



Universidade Federal da Paraíba
Centro de Tecnologia
Programa de Pós-Graduação em Engenharia
Mecânica
- Mestrado - Doutorado

PROTÓTIPO DE ASA ADAPTATIVA ACIONADA POR ATUADORES DE LIGA COM MEMÓRIA DE FORMA

por

Angelo Emiliavaca

*Tese de Doutorado apresentada à Universidade Federal da Paraíba
para obtenção do grau de Doutor.*

João Pessoa - Paraíba
Fevereiro, 2020

ANGELO EMILIAVACA

**PROTÓTIPO DE ASA ADAPTATIVA ACIONADA
POR ATUADORES DE LIGA COM MEMÓRIA DE
FORMA**

Tese apresentada ao curso de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal da Paraíba, em cumprimento às exigências para obtenção do grau de Doutor.

Orientador: Cícero da Rocha Souto

João Pessoa - Paraíba

Fevereiro, 2020

Catálogo na publicação
Seção de Catalogação e Classificação

E53p Emiliavaca, Angelo.
 Protótipo de asa adaptativa acionada por atuadores de
 liga com memória de forma / Angelo Emiliavaca. - João
 Pessoa, 2020.
 124 f. : il.

 Orientação: Cícero da Rocha Souto.
 Tese (Doutorado) - UFPB/CT.

 1. Asa adaptativa. 2. Asa inteligente. 3. Estruturas
 inteligentes. 4. Atuadores de liga com memória de
 forma. 5. Micromolas. I. Souto, Cícero da Rocha. II.
 Título.

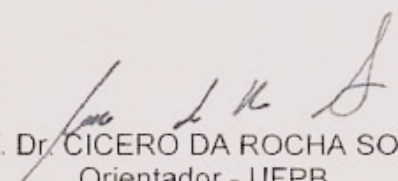
UFPB/BC

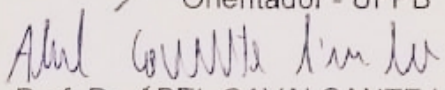
PROTÓTIPO DE ASA ADAPTATIVA ACIONADA POR ATUADORES DE LIGA COM MEMÓRIA DE FORMA

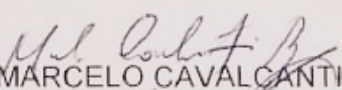
por

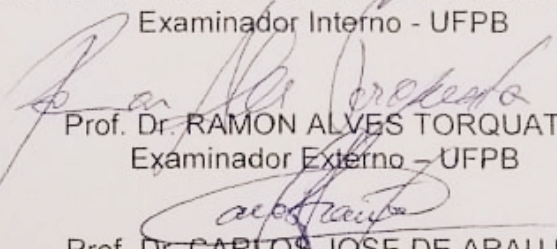
ANGELO EMILIAVACA

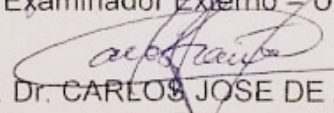
Tese aprovada em 17 de fevereiro de 2020

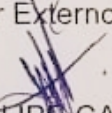

Prof. Dr. CICERO DA ROCHA SOUTO
Orientador - UFPB


Prof. Dr. ABEL CAVALCANTE LIMA FILHO
Examinador Interno - UFPB


Prof. Dr. MARCELO CAVALCANTI RODRIGUES
Examinador Interno - UFPB


Prof. Dr. RAMON ALVES TORQUATO
Examinador Externo - UFPB


Prof. Dr. CARLOS JOSE DE ARAUJO
Examinador Externo - UFCG


Prof. Dr. ANDRÉ FELLIPE CAVALCANTE SILVA
Examinador Externo - IFPB

AGRADECIMENTOS

A Deus, pela vida, coragem e persistência para percorrer o caminho da sabedoria;

A minha família pelo apoio incondicional e compreensão nos momentos de sacrifício;

Aos professores Cícero da Rocha Souto e Carlos José de Araújo, pela parceria, confiança e credibilidade a mim direcionada neste e demais trabalhos ao longo da minha vida acadêmica;

Aos amigos e companheiros de jornada pelas experiências compartilhadas;

Aos Laboratórios: Laboratório de Sistema e Estruturas Ativas (LaSEA/UFPB), Laboratório de Hidráulica (LH/UFPB), Laboratório Multidisciplinar de Materiais e Estruturas Ativas (LaMMEA/UFCG), pela disponibilidade e infraestrutura na qual este trabalho foi desenvolvido.

PROTÓTIPO DE ASA ADAPTATIVA ACIONADA POR ATUADORES DE LIGA COM MEMÓRIA DE FORMA

RESUMO

O desenvolvimento da indústria aeronáutica tem provocado alterações significativas nos conceitos atualmente aplicados em aeronaves, sejam elas para fins civis ou militares. O impacto destas mudanças sobre o projeto e construção de aeronaves é a busca incessante por conceitos que aumentem a eficiência das aeronaves em um maior espectro de voo sem impactar na segurança e confiabilidade destes sistemas. Neste contexto surge o conceito de aeronaves adaptativas, capazes de se adaptar ao fluxo por mudanças aerodinâmicas sem comprometer a segurança do voo. Um dos conceitos usados em aeronaves adaptativas é o de asa adaptativa, com possibilidade de variação do arqueamento do perfil aerodinâmico, o qual é adotado neste trabalho. Estas estruturas apresentam algumas limitações que ainda precisam ser desenvolvidas, como o sistema de atuação, sistema de controle e mecânica estrutural associada à mudança de forma. Baseado nestes aspectos, este trabalho descreve o desenvolvimento de um novo conceito de asa adaptativa, acionada por atuadores do tipo micromolas de liga com memória de forma (LMF) visando um aumento na eficiência aerodinâmica avaliado a partir da relação sustentação/arrasto. O protótipo desenvolvido, denominado de *SMArt Morphing Wing*, aborda o projeto do mecanismo de reconfiguração, sistema de acionamento, projeto da pele e sistema de controle da asa. Foram avaliados os limites de deflexão do protótipo apresentando uma deflexão controlada de até 5° no bordo de ataque e 15° no bordo de fuga, reduzindo o arrasto em 26% comparado a um NACA 0012 e aumentando a relação sustentação/arrasto em 33% resultando em uma melhor performance aerodinâmica a partir da reconfiguração geométrica da asa.

Palavras-chave: Asa adaptativa, asa inteligente, estruturas inteligentes, atuadores de liga com memória de forma, micromolas.

MORPHING WING PROTOTYPE ACTIVATED BY SHAPED MEMORY ALLOY ACTUATORS

ABSTRACT

The development of the aeronautical industