
α_t	- Ângulo de ataque total
β	- Ângulo do Aileron
ϵ	- Deformação
ϵ_L	- Deformação máxima residual
θ	- Ângulo entre a parte móvel e fixa do aerofólio
ξ	- Fração martensita
ξ_c	- Fração martensita durante a transformação de fase de austenita para martensita
ξ_h	- Fração martensita durante a transformação de fase de martensita para austenita
ξ_A	- Valor inicial da martensita no início do resfriamento
ξ_M	- Valor inicial da martensita no início do aquecimento

ρ	-	Densidade de massa da LMF
ρ_{el}	-	Resistividade elétrica total do material
ρ_{el_A}	-	Resistividade na fase Austenita
ρ_{el_M}	-	Resistividade na fase Martensita
ρ_f	-	Densidade do fluido
σ	-	Tensão mecânica
$\dot{\sigma}$	-	Varição da tensão mecânica
σ^{CRIT}	-	Tensão crítica
ϕ	-	Região limite
ϕ_{max}	-	Região limite máxima
ϕ_{min}	-	Região limite mínima

LISTA DE SIGLAS

- ABS* - *Acrylonitrile butadiene styrene*
LMF - *Liga de Memória de Forma*
LMF1 - *Liga de Memória de Forma superior*
LMF2 - *Liga de Memória de Forma inferior*

SUMÁRIO

	Página
1	INTRODUÇÃO 18
1.1	OBJETIVOS 22
1.2	CONTRIBUIÇÕES DO TRABALHO 23
1.3	ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO 23
2	LIGAS DE MEMÓRIA DE FORMA 24
2.1	PROPRIEDADES BÁSICAS 24
2.2	COMPORTAMENTO TERMOMECÂNICO DAS LIGAS <i>Ni-Ti</i> 25
2.2.1	Mudança de fase devido à temperatura 25
2.2.2	Pseudoelasticidade 26
2.2.3	Efeito memória de forma 27
2.3	MODELO DE TRANSFORMAÇÃO DE FASE 28
2.4	MODELO TÉRMICO 29
2.4.1	Validação do modelo térmico 31
2.5	DISPOSITIVO DE ATUAÇÃO DE LIGA DE MEMÓRIA DE FORMA . . . 37
2.5.1	Modelo dinâmico 38
2.5.2	Fonte de corrente controlável 40
2.5.3	Validação do modelo do atuador 40
2.6	CONTROLE ATIVO DE POSIÇÃO 45
2.6.1	Controlador PID otimizado 45
2.6.2	Controle liga-desliga e controle liga-desliga suavizado 50
2.7	CONCLUSÃO 59

3	MODELO DO AEROFÓLIO	60
3.1	MODELO DINÂMICO	60
3.2	MODELO AERODINÂMICO	64
4	RESULTADOS EXPERIMENTAIS	68
4.1	AEROFÓLIO CONSTRUÍDO	68
4.2	VALIDAÇÃO DO MODELO DINÂMICO DO AEROFÓLIO	70
4.3	VALIDAÇÃO DO MODELO AERODINÂMICO DO AEROFÓLIO	77
4.3.1	Controle angular ativo	80
4.3.2	Conclusão	93
5	CONSIDERAÇÕES FINAIS E TRABALHOS FUTUROS	94
5.1	TRABALHOS FUTUROS	95
	REFERÊNCIAS	97

1 INTRODUÇÃO

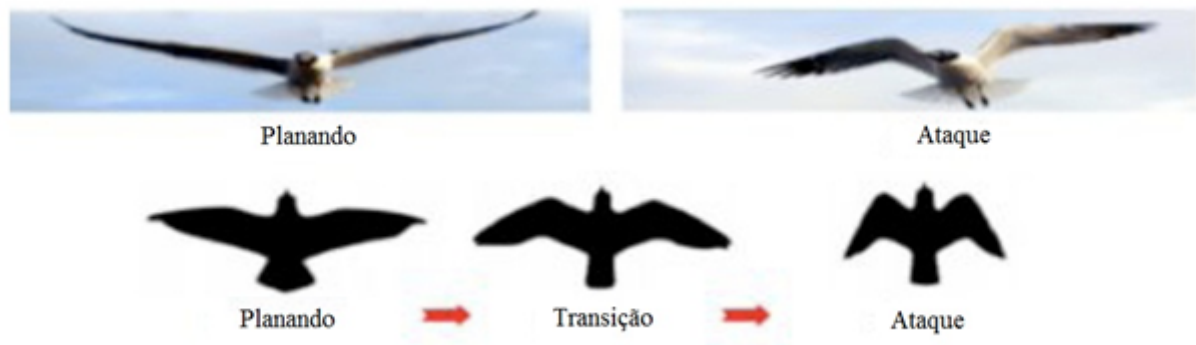
O projeto de aeronaves tem se desenvolvido de maneira extraordinária a partir do primeiro vôo tripulado em 1903. Em apenas um século, os engenheiros construíram aeronaves que podem viajar além da velocidade do som, cruzar a circunferência terrestre sem realizar reabastecimento e até mesmo cruzar a atmosfera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

As aeronaves mais modernas são capazes de transportar grandes cargas, pousar e decolar verticalmente, atingir elevadas velocidades e ter alta capacidade de efetuar manobras. Para diferentes condições de voo podem ser exigidas características específicas na geometria da aeronave que resultem em maior eficiência. No entanto, em geral, obter um projeto que atenda a todas as condições pode ser tarefa de elevada complexidade. Por isto, aeronaves são projetadas para atingir eficiência ótima em uma determinada condição de voo, porém o seu desempenho para outras condições de voo não é ótimo. Deste modo, uma solução é a aeronave ser capaz de modificar sua geometria para atender com maior eficiência todas estas condições de voos (SEIGLER et al., 2007). Dentro deste cenário surgiu o conceito de asas adaptativas, ou *morphing wings*, que são estruturas capazes de alterar sua forma a fim de permitir uma maior eficiência para cada condição de voo (SEIGLER et al., 2007; FARIA, 2010; BILGEN et al., 2011).

A inspiração na busca de aeronaves com asas adaptativas vem da natureza, em especial dos pássaros, que são capazes de realizar alterações significativas na forma de suas asas durante os voos. Mais especificamente, aves são capazes de ajustar as características aerodinâmicas e estruturais para cada condição de voo, obtendo um excelente desempenho para cada objetivo. Quando essas aves estão planando, esticam suas asas deixando bem abertas e retas, aproveitando a corrente de ar quente e economizando energia. Ao avistar uma presa ou efetuar manobras evasivas, as aves alteram a forma de suas asas para garantir uma maior eficiência em altas velocidades, conforme ilustra a Figura 1.

Nos dias atuais, já existem aeronaves que alteram significativamente a sua geometria. É o caso, por exemplo, do F-14 que utiliza enflechamento (*sweep*) variável através de atuadores clássicos. Para voos a baixas velocidades, a asa do F-14 possui uma geometria reta e para altas velocidades a asa é enflechada de modo a garantir uma melhor eficiência de voo. Segundo Kress (1983), asas retas são suficientes para a maioria das condições de voo e

Figura 1- Variações básicas da forma da asa de um pássaro para diferentes condições de voo.



Fonte: Faria (2010).

asas enflechadas são melhores para altas velocidades. O problema em se utilizar atuadores clássicos é o acréscimo de massa nas aeronaves, tornando o consumo de combustível oneroso (FARIA, 2010). Também, destaca-se que estas mudanças realizadas em aviões militares, na prática, não são ainda aplicados em aeronaves comerciais que percorrem grandes distâncias.

Pesquisas recentes com materiais inteligentes mostram que as cerâmicas piezelétricas e as Ligas de Memória de Forma (LMF) são substitutos potenciais dos atuadores convencionais (SEIGLER et al., 2007; BILGEN et al., 2011). Em especial, as LMFs (*SMA*s do inglês *Shape Memory Alloys*) que atuam de maneira similar aos músculos das aves e a sua escolha é interessante pela sua capacidade de desenvolver grandes forças de atuação e possuírem baixo peso. As LMFs são capazes de recuperarem uma geometria original ou de desenvolverem consideráveis níveis de forças de restituição através da imposição de um campo de temperatura e/ou de tensão mecânica devido às transformações de fase induzidas no material (PAIVA, 2004).

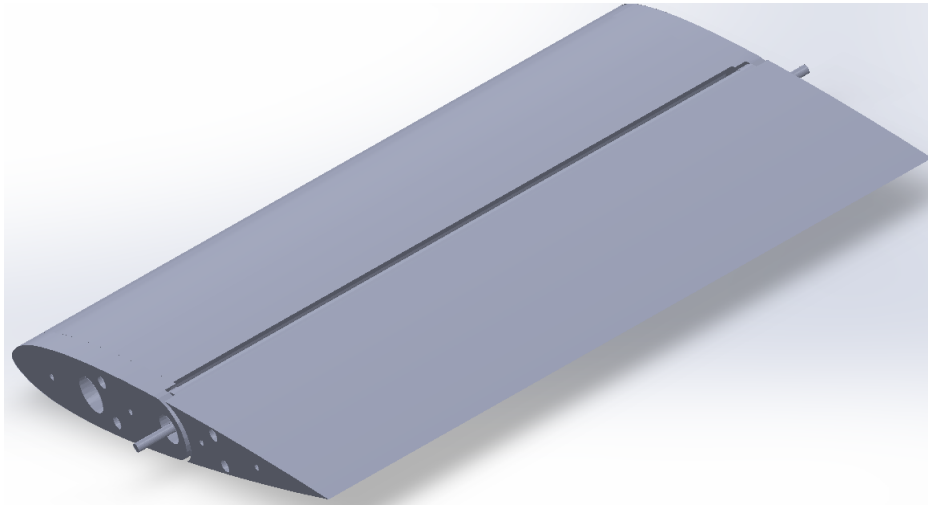
Na literatura são encontrados diversos artigos propondo soluções para alterar a forma e avaliar os efeitos aerodinâmicos e aeroelásticos de asas adaptativas utilizando LMFs. Ko et al. (2014) desenvolveram e testaram um aerofólio adaptativo com molas de LMF em túnel de vento e compararam as características aerodinâmicas com o software *Xfoil*. Kim e Cho (2006) propuseram um modelo de asa inteligente simples utilizando LMFs (material *Ni-Ti*) com perfil aerodinâmico *NACA-0012*. Hutapea et al. (2008) desenvolveram um sistema de FLAP utilizando molas de LMFs. Gern et al. (2002) realizaram uma análise estrutural e aeroelástica de um veículo de combate aéreo não tripulado (UCAV do inglês *Unmanned Combat Aerial Vehicle*) com aerofólio adaptativo. Neal et al. (2004) desenvolveram uma configuração de aeronave totalmente adaptável em túnel de vento,

capaz de variar a envergadura da asa, alterando principalmente seu ângulo de flecha e ângulo de torção. Sousa e Marqui (2015) fizeram uma modelagem e análise de uma seção aeroelástica típica eletromecânica com cerâmicas piezoelétricas juntamente com molas de liga de memória de forma para captação de energia eólica.

Devido a presença de efeitos não-lineares, principalmente no modelo matemático da LMF, controladores não-lineares são normalmente utilizados nos projetos que envolvem atuadores de liga de memória de forma. Na literatura, trabalhos como Abreu et al. (2015) propuseram um controlador nebuloso para um perfil *NACA-0012* com superfície de controle. O principal objetivo foi modificar a corda do aerofólio conforme a rotação entre uma parte fixa localizada no bordo de ataque e uma parte móvel localizada no bordo de fuga. Esta rotação é resultante da atuação da LMF provocada pelo aquecimento do fio com uma corrente elétrica que muda a sua temperatura pelo efeito Joule. Romano e Tannuri (2009) desenvolveram um atuador mecânico usando uma liga com memória de forma com um sistema de resfriamento. Tal método tem a vantagem de apresentar peso reduzido e requer uma estratégia de controle mais simples em comparação com outros sistemas de resfriamento forçado. Um controlador robusto e não-linear, com base na teoria de modo deslizante, foi implementado. Elahinia (2004), propõe o controlador Liga-Desliga suavizado aplicado no controle de posição de um manipulador linear que utiliza um fio de LMF como atuador. O controlador foi capaz de rastrear os comandos do usuário e caminhos diferentes, juntamente com a estabilização do manipulador em diferentes pontos de ajuste no seu espaço de trabalho. Foi verificado experimentalmente que este controlador é rápido, robusto em face das incertezas de parâmetros e dinâmica não modelados, e capaz de rejeitar distúrbios. Paula et al. (2014) discute controle de caos para estruturas inteligentes utilizando ligas de memória de forma.

Como resultado de uma série de investigações realizadas pelo Grupo de Materiais e Sistemas Inteligentes (*GMSINT*) da Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira-SP, Faria et al. (2012) propuseram um modelo de asa adaptativa utilizando ligas de memória de forma como atuadores. Com base no aerofólio de Faria (2010), Maesta (2012) aplicou um controlador baseado em lógica nebulosa para controlar o ângulo de uma das seções do aerofólio. Neste sentido, a presente tese tem como contribuição a continuidade dos trabalhos anteriores, em que consiste na construção de um modelo de aerofólio com uma superfície de controle adequada para teste de controle de posição angular em túnel de vento, passo inicial para asa adaptativa. A metodologia foi experimentalmente aplicada em um aerofólio de 200mm de corda e 200mm de envergadura com uma superfície de controle localizada a 50% da corda, como pode ser visto no desenho da Figura 2.

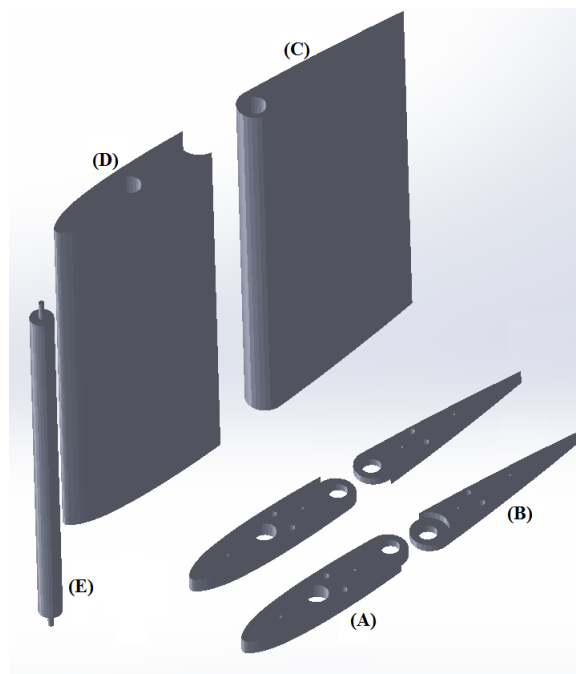
Figura 2- Ilustração do aerofólio proposto neste trabalho.



Fonte: Próprio autor.

A Figura 3 mostra as 5 peças principais do aerofólio, a saber: *Peça A e B*: são acopladas para formarem os suportes laterais da asa que acopla as partes C e D; *Peça C*: superfície de controle; *Peça D*: bordo de ataque; *Peça E*: eixo de rotação entre as partes C e D.

Figura 3- Ilustração das partes principais do aerofólio mostrado na Fig. 2.

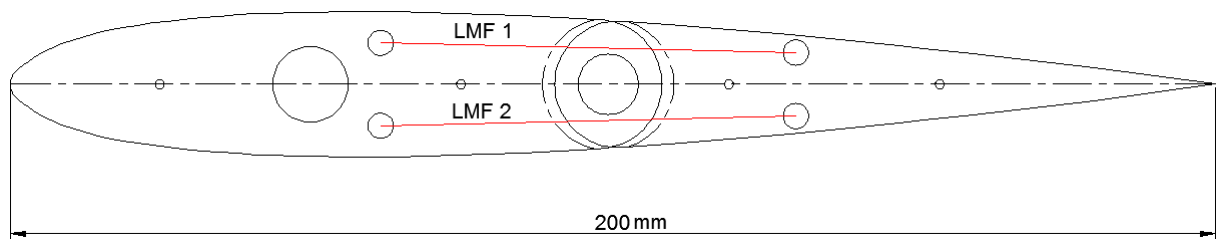


Fonte: Próprio autor.

Os dois fios de LMF são posicionados de maneira simétrica em uma das laterais do aerofólio da Figura 2, permitindo o movimento relativo entre as partes D (fixa) e C (móvel). Para fins de entendimento, as ligas são nomeadas como *LMF1* e *LMF2* e localizadas

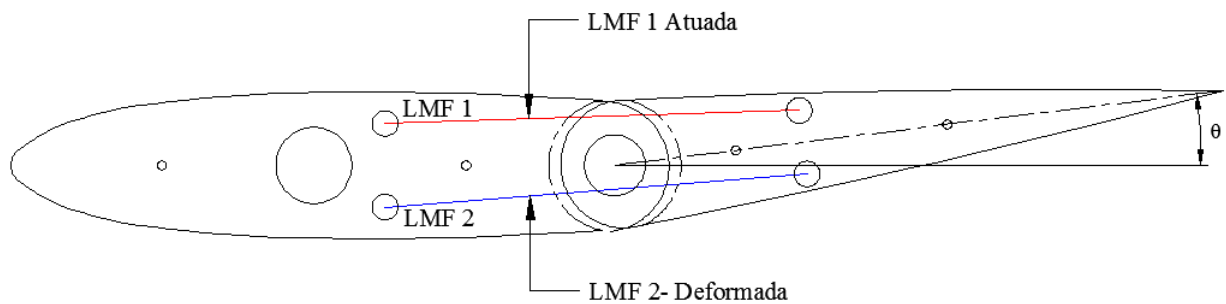
respectivamente nas partes superior e inferior do desenho, conforme mostra a Figura 4, em que esta representa o desenho esquemático da vista lateral do aerofólio proposto. No modelo de aerofólio construído, a parte C, móvel, representa uma superfície de controle e, então, com o uso dos fios de LMF é possível alterar sua posição através da passagem de uma corrente elétrica pelos fios, conforme mostra a Figura 5. A função desta corrente elétrica é alterar a temperatura dos fios através do efeito Joule para, conseqüentemente, modificar tensões e, finalmente, atuar na superfície de controle.

Figura 4- Desenho esquemático da vista lateral do aerofólio proposto.



Fonte: Próprio autor.

Figura 5- Atuador *LMF1* sendo aquecido.



Fonte: Próprio autor.

1.1 OBJETIVOS

O presente trabalho tem como principal objetivo utilizar fios de liga de memória de forma como atuador de superfície de controle de um aerofólio em túnel de vento e empregar controladores do tipo Liga-Desliga para manter a posição angular da seção de controle em um determinado ângulo de referência.

1.2 CONTRIBUIÇÕES DO TRABALHO

Dentre as principais contribuições deste trabalho, os seguintes itens podem ser destacados:

- demonstração da eficiência de controladores do tipo Liga-Desliga para o controle de posição angular de um aerofólio imerso em túnel de vento;
- proposição de um modelo matemático que relaciona o calor específico da liga em função da fração martensita.

1.3 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

No desenvolvimento do trabalho, especificamente no capítulo 2, é formulado o modelo matemático das ligas de memória de forma (LMF), em seguida, o capítulo evolui para os testes experimentais realizados para a validação deste modelo e, por fim, são implementados controladores do tipo Liga-Desliga e PID Otimizado no controle de posição do dispositivo de atuação de LMF. No capítulo 3 é apresentado o modelo aerodinâmico do aerofólio. No capítulo 4, a validação do modelo dinâmico do aerofólio proposto para velocidades de escoamento diferentes e testes experimentais dos controladores do tipo Liga-Desliga no controle de posição angular da superfície de controle do aerofólio. O trabalho se encerra com o capítulo 5 onde são apresentados os comentários, as conclusões e as etapas futuras.

2 LIGAS DE MEMÓRIA DE FORMA

Neste capítulo é apresentado o comportamento termomecânico das ligas de memória de forma (LMF) e os efeitos de pseudoelasticidade e memória de forma. O capítulo evolui com a validação do modelo matemático proposto por Ikuta et al. (1991), para a transformação de fase de LMFs, através de dois experimentos: um fio de LMF livre de tensões e um atuador de LMF construído. Finalmente, apresenta-se os resultados experimentais para o controle ativo de posição do atuador de LMF empregando controladores do tipo liga-desliga.

2.1 PROPRIEDADES BÁSICAS

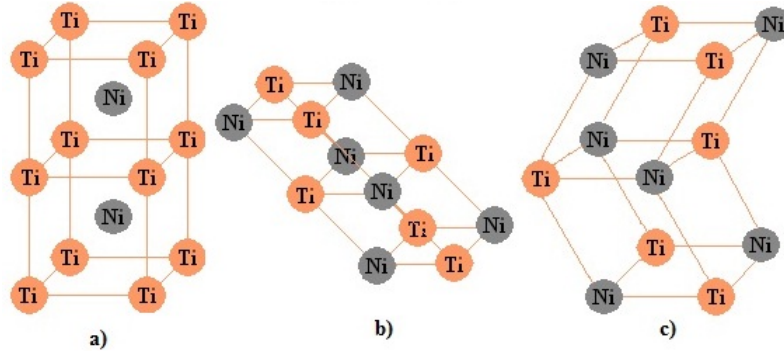
A capacidade das LMFs em recuperar totalmente as deformações é resultado de uma transformação de fase que ocorre devido à aplicação de tensão mecânica e calor (BRINSON, 1993). Estas transformações de fase são processos não-difusivos envolvendo fases sólidas que ocorrem a velocidades elevadas, sendo que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

Na ausência de tensão mecânica, a austenita apresenta uma estrutura cristalina cúbica de corpo centrado (CCC) bem definida e uma única variante, conforme ilustra a Fig. 6a. Por outro lado, a martensita pode apresentar até 24 variantes e sua estrutura depende do tipo de transformação sofrida (PAIVA, 2004).

A martensita pode ser classificada em martensita maclada (*twinned*) e não-maclada (*detwinned*). A martensita maclada surge da transformação de austenita para martensita induzida por temperatura e livre de tensões mecânicas, apresentando uma estrutura que para cada variante consiste de duas variantes geminadas (*twinrelated*), conforme ilustrado na 6c (BRINSON, 1993; PAIVA, 2004). A martensita não-maclada surge quando a martensita maclada é submetida a uma tensão mecânica crítica, iniciando a conversão ou desmaclamento (*detwinning*) das duas variantes germinadas em uma única variante associada à tensão mecânica, conforme ilustrado a Fig. 6b (BRINSON, 1993). Outra maneira de se obter fração martensita não-maclada, é através da transformação da austenita em martensita por tensão mecânica. Os detalhes destas transformações são apresentados na

referência Brinson (1993).

Figura 6- a) Estrutura CCC para uma liga *Ni-Ti*. b) Martensita não-maclada. c) Martensita maclada.



Fonte: Faria (2010).

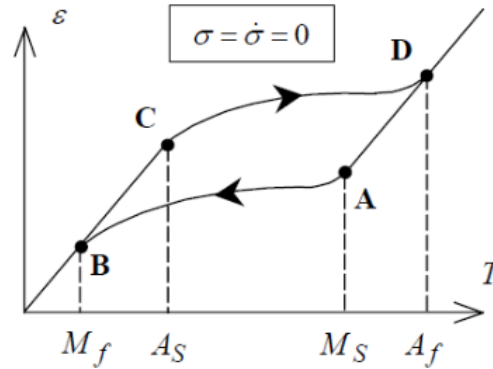
2.2 COMPORTAMENTO TERMOMECÂNICO DAS LIGAS *Ni-Ti*

Na Seção 2.1 foi mostrado que as LMFs possuem dois tipos de microestruturas. A variação entre elas provocam efeitos termomecânicos tais como: efeito de memória de forma e efeito da pseudoelasticidade. Estes efeitos são sucintamente discutidos a seguir.

2.2.1 Mudança de fase devido à temperatura

Antes de apresentar o efeito da pseudoelasticidade e o efeito memória de forma é necessário entender como ocorrem as mudanças de fase entre austenita e martensita. Deste modo, considere uma amostra de um material de LMF livre de tensões mecânicas e uma temperatura inicial abaixo da temperatura final de transformação em martensita (M_f) (veja ponto B da Fig. 7), temperatura na qual o material apresenta uma microestrutura martensítica. A temperatura é elevada até atingir uma temperatura de início da transformação em austenita (A_s), no ponto C. Partindo desta temperatura, o material sofre uma transformação não-linear de martensita para austenita (trecho CD), até atingir a temperatura final de transformação em austenita (A_f) no ponto D, temperatura onde a austenita é estável. Diminuindo a temperatura até o início da transformação em martensita (M_s) no ponto A, inicia-se uma transformação inversa (trecho AB), até se atingir uma temperatura M_f (ponto B), na qual o material volta a apresentar uma microestrutura martensítica (PAIVA, 2004).

Figura 7- Diagrama de mudança de fase da liga devido à temperatura. Onde, σ é a tensão mecânica, $\dot{\sigma}$ é a variação da tensão mecânica, T é a temperatura e ϵ é a deformação



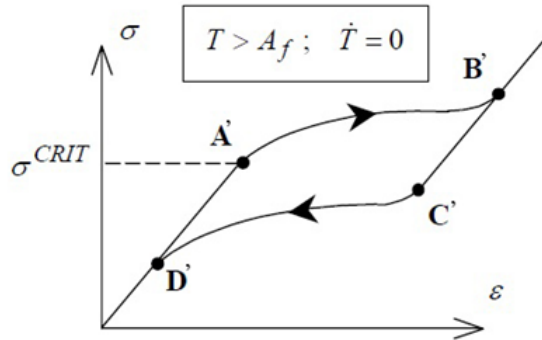
Fonte: Paiva (2004).

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

2.2.2 Pseudoelasticidade

Considere um material com temperatura constante superior a A_f , temperatura na qual a austenita é estável. O material é então submetido a um carregamento mecânico, apresentando um comportamento elástico até atingir uma tensão crítica (σ^{CRIT}) no ponto A' da Fig. 8. Neste ponto, é iniciada a transformação de fase de austenita para martensita induzida por tensão (trecho $A'B'$). No ponto B' , a martensita induzida por tensão apresenta uma única variante associada à tração (M^+). Ao descarregar o material, ele passa por uma recuperação linear (trecho $B'C'$) e em seguida sofre uma transformação não-linear inversa de martensita induzida por tensão para austenita (trecho $C'D'$). Isto ocorre devido à martensita ser instável para temperaturas superiores a A_f . Observe que apareceu novamente um laço de histerese no trecho A', B', C' e D' (PAIVA, 2004).

Figura 8- Efeito pseudoelástico. Onde, σ é a tensão mecânica, T é a temperatura \dot{T} é a variação da temperatura e ϵ é a deformação

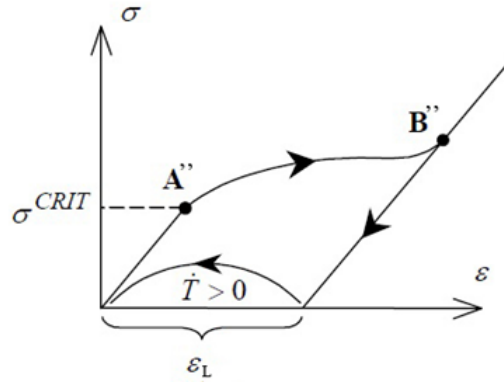


Fonte: Paiva (2004).

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

2.2.3 Efeito memória de forma

Considere uma amostra de LMF com temperatura inferior a M_f e livre de tensões, condições na qual, o material apresenta uma microestrutura martensítica maclada. Esta amostra é então submetida a um carregamento mecânico e desenvolve uma deformação elástica até atingir uma tensão crítica (σ^{CRIT}), ponto A'' da Fig. 9, dando início a um rearranjo de seus planos cristalinos e assumindo uma única direção associada à tração M^+ , ou seja, a transformação de martensita maclada para não-maclada. Durante a transformação, um pequeno aumento na tensão gera uma grande deformação (trecho $A''B''$), até atingir o ponto B'' onde o material volta a apresentar um regime elástico. Ao descarregar a amostra, não ocorre uma transformação de fase no material devido à variante da martensita ser estável a esta temperatura, mas apenas uma pequena recuperação linear resultando em uma deformação residual máxima de ϵ_L . Para recuperar a deformação residual máxima ϵ_L é necessário aquecer a amostra à uma temperatura acima de A_f e, em seguida, resfriá-la a uma temperatura abaixo de M_f (PAIVA, 2004).

Figura 9- Efeito memória de forma.

Fonte: Paiva (2004).

2.3 MODELO DE TRANSFORMAÇÃO DE FASE

Existe uma quantidade expressiva de modelos propostos para descrever a transformação entre martensita e austenita. Os modelos de Tanaka (1986), Boyd e Lagoudas (1994) e Ikuta et al. (1991), por exemplo, utilizam funções exponenciais para descrever a transformação de fase. Já o modelo de Liang e Rogers (1991) utiliza funções cossenoidais para descrever as transformações de fase e acrescenta a variação nas temperaturas de transformação em função da tensão mecânica aplicada nas LMFs (PAIVA; SAVI, 2006). O modelo da Brinson (1993), semelhante a Liang e Rogers, utiliza funções cossenoidais para a transformação de fase, porém apresenta uma inovação separando a martensita em martensita maclada e não-maclada.

Os modelos citados são conhecidos como modelos com cinética de transformação de fase assumida e possuem maiores comprovações experimentais devido a aplicação destes modelos terem se popularizado. Estes modelos são capazes de descrever os efeitos memória de forma e da pseudoelasticidade, mas apresentam algumas diferenças. Tais diferenças está principalmente no modelo de Brinson (1993), que é capaz de representar melhor os sublaços internos devido a transformações de fase incompletas e considerar os limites inicial e final da tensão de transformação (PAIVA; SAVI, 2006).

No presente trabalho propõe-se a utilização do modelo simplificado de Ikuta et al. (1991) para as transformações de fase, devido aos bons resultados experimentais em um atuador de fio de liga de memória de forma mostrados em Romano e Tannuri (2009). O modelo de Ikuta et al. (1991) é expresso pelas relações:

$$\xi_h = \frac{\xi_M}{1 + \exp\left[\frac{6.2}{A_f - A_s} \left(T - \frac{A_f + A_s}{2}\right)\right]} \quad (1)$$

$$\xi_c = \frac{1 - \xi_A}{1 + \exp\left[\frac{6.2}{M_s - M_f} \left(T - \frac{M_f + M_s}{2}\right)\right]} + \xi_A \quad (2)$$

onde ξ_h e ξ_c são, respectivamente, a fração martensita durante a transformação de fase de martensita para austenita e da austenita para martensita; A_s é a temperatura de início da transformação em austenita; A_f é a temperatura final da transformação em austenita; M_s é a temperatura de início da transformação em martensita; M_f é a temperatura final da transformação em austenita; ξ_M é o valor da fração inicial da martensita no início do aquecimento e ξ_A é o valor fração inicial da martensita no início do resfriamento e $\exp()$ é a função exponencial.

2.4 MODELO TÉRMICO

A mudança de temperatura no fio de LMF é realizada através do efeito Joule. Deste modo, é necessário estabelecer um modelo matemático que relacione a variação da temperatura em função da corrente elétrica aplicada. Um modelo usualmente empregado que relaciona a transferência de calor com o aquecimento elétrico de um fio (efeito *Joule*) é dado por (LEO, 2007):

$$(\rho A) C_p \frac{dT(t)}{dt} = I^2 R_w - h_q A_c [T(t) - T_\infty] \quad (3)$$

onde ρ é a densidade de massa da LMF; A é a área da seção transversal ($A = \frac{\pi d^2}{4}$, onde d é o diâmetro do fio); C_p é o calor específico do fio de LMF; R_w é a resistência elétrica por unidade de comprimento; h_q é o coeficiente de transferência de calor por convecção e A_c é a área de troca de calor por unidade de comprimento. A temperatura ambiente é definida como T_∞ e I é a corrente elétrica aplicada.

A resistência elétrica do fio de LMF pode ser considerada análoga à de um fio condutor convencional, isto é:

$$R_{eq} = \rho_{el} \frac{L}{A} \quad (4)$$

onde R_{eq} é a resistência elétrica no fio, ρ_{el} é a resistividade do material em $\Omega.m$, A é a área da seção transversal e L é o comprimento do fio.

Com base na Eq. (4), a resistência elétrica do fio de LMF, por unidade de comprimento, R_w , pode ser calculada pela expressão:

$$R_w = \frac{\rho_{el}}{A} \quad (5)$$

Segundo Gil e Planell (1998), as LMFs sofrem alterações em suas propriedades físicas que dependem da estrutura cristalina do material. Deste modo, foram considerados valores distintos do calor específico e da resistividade para as fases martensita e austenita. Assim, foi proposta uma analogia com a equação de Brinson (1993) para o módulo de elasticidade. Tal equação representa uma variação do módulo de elasticidade em função da fração martensita (ξ), que indica quando o material está na fase austenita ($\xi = 0$), na fase martensita ($\xi = 1$) ou em uma fase intermediária ($0 < \xi < 1$).

Para a resistividade, Elahinia e Ahmadian (2005) e Garner et al. (2000) propuseram a utilização da Eq. (6) para descrever a variação da resistividade elétrica em função da fração martensita ξ , onde é possível notar uma similaridade com a equação do módulo de elasticidade de Brinson (1993):

$$\rho_{el} = \rho_{el_A} + \xi(\rho_{el_M} - \rho_{el_A}) \quad (6)$$

onde ρ_{el} é a resistividade elétrica total do material e ρ_{el_M} e ρ_{el_A} são, respectivamente, as resistividades na fase martensita e austenita.

Em relação à variação do calor específico (C_p), Ikuta (1990) propôs a sua variação em função de uma perda por calor latente e Liu et al. (2010) propuseram uma equação para o calor específico para a fase martensita e um para a fase austenita em função do comprimento da LMF. Assim, com base nestes trabalhos e fazendo uma analogia com a equação de Brinson (1993), o presente trabalho propõe um calor específico em função da transformação de fase martensita (ξ), conforme mostrado abaixo:

$$C_p = C_{p_A} + \xi(C_{p_M} - C_{p_A}) \quad (7)$$

onde C_{p_M} e C_{p_A} são, respectivamente, os calores específicos na fase martensita e austenita.

O coeficiente de transferência de calor por convecção (h) é um parâmetro que depende principalmente da diferença de temperatura do material em relação ao fluido e a geometria do corpo. Na literatura, diversas são as estimativas para a obtenção do coeficiente de

transferência de calor por convecção. Uma dessas estimativas é dada por Holman (1999):

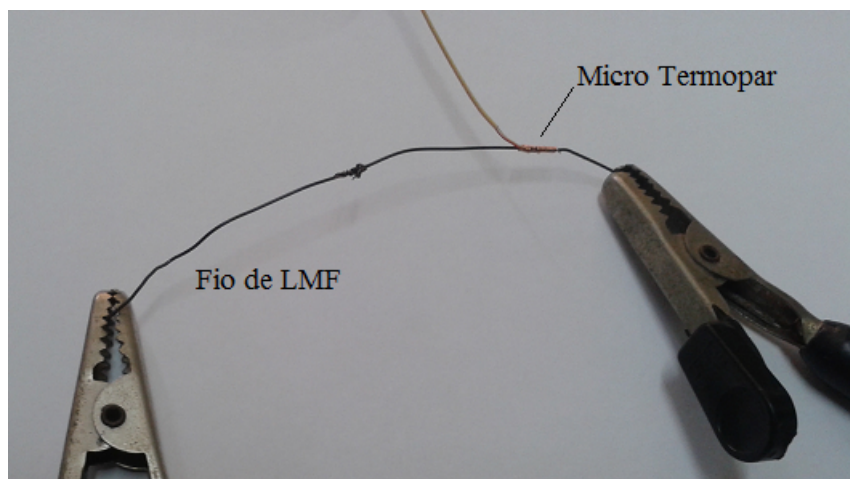
$$h_q = 1,32 \left[\left(\frac{T_{op} - T_{\infty}}{d} \right)^{1/4} \right] \quad (8)$$

onde d é o diâmetro do fio de LMF em metros, T_{op} é a temperatura de operação da LMF em °C e h_q é o coeficiente de transferência de calor por convecção em $W/m^2 \cdot ^\circ C$.

2.4.1 Validação do modelo térmico

A Figura 10 ilustra o fio *NiTi* de 100 mm de comprimento e 0,5 mm de diâmetro, utilizado para validar o modelo térmico assumido (Eq. 3). O objetivo desta análise é obter um perfil de temperatura no fio de LMF mediante à aplicação de uma corrente elétrica.

Figura 10- Fio de LMF com o micro termopar instalado.

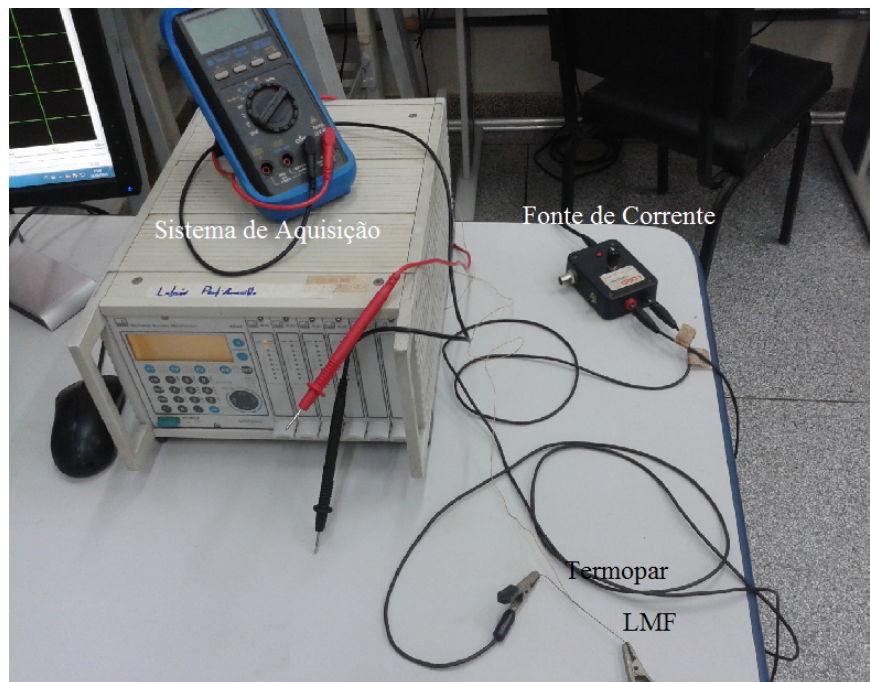


Fonte: Próprio autor.

A Figura 11 mostra a bancada experimental utilizada, composta pelos seguintes equipamentos: um sistema de aquisição de dados (modelo *MGCPlus*) com canais próprios para termopar calibrados; uma fonte de corrente controlável (modelo Lord *RD-3002-1*), utilizada no aquecimento do fio de LMF (*NiTi*) e um micro termopar (tipo *K*).

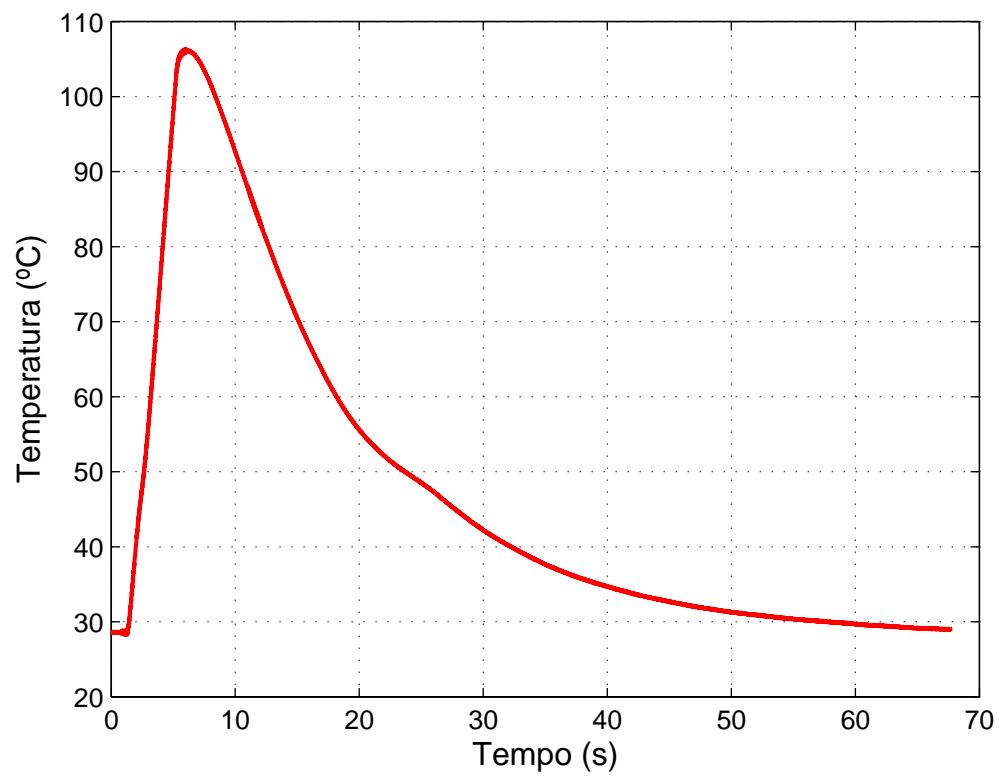
O teste experimental foi executado obedecendo os seguintes passos: a) Esperou-se entre 3 a 4 segundos até o termopar estabilizar o valor medido/indicado; b) Acionou-se a fonte de corrente manualmente até que o termopar registrasse uma temperatura acima de 100 °C; c) desligando-se a fonte de corrente e, por fim d) esperou-se a temperatura indicada estabilizar. O resultado obtido, após a execução do procedimento experimental descrito, é mostrado na Fig. 12.

Figura 11- Bancada experimental para validação do modelo térmico do fio de LMF.



Fonte: Próprio autor.

Figura 12- Perfil de temperatura no fio de LMF.



Fonte: Próprio autor.

Os valores parâmetros utilizados no modelo proposto (Eq. 3) foram fornecidos pelo laboratório *Kellogg's Research* e são mostrados na Tabela 1.

Tabela 1- Parâmetros fornecidos pelo fabricante *Kellogg's Research Labs*

Parâmetro	Valor
M_f	17 °C
M_s	20 °C
A_s	42 °C
A_f	45 °C
ρ_{el}	0,76 $\mu\Omega.m$
C_p	400 J/kg.°C

Ainda, de acordo com a Tabela 1, nota-se que as temperaturas de transformação de fase para a martensita estão abaixo da temperatura ambiente ($T_\infty = 28,63$ °C). Assim, somente existe martensita após a aplicação de uma tensão mecânica no fio (martensita não-maclada).

Antes da realização dos testes foi necessário aquecer o material até uma temperatura acima de A_f , garantindo a fase austenita ao material. Após o resfriamento do material e, de acordo com as temperaturas fornecidas pelo fabricante, tem-se que a fase martensita não é atingida por temperatura e como o fio está livre de tensões mecânicas, a fração martensita não foi atingida. Neste caso, a fração martensita inicial dada pelas Eqs. (1) e (2) são nulas ($\xi_M = 0$ e $\xi_A = 0$).

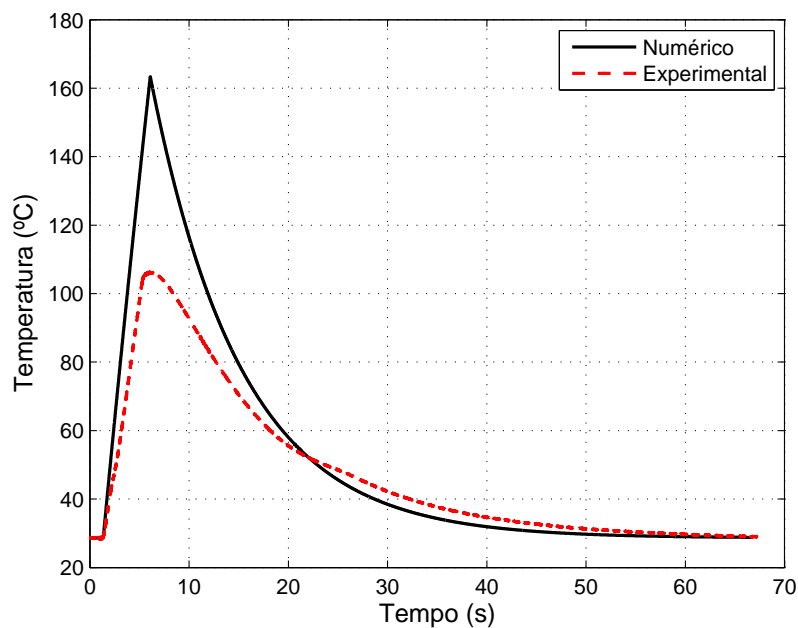
O calor específico e a resistividade elétrica foram considerados em função da fração martensita (veja Seção 2.4) e seus valores foram assumidos iguais àqueles fornecidos pelo fabricante. Utilizando uma balança de precisão e uma amostra de fio de LMF de 101 mm de comprimento e 0,5 mm de diâmetro, foi obtida uma massa média de 0,12833 kg. Assim, a densidade obtida foi de aproximadamente 6471,25 kg/m³.

A transferência de calor por convecção natural depende da diferença entre a temperatura da amostra e do ambiente. Nos testes realizados foram obtidos melhores resultados utilizando um coeficiente de convecção para a fase de aquecimento ($h_h = 0$) e outro para o resfriamento ($h_c = 26,18$ W/(m².°C), obtida através da Eq. 8). No entanto, torna-se necessário estabelecer uma temperatura de operação para a o aquecimento e para o resfriamento. Deste modo, considerou-se a temperatura na fase de aquecimento igual a temperatura ambiente ($T_\infty = 28,63$ °C). Para a fase de resfriamento foi utilizada a máxima temperatura registrada pelo termopar, isto é, aproximadamente 105°C (veja Fig. 12).

A temperatura ambiente (T_∞) foi considerada como temperatura inicial da liga, medida pelo termopar, onde esperou-se a temperatura estabilizar e assumiu-se que a liga estivesse em equilíbrio térmico com o ambiente. Os parâmetros iniciais de C_{PM} e C_{PA} foram admitidos serem iguais a $400 \text{ J/Kg}^\circ\text{C}$. Já as resistividades elétricas foram consideradas iguais a $0,76 \mu\Omega.m$.

A Figura 13 ilustra a comparação entre as curvas de temperatura experimental e teórica utilizando os parâmetros iniciais acima mencionados. Nota-se na Figura 13 um pico na curva teórica, que é consequência da estratégia utilizada para separar a fase de aquecimento ($I \neq 0$) no tempo entre 3 a 4 segundos e a fase de resfriamento ($I = 0$) no tempo restante até o sistema entrar em um regime transiente. Na prática a equação 3 foi resolvida considerando na fase de aquecimento $I \neq 0$ e na fase de resfriamento foi considerado $I = 0$.

Figura 13- Perfis de temperatura considerando os parâmetros iniciais.



Fonte: Próprio autor.

De acordo com a Fig. 13, o modelo teórico apresentou erro significativo e tal comportamento está relacionado à perda de calor devido as seguintes razões principais:

- por convecção forçada (o fluxo de ar na sala não é devidamente controlado);
- por condução nos suportes laterais;
- por radiação;

- imperfeições na liga, tais como o fio enrolado que fixa o termopar e o resíduo de cobre soldado no fio de LMF.

Assim, para se obter um melhor resultado, os parâmetros iniciais, citados anteriormente, com exceção da densidade (ρ) e da temperatura ambiente (T_∞), foram então otimizados através da técnica *sequential quadratic programming (SQP)* considerando um número máximo de interações igual a 1000 e uma tolerância de 10^{-6} , em que estas configurações serão utilizadas em todo o trabalho. A função custo utilizada é a integral ponderada pelo tempo (t) do valor absoluto do erro (ou *ITAE*, do inglês *Integral of Time-weighted Absolute Error*), definida como (ROMANO; TANNURI, 2009):

$$ITAE = \int_0^\infty t|e(t)|dt \quad (9)$$

onde e é o erro entre os perfis de temperatura teórico e experimental.

No procedimento de otimização foi necessário estabelecer inicialmente uma faixa de valores para cada um dos parâmetros do fio de LMF. As quatro temperaturas de transformação de fase (M_f , M_s , A_s e A_f) podem sofrer mudanças devido à uma tensão mecânica aplicada na liga (BRINSON, 1993; PAIVA, 2004; LEO, 2007). Segundo Romano e Tannuri (2009), estas mesmas temperaturas podem variar até $\pm 15^\circ\text{C}$. Deste modo, considerou-se esta variação nas temperaturas fornecidas pelo fabricante (Tab. 1). A Tabela 2 mostra a faixa de variação utilizada na otimização dos parâmetros do fio de LMF considerado.

Tabela 2- Parâmetros iniciais, mínimos e máximos das variáveis a serem otimizadas para o fio de LMF.

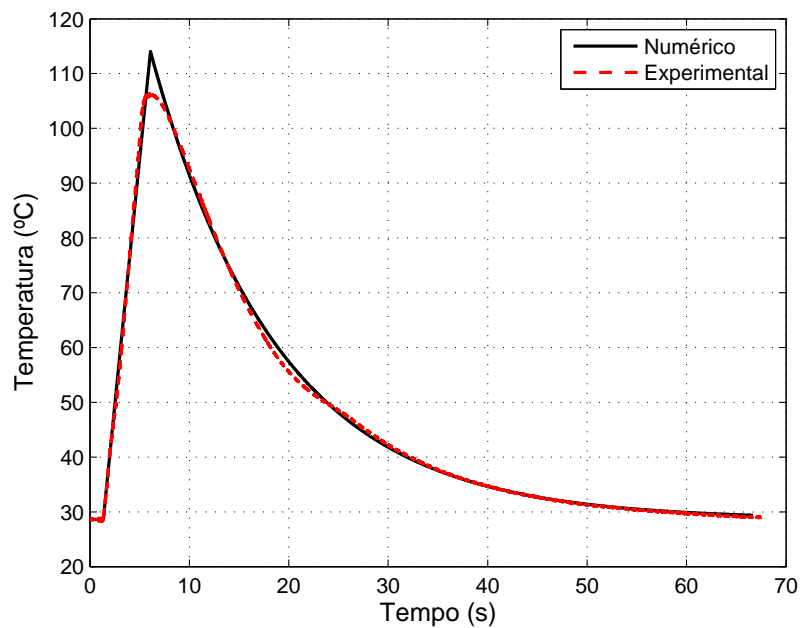
Parâmetro	Unidade	Inicial	Mínimo	Máximo
M_f	$^\circ\text{C}$	17	2	32
M_s	$^\circ\text{C}$	20	5	35
A_s	$^\circ\text{C}$	42	27	57
A_f	$^\circ\text{C}$	45	30	60
C_{pM}	$J/(kg.\text{ }^\circ\text{C})$	400	400	857
C_{pA}	$J/(kg.\text{ }^\circ\text{C})$	400	400	857
ρ_{elM}	$\mu\Omega.m$	0,76	0,70	0,82
ρ_{elA}	$\mu\Omega.m$	0,76	0,70	0,82
h_h	$W/(m^2.\text{ }^\circ\text{C})$	0	0	50
h_c	$W/(m^2.\text{ }^\circ\text{C})$	26,18	0	100

Os parâmetros otimizados são mostrados na Tabela 3. Note que as temperaturas de transformação de fase (M_f , M_s , A_s e A_f) e o calor específico na fase martensita (C_{pM}) não sofreram alteração.

Tabela 3- Parâmetros otimizados para o fio de LMF.

Parâmetro	Unidade	Final
M_f	$^{\circ}C$	17
M_s	$^{\circ}C$	20
A_s	$^{\circ}C$	42
A_f	$^{\circ}C$	45
C_{pM}	$J/(kg.^{\circ}C)$	400
C_{pA}	$J/(kg.^{\circ}C)$	725,28
ρ_{elM}	$\mu\Omega.m$	0,76
ρ_{elA}	$\mu\Omega.m$	0,82
h_h	$W/(m^2.^{\circ}C)$	1,64
h_c	$W/(m^2.^{\circ}C)$	44,19

A Fig. 14 ilustra a comparação entre as curvas experimental e teórica na qual nota-se claramente uma melhor aproximação obtida após o procedimento de otimização dos parâmetros.

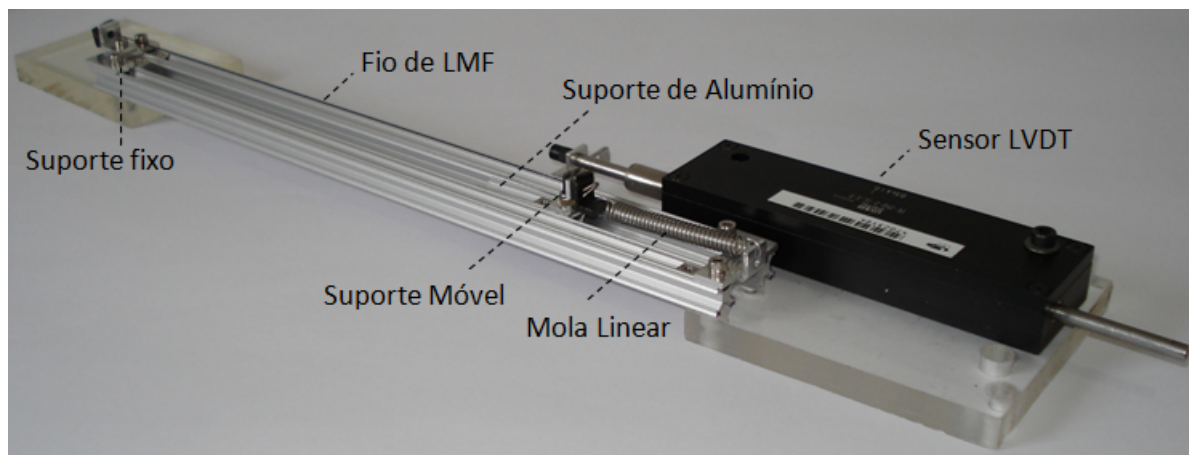
Figura 14- Perfis de temperatura teórico e experimental para parâmetros do modelo otimizado.

Fonte: Próprio autor.

2.5 DISPOSITIVO DE ATUAÇÃO DE LIGA DE MEMÓRIA DE FORMA

Na seção anterior foi apresentado o modelo térmico utilizado para os fios de LMF, incluindo uma validação experimental considerando um fio de *NiTi* com tensão mecânica nula. Assim, para validar os modelos teóricos apresentados para um fio de LMF submetido à tensões mecânicas, foi construído o sistema, conforme mostrado na figura 15 para tracionar o fio, com dimensões de 0,5 mm de diâmetro e comprimentos inicial de 230 mm e final de aproximadamente 237 mm.

Figura 15- Ilustração do sistema de tração da LMF desenvolvido.



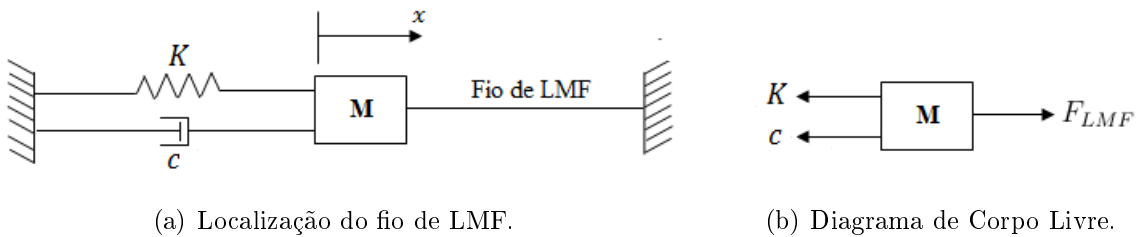
Fonte: Próprio autor.

No sistema construído (Fig. 15), o fio de *NiTi* (fabricado por *Memory Corporation*) está fixado em uma extremidade no suporte fixo da estrutura de alumínio, por intermédio de um conector elétrico. A função da corrente elétrica é alterar a temperatura dos atuadores através do efeito *Joule*, modificando a forma da liga. A outra extremidade é fixada em um outro suporte preso a um pequeno dispositivo de alumínio (suporte móvel) que se desloca linearmente ao longo de uma guia linear. Uma mola é conectada a este dispositivo com o intuito de promover o estiramento da liga. O sistema de medida é feito por um sensor de posição (modelo PE-250-2-IE-S-D da *US Digital*) conectado a um suporte preso ao dispositivo móvel.

2.5.1 Modelo dinâmico

Para o sistema apresentado na Fig. 15 utilizou-se um modelo matemático capaz de relacionar a posição do suporte móvel em função da corrente elétrica aplicada no fio de LMF. Para isto, o mecanismo é considerado como um sistema massa mola amotecedor de um grau de liberdade, conforme mostra o desenho esquemático na Figura 16.

Figura 16- Representação esquemática do dispositivo de atuador de LMF.



Fonte: Próprio autor.

Aplicando a segunda lei de Newton, a equação dinâmica de movimento do sistema pode ser expressa por:

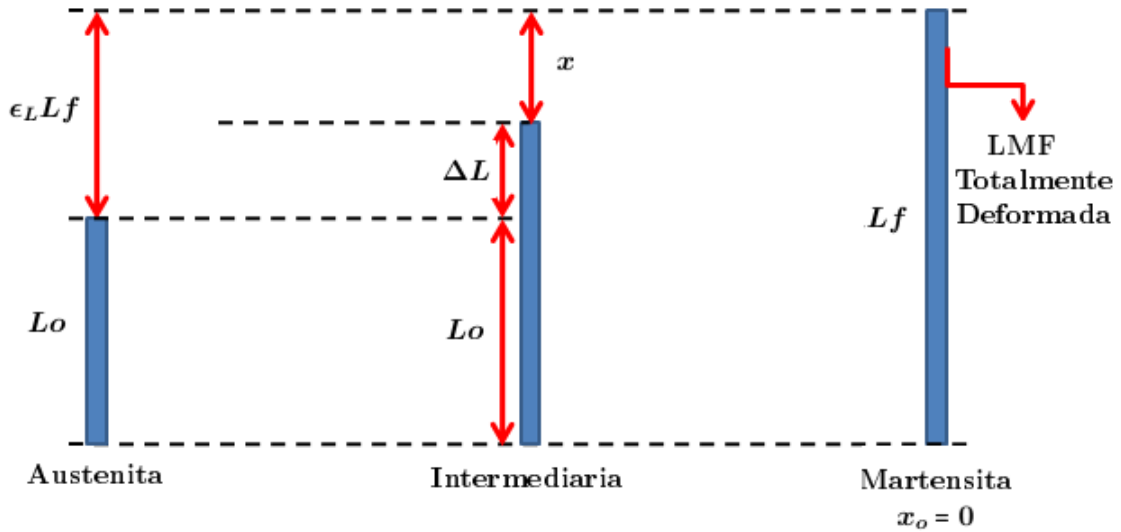
$$M\ddot{x} + c\dot{x} + Kx = F_{LMF} \quad (10)$$

onde M é a massa do suporte móvel, c é o coeficiente de amortecimento viscoso entre o suporte móvel e a guia linear, K é a rigidez da mola linear e F_{LMF} é a força gerada pelo fio de LMF.

Para o cálculo da força gerada pelo fio de LMF, o mesmo foi considerado como uma mola não linear de rigidez K_{LMF} (ROMANO; TANNURI, 2009). Para isto, foram assumidos os seguintes dados (veja Fig. 17):

- na fase austenita, o fio de LMF tem comprimento L_o ;
- na fase martensita, o fio de LMF tem comprimento L_f e corresponde à posição $x = 0$ do atuador e
- para uma fase intermediária, entre a austenita e martensita, tem-se o alongamento do fio de LMF de $\Delta L = \epsilon_L L_f - x$, onde ϵ_L é a máxima deformação residual.

Figura 17- Tipos de comportamento do fio de LMF.



Fonte: Adaptado de Romano e Tannuri (2009).

Com base nas três considerações citadas anteriormente, a força gerada pelo fio de LMF pode ser obtida através da seguinte expressão:

$$F_{LMF} = K_{LMF} \Delta L = K_{LMF} (\epsilon_L L_f - x) \quad (11)$$

onde x é a posição do atuador de LMF. Pela análise da Eq. (11), torna-se necessário definir a rigidez do fio de LMF em função da fração martensita (ξ). Assim, considerando a tensão mecânica gerada pelo fio de LMF dado por (ROMANO; TANNURI, 2009), tem-se:

$$\sigma = \xi \epsilon Y_M + (1 - \xi) \epsilon Y_A \quad (12)$$

onde, ξ é a fração martensita; Y_M e Y_A são os módulos de elasticidade na fase martensita e austenita, respectivamente e ϵ é a deformação do fio. Assumindo Y_A consideravelmente maior que Y_M (ROMANO; TANNURI, 2009), tem-se:

$$\sigma = (1 - \xi) \epsilon Y_A \quad (13)$$

Substituindo $\epsilon = \frac{\Delta L}{L_o}$ e $\sigma = \frac{F_{LMF}}{A}$ na Eq. (13), chega-se:

$$\frac{F_{LMF}}{A} = (1 - \xi) \frac{\Delta L}{L_o} Y_A \quad (14)$$

Finalmente, usando-se a relação do tipo força por deslocamento na primeira parte da

equação (11), pode-se definir a seguinte expressão:

$$K_{LMF} = (1 - \xi)Y_A \frac{A}{L_o} \quad (15)$$

A Eq. (15) representa a rigidez não linear de um fio de LMF (ROMANO; TANNURI, 2009). Substituindo a Eq. (15) na segunda parte da Eq. (11) e por fim substituindo na Eq. (10), tem-se a equação do movimento do atuador de LMF, reescrita na forma:

$$M\ddot{x} + c\dot{x} + (K + (1 - \xi)Y_A \frac{A}{L_o})x = (1 - \xi)Y_A \frac{A}{L_o} \epsilon_L L_f \quad (16)$$

2.5.2 Fonte de corrente controlável

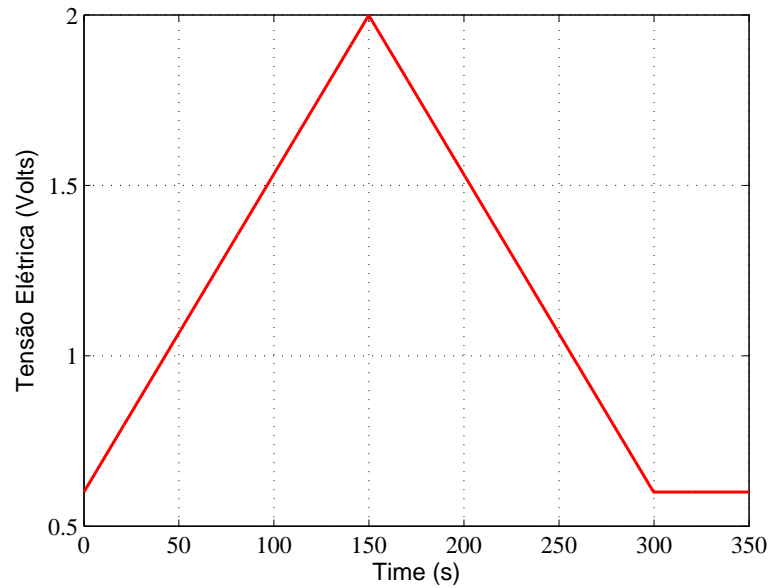
Uma fonte de corrente elétrica controlável (modelo Lord *RD-3002-1*) foi utilizada para aquecer o fio de LMF, na faixa de 0 a 2 A, através da aplicação de uma tensão elétrica de entrada (faixa de 0 a 5 V). De acordo com a curva de calibração fornecida pelo fabricante, a relação entre a tensão elétrica de entrada (u) e a corrente elétrica de saída da fonte (I) é dada pela relação:

$$I = 0,4643(u - 0,6) \quad (17)$$

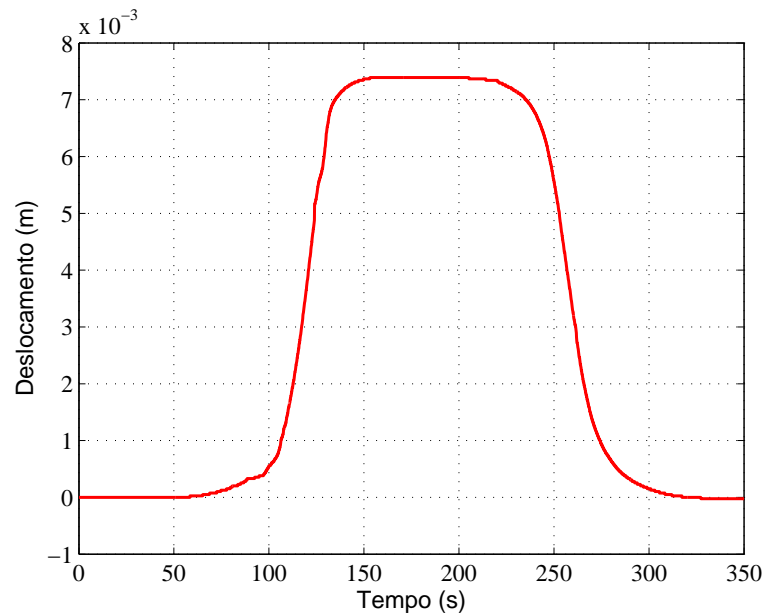
2.5.3 Validação do modelo do atuador

O processo de validação do modelo do dispositivo de atuação na LMF (Eq. 16) foi realizado em malha aberta através de um ensaio com sinal de tensão elétrica do tipo rampa. O sinal de entrada (u) para a fonte de corrente é ilustrada na Fig. 18. Esta estratégia foi previamente usada por (ROMANO; TANNURI, 2009). O sinal obtido do deslocamento real do atuador é mostrado na Fig. 19.

O dispositivo construído (veja Fig. 15) apresenta um diâmetro de fio de $d = 0,5 \text{ mm}$ e uma mola com constante de rigidez igual a $K = 565 \text{ N/m}$ fornecida pelo fabricante. A densidade ($\rho = 6500 \text{ Kg/m}^3$) e o módulo de elasticidade ($Y_A = 69 \text{ GPa}$) do fio de LMF foram fornecidos pelo fabricante da liga. O calor específico ($C_p = 857 \text{ W/Kg}^\circ\text{C}$) e as quatro temperaturas de transformação de fase ($M_f = 40^\circ\text{C}$, $M_s = 50^\circ\text{C}$, $A_s = 55^\circ\text{C}$ e $A_f = 70^\circ\text{C}$) foram obtidas por Faria (2010). As resistividades elétricas ($\rho_{elM} = 0,76 \mu\Omega.m$ e $\rho_{elA} = 0,82 \mu\Omega.m$) foram assumidas iguais aos valores apresentados na Tab. 3. Os comprimentos inicial e final do fio de LMF ($L_o = 230 \text{ mm}$ e $L_f = 237,39 \text{ mm}$) foram devidamente mensurados e a deformação residual encontrada foi de $\epsilon_L = 0,032$. A massa

Figura 18- Sinal de entrada u .

Fonte: Próprio autor.

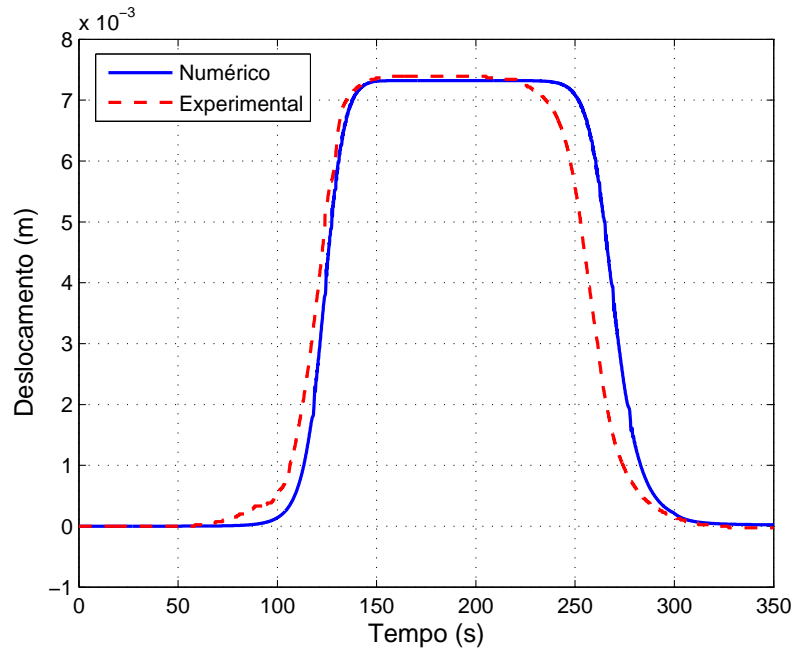
Figura 19- Deslocamento real do atuador de LMF.

Fonte: Próprio autor.

do suporte móvel ($M = 12g$) foi determinada utilizando uma balança de precisão e o coeficiente de amortecimento viscoso (c) foi considerado inicialmente com um valor de $c = 0,02 \text{ Ns/m}$. A temperatura ambiente ($T_\infty = 28^\circ\text{C}$), por sua vez, foi determinada utilizando um termômetro convencional e, com base nas temperaturas de mudança fase, os coeficientes de transferência de calor ($h_h = 16,43 \text{ W/m}^2\text{ }^\circ\text{C}$ e $h_c = 22,47 \text{ W/m}^2\text{ }^\circ\text{C}$) foram computados utilizando a Eq. (8). A Fig. 20 ilustra a comparação entre as curvas

numérico- e experimental do deslocamento do dispositivo, em que a curva numérica foi obtida utilizando os parâmetros iniciais mencionados.

Figura 20- Deslocamento do atuador de LMF considerando os parâmetros iniciais.



Fonte: Próprio autor.

De acordo com a Fig 20, nota-se que a maior diferença está na fase de resfriamento do fio de LMF. Neste sentido, para aproximar os resultados apresentados, foi utilizado o mesmo procedimento de otimização apresentado na Seção 2.4.1. Para isto, a Tabela 4 mostra os valores iniciais, mínimos e máximos empregados durante o procedimento de otimização desenvolvido. Finalmente, a Tabela 5 mostra os parâmetros finais otimizados para o atuador de LMF. Nota-se que o coeficiente de amortecimento viscoso sofreu uma alteração considerável. Já os parâmetros h_h e h_c tiveram um aumento de 2.92% e 18.78%, respectivamente.

Tabela 4- Valores iniciais, mínimos e máximos dos parâmetros para o dispositivo.

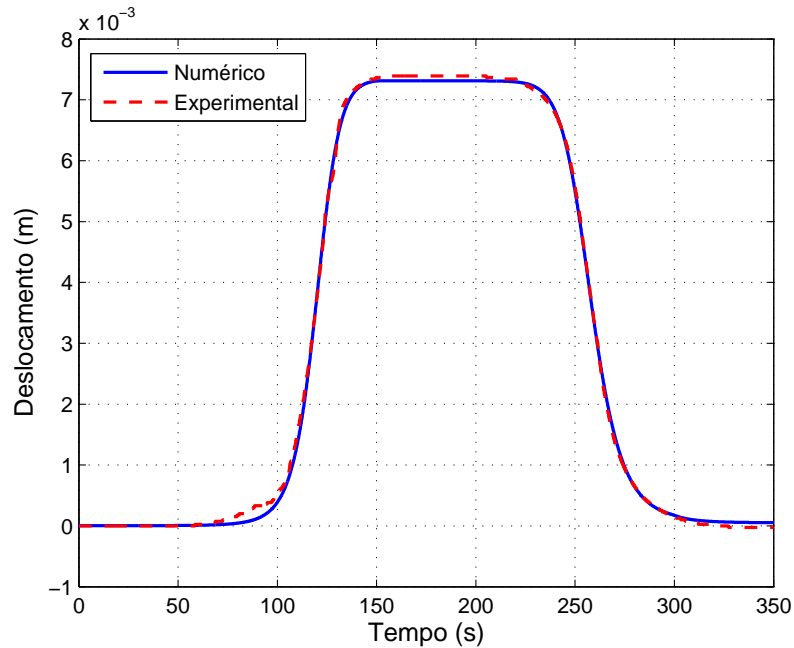
Parâmetro	Unidade	Inicial	Mínimo	Máximo
M_f	$^{\circ}C$	40	25	55
M_s	$^{\circ}C$	50	35	65
A_s	$^{\circ}C$	55	40	70
A_f	$^{\circ}C$	70	55	85
C_{pM}	$J/kg.^{\circ}C$	857	400	857
C_{pA}	$J/kg.^{\circ}C$	857	400	857
c	Ns/m	0,02	0,02	2
ρ_{elM}	$\mu\Omega.m$	0,76	0,46	0,96
ρ_{elA}	$\mu\Omega.m$	0,82	0,48	0,98
h_h	$W/m^2.^{\circ}C$	16,43	2	100
h_c	$W/m^2.^{\circ}C$	22,47	2	100

Tabela 5- Parâmetros otimizados para o atuador de LMF.

Parâmetro	Unidade	Final
M_f	$^{\circ}C$	39,76
M_s	$^{\circ}C$	51,14
A_s	$^{\circ}C$	53,91
A_f	$^{\circ}C$	70,76
C_{pM}	$J/kg.^{\circ}C$	855,19
C_{pA}	$J/kg.^{\circ}C$	856,51
c	$\frac{Ns}{m}$	0,89
ρ_{elM}	$\mu\Omega.m$	0,78
ρ_{elA}	$\mu\Omega.m$	0,80
h_h	$W/m^2.^{\circ}C$	16,91
h_c	$W/m^2.^{\circ}C$	26,69

A Fig. 21 ilustra a comparação entre as curvas numérico e experimental do descolamento dispositivo de atuação na de LMF, com base nos parâmetros otimizados mostrados na Tab. 5. Claramente nota-se uma convergência alcançada com o uso dos parâmetros adequados.

Figura 21- Deslocamento do atuador de LMF considerando os parâmetros otimizados.



Fonte: Próprio autor.

Na equação (16), se a variável x for medida, a fração martensita ξ pode ser estimada experimentalmente ($\widehat{\xi}$) com o deslocamento real (x) do atuador. Isso pode ser feito considerando uma aproximação quase estática, fazendo $\dot{x} = \ddot{x} = 0$ e substituindo na Eq. (16), tem-se:

$$(K + K_{LMF})x = K_{LMF}\epsilon_L L_f$$

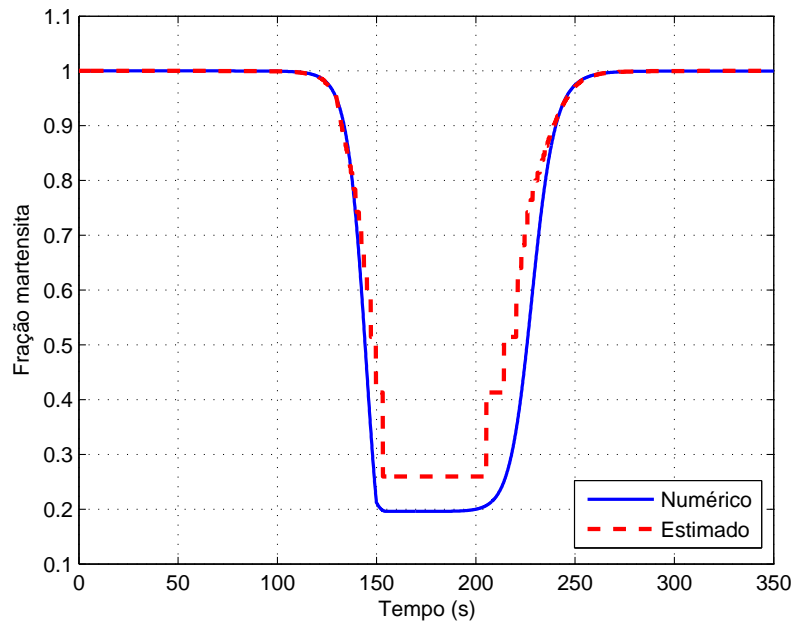
onde K_{LMF} é dada pela Eq. (15), logo, tem-se que :

$$\widehat{\xi} = 1 - \frac{Kx}{K_0(\epsilon_L L_f - x)} \quad (18)$$

onde $K_0 = Y_A \frac{A}{L_o}$, conforme apresenta (ROMANO; TANNURI, 2009).

O gráfico da Fig. 22 ilustra a comparação entre ξ (resultado numérico com os parâmetros otimizados) e $\widehat{\xi}$ (obtida a partir do deslocamento real x). Nota-se a boa concordância entre os resultados apresentados.

Figura 22- Fração martensita obtida numericamente (ξ) e estimada ($\widehat{\xi}$) com dados experimentais.



Fonte: Próprio autor.

2.6 CONTROLE ATIVO DE POSIÇÃO

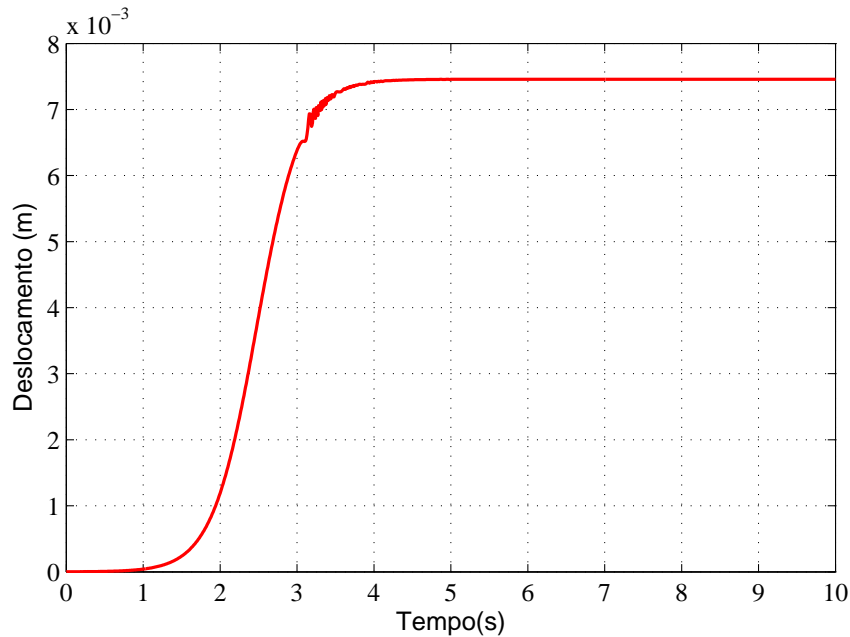
Nesta seção são apresentados os controladores PID otimizado, Liga/Desliga e Liga/Desliga suavizado aplicados no controle de posição do dispositivo de atuação. O objetivo dos controladores é manter o atuador em uma posição de referência pré estabelecida.

2.6.1 Controlador PID otimizado

O PID é um controlador linear clássico bastante utilizado na literatura, cuja saída é dada por (OGATA, 2003):

$$u(t) = K_i \int e_{rr} dt + K_d \dot{e}_{rr} + K_p e_{rr} \quad (19)$$

onde $u(t)$ é a saída do controlador, K_i , K_d e K_p são, respectivamente, os ganhos do controlador, e_{rr} é o erro ($e_{rr} = ref - x$), sendo ref a posição de referência e x a posição do atuador de LMF.

Figura 23- Resposta a uma entrada degrau do atuador**Tabela 6-** Ganhos do controlador pelo método de Ziegler e Nichols

Variáveis	Valores iniciais
K_p	208,08
K_i	52,15
K_d	207,56

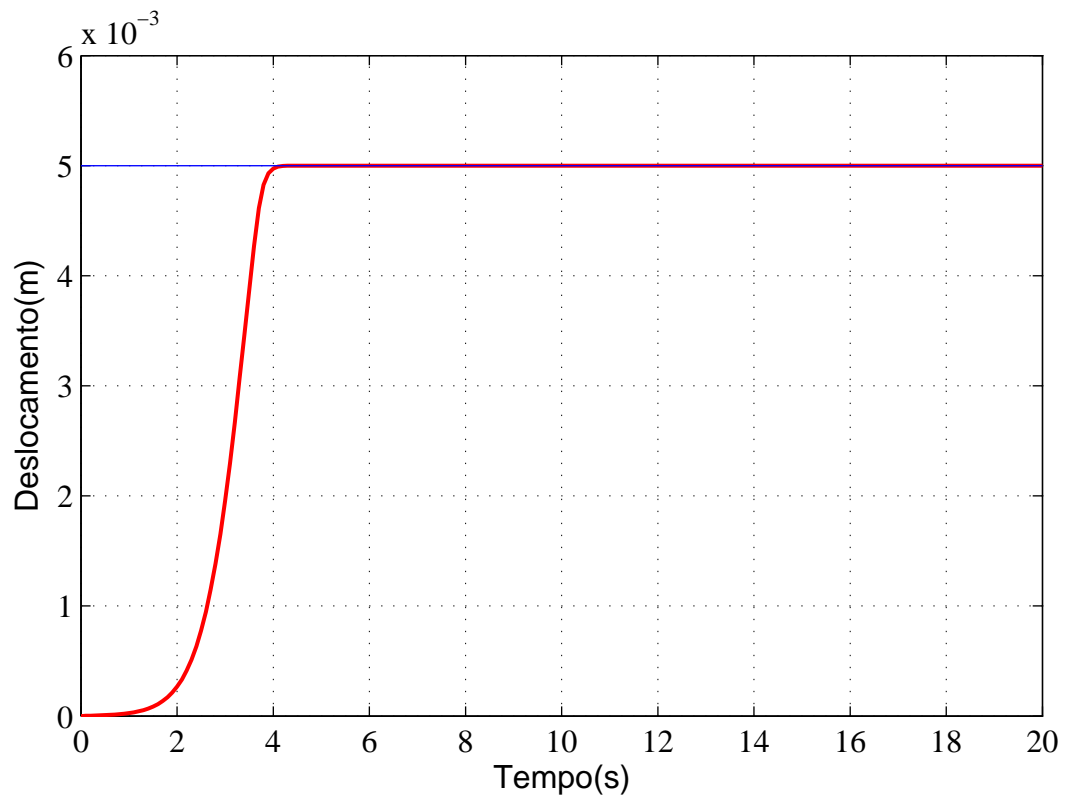
A obtenção dos ganhos do controlador (K_i , K_d e K_p) foi feita através do método de sintonização de Ziegler e Nichols (OGATA, 2003). Assim, aplicou-se no atuador uma tensão elétrica constante de 4 V e foi obtido a resposta mostrada na Figura 23. Note-se, que a resposta da Figura 23 é típica de um sistema de primeira ordem.

Os valores iniciais para os ganhos do controlador, obtidos da resposta do sistema utilizando o método de Ziegler e Nichols, são mostrados na Tab. 6. Os ganhos da Tab. 6 foram otimizados utilizando a mesma metodologia empregada nas otimizações anteriores. Considerando uma referência (*ref*) fixa de 5mm e uma tensão elétrica de saída máxima do controlador de 3.5 Volts, foram obtidos os ganhos mostrados na Tab. 7. A Figura 24 mostra o resultado numérico considerando os ganhos da Tab. 7.

Tabela 7- Ganhos do controlador otimizados

Variáveis	Valores iniciais
K_p	665,873
K_i	105,03
K_d	-306,23

Figura 24- Resultado do controlador numérico com os ganhos otimizados



Um teste experimental foi realizado utilizando uma função degrau variando a amplitude de 5 mm , 1 mm e 5 mm a cada 20 s . O resultado é mostrada no Figura 25. Note que na primeira amplitude de 5 mm (0 à 20 s e de 40 à 60 s) o resultado foi próximo ao numérico. Para a referência de 1 mm (20 à 40 s), ou seja, longe da referência utilizada na otimização dos ganhos, o controlador apresentou um erro significativo. Portanto, a utilização do controlador PID otimizado para o atuador, demonstrou bons resultados quando a referência em questão foi a mesma utilizada na otimização dos ganhos. Isto é causado, principalmente, pelas não linearidades presentes no sistema. O mesmo ocorre quando se utiliza uma função seno como referência (veja Figura 26). As Figuras 27 e 28 mostram a tensão elétrica aplicada na fonte de corrente durante o controle. Por fim, o diagrama de blocos em *Simulink* utilizado nos testes experimentais do controlador PID é mostrado na Figura 29.

Figura 25- Resultado experimental do controlador PID assumindo uma referência do tipo onda quadrada.

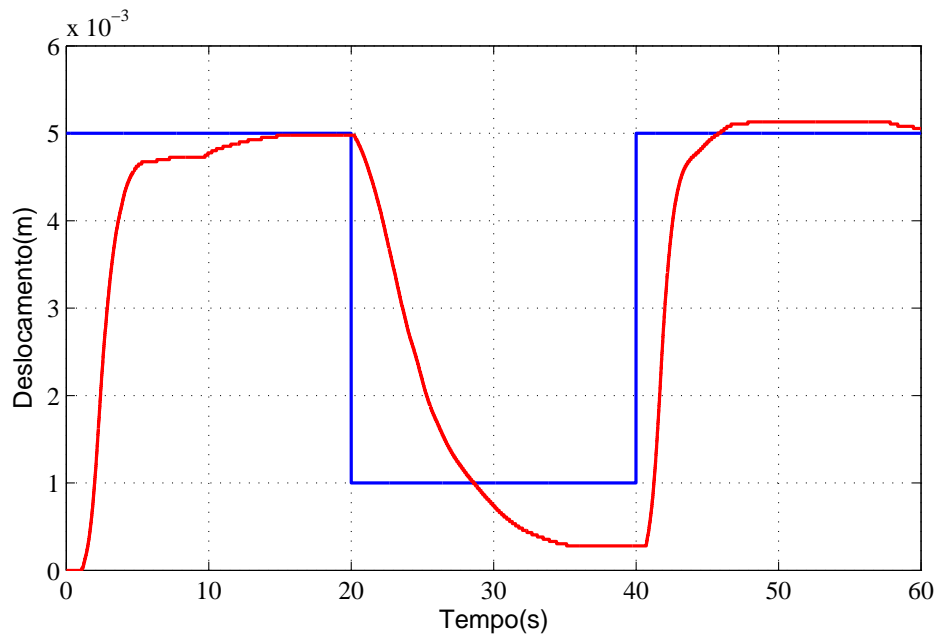


Figura 26- Resultado experimental do controlador PID assumindo uma referência do tipo seno.

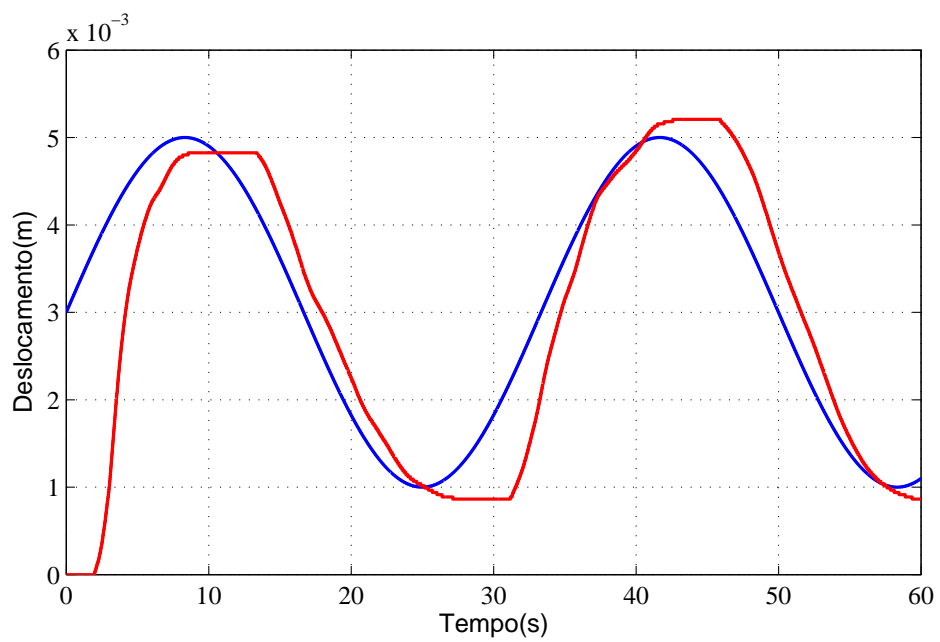


Figura 27- Tensão elétrica de saída do controlador PID assumindo uma referência do tipo onda quadrada.

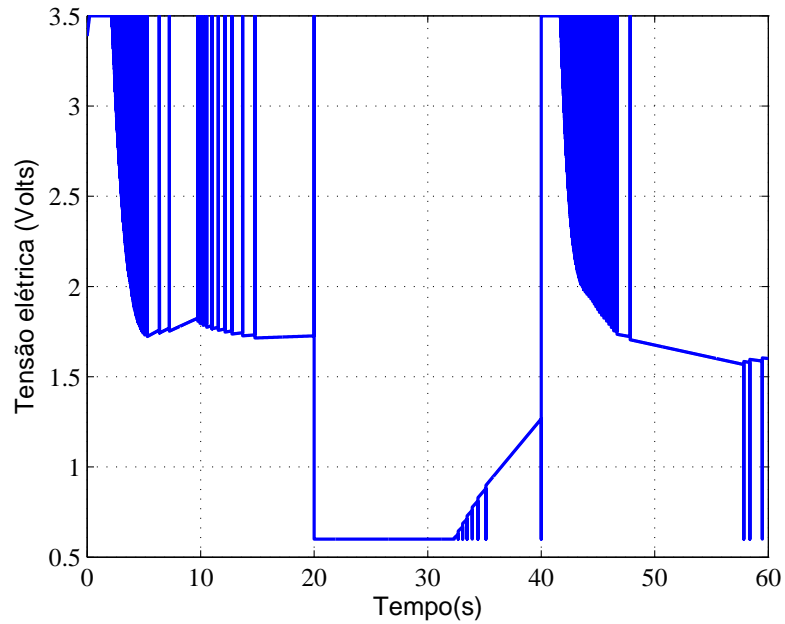


Figura 28- Tensão elétrica de saída do controlador PID assumindo uma referência do tipo seno.

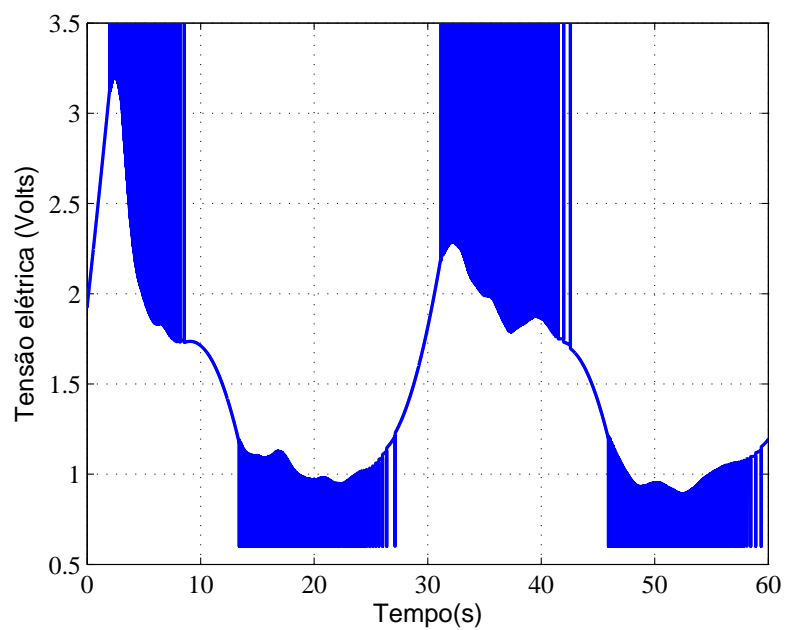
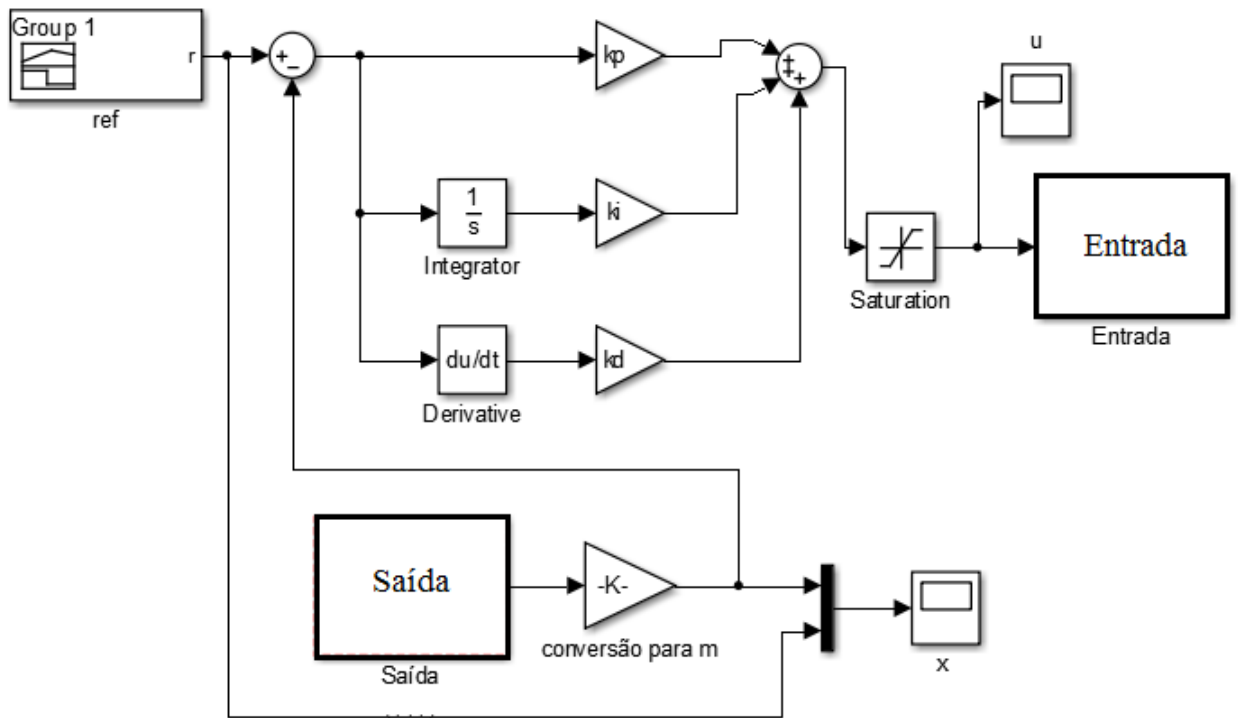


Figura 29- Diagrama de blocos em Simulink



2.6.2 Controle liga-desliga e controle liga-desliga suavizado

Os fios de LMF por possuírem um comportamento fortemente não linear, necessitam da aplicação de um controlador de mesma natureza (ELAHINIA, 2004). De todos os controladores não-lineares existentes, o controle liga-desliga é o mais simples e mais comumente utilizado (SLOTINE; LI, 1991), principalmente em aparelhos domésticos e industriais diversos como: ar condicionados, refrigeradores, entre outros.

O seu funcionamento se baseia na comparação entre o valor de entrada (referência) e o valor de saída da planta (OGATA, 2003). Para o caso de ligas de memória de forma, quando o valor de saída é maior que o valor de referência, o controlador é desligado, caso contrário o controlador é acionado.

Assim, neste trabalho, a entrada de controle u foi implementada como:

$$u = \begin{cases} V_{\max} & \text{se } e > 0 \\ V_{\min} & \text{se } e < 0 \end{cases} \quad (20)$$

onde $e = ref - x$ é o erro entre a referência (ref) e a posição do atuador de LMF (x)

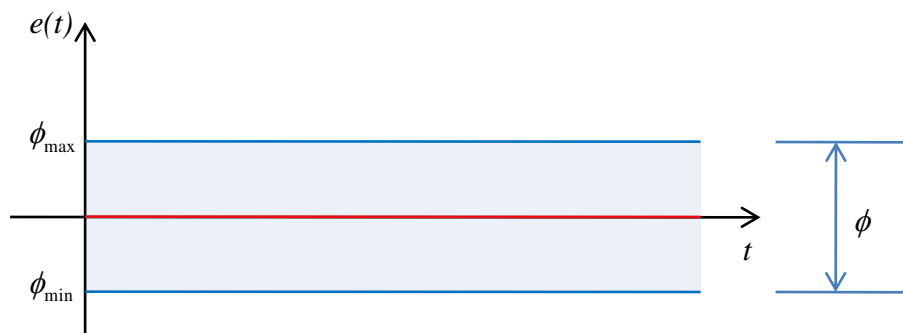
e V_{\max} e V_{\min} são, respectivamente, as tensões elétricas (em *Volts*) máximas e mínimas aplicadas na fonte de corrente controlável.

Uma maneira de suprimir as oscilações causadas pelo chaveamento do controlador liga-desliga é inserir uma região limite (ϕ) em torno do erro de posição e , em que este controlador é conhecido como Liga/Desliga Suavizado. Este controlador insere uma região limite em um intervalo com limite inferior ϕ_{\min} e superior ϕ_{\max} conforme é mostrado na figura 30, logo a entrada u do controlador liga-desliga pode ser reescrita como (ELAHINIA; ASHRAFIUON, 2002):

$$u = \begin{cases} V_{\max} & \text{se } e > \phi_{\max} \\ V_{\min} & \text{se } e < \phi_{\min} \\ ke & \text{se } \phi_{\min} < e < \phi_{\max} \end{cases} \quad (21)$$

onde $k = \frac{V_{\max}}{\phi}$ é um ganho proporcional, ϕ_{\min} e ϕ_{\max} são respectivamente os valores mínimo e máximo da região ϕ .

Figura 30- Camada Limite



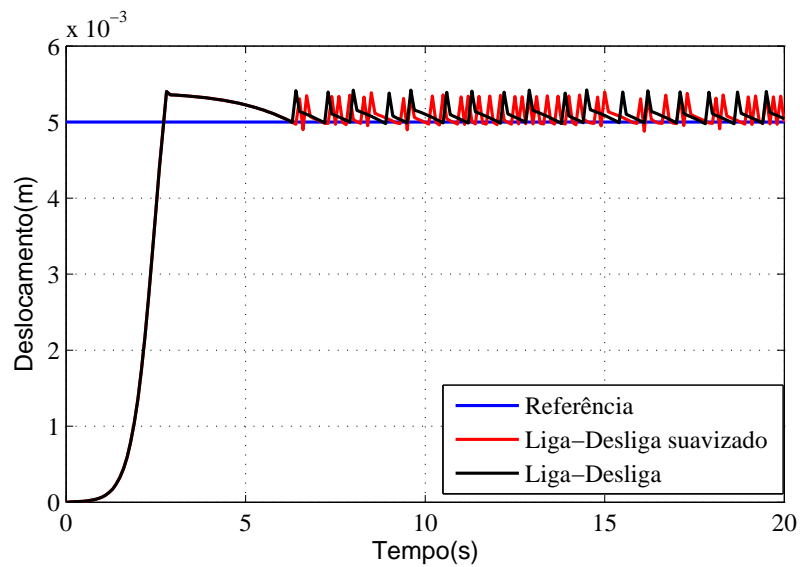
Fonte: Próprio autor.

Os controladores Liga-Desliga e Liga-Desliga suavizado não dependem de um modelo matemático para o seu projeto, que é uma das principais vantagens em se utilizar controladores não lineares do tipo Liga-Desliga. No entanto, não existe um método analítico para provar a estabilidade deste tipo de controlador, logo tem-se uma das principais desvantagens deste tipo de controlador. Para uma análise de estabilidade, foi realizado um teste numérico considerando como parâmetros dos controladores os seguintes valores: $V_{\max} = 4 \text{ V}$, $V_{\min} = 0 \text{ V}$ e $\phi_{\min} = 0$ e $\phi_{\max} = 5 \times 10^{-5}$.

A Figura 31 ilustra o resultado obtido considerando uma referência de 5 mm , nota-se que a posição do atuador para ambos os controladores tende a convergir, mas também surge um *overshoot* e oscilações indesejadas. Note, ainda, uma diferença se comparado

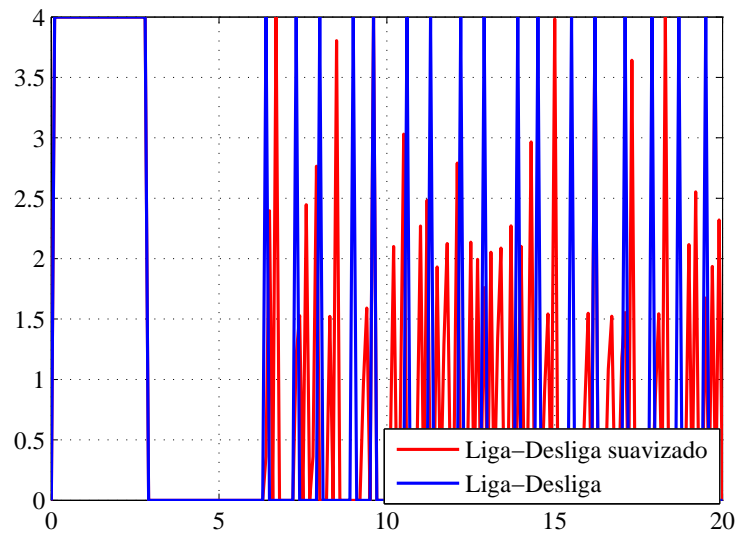
com o resultado numérico do controlador PID, em que está diretamente relacionada com a tensão elétrica aplicada pelos controladores do tipo Liga e Desliga não possuir um valor intermediária, que provoca uma alta variação de temperatura. Esta alta variação na temperatura, por sua vez, tem como consequência uma alta variação na força gerada pelo fio de LMF, isto considerando o modelo de força gerada da LMF proposto. Este problema deveria ser melhorado ao se utilizar o controlador do tipo Liga e Desliga suavizado, porém a região limite (ϕ) é muito estreita e não resultou em alterações significativas no controle de posição. No entanto, a tensão elétrica aplicada pelo controlador Liga-Desliga Suavizado é menor que a tensão elétrica aplicada pelo controlador Liga-Desliga (Fig. 32). Utilizando o valor quadrático médio (RMS) do sinal de tensão elétrica aplicado no controlador tem-se para o controlador do tipo Liga-Desliga um valor eficaz de 1,87 Vrms e para o Liga-Desliga Suavizado um valor eficaz de 1,9 Vrms.

Figura 31- Resultado do controlador Liga-Desliga e Liga-Desliga Suavizado numérico



Fonte: Próprio autor.

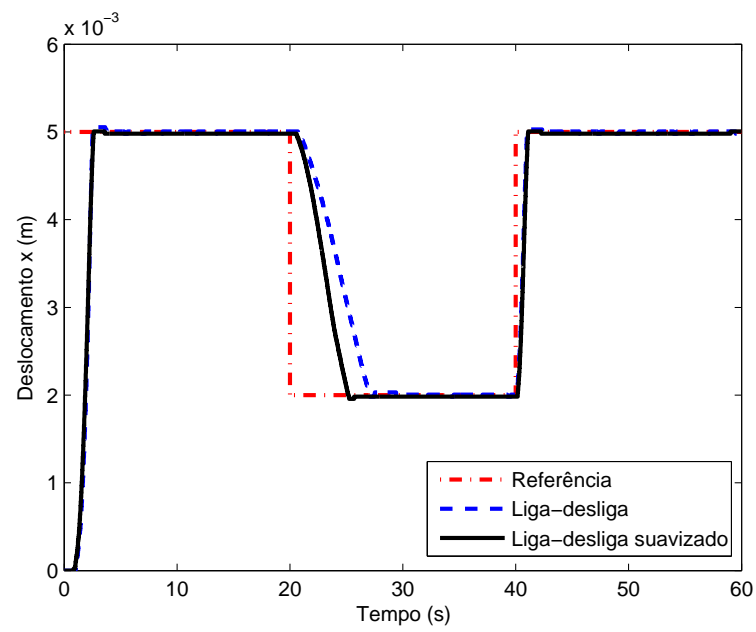
Figura 32- Tensão elétrica de saída dos controlador Liga-Desliga e Liga-Desliga Suavizado numérico.



Fonte: Próprio autor.

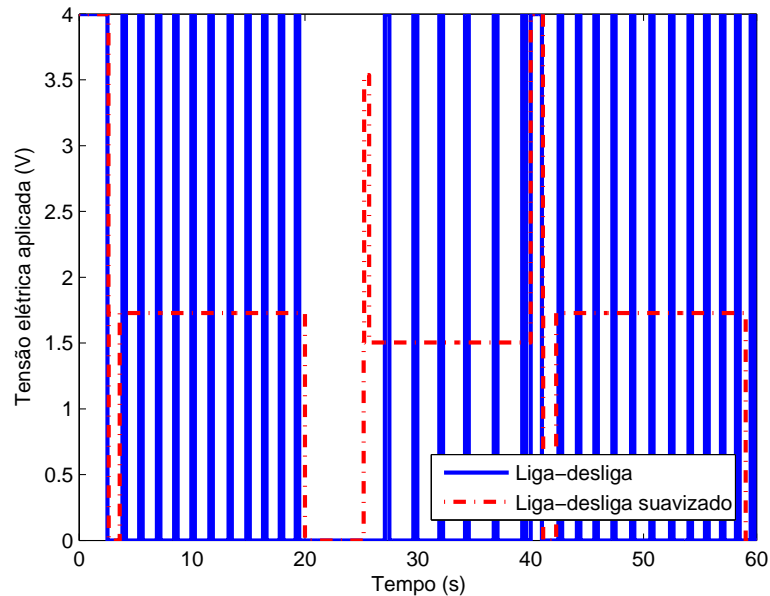
Um teste foi realizado utilizando como referência uma função do tipo onda quadrada, e os resultados comparativos são apresentados pelas Figura 33. Note que o *overshoot* e as oscilações são aproximadamente nulas. Observa-se, ainda, que os controladores testados apresentaram bons resultados em termos de acompanhamento de referência do tipo onda quadrada. Além disso, a versão suavizada do controlador apresentou um gasto de energia menor (veja Fig. 34) e proporcionou ao fio de LMF um aquecimento menor na faixa de 0 a 20 segundos e, conseqüentemente, a temperatura do fio de LMF fica mais próxima da fase martensita, logo o tempo de resposta utilizando controladores do tipo Liga-Desliga Suavizado é menor na faixa de 20 a 30 s (veja Fig. 33), garantindo com isso maior eficiência em termos de acompanhamento de referência. A diferença na energia utilizada está diretamente relacionada ao fato do controlador Liga-Desliga chavear entre 4 V e 0 V e, não apresentar um termo proporcional ao erro ke que suaviza a tensão elétrica aplicada no fio de LMF como o controlador Liga-Desliga suavizado.

Figura 33- Deslocamento real do atuador de LMF para uma referência do tipo onda quadrada.



Fonte: Próprio autor.

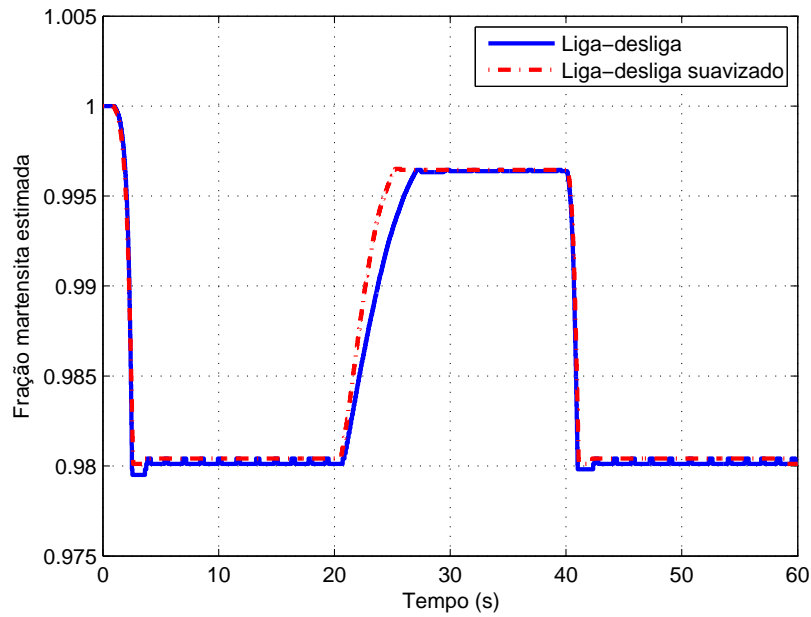
Figura 34- Tensão elétrica aplicada para uma referência do tipo onda quadrada.



Fonte: Próprio autor.

A Figura 35 ilustra o comportamento transitório da fração martensita estimada pela Eq. 18, onde nota-se que a transformação em martensita na faixa de 20 a 30 s, quando se utiliza o controlador suavizado, ocorreu em um tempo menor em relação ao controlador Liga-Desliga, em que a principal diferença entre os dois controladores é a energia gasta no controle e como consequência tem-se um menor aquecimento. Esta diferença pode ser observada ao comparar o valor médio quadrático (RMS) dos sinais mostrados na Figura 34, em que os valores são respectivamente 1,84 Vrms para o Liga-Desliga e 1,8 Vrms para o Liga-Desliga suavizado.

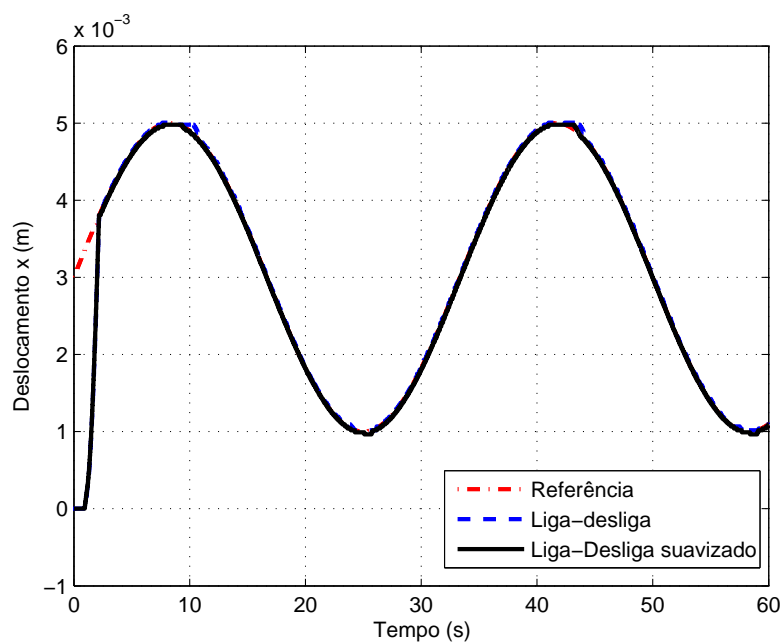
Figura 35- Fração martensita estimada ($\hat{\xi}$) para uma referência do tipo onda quadrada.



Fonte: Próprio autor.

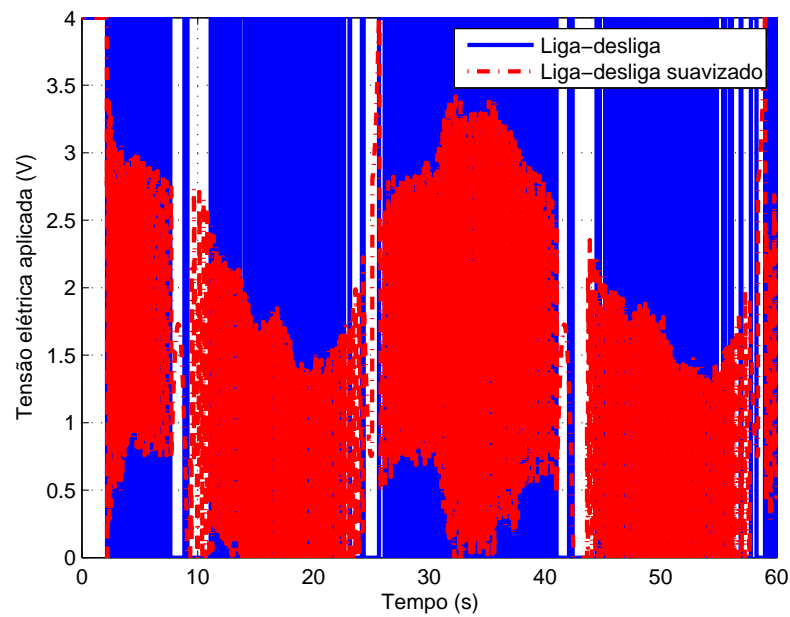
As figuras 36 e 37 ilustram o comportamento transitório do deslocamento real do atuador e da tensão elétrica aplicada, considerando uma referência senoidal com frequência de 0.03 Hz .

Figura 36- Deslocamento real do atuador de LMF para uma referência do tipo senoidal.



Fonte: Próprio autor.

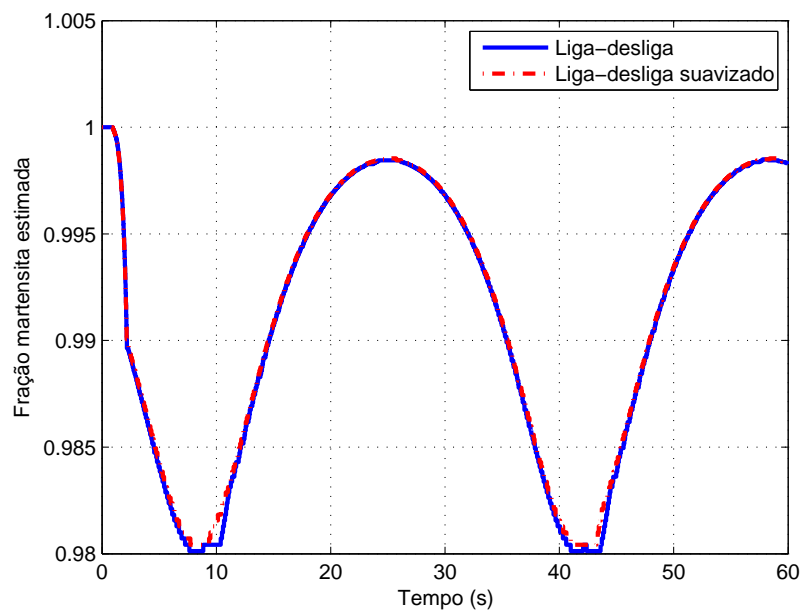
Figura 37- Tensão elétrica aplicada para uma referência do tipo senoidal.



Fonte: Próprio autor.

A Figura 38 ilustra o comportamento da fração martensita estimada (Eq. 18), onde observa-se que nos instantes de 10 e 43 s, o controlador suavizado, por aquecer menos o fio de LMF, proporciona uma taxa de resfriamento maior, garantindo um acompanhamento mais eficiente em relação ao controlador liga-desliga.

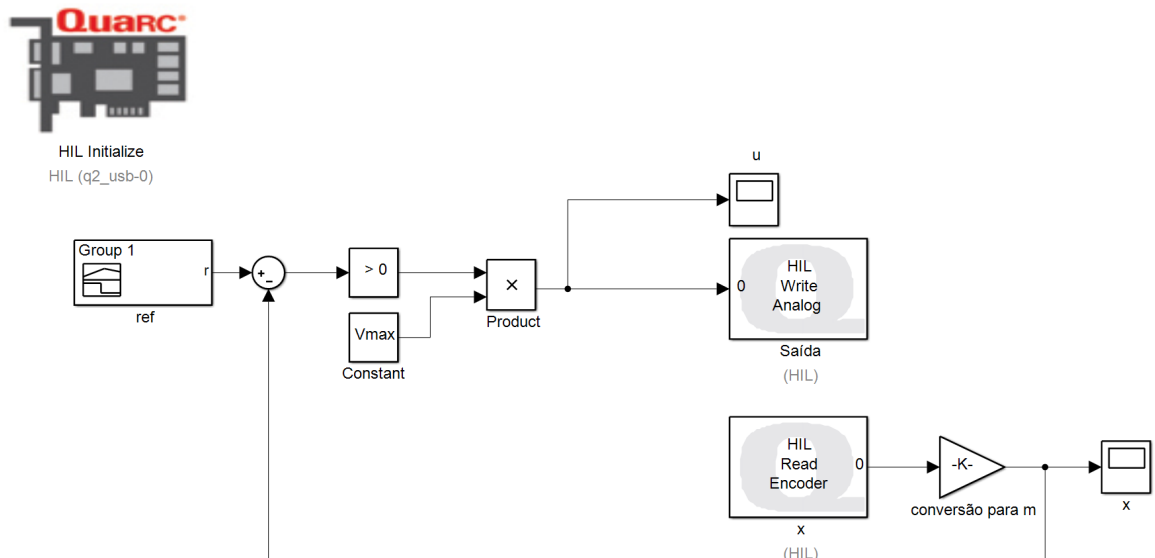
Figura 38- Fração martensita estimada ($\hat{\xi}$) para uma referência do tipo senoidal.



Fonte: Próprio autor.

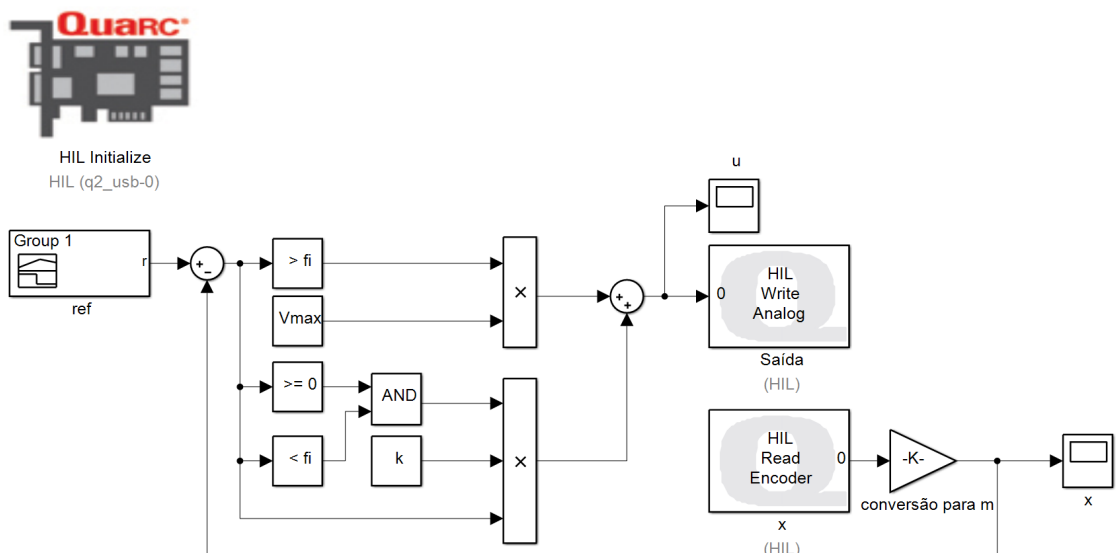
As Figuras 39 e 40 ilustram os sistemas de controle liga-desliga implementado em *Simulink*[®].

Figura 39- Diagrama de blocos do sistema de controle liga-desliga implementado em *Simulink*[®]



Fonte: Próprio autor.

Figura 40- Diagrama de blocos do sistema de controle liga-desliga suavizado em ambiente *Simulink*[®]



Fonte: Próprio autor.

2.7 CONCLUSÃO

Neste capítulo foi apresentada uma revisão geral sobre o comportamento termomecânico das LMFs, tais como: a mudança de fase devido à temperatura; o efeito pseudoelástico e o efeito de memória de forma. As equações numéricas que serão utilizadas na proposição do controle do aerofólio adaptativo foram experimentalmente testadas.

A mudança de fase devido à temperatura sobre um fio de liga foi testada utilizando um termopar e uma fonte de corrente. O objetivo principal foi realizar um estudo detalhado do modelo térmico, onde foi proposta uma equação para a variação do calor específico em função da fração martensita.

Um dispositivo de atuador de liga de memória de forma foi construído com o objetivo de analisar o efeito de memória de forma, utilizando o modelo de Ikuta et al. (1991). O modelo térmico proposto foi utilizado e uma metodologia para a otimização dos parâmetros do atuador foi implementada, obtendo resultados satisfatórios. Após a identificação do modelo foi implementado o controlador Liga/Desliga e Liga/Desliga Suavizado. Com a motivação de utilizar controladores mais simples, um PID otimizado foi implementado, porém foram obtidos resultados inferiores. Assim, como consequência dos resultados apresentados pelo controlador Liga/Desliga para este trabalho, torna-se evidente a necessidade de se utilizar os controladores do tipo Liga-Desliga ao invés dos lineares.

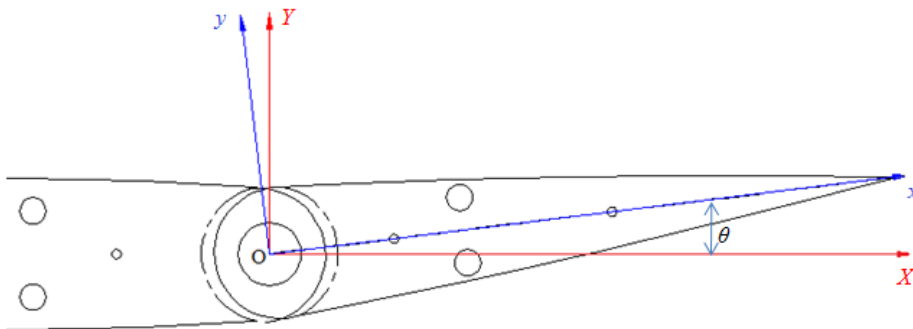
3 MODELO DO AEROFÓLIO

Este capítulo apresenta o modelo aerodinâmico proposto para um aerofólio adaptativo acionado por um par de fios de LMF. Neste contexto, o par de fios de LMF define o atuador de superfície de controle, conforme previamente descrito neste trabalho.

3.1 MODELO DINÂMICO

Para a construção do modelo dinâmico do aerofólio proposto (veja Fig. 4), considere inicialmente os eixos inerciais (X e Y) posicionados na seção principal do perfil, conforme ilustra a Fig. 41. Nota-se também nesta ilustração um par de eixos móveis (x e y) solidário à articulação do aerofólio. O modelo é composto por uma parte fixa e uma parte móvel sendo que os eixos inerciais e móveis têm suas origens no ponto de articulação O indicado na figura.

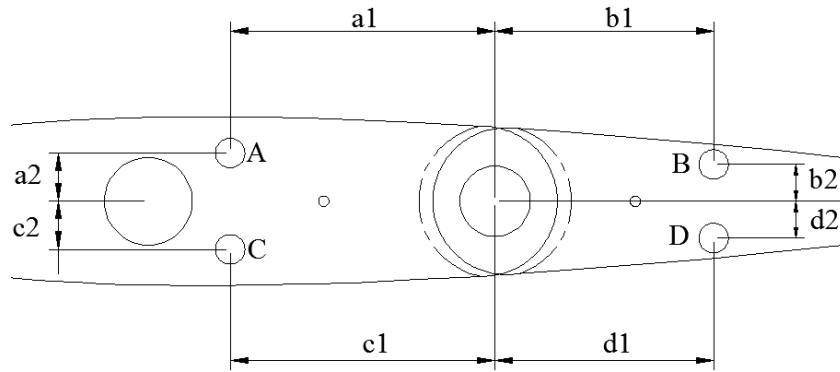
Figura 41- Eixos de referência inercial (XY) e móvel (xy).



Fonte: Próprio autor.

Para clareza de entendimento do arranjo de atuação pelo fios de LMF proposto, a Figura 42 mostra os pontos onde são fixados os fios e suas respectivas distâncias com relação à referência. De acordo com esta ilustração, os vetores posição dos pontos A , B , C e D em relação ao sistema de coordenadas O - XYZ são definido, respectivamente, como:

Figura 42- Pontos de fixação dos fios de LMF.



Fonte: Próprio autor.

$$\vec{r}_{OA} = \begin{bmatrix} -a_1 \\ a_2 \\ 0 \end{bmatrix}; \quad \vec{r}_{OB} = R^T \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ 0 \end{bmatrix}; \quad \vec{r}_{OC} = \begin{bmatrix} -c_1 \\ -c_2 \\ 0 \end{bmatrix} \text{ e } \vec{r}_{OD} = R^T \begin{bmatrix} d_1 \\ -d_2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (22)$$

onde R é a matriz de transformação de coordenadas entre os sistemas móvel (xyz) e inercial (XYZ), o superescrito T indica a matriz transposta e θ é o ângulo formado pelo sistema inercial e a posição superfície de controle do aerofólio. Note que os pontos A e C se encontram na parte fixa do aerofólio.

$$R = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (23)$$

As distâncias entre os pontos de conexão de cada fio de LMF (\vec{r}_{AB} e \vec{r}_{CD}) são definidas pelas relações a seguir:

$$\begin{aligned}\vec{r}_{AB} = \vec{r}_{AO} + \vec{r}_{OB} &= \begin{bmatrix} b_1 \cos \theta - b_2 \sin \theta + a_1 \\ b_1 \sin \theta + b_2 \cos \theta - a_2 \\ 0 \end{bmatrix} \\ \vec{r}_{CD} = \vec{r}_{CO} + \vec{r}_{OD} &= \begin{bmatrix} d_1 \cos \theta + d_2 \sin \theta + c_1 \\ d_1 \sin \theta - d_2 \cos \theta + c_2 \\ 0 \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (24)$$

As forças aplicadas nos pontos B e D , de acordo com a Fig. 43 em relação ao sistema de coordenadas O - XYZ , são iguais a:

$$\begin{aligned}\vec{F}_B &= F_{AB} \frac{\vec{r}_{AB}}{\|\vec{r}_{AB}\|} \\ \vec{F}_D &= F_{CD} \frac{\vec{r}_{CD}}{\|\vec{r}_{CD}\|}\end{aligned}\quad (25)$$

onde $\|\ \ \|$ denota o módulo de um vetor, F_{AB} e F_{CD} são as magnitudes das forças geradas devido às transformações de fase nos fios de LMF, sendo descritas, respectivamente, por (ROMANO; TANNURI, 2009):

$$F_{AB} = K_{LMF1}(\xi_1) (\Delta L_{\max}^{AB} - \|\vec{r}_{AB}\| - L_{AB}) \quad (26)$$

$$F_{CD} = K_{LMF2}(\xi_2) (\Delta L_{\max}^{CD} - \|\vec{r}_{CD}\| - L_{CD})$$

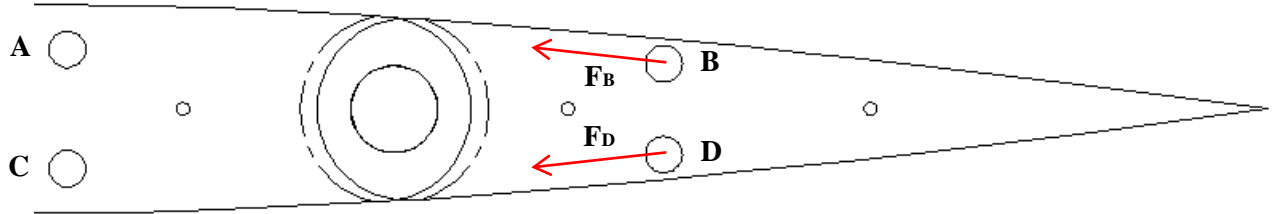
onde ΔL_{\max} é o comprimento máximo deformável, obtido da seguinte forma:

$$\Delta L_{\max}^{AB} = \|\vec{r}_{AB}\|_{\theta_{\min}} - \|\vec{r}_{AB}\|_{\theta_{\max}} \quad (27)$$

$$\Delta L_{\max}^{CD} = \|\vec{r}_{CD}\|_{\theta_{\max}} - \|\vec{r}_{CD}\|_{\theta_{\min}}$$

onde θ_{min} e θ_{max} são, respectivamente, o ângulo mínimo e máximo que o perfil pode atingir.

Figura 43- Forças geradas pelos fios de LMF.



Fonte: Próprio autor.

Assim, os momentos atuantes nos pontos B e D são definidos como:

$$\begin{aligned}\vec{M}_B &= \vec{r}_{OB} \times \vec{F}_B \\ \vec{M}_D &= \vec{r}_{OD} \times \vec{F}_D\end{aligned}\quad (28)$$

Substituindo as Eqs. (22) e (25) na Eq. (28) resulta em:

$$\begin{aligned}\vec{M}_B &= \frac{F_{AB}}{\|\vec{r}_{AB}\|} (a_1 b_2 \cos \theta + a_2 b_1 \cos \theta + a_1 b_1 \sin \theta - a_2 b_2 \sin \theta) \\ \vec{M}_D &= \frac{F_{CD}}{\|\vec{r}_{CD}\|} (c_1 d_1 \sin \theta - c_2 d_1 \cos \theta - c_1 d_2 \cos \theta - c_2 d_2 \sin \theta)\end{aligned}\quad (29)$$

Finalmente, desprezando-se o efeito do peso, a dinâmica do perfil em função do ângulo θ pode ser expressa por (FARIA, 2010):

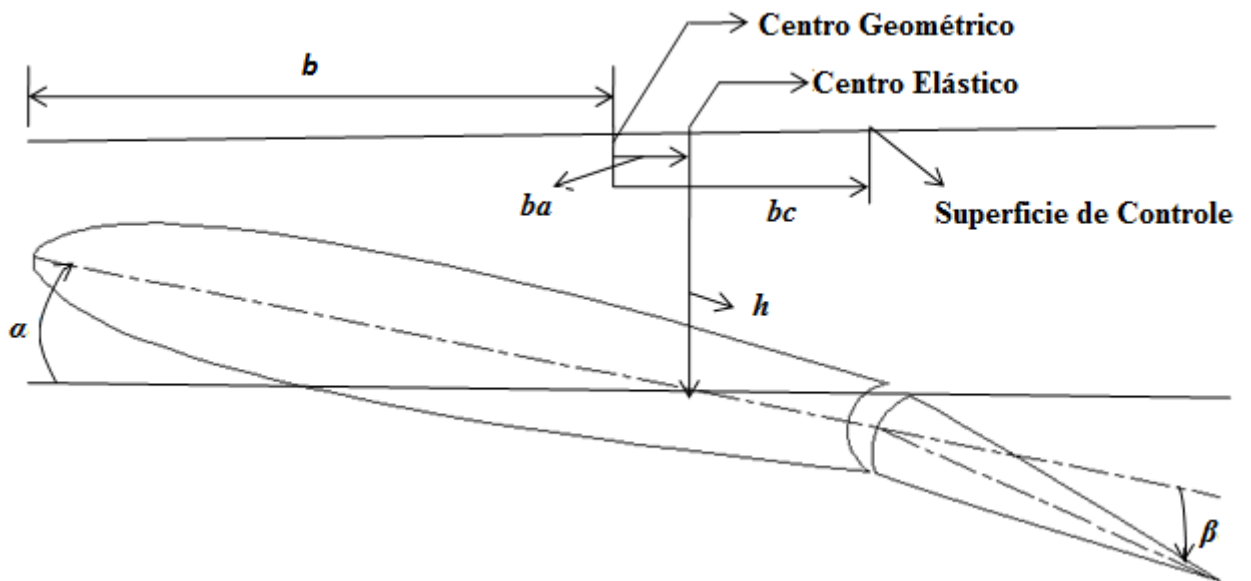
$$J\ddot{\theta} + c_{eq}\dot{\theta} = \vec{M}_B + \vec{M}_D\quad (30)$$

onde J é o momento de inércia de massa da parte móvel do aerofólio e c_{eq} é o coeficiente de amortecimento viscoso equivalente no ponto de articulação O .

3.2 MODELO AERODINÂMICO

A Figura 44 mostra uma seção típica de três graus de liberdade (3 *GDL*) e corda igual a $2b$, onde b é a semi-corda do aerofólio (NAM; KIM, 2001). Os três graus de liberdade desta seção são: h (movimento vertical do aerofólio); α (movimento angular em relação ao eixo elástico, posicionado a uma distância ba do centro da corda) e β (movimento angular do Aileron, posicionado a uma distância bc do centro da corda).

Figura 44- Seção típica com 3 graus de liberdade.



Fonte: Adaptado de Nam e Kim (2001).

Segundo Theodorsen (1935), os esforços aerodinâmicos para a seção típica da Fig. 44, são dadas pelas Eqs. 31, 32 e 33, sendo a força de sustentação (F_h) do aerofólio, o momento aerodinâmico (M_α) em relação ao eixo elástico (M_β) e o momento no aerofólio na posição bc .

$$F_h = -\pi\rho_f b^2 \left[\ddot{h} + V\dot{\alpha} - ba\ddot{\alpha} - \frac{V}{\pi} T_4 \dot{\beta} - \frac{b}{\pi_f} T_1 \ddot{\beta} \right] - 2\pi\rho_f V b Q C(k) \quad (31)$$

$$\begin{aligned}
M_\alpha &= \pi\rho_f b^2 [ba\ddot{h} - Vb(\frac{1}{2} - a)\dot{\alpha} - b^2(\frac{1}{8} + a^2)\ddot{\alpha} - \frac{V^2}{\pi}(T_4 + T_{10})\beta \\
&\quad + \frac{Vb}{\pi}[-T_1 + T_8 + (c - a)T_4 - \frac{1}{2}T_{11}]\dot{\beta} + \frac{b^2}{\pi}[T_7 + (c - a)T_1]\ddot{\beta}] \\
&\quad + 2\pi\rho_f Vb^2(a + \frac{1}{2})QC(k)
\end{aligned} \tag{32}$$

$$\begin{aligned}
M_\beta &= \pi\rho_f b^2 [\frac{b}{\pi}T_1\ddot{h} + \frac{Vb}{\pi}[2T_9 + T_1 - (a - \frac{1}{2}T_4)]\dot{\alpha} - \frac{2b^2}{\pi}T_{13}\ddot{\alpha} - \frac{V^2}{\pi}(T_5 - T_4T_{10})\beta \\
&\quad + \frac{Vb}{2\pi^2}T_4T_{11}\dot{\beta} + (\frac{b}{\pi})^2T_3\ddot{\beta}] - \rho_f Vb^2T_{12}QC(k)
\end{aligned} \tag{33}$$

sendo,

$$Q = V\alpha + \dot{h} + \alpha b(\frac{1}{2} - a) + \frac{V}{\pi}T_{10}\beta + \frac{b}{2\pi}T_{11}\dot{\beta} \tag{34}$$

onde, V é a velocidade do escoamento, ρ_f é a densidade do fluido, $T_1, T_2 \dots T_n$ são as constantes de Theodorsen e $C(k)$ é denominada função de Theodorsen. As constantes T_i são definidas pelas relações listadas abaixo:

$$\begin{aligned}
T_1 &= -\frac{2+c^2}{3}\sqrt{1-c^2} + c \cos^{-1} c \\
T_3 &= \frac{1-c^2}{8}(5c^2 + 4) + \frac{1}{4}c(7 + 2c^2)\sqrt{1-c^2} \cos^{-1} c - \left(\frac{1}{8} + c^2(\cos^{-1} c)^2\right) \\
T_4 &= c\sqrt{1-c^2} - \cos^{-1} c \\
T_5 &= -(1-c^2) - (\cos^{-1} c)^2 + 2c\sqrt{1-c^2} \cos^{-1} c \\
T_7 &= c\frac{7+2c^2}{8}\sqrt{1-c^2} - \left(\frac{1}{8} + c^2\right) \cos^{-1} c \\
T_8 &= -\frac{1}{3}(1 + 2c^2)\sqrt{1-c^2} + c \cos^{-1} c \\
T_9 &= \frac{1}{2}\left[\frac{\sqrt{1-c^2}(1-c^2)}{3} + aT_4\right]T_{10} = \sqrt{1-c^2} + \cos^{-1} c \\
T_{11} &= (2-c)\sqrt{1-c^2} + (1-2c) \cos^{-1} c \\
T_{12} &= (2+c)\sqrt{1-c^2} - (1+2c) \cos^{-1} c \\
T_{13} &= -\frac{1}{2}[T_7 + (c-1)T_1] \\
T_{15} &= T_4 + T_{10} \\
T_{16} &= T_1 - T_8 - (c-a)T_4 + \frac{1}{2}T_{11} \\
T_{17} &= -2T_9 - T_1 + \left(a - \frac{1}{2}\right)T_4 \\
T_{18} &= T_5 - T_4T_{11} \\
T_{19} &= -\frac{1}{2}T_4T_{11}
\end{aligned}$$

Considerando o movimento somente na parte móvel do aerofólio e assumindo uma aerodinâmica quase estacionária, isto é, $C(k) = 1$, tem-se a equação do momento M_β dada por:

$$\begin{aligned}
M_\beta &= \frac{\rho_f b^4 T_3}{\pi} \ddot{\beta} + \left(\frac{\rho_f V b^3 T_4 T_{11}}{2\pi} - \frac{\rho_f V b^3 T_{12} T_{11}}{2\pi} \right) \dot{\beta} \\
&\quad + \left(-\frac{\rho_f V^2 b^2 (T_5 - T_4 T_{10})}{\pi} + \frac{\rho_f V^2 b^2 T_{12} T_{10}}{\pi} \right) \beta
\end{aligned} \tag{35}$$

Na Eq. 35 pode-se considerar o termo proporcional à aceleração angular da parte móvel do aerofólio ($\ddot{\beta}$) como sendo a massa aerodinâmica (M_{aero}), o termo proporcional acompanha a velocidade angular ($\dot{\beta}$) como o amortecimento aerodinâmico (C_{aero}) e o termo que acompanha o ângulo do aerofólio (β) como sendo a rigidez aerodinâmica (K_{aero}).

$$M_{aero} = \frac{\rho_f b^4 T_3}{\pi}; \quad C_{aero} = \frac{\rho_f V b^3 T_4 T_{11}}{2\pi} - \frac{\rho_f V b^3 T_{12} T_{11}}{2\pi} \quad e$$

$$K_{aero} = -\frac{\rho_f V^2 b^2 (T_5 - T_4 T_{10})}{\pi} + \frac{\rho_f V^2 b_2 T_{12} T_{10}}{\pi}$$

O modelo de Theodorsen (1935) considera ângulos positivos no sentido horário (representado por β), mas no modelo dinâmico (Seção 3.1) os ângulos positivos (θ) foram tomados no sentido anti-horário. Neste sentido, adicionando o momento aerodinâmico do aerofólio na Eq. (30) e realizando a correção do sinal assumindo $M_\theta = -M_\beta$, tem-se:

$$J\ddot{\theta} + c_{eq}\dot{\theta} - M_\beta = \vec{M}_B + \vec{M}_D \quad (36)$$

Logo, a Eq. 36 pode ser reescrita como:

$$(J - J_{aero})\ddot{\theta} + (c_{eq} - C_{aero})\dot{\theta} - K_{aero} = \vec{M}_B + \vec{M}_D \quad (37)$$

4 RESULTADOS EXPERIMENTAIS

Neste capítulo será abordada inicialmente uma breve introdução sobre os principais detalhes construtivos do aerofólio. O capítulo evolui apresentando a validação do modelo dinâmico do aerofólio desenvolvido sem a presença do escoamento de ar e encerra ilustrando o desempenho de controladores não-lineares do tipo liga-desliga no controle angular ativo do aerofólio adaptativo testado em túnel de vento.

4.1 AEROFÓLIO CONSTRUÍDO

Uma fotografia do aerofólio construído é mostrada na Fig. 45. As partes do aerofólio foram realizadas pela empresa *Sintetize 3D*, que realiza prototipagem de peças utilizando filamentos de plástico *ABS* (*Acrylonitrile butadiene styrene*). Tais peças foram posteriormente montadas em um suporte de acrílico (veja a Fig. 45) e um eixo roscado foi inserido próximo ao bordo de ataque de forma a deixá-lo fixo durante os ensaios.

Figura 45- Fotografia do aerofólio construído.



Fonte: Próprio autor.

A Tabela 8 mostra os principais parâmetros geométricos (veja Fig. 45) do aerofólio construído.

Tabela 8- Principais parâmetros geométricos do aerofólio construído.

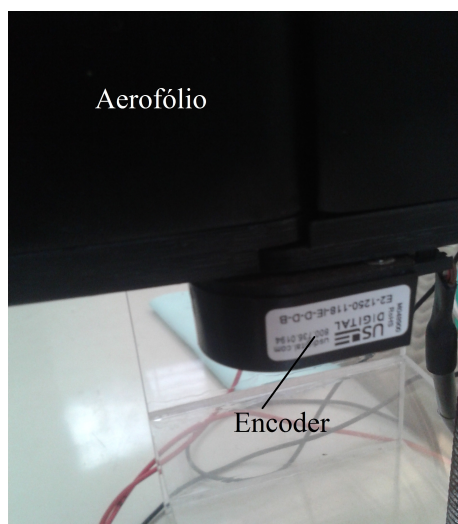
Parâmetro	Unidade	Valor
J	$kg.m^2$	$3,65 \times 10^{-4}$
a_1, c_1	m	$37,77 \times 10^{-3}$
a_2, c_2	m	$6,85 \times 10^{-3}$
b_1, d_1	m	$31,16 \times 10^{-3}$
b_2, d_2	m	$5,24 \times 10^{-3}$

O ângulo máximo atingido pelo aerofólio é dependente do comprimento dos fios de LMF fixados nas travas metálicas. Devido às limitações de deformação dos fios, a liga superior ($LMF1$, veja Fig. 4) foi ajustada de forma a rotacionar o aerofólio para um ângulo de 8° . Enquanto a liga inferior ($LMF2$) foi ajustada a fim de rotacionar o aerofólio para o ângulo inicial de 0° .

A leitura do ângulo do aerofólio (parte móvel) é feita através do *encoder* incremental da *US Digital* (modelo E2-1250-118-IE-D-D-B) de 1250 pulsos por revolução (veja Fig. 46). Este *encoder* tem a posição 0° como sendo a posição na qual ele se encontra ao ser ligado, ou seja, a marcação 0° não necessariamente corresponde à posição real do aerofólio em 0° . Deste modo, define-se como posição de equilíbrio do sistema o 0° do *encoder*.

Para minimizar a diferença entre as posições iniciais (0°) do aerofólio e do *encoder*, empregou-se o desenho esquemático do aerofólio mostrado na Fig. 4, a fim de determinar os comprimentos dos fios das LMF para o ângulo inicial de 0° do aerofólio.

Figura 46- Localização do *encoder* no aerofólio.



Fonte: Próprio autor.

4.2 VALIDAÇÃO DO MODELO DINÂMICO DO AEROFÓLIO

A Figura 47 ilustra a bancada de testes construída. O objetivo principal deste experimento é validar o modelo dinâmico desenvolvido para o aerofólio adaptativo sem a presença do escoamento de ar.

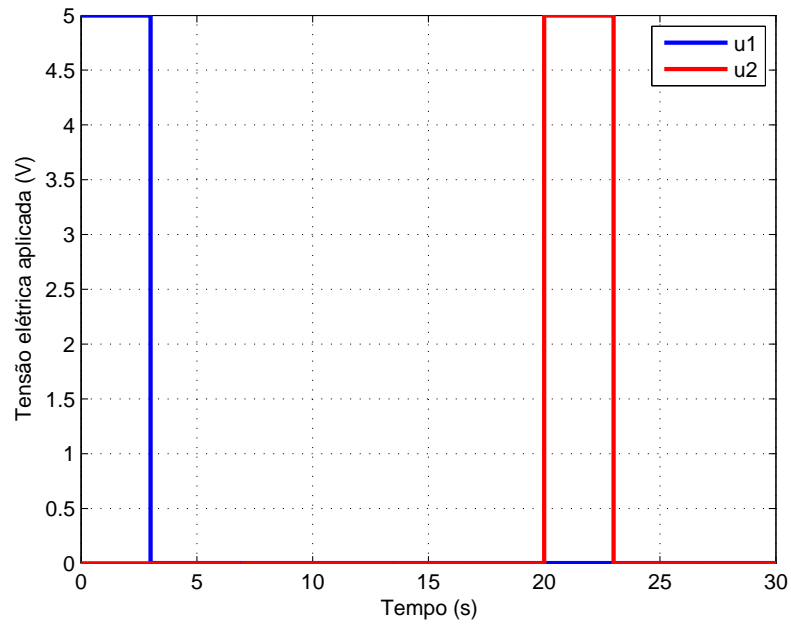
Figura 47- Bancada de testes construída.



Fonte: Próprio autor.

A Figura 48 ilustra os sinais de entrada aplicados nas fontes de corrente controláveis. De 0 a 3 s é aplicado uma tensão elétrica de 5 Volts na LMF1 (u_1), previamente deformada, e após 17 s (tempo de resfriamento) é aplicada uma tensão elétrica de 5 Volts na LMF2 (u_2), entre 20 à 23 s. Por fim, esperou-se um tempo de 7 s para que a liga inferior esfriasse e o sistema voltasse à sua posição de inicial.

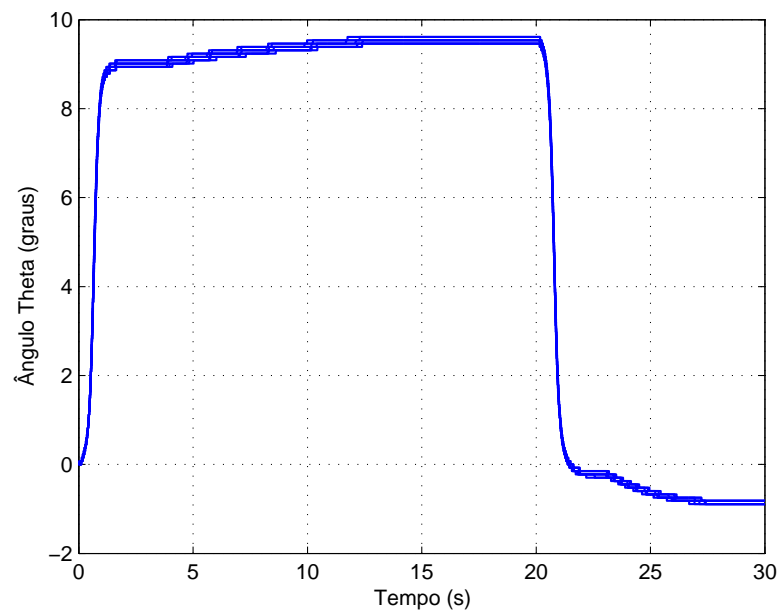
Figura 48- Tensões elétricas aplicadas nas fontes de corrente controláveis.



Fonte: Próprio autor.

Foram realizados um total de 10 ensaios na bancada de testes, sendo os resultados representados pela Fig. 49.

Figura 49- Respostas temporais para o ângulo θ do aerofólio construído.

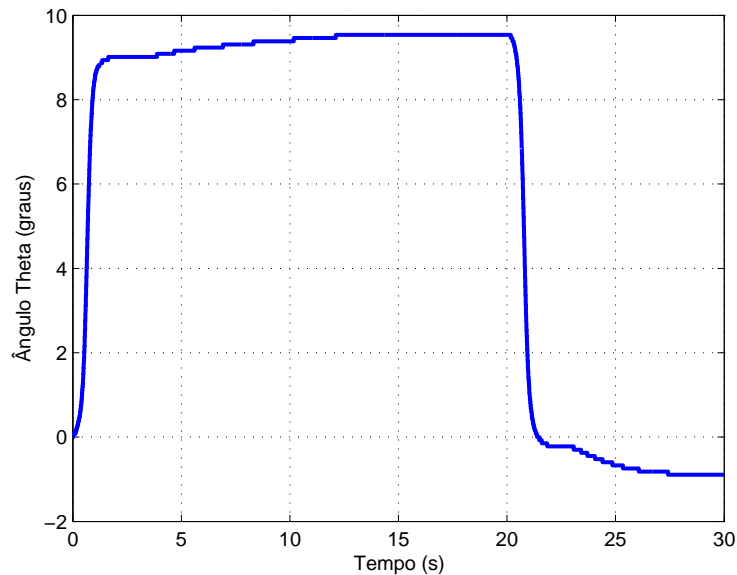


Fonte: Próprio autor.

Conforme apresentados na Fig. 49, inicialmente a parte móvel do aerofólio não retorna ao ângulo inicial de 0° . Este erro é causado, principalmente, pela imprecisão de ajuste dos fios de LMF que apresentam comprimentos distintos. Assim, o aerofólio é rotacionado para uma outra posição de equilíbrio.

Para minimizar os erros encontrados durante a aquisição dos sinais, escolheu-se como resposta temporal a ser utilizada na identificação dos parâmetros do aerofólio (Eq. 30), a média dos 10 sinais adquiridos (veja Fig. 49), sendo esta representada pela Fig. 50.

Figura 50- Resposta temporal média para o ângulo θ da superfície de controle.



Fonte: Próprio autor.

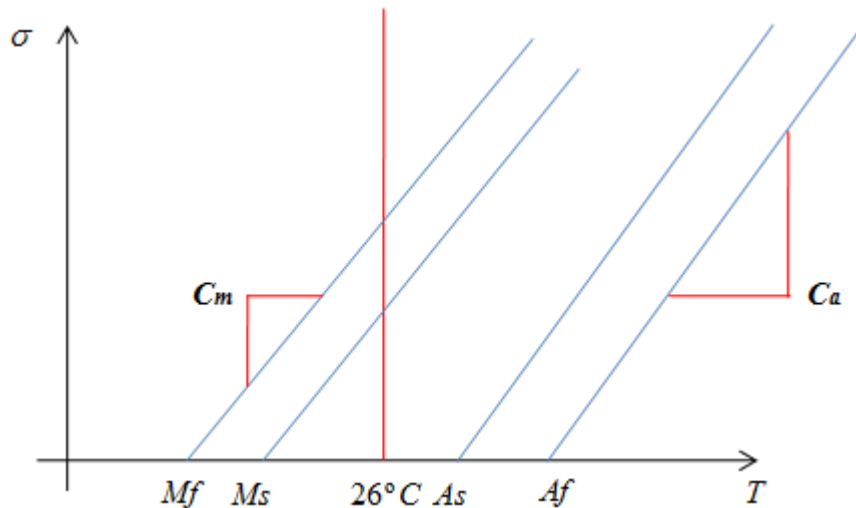
O fio de LMF utilizado neste experimento é o mesmo empregado no ensaio de validação do modelo térmico proposto no Capítulo 2, Seção 2.4.1. Por este motivo, este fio não atinge por temperatura, a transformação de fase da austenita para martensita, visto que a temperatura ambiente está acima da temperatura de início da transformação em martensita (M_s). Assim, a transformação de fase entre austenita e martensita maclada ocorre devido à tensão mecânica exercida sobre o fio de LMF (BRINSON, 1993; LEO, 2007).

Conforme exposto, o modelo simplificado de Ikuta et al. (1991) apresenta limitação de não conseguir representar a transformação de fase por tensão mecânica entre a austenita e a martensita. Neste sentido, diversos são os trabalhos que propõem um modelo que representa esta transformação de fase entre austenita e martensita induzidas por tensão mecânica e temperatura, destacando-se os modelos de Brinson (1993) e Liang e Rogers

(1991). Em geral, modelos necessitam de uma solução iterativa devido à tensão mecânica na LMF (Eq. 12) depender da fração martensita e , por isto a fração martensita torna-se dependente da tensão mecânica.

O conceito abordado em Leo (2007) foi utilizado neste trabalho, que consiste em uma variação linear das temperaturas de transformação de fase em função da tensão mecânica aplicada, como é mostrado na figura 51. Note, que a temperatura ambiente de 26°C está localizada entre a temperatura de início de transformação de fase em austenita (A_s) e Martensita M_s , sendo C_m e C_a a inclinação da reta tangente nas fases martensita e austenita.

Figura 51- Variação da tensão mecânica em função da temperatura.



Fonte: Adaptado de (LEO, 2007).

Analisando o princípio de operação do aerofólio, tem-se que os fios de LMF sempre estão previamente tracionados, ou seja, as temperaturas de transformação foram modificadas devido à tensão mecânica aplicada. Com base neste raciocínio, este trabalho propõe considerar um deslocamento fixo de $+15^\circ\text{C}$ nas temperaturas de transformação de fase apresentados na tabela 3, em que o deslocamento dos $+15^\circ\text{C}$ foi escolhido conforme discutido na seção 2.4.1. O objetivo deste deslocamento consiste em aumentar as temperaturas de transformação na fase martensita acima da temperatura ambiente e, com isto, não é necessário um método iterativo para solucionar a equação (12).

A Tabela 9 mostra os parâmetros principais do fio de LMF (veja Tab. 3) instalado no aerofólio com as alterações nas temperaturas de transformação fase, sendo o módulo de elasticidade fornecido pelo fabricante ($Y_a = 69 \text{ GPa}$) e os coeficientes de troca de calor por convecção (h_h e h_c) computados através da Eq. (8).

Tabela 9- Parâmetros principais dos fios de LMF instalados no aerofólio construído.

Parâmetro	Unidade	Valor
M_f	$^{\circ}C$	32
M_s	$^{\circ}C$	35
A_s	$^{\circ}C$	57
A_f	$^{\circ}C$	60
C_{pM}	$J/kg.^{\circ}C$	400
C_{pA}	$J/kg.^{\circ}C$	725, 28
ρ_{elM}	$\mu\Omega.m$	0, 76
ρ_{elA}	$\mu\Omega.m$	0, 82
h_h	$W/m^2.^{\circ}C$	13, 81
h_c	$W/m^2.^{\circ}C$	21, 31

Yin e Sun (2012) realizaram testes em uma amostra de *Ni-Ti* analisando a variação da temperatura durante um ciclo de transição de fase, onde foi abordada uma correção no coeficiente de convecção que inclui o efeito da troca de calor por condução dos suportes de fixação dos fios da LMF. A equação sugerida por Yin e Sun (2012) e adotada neste trabalho é dada por:

$$h_{ef} = \frac{\alpha_c k_c}{L_0^2} + h_{eq} \quad (38)$$

onde α_c é um fator de correção, L_0 é o comprimento original do fio, k_c é o coeficiente de troca de calor por condução e h é a coeficiente de troca de calor por convecção natural.

Segundo Yin e Sun (2012), para um comprimento original do fio de $L_0 \gg \sqrt{\alpha_c k_c d / 2h_{eq}}$, tem-se h_{ef} aproximadamente igual à h_{eq} , ou seja, quanto maior o comprimento inicial da LMF, menor será a influência na perda de temperatura provocada pelos suportes laterais. Esta afirmação pode ser observada no experimento do atuador (Seção 2.5.3) e no experimento da validação térmico da liga (Seção 2.4.1). Para o experimento da validação do modelo térmico do fio de LMF (Seção 2.4.1) foi obtida uma diferença significativa entre o coeficiente de convecção natural calculado e o otimizado. Para a validação do modelo no atuador de LMF (Seção 2.5.3) houve pouca diferença.

Assim, a Eq. (38) foi utilizada primordialmente como um fator de correção para as incertezas presentes no modelo térmico, com o objetivo de comparar os coeficientes de convecção natural no aerofólio dentro e fora do túnel.

Buscando uma melhoria nos resultados foi aplicado o mesmo processo de otimização,

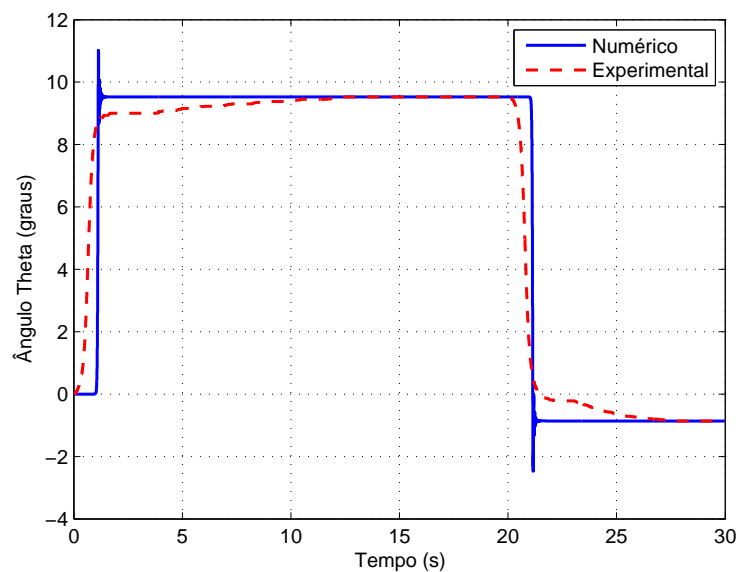
discutido anteriormente. A Tab. 10 mostra os parâmetros iniciais, mínimos e máximos utilizados no processo de otimização. Os parâmetros α_1 e α_2 são, respectivamente, as constantes de correção para a fase de aquecimento e resfriamento para cada fio de LMF.

Tabela 10- Parâmetros iniciais, mínimos e máximos do aerofólio construído.

Parâmetro	Unidade	Inicial	Mínimo	Máximo
M_f	$^{\circ}C$	32	2	32
M_s	$^{\circ}C$	35	5	35
A_s	$^{\circ}C$	57	27	57
A_f	$^{\circ}C$	60	30	60
C_{pM}	$J/kg.^{\circ}C$	400	400	857
C_{pA}	$J/kg.^{\circ}C$	400	400	857
c_{eq}	Nms/rad	0,02	0,02	2
α_1^{LMF1}	—	8,1	0	50
α_2^{LMF1}	—	8,1	0	20
α_1^{LMF2}	—	8,1	0	20
α_2^{LMF2}	—	8,1	0	20

A Figura 52 ilustra a comparação entre o resultados numérico obtidos (utilizando a Eq. 30 e os parâmetros iniciais mostrados na Tabela 10) e experimental, onde se observa a razoável aproximação entre os resultados alcançados.

Figura 52- Respostas temporais numérico-experimental para o ângulo θ do aerofólio utilizando os parâmetros iniciais.



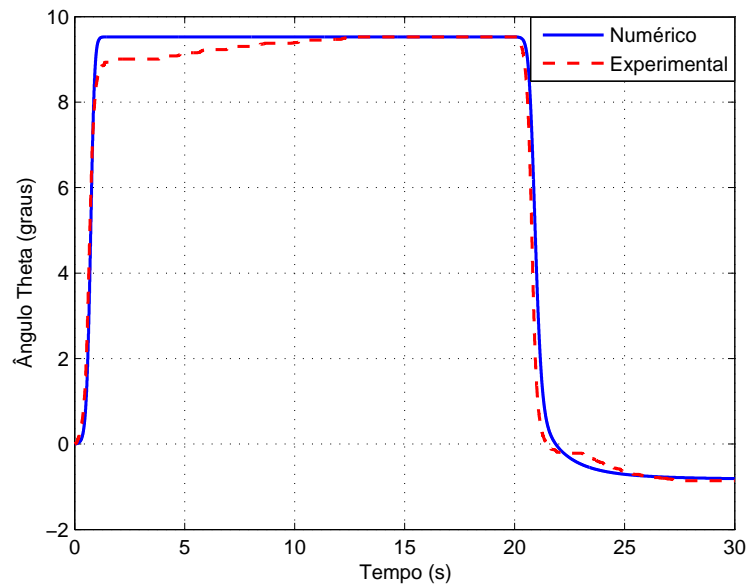
Fonte: Próprio autor.

Os parâmetros finais otimizados são mostrados na Tabela 11. Note uma mudança significativa no coeficiente de amortecimento viscoso, que ficou próximo ao coeficiente de atrito no experimento do atuador (veja a Tab. 5). As constantes α tiveram uma maior alteração na liga inferior (*LMF2*). O motivo principal que altera tais parâmetros é o fato do comprimento da liga inferior (*LMF2*) ser maior que a liga superior (*LMF1*). A comparação entre o resultados numérico e experimental é mostrado na Fig. 53.

Tabela 11- Parâmetros otimizados para o aerofólio construído.

Parâmetro	Unidade	Final
M_f	$^{\circ}C$	28,64
M_s	$^{\circ}C$	34,69
A_s	$^{\circ}C$	38,39
A_f	$^{\circ}C$	55,58
C_{pM}	$J/kg.^{\circ}C$	400
C_{pA}	$J/kg.^{\circ}C$	710,61
c_{eq}	Nms/rad	0,92
α_1^{LMF1}	$W/m^2.^{\circ}C$	8,00
α_2^{LMF1}	$W/m^2.^{\circ}C$	8,10
α_1^{LMF2}	$W/m^2.^{\circ}C$	4,41
α_2^{LMF2}	$W/m^2.^{\circ}C$	4,40

Figura 53- Respostas temporais numérico-experimental para o ângulo θ do aerofólio utilizando os parâmetros otimizados.

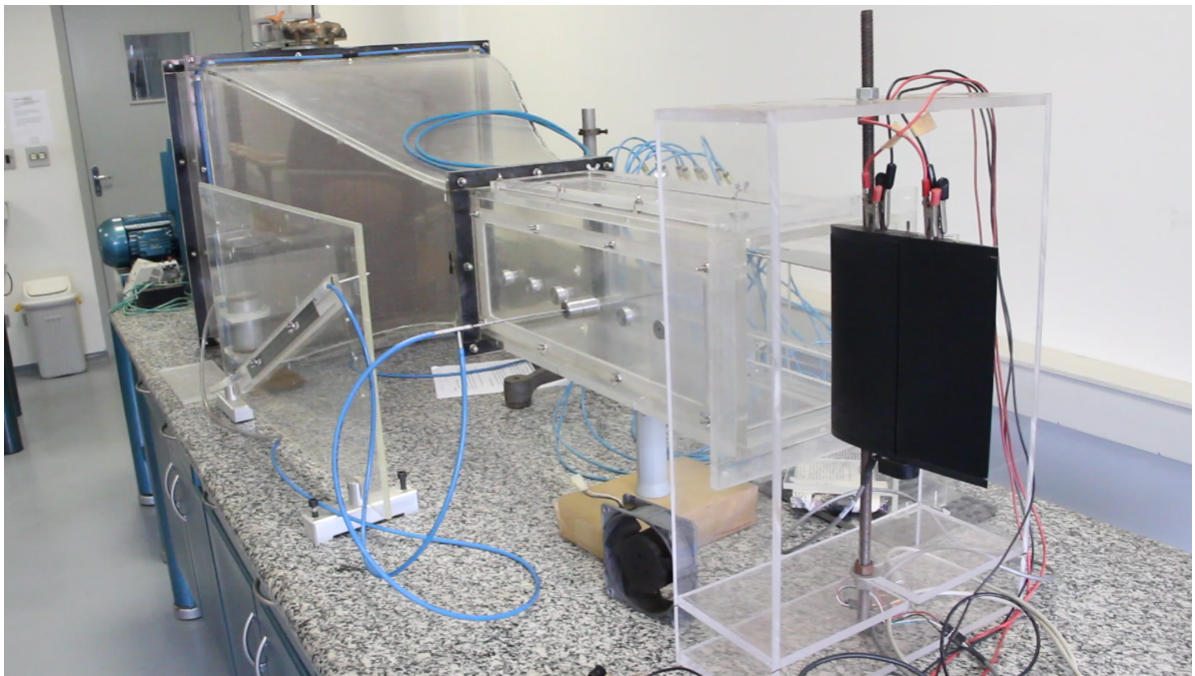


Fonte: Próprio autor. '

4.3 VALIDAÇÃO DO MODELO AERODINÂMICO DO AEROFÓLIO

Para os testes aerodinâmicos o aerofólio foi instalado no túnel de vento do Laboratório de Mecânica dos Fluidos da UNESP de Ilha Solteira, como mostra a Fig. 54. A dimensão da seção de saída do túnel é de 200 *mm* de altura e 200 *mm* de largura e a velocidade de escoamento máxima é de aproximadamente 25 *m/s*. O sistema de medida da velocidade de escoamento foi realizado através de um manômetro inclinado a 25°, como mostra a Fig. 55.

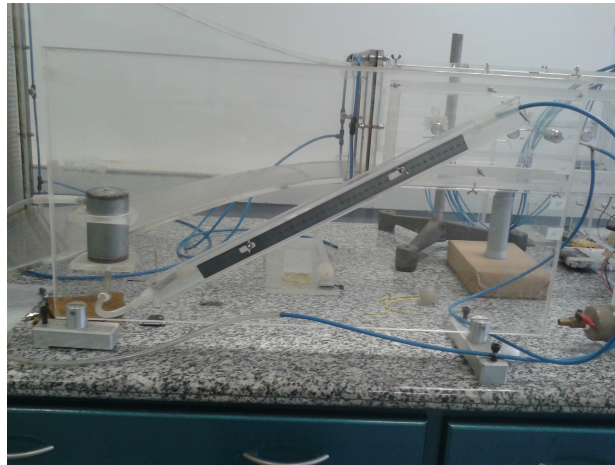
Figura 54- Bancada experimental do aerofólio posicionado em túnel de vento.



Fonte: Próprio autor.

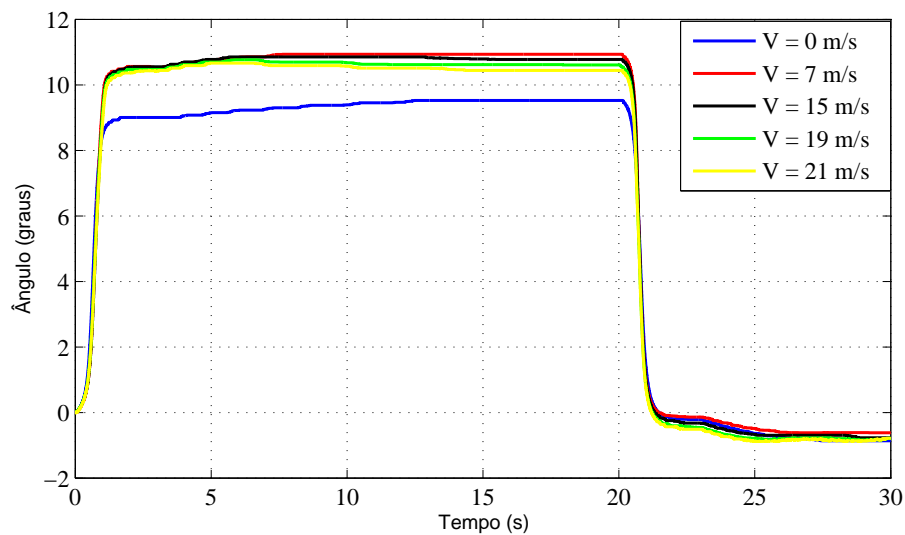
Os testes do aerofólio em túnel de vento foram executados seguindo a mesma metodologia utilizada na validação do modelo dinâmico do aerofólio, considerando quatro velocidades distintas para o escoamento, a saber: 7, 15, 19 e 21 *m/s*. Para garantir uma mesma velocidade de escoamento, a temperatura ambiente (26°C) foi monitorada utilizando um termômetro analógico. A Figura 56 mostra a resposta temporal do ângulo do aerofólio em túnel para as quatro velocidades de escoamento utilizadas. Foram utilizadas as mesmas tensões elétricas dos exemplos anteriores, dadas na figura 48.

Figura 55- Manômetro inclinado a 25°.



Fonte: Próprio autor.

Figura 56- Respostas temporais para o ângulo θ do aerofólio construído para diferentes velocidades de escoamento.



Fonte: Próprio autor.

Sabe-se que o ângulo da superfície de controle, bem como do aerofólio, é função da velocidade de escoamento, densidade do fluido e da rigidez conforme ilustra a Equação 39 (FUNG, 1993). Nesta equação α_o representa o ângulo para um sistema hipotético perfeitamente rígido. Assim, conforme esperado, para cada densidade/velocidade há um comportamento dinâmica.

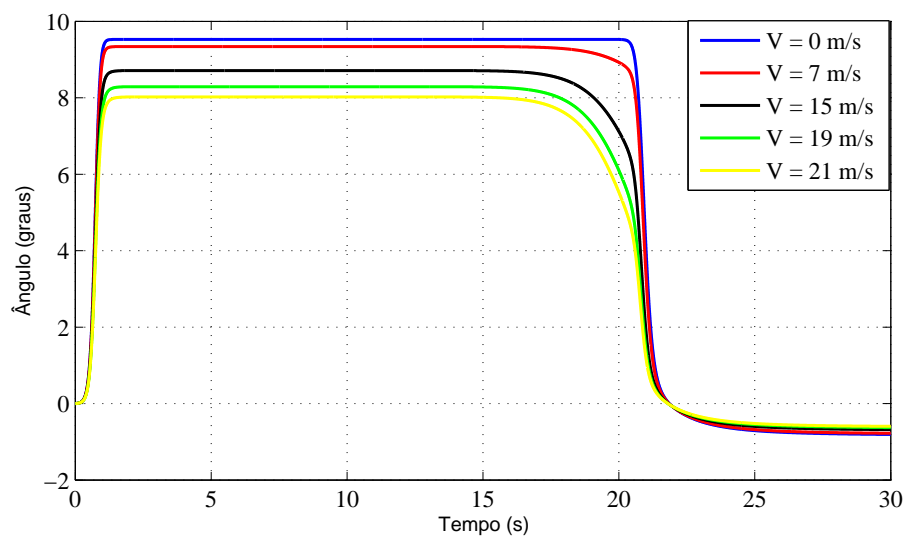
$$\alpha_t = \alpha_o + \alpha_i(K_{\alpha_i}, V, \rho_f) \quad (39)$$

onde, α_t é o ângulo total, α_i é o incremento no ângulo de ataque devido o efeito da

flexibilidade (K_{α_i}) e do escoamento.

Na validação do modelo aerodinâmico foi utilizado o modelo discutido na seção 3.2 (Eq. ??). A estratégia utilizada na identificação é manter os parâmetros obtidos na otimização para escoamento nulo ($V = 0$), exceto os coeficientes de transferência de calor por convecção, em que foram otimizados utilizando a mesma metodologia dos capítulos anteriores. Após varias otimizações, os parâmetros permaneceram inalterados. Este resultado é ilógico, devido o escoamento forçar o resfriamento nas LMF, elevando os valores dos coeficientes de transferência de calor para valores muito acima dos identificados sem a presença do escoamento. A melhor justificativa é a limitação do modelo de força proposto por Romano e Tannuri (2009), conforme ilustrara a Eq. 15, em que sem a força de resistência da fração martensita no modelo, o mesmo necessita permanecer aquecidos para que exista uma força mínima contraria a força do escoamento. Utilizando os parâmetros da Tab. 11, foi obtido os resultados numéricos ilustrado na Fig. 57. Note que o modelo não é capaz de representar a variação do ponto de equilíbrio estático, mas foi possível identificar uma tendência na redução do ângulo máximo conforme o aumento da velocidade de escoamento, em que para o caso numérico é possível identificar uma maior redução devido a falta da fração martensita. Em consequência das limitações, foi estabelecido uma faixa útil de trabalho (de 0 à 8°) na qual o aerofólio é capaz de atingir o ângulo desejado com a atuação dos fios de LMF para todas as velocidades de escoamentos da figura 56.

Figura 57- Resultado numérico para o ângulo θ para diferentes velocidades de escoamento.



Fonte: Próprio autor.

4.3.1 Controle angular ativo

No capítulo 2, foi demonstrado a eficiência dos controladores Liga-Desliga e Liga-Desliga suavizado no controle de posição de um dispositivo de atuador de LMF. Devido aos bons resultados, estes controladores foram testados no controlador de posição do aerofólio no teste em túnel de vento. Logo, o controlador liga-desliga foi implementado da seguinte forma:

Para o fio de LMF1:

$$u = \begin{cases} V_{\max} & \text{se } e > 0 \\ V_{\min} & \text{se } e < 0 \end{cases} \quad (40)$$

Para o fio de LMF2:

$$u = \begin{cases} V_{\min} & \text{se } e > 0 \\ V_{\max} & \text{se } e < 0 \end{cases} \quad (41)$$

onde $e = r_{ref} - \theta$ é o erro entre a referência (r_{ref}) e a posição angular (θ) da parte móvel do aerofólio e $V_{\max} = 4$ e $V_{\min} = 0$ são as tensões elétricas máximas e mínimas aplicadas nos fios de LMF. Já para a versão suavizada do controlador, a sua implementação é realizada da seguinte forma:

Para o fio de LMF1:

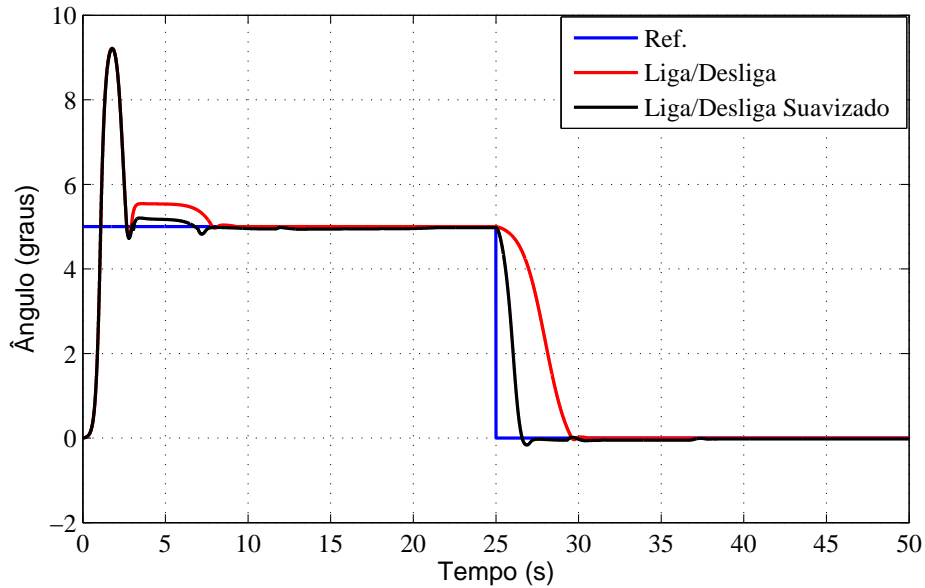
$$u = \begin{cases} V_{\max} & \text{se } e > \phi_{\max} \\ V_{\min} & \text{se } e < \phi_{\min} \\ k|e| & \text{se } 0 < e < \phi_{\max} \end{cases} \quad (42)$$

Para o fio de LMF2:

$$u = \begin{cases} V_{\min} & \text{se } e > \phi_{\max} \\ V_{\max} & \text{se } e < \phi_{\min} \\ k|e| & \text{se } \phi_{\min} < e < 0 \end{cases} \quad (43)$$

onde $k = \frac{V_{\max}}{\phi}$ é um ganho proporcional e ϕ_{\min} e ϕ_{\max} são respectivamente os valores limites mínimo e máximo da região ϕ para a LMF2.

Figura 58- Comparação dos resultados numéricos dos controladores Liga-Desliga e Liga-Desliga Suavizado para $V = 0 \frac{m}{s}$.



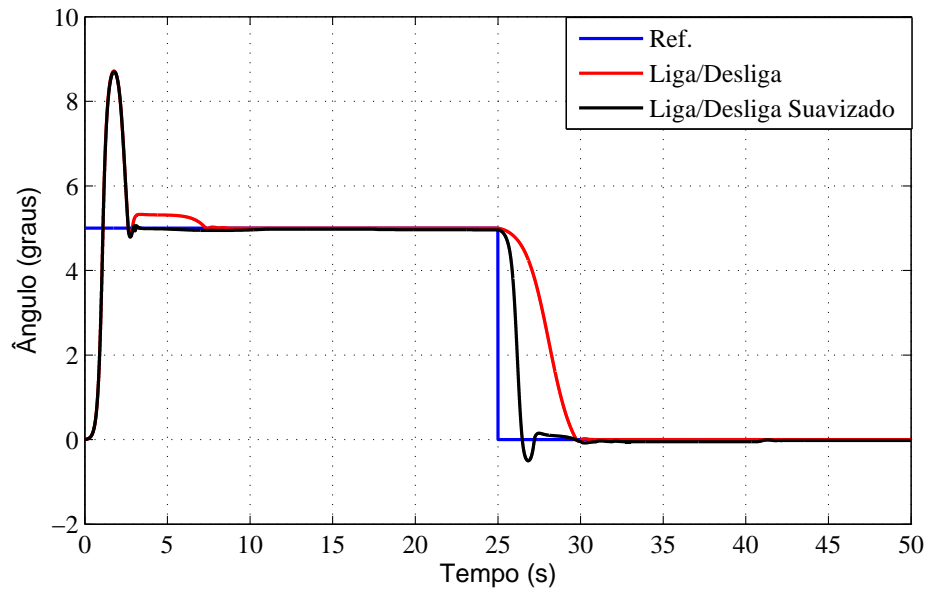
Fonte: Próprio autor.

Como foi discutido na seção 2.6.2 os controladores do tipo Liga-Desliga e Liga-Desliga suavizado não necessitam do conhecimento do modelo matemático para o seu projeto. No entanto, uma análise teórica foi realizada com os parâmetros otimizados para a velocidade de escoamento nula, e para todos os ensaios realizados, foram considerados como parâmetros dos controladores os seguintes valores: $V_{\max} = 4 V$, $V_{\min} = 0 V$, $\phi_{\min} = -0.15^\circ$, $\phi_{\max} = 0, 15^\circ$. Os resultados podem ser observados nas Figs. 58, 59, 60, 61 e 62.

A ausência do modulo de elasticidade da martensita, torna a força exercida pela liga inferior (*LMF2*) nula para temperaturas abaixo de M_s , logo a liga superior (*LMF1*) permanece rotacionando o aerofólio até que a mesma se esfrie e, a liga inferior seja aquecida a uma temperatura acima de A_s . Assim nos primeiros 5 segundos resultou em um *Overshoot* ilustrado nas Figs. 58, 59, 60, 61 e 62. Nota-se que, conforme a velocidade de escoamento aumenta, a força aerodinâmica aumenta, logo tem-se uma diminuição no *Overshoot* e, caso a força da fase martensita fosse considerada, este *Overshoot* seria nulo.

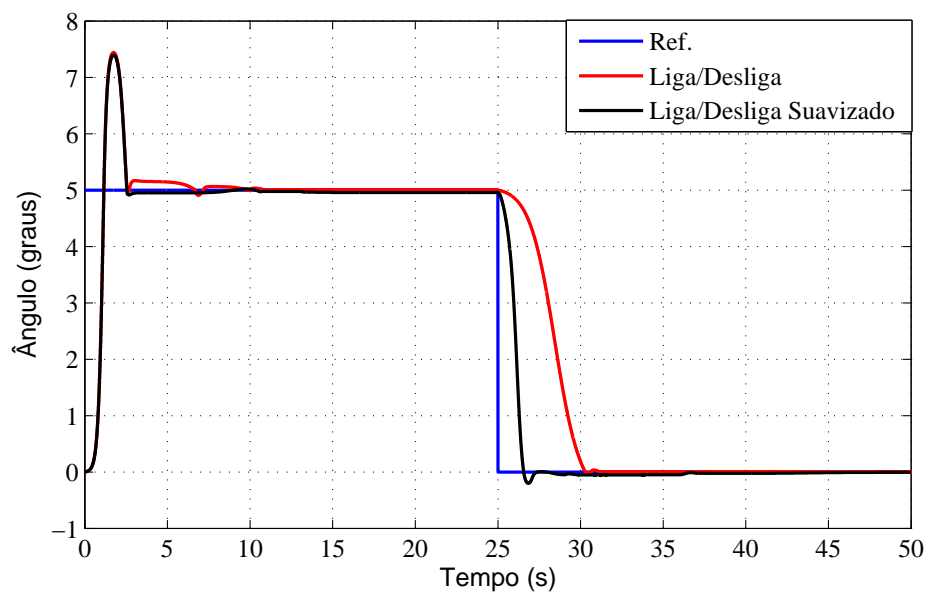
Ainda nas figuras, tem-se que ambos os controladores convergem para a referência, considerando um tempo longo de permanência em uma determinada referência. Para todos os casos estudados, como discutido na seção 2.6.2, o controlador Liga-Desliga suavizado possui um tempo de resposta mais baixo se comparado com o Liga-Desliga convencional.

Figura 59- Comparação dos resultados numéricos dos controladores Liga-Desliga e Liga-Desliga Suavizado para $V = 7 \frac{m}{s}$.



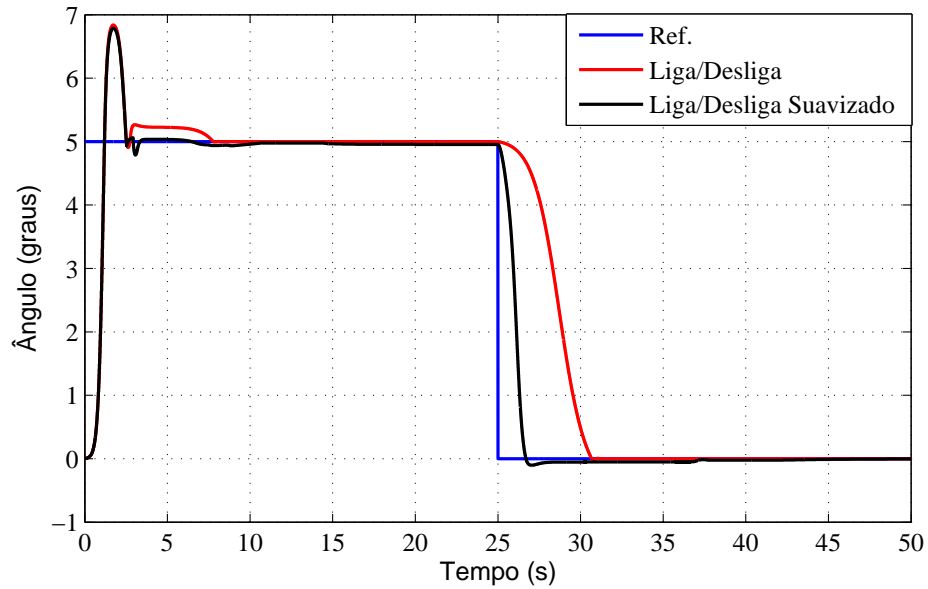
Fonte: Próprio autor.

Figura 60- Comparação dos resultados numéricos dos controladores Liga-Desliga e Liga-Desliga Suavizado para $V = 15 \frac{m}{s}$.



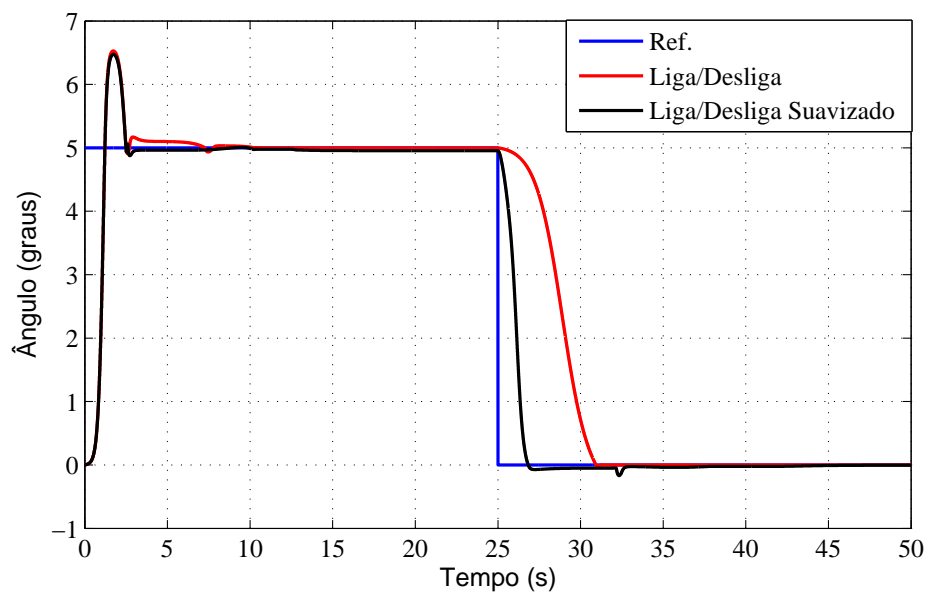
Fonte: Próprio autor.

Figura 61- Comparação dos resultados numéricos dos controladores Liga-Desliga e Liga-Desliga Suavizado para $V = 19 \frac{m}{s}$.



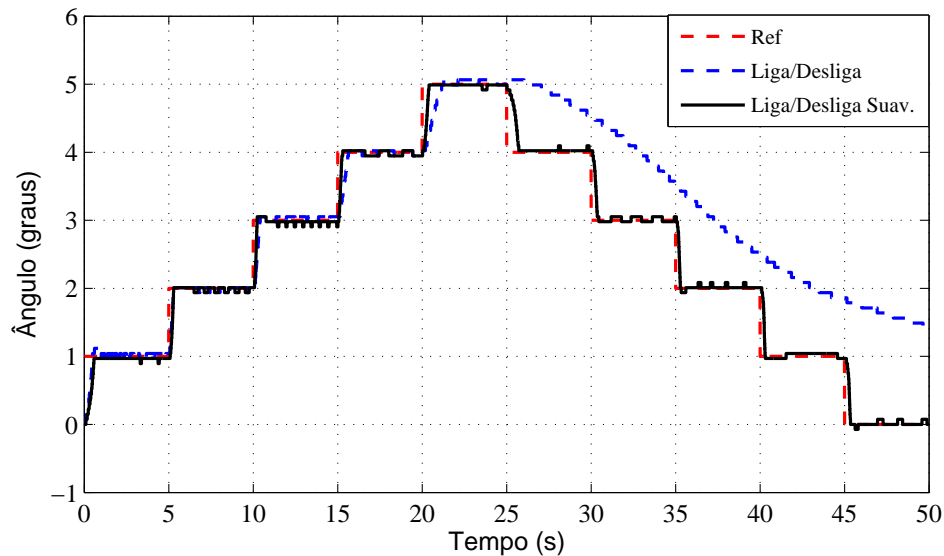
Fonte: Próprio autor.

Figura 62- Comparação dos resultados numéricos dos controladores Liga-Desliga e Liga-Desliga Suavizado para $V = 21 \frac{m}{s}$.



Fonte: Próprio autor.

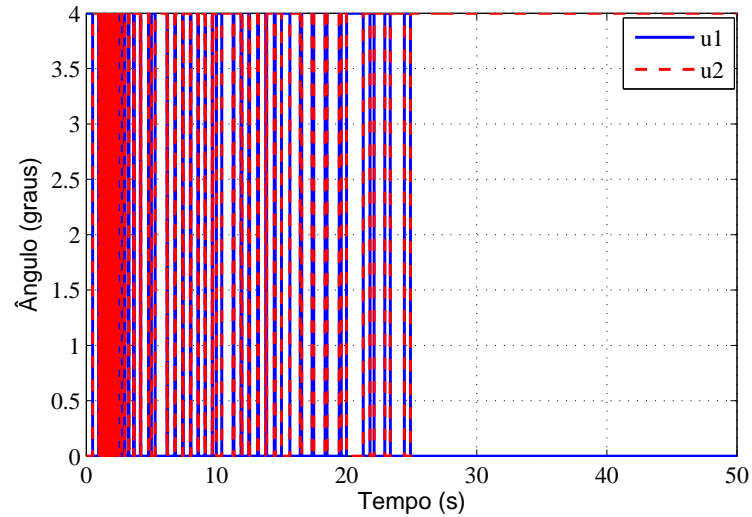
Figura 63- Desempenho dos controladores aplicados para uma velocidade de escoamento de 0 m/s



Fonte: Próprio autor.

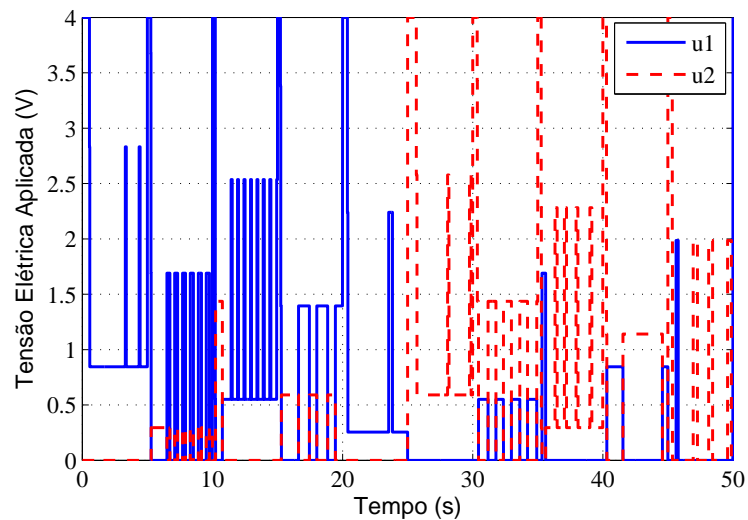
A Fig. 63 mostra a comparação entre os controladores aplicados no aerofólio adaptativo para uma velocidade de escoamento de 0 m/s . Note que, o controlador liga-desliga suavizado apresentou um desempenho melhor na fase ascendente do ângulo do aerofólio e um desempenho muito superior na fase descendente. Esta diferença ocorre devido a energia utilizada no aquecimento dos fios de LMF, como mostram as Figs. 64 e 65. Como pode ser observado nestas figuras, na versão suavizada do controlador os valores RMS dos sinais de entrada (u_1 e u_2) são respectivamente 1 V_{rms} e $1.02 \text{ V}_{\text{rms}}$ contra $1.42 \text{ V}_{\text{rms}}$ e $3.74 \text{ V}_{\text{rms}}$ para a versão convencional do controlador, logo a corrente elétrica é menor nos fios, assim o aquecimento dos fios de LMF é menor no Liga-Desliga suavizado, permitindo que os fios cheguem mais rapidamente na temperatura da fase martensita. Com isso, o fio de LMF inferior possui força suficiente para rotacionar o aerofólio na faixa angular descendente, onde deve ocorrer o resfriamento dos fios de LMF. Deve-se destacar a dificuldade deste tipo de operação, onde o ângulo do aerofólio foi variado de 0° a 5° , com incremento de 1° a cada 5 segundos. Posteriormente, a variação do ângulo do aerofólio foi de 5° a 0° . Nota-se que o sistema de atuação proposto foi eficiente com o tempo de resposta adequado. Assim, nos ensaios realizados para o atuador de LMF, ficou constatado que a versão suavizada do controlador apresentou um gasto de energia menor (veja Fig. 70) e proporcionou aos fios de LMF um aquecimento menor e conseqüentemente uma taxa de resfriamento maior, garantindo com isso maior eficiência em termos de acompanhamento de referência. As Figuras 66 e 67 mostra o sistema de controle liga-desliga implementado no Simulink®.

Figura 64- Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga para uma velocidade de escoamento de 0 m/s . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.



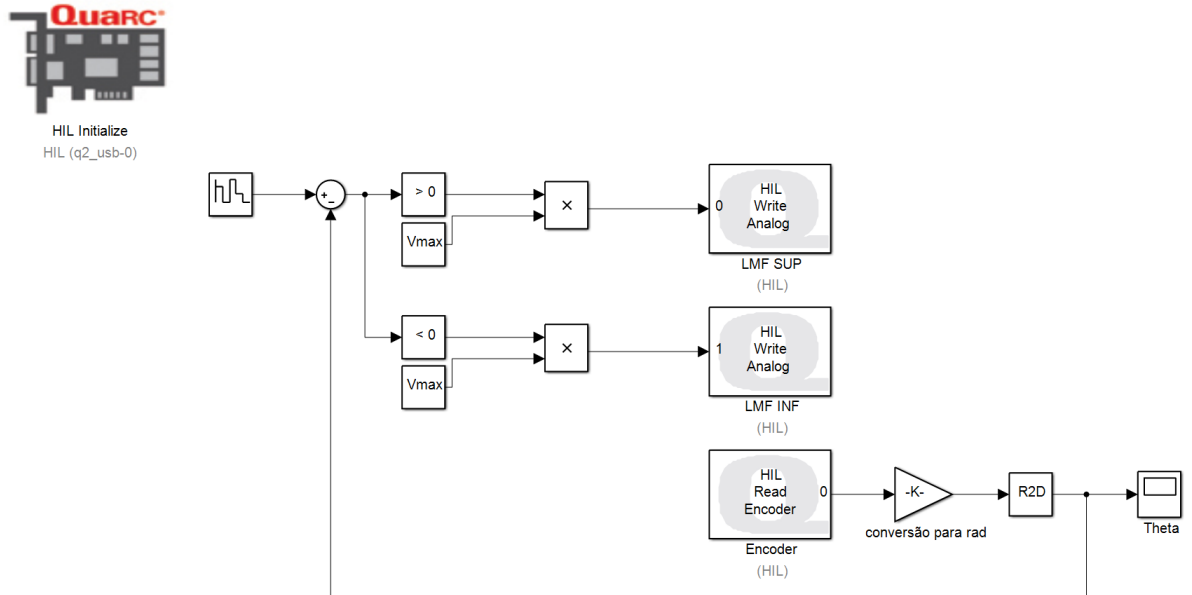
Fonte: Próprio autor.

Figura 65- Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga suavizado para uma velocidade de escoamento de 0 m/s . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.



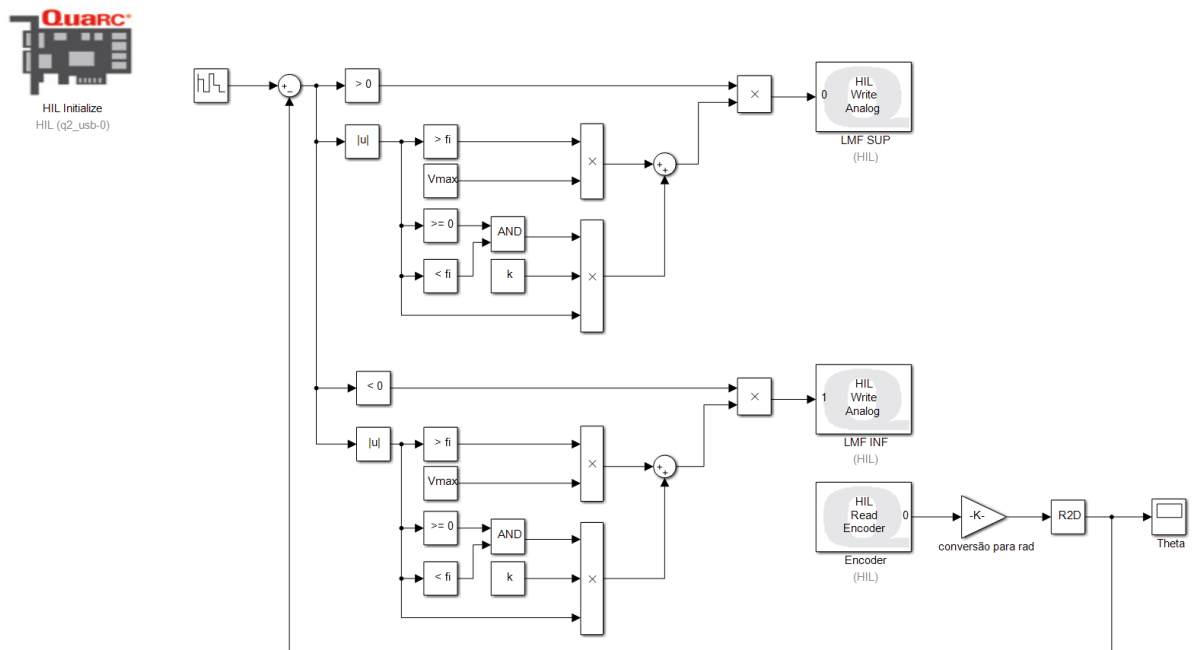
Fonte: Próprio autor.

Figura 66- Sistema de controle liga-desliga implementado no *Simulink*[®] para o aerofólio adaptativo.



Fonte: Próprio autor.

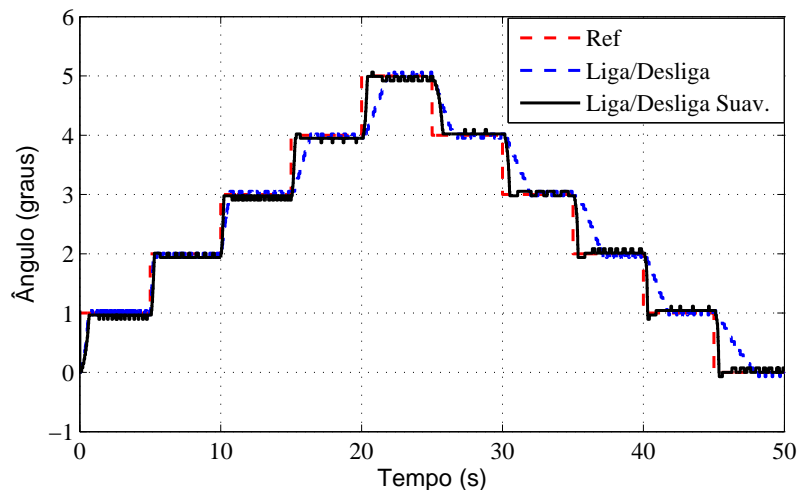
Figura 67- Sistema de controle liga-desliga suavizado em ambiente *Simulink*[®] para o aerofólio adaptativo.



Fonte: Próprio autor.

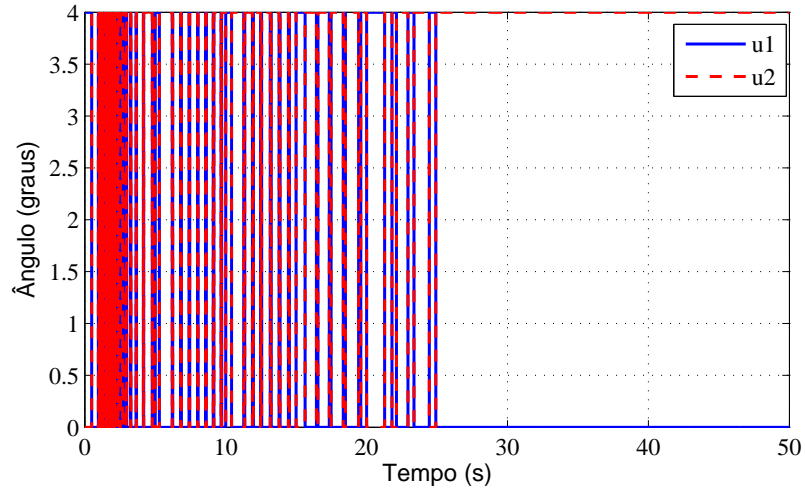
O mesmo teste foi realizado para a velocidade de escoamento de 7 m/s e o resultado é ilustrado na Figura 68. Note, na fase descendente um melhor resultado em comparação com o obtido para uma velocidade de escoamento nula. Esta diferença está diretamente relacionada com o momento aerodinâmico na seção de controle (M_β) e com o resfriamento forçado devido o escoamento sobre os fios de LMF. Assim, tem-se que na fase descendente o fio de LMF é resfriado mais rápido devido ao escoamento sobre a LMF e o momento aerodinâmico tende a rotacionar a seção de controle no sentido favorável a LMF inferior ($LMF2$), em que nesta fase é responsável por rotacionar o aerofólio no sentido horário. Note ainda que, o controlador Liga-Desliga suavizado apresentou um gasto de energia menor (veja Fig. 69 e 70). Este gasto de energia menor pode ser observado comparando os valores RMS dos sinais de entrada u_1 e u_2 para ambos os controladores tem-se respectivamente 2,35 Vrms e 3,14 Vrms para o controlador Liga-Desliga suavizado e 1,28 Vrms e 1,95 Vrms para o controlador Liga-Desliga. Vale ressaltar que em todos os outros casos estudados (velocidades de escoamento de 15, 19 e 21 m/s), os resultados sempre foram similares, conforme ilustradas nas figuras 71 à 79.

Figura 68- Desempenho dos controladores aplicados para uma velocidade de escoamento de 7 m/s .



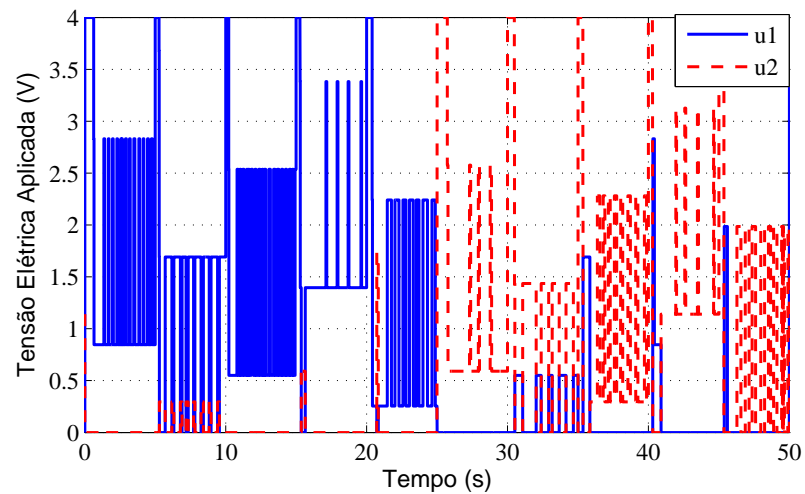
Fonte: Próprio autor.

Figura 69- Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga para uma velocidade de escoamento de 7 m/s . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.



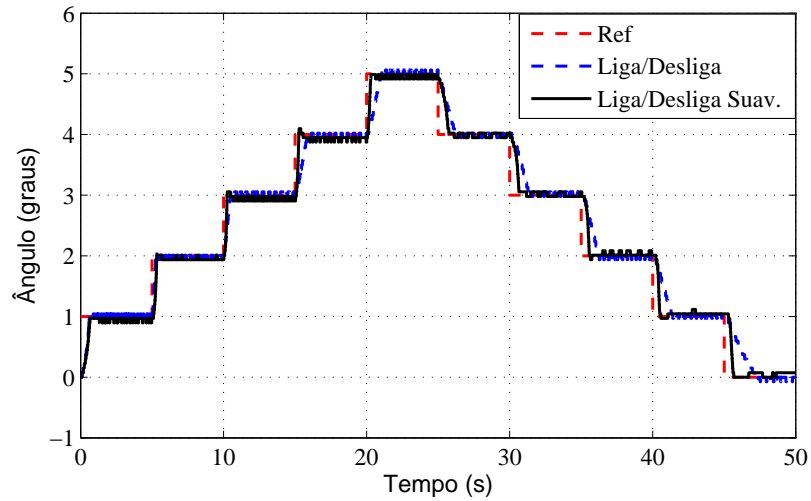
Fonte: Próprio autor.

Figura 70- Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga suavizado para uma velocidade de escoamento de 7 m/s . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.



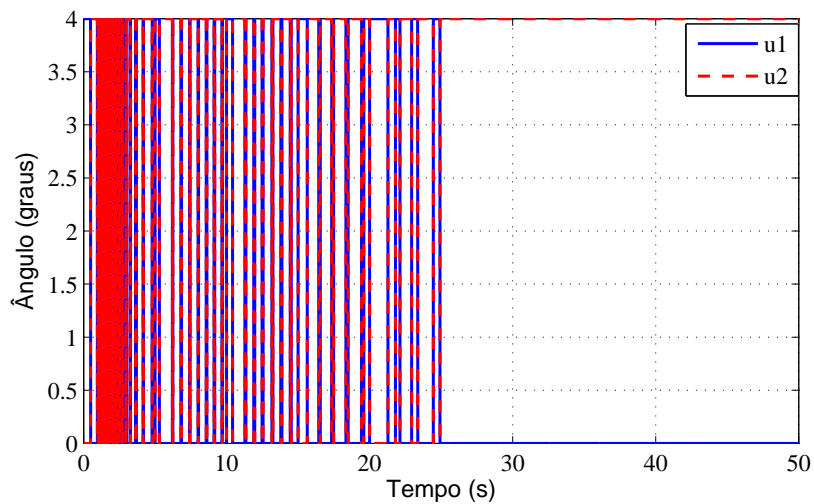
Fonte: Próprio autor.

Figura 71- Desempenho dos controladores aplicados para uma velocidade de escoamento de 15 m/s .



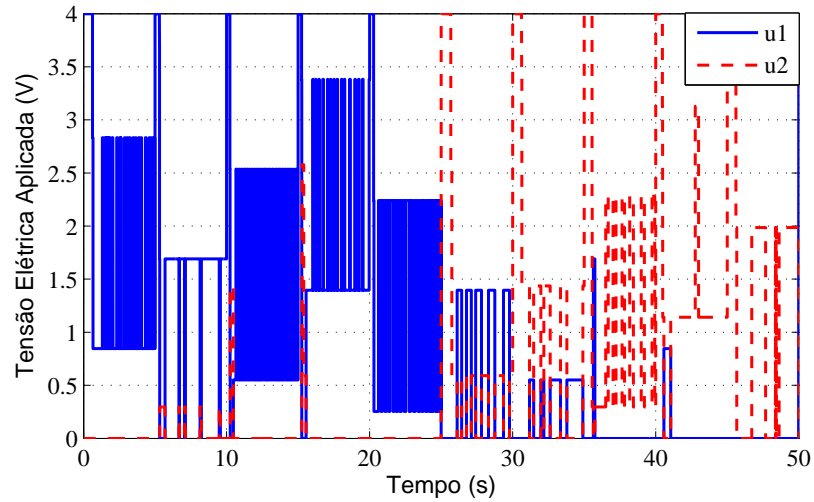
Fonte: Próprio autor.

Figura 72- Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga para uma velocidade de escoamento de 15 m/s . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.



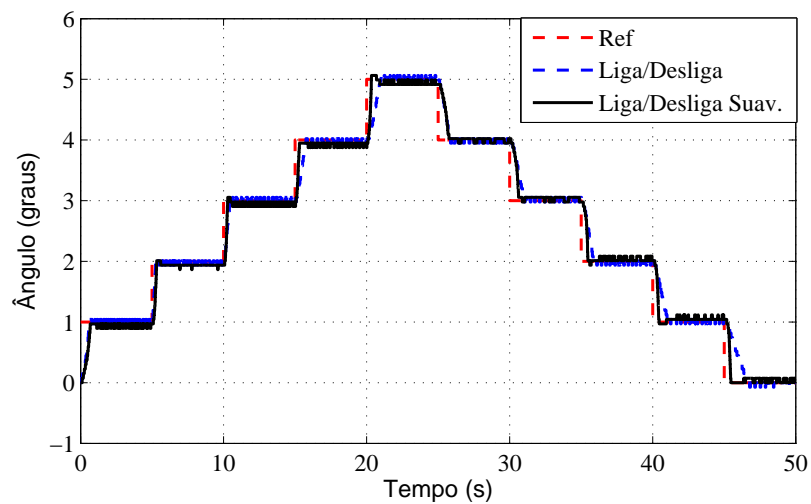
Fonte: Próprio autor.

Figura 73- Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga suavizado para uma velocidade de escoamento de 15 m/s . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.



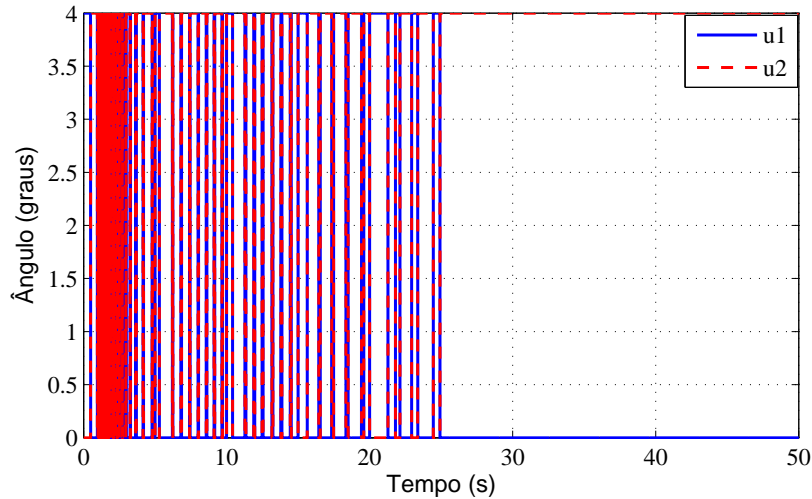
Fonte: Próprio autor.

Figura 74- Desempenho dos controladores aplicados para uma velocidade de escoamento de 19 m/s .



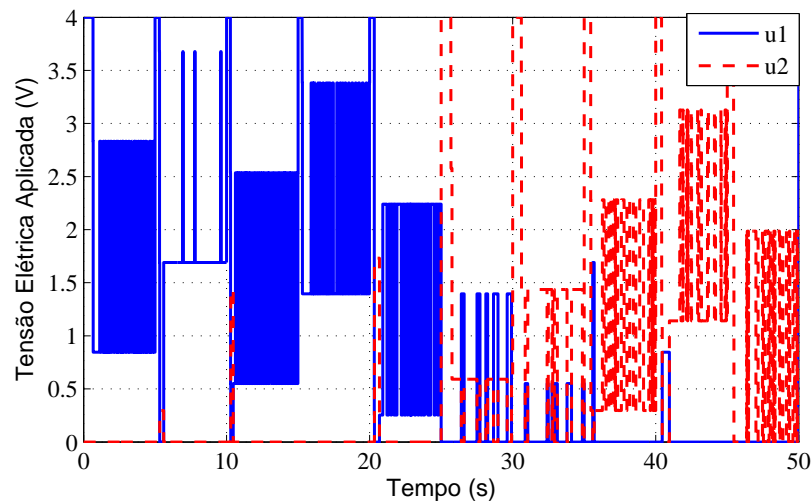
Fonte: Próprio autor.

Figura 75- Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga para uma velocidade de escoamento de 19 m/s . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.



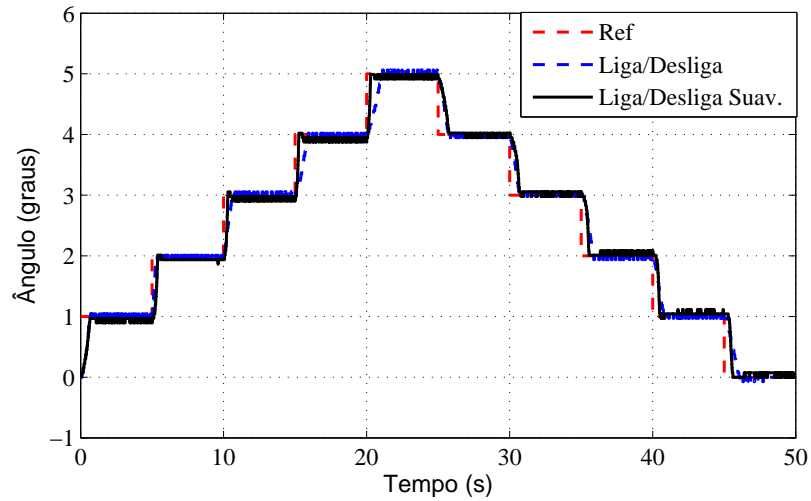
Fonte: Próprio autor.

Figura 76- Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga suavizado para uma velocidade de escoamento de 19 m/s . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.



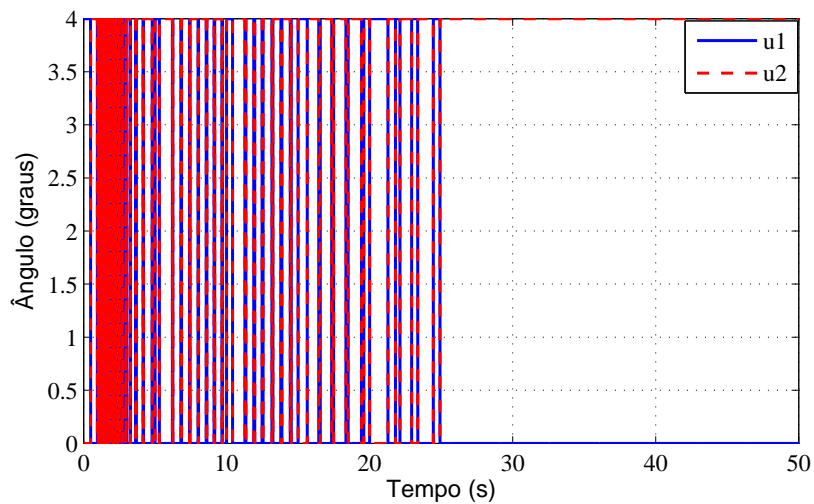
Fonte: Próprio autor.

Figura 77- Desempenho dos controladores aplicados para uma velocidade de escoamento de 21 m/s .



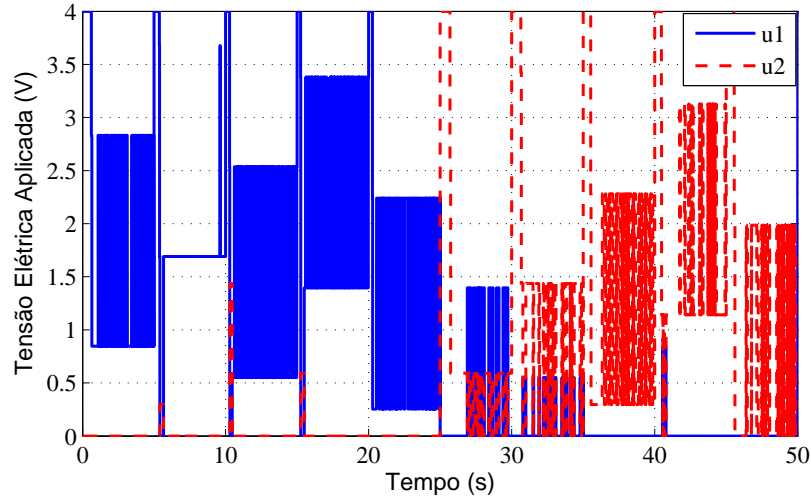
Fonte: Próprio autor.

Figura 78- Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga para uma velocidade de escoamento de 21 m/s . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.



Fonte: Próprio autor.

Figura 79- Tensão elétrica de saída do controlador liga-desliga suavizado para uma velocidade de escoamento de 21 m/s . Onde, u_1 é a tensão elétrica aplicada na LMF1 e u_2 é a tensão elétrica na LMF2.



Fonte: Próprio autor.

4.3.2 Conclusão

Um aerofólio adaptativo foi construído com o objetivo de verificar o comportamento da transformação de fase e validar o modelo dinâmico e aerofólio. O primeiro teste realizado foi a validação do modelo dinâmico utilizando a mesma metodologia empregada na validação do dispositivo do atuador de memória de forma. No entanto, mesmo com a excelente concordância entre o modelo teórico e prático, foi observado uma limitação do modelo de cinética de transformação de fase, em que foi necessário considerar uma variação de temperatura para compensar a transformação de fase induzida por tensão mecânica.

O segundo teste realizado foi a validação do modelo aerodinâmico, seguindo a mesma metodologia empregada na validação do modelo dinâmica. No entanto, devido as limitações do modelo, principalmente na ausência do modulo de elasticidade da fase martensita, os resultados apresentados não foram adequados.

No final do capítulo foram realizados testes no túnel de vento dos controladores Liga-Desliga e Liga-Desliga suavizado. No experimento para velocidade de escoamento nula, notou-se que o controlador Liga-Desliga suavizado obteve um resultado melhor. Este resultado está relacionado com o controlador proporcional inserido entre uma faixa limite, que resultou em uma energia elétrica menor aplicada no fio de LMF, logo a temperatura no fio é menor e proporcionou que a LMF contrária tivesse força suficiente para rotacionar o aerofólio. Note ainda que, no modelo teórico foi capaz de observar este comportamento.

5 CONSIDERAÇÕES FINAIS E TRABALHOS FUTUROS

Neste trabalho foi apresentada uma metodologia para a construção, modelagem e controle de um aerofólio adaptativo, utilizando fios de LMF. A proposta foi validada experimentalmente em um túnel de vento. O sistema tem várias não linearidades, tanto da parte estrutural como do próprio atuador, que é composto pelas LMF. Devido as características não lineares se optou por um controlador do tipo Liga-Desliga, pela facilidade de implementação, baixo custo e bons resultados.

No primeiro momento foi apresentada uma revisão sobre o comportamento termomecânico dos fios de LMF em relação à mudança de fase, o efeito pseudoelástico e o efeito de memória de forma.

O efeito de mudança de fase foi experimentalmente verificado utilizando um termopar e uma fonte de corrente controlável. O objetivo principal deste experimento foi validar o modelo térmico proposto, considerando uma variação do calor específico (C_p) em função da fração martensita (ξ) do material.

Um dispositivo de atuação de LMF foi construído com o objetivo de analisar o efeito de memória de forma utilizando o modelo de Ikuta et al. (1991) para a transformação de fase. A força gerada pela liga de memória de forma foi utilizada a analogia de Romano e Tannuri (2009). Um teste em rampa foi realizado a fim de ajustar, com dados experimentais, o modelo dinâmico proposto para um atuador de LMF construído. Os resultados alcançados mostraram excelente concordância entre os modelos teórico e experimental. Para o controle de posição do dispositivo, foi projetado um controlador PID, em que os ganhos foram otimizados considerando uma referência de 5 *mm*, e notou-se que o comportamento do controlador é satisfatório somente para a referência na qual os ganhos foram otimizados. Devido aos efeitos não lineares, foi testado um controlador não linear do tipo Liga-Desliga que apresentou bons resultados experimentais, mas os resultados numéricos mostraram que as considerações feitas no modelo podem interferir na utilização do mesmo em malha fechada. O controlador Liga-Desliga possui uma variante demonstrada em Elahinia e Ashrafiuon (2002) que é inserido um controlador proporcional em uma determinada faixa de atuação, em que este controlador é nomeado como Liga-Desliga suavizado, logo o mesmo apresentou melhores resultados em termos de acompanhamento de referência e gasto energético de controle que proporcionou um menor tempo de resposta

para as LMFs.

Um aerofólio adaptativo foi construído a fim de verificar o modelo de transformação de fase escolhido e validar o modelo dinâmico e aerodinâmico do aerofólio. Na validação do modelo dinâmico do aerofólio notou-se uma excelente concordância entre o modelo teórico e prático. No entanto, devido o modelo de transformação de fase não considerar a transformação para martensita induzida por tensão mecânica e no modelo de força gerada pelos fios de LMF desconsiderar o módulo de elasticidade da martensita, não foi possível ter uma boa representação teórica adequado no modelo aerodinâmico. Entretanto, foi possível utilizar o modelo proposto para analisar a diferença do tempo de resposta entre o controlador Liga-Desliga e a versão suavizada, que através dos ensaios experimentais principalmente para o caso de velocidade de escoamento nula, notou-se uma eficiência de controle muito superior do Liga-Desliga suavizado. No teste em túnel de vento foi utilizado uma variação angular de 0 a 5 graus, com incremento de 1 grau, tanto na parte ascendente como na descendente. Estes valores são muito rígidos para aplicações praticas, pois geralmente a variação é maior e o tempo para atingir a posição desejada é maior. No entanto, mesmo usando estas condições rígidas os resultados foram satisfatórios. Isto demonstra que a proposta pode ser aplicada em alguns tipos de aeronaves não tripuladas.

5.1 TRABALHOS FUTUROS

Sob o ponto de vista prático o controlador Liga/Desliga suavizado apresentou um resultado promissor no requisito controle de posição do aerofólio. O modelo teórico para as LMF apresentou bons resultados na análise em malha aberta, mas não foi adequado para representar fielmente o modelo em malha fechada. Assim, este trabalho propõe como trabalho futuros a escolha de um modelo completo para as LMF que apresentam a indução da fração martensita por tensão mecânica.

O aerofólio apresentado possui um ângulo limitado, logo uma proposta para a continuação deste trabalho é construir este mesmo aerofólio aumentando o número de seções de controle presentes no aerofólio. Com mais seções de controle, o aerofólio é capaz de aumentar o angulo atingido, logo ter uma mudança mais significativa na corda em comparação com o aerofólio apresentado neste trabalho.

Os controladores não lineares apresentados neste trabalho foram os controladores Liga-Desliga e Liga-Desliga suavizado. No entanto, é possível a aplicação de outros controladores não lineares, como exemplo os controladores baseados em logica Nebulosa (*Fuzzy*). Estes controladores poderão ser muito complexos e não trazer benefícios, pois em situações

práticas não se espera que os ângulos sejam exatos.

REFERÊNCIAS

- ABREU, G. L. C. M. de; MAESTA, M. F.; JUNIOR, V. L.; JUNIOR, C. D. M.; FARIA, C. T.; INMAN, D. J. Active angular control of a sectioned airfoil using shape memory alloys and fuzzy controller. **Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering**, Heidelberg, v. 37, n. 5, p. 1555–1567, 2015. ISSN 1806-3691. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1007/s40430-014-0293-1>>. Acesso em: 20 fev. 2015.
- BILGEN, O.; JUNIOR, C. D. M.; KOCHERSBERGER, K. B.; INMAN, D. J. Macro-fiber composite actuators for flow control of a variable camber airfoil. **Journal of Intelligent Material Systems and Structure**, London, v. 22, n. 1, p. 81–91, 2011.
- 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**, p. 159–177, 1994.
- BRINSON, L. C. One-dimensional constitutive behavior of shape memory alloys: Thermo-mechanical derivation with non-constant material functions and redefined martensite internal variable. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 4, p. 229–242, 1993.
- ELAHINIA, M. H. **Effect of system dynamics on shape memory alloy behavior and control**. 2004. 179 f. Tese (Doutorado) — Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and University, 2004.
- ELAHINIA, M. H.; AHMADIAN, M. An enhanced sma phenomenological model: Ii. the experimental study. **Smart Material and Structures**, Bristol, v. 14, n. 6, p. 1309–1319, 2005. Disponível em: <<https://doi.org/10.1088/0964-1726/14/6/023>>. Acesso em: 10 fev. 2015.
- ELAHINIA, M. H.; ASHRAFIUON, H. Nonlinear control of a shape memory alloy actuated manipulator. **Journal of Vibration and Acoustics**, New York, v. 124, n. 4, p. 566–576, set. 2002. ISSN 1048-9002. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1115/1-1501285>>. Acesso em: 10 fev. 2015.
- FARIA, C. T. **Controle da variação do arqueamento de um aerofólio utilizando atuadores de memória de forma**. 2010. 107 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) — Faculdade de Engenharia, Universidade Estadual Paulista - UNESP, Ilha Solteira, 2010.
- FARIA, C. T.; DEMARQUI, C.; INMAN, D. J.; LOPES, V. Nonlinear dynamic model and simulation of morphing wing profile actuated by shape memory alloys. **Conference Proceedings of the Society for Experimental Mechanics Series**, v. 3, p. 21–28, 2012.

FUNG, Y. C. **An Introduction to the theory of aeroelasticity**. [S.l.]: Dover Publications, inc, 1993.

GARNER, L. J.; WISON, L. N.; LAGOUDAS, D. C.; REDINIOTIS, K. Development of a shape memory alloy actuated biomimetic vehicle. **Smart**, Amsterdam, v. 9, n. 5, p. 673–683, 2000.

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

GIL, F. J.; PLANELL, J. A. Shape memory alloys for medical applications. **Journal of Engineering in Medicine**, Londres, v. 212, p. 473–488, February 1998.

HOLMAN, J. P. **Tranferência de calor**. 10. ed. [S.l.]: McGraw hill book company, 1999.

HUTAPEA, P.; KIM Y. W., F.; GUION, A.; HANNA, C.; HEULITT, N. Development of a wing. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal**, Bingley, v. 80, n. 4, p. 438–444, 2008.

IKUTA, K. Micro/miniature shape memory alloy actuator. In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON ROBOTICS AND AUTOMATION, 1990, Ohio. **Anais...** Ohio: IEEE, 1990. p. 2156–2161. Disponível em: <<http://ieeexplore.ieee.org/document/126323/>>. Acesso em: 10 jan. 2015.

IKUTA, K.; TSUKAMOTO, M.; HIROSE, S. Mathematical model and experimental verification of shape memory alloy for designing micro actuator. In: IEEE MICRO ELECTRO MECHANICAL SYSTEMS, 1991, Nara. **Anais...** Nara: IEEE, 1991. p. 103–108. Disponível em: <<http://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/114778/>>. Acesso em: 10 jan. 2015.

KIM, Y. W. S.; CHO, M. A simple smart wing actuator using ni-ti sma. **Journal of Mechanical Science and technology**, Heidelberg, v. 24, n. 9, p. 1865–1873, 2006.

KO, S.; BAE, J.; RHO, J. Development of a morphing flap using shape memory alloy actuators: the aerodynamic characteristics of a morphing flap. **Material, Smart and Structures**, Bristol, v. 23, n. 7, p. 1–21, June 2014. Disponível em: <<http://stacks.iop.org/0964-1726/23/i=7/a=074015>>. Acesso em: 30 fev. 2015.

KRESS, R. W. Variable sweep wing designs. **American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)**, New York, v. 24, n. 6, p. 43–61, 1983. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.2514/6.1983-1051>>. Acesso em: 10 fev. 2010.

LEO, D. **Engineering analysis of smart material systems**. [S.l.]: John Wiley and Sons, 2007.

LIANG, C.; ROGERS, C. A. Multi-dimensional constitutive relations of shape memory alloys. In: 32ND STRUCTURES, STRUCTURAL DYNAMICS, AND MATERIALS CONFERENCE, 31., 1991, Baltimore. **Anais...** Baltimore: AIAA, 1991. p. 178–185. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.2514/6.1991-1165>>.

LIU, S.; HUANG, T.; YEN, J. Tracking control of shape-memory-alloy actuators based on self-sensing feedback and inverse hysteresis compensation. **Sensors**, San Diego, v. 10, n. 1, p. 112–127, December 2010. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.3390/s100100112>>.

MAESTA, M. F. **Controle nebuloso aplicado em asas adaptativas utilizando ligas de memória de forma**. 2012. 92 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) — Faculdade de Engenharia, Universidade Estadual Paulista - UNESP, Ilha Solteira, 2012.

NAM, C.; KIM, Y. W. **Computational aids in aeroservoelastic analysis using matlab**. [S.l.: s.n.], 2001.

NEAL, D. A.; GOOD, M. G.; JOHNSTON, C. O.; ROBERTSHAW, H. H.; MASON, W. H.; INMAN, D. J. Design and wind tunnel analysis of a fully adaptive aircraft configuration. In: STRUCTURES, STRUCTURAL DYNAMICS & MATERIALS CONFERENCE, 45., 2004, Palm Springs. **Anais...** Palms Springs: AIAA, 2004. p. 1–4. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.2514/6.2004-1727>>. Acesso em: 12 fev. 2015.

OGATA, K. **Engenharia de controle moderno**. 4. ed. [S.l.: s.n.], 2003.

PAIVA, A. **Modelagem do comportamento termomecânico das ligas com memória de forma**. 2004. 113 f. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) — Departamento de Engenharia Mecânica, Pontifícia Universidade Católica- PUC, Rio de Janeiro, 2004.

PAIVA, A.; SAVI, M. An overview of constitutive models for shape memory alloys. **Mathematical Problems in Engineering**, New York, p. 1–30, 2006. Article ID56876. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1155/MPE/2006/56876>>. Acesso em: 20 Fev. 2010.

PAULA, A. S. de; SANTOS, M. V. S. dos; SAVI, M. A.; BESSA, W. M. Controlling a shape memory alloy two-bar truss using delayed feedback method. **International Journal of Structural Stability and Dynamics**, Singapura, v. 14, n. 8, p. 1451–1472, 2014. Disponível em: <<http://www.worldscientific.com/doi/abs/10.1142/S0219455414440032X>>. Acesso em: 20 sep. 2017.

ROMANO, R.; TANNURI, E. Modeling, control and experimental validation of a novel actuator based on shape memory alloys. **Mechatronics**, v. 19, p. 1169–1177, 2009.

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

SLOTINE, J. J. E.; LI, W. **Applied Nonlinear Control**. [S.l.]: Prentice Hall, 1991.

SOUSA, V. C. de; MARQUI, C. de. Airfoil-based piezoelectric energy harvesting by exploiting the pseudoelastic hysteresis of shape memory alloy springs. **Smart Materials and Structures**, Bristol, v. 24, n. 12, p. 1–12, nov. 2015. Disponível em: <<http://stacks.iop.org/0964-1726/24/i=12/a=125014>>. Acesso em: 20 fev. 2016.

TANAKA, K. A. Thermomechanical sketch of shape memory effect: one-dimensional tensile behavior. **Res Mech**, Norfolk, v. 18, n. 3, p. 251–263, 1986. Disponível em: <<http://en.journals.sid.ir/ViewPaper.aspx?ID=296572>>. Acesso em: 10 jan. 2011.

THEODORSEN, T. General theory of aerodynamic instability and mechanism of flutter. **Report National Advisory Committee for Aeronautics - NACA-Report-496**, Langley Field, v. 1, n. 1, p. 291–311, May 1935. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19800006788>>. Acesso em: 20 nov. 2012.

YIN, H.; SUN, Q. Temperature variation in niti shape memory alloy during cyclic phase transition. **Journal of Materials Engineering and Performance**, New York, v. 21, n. 12, p. 2505–2508, December 2012.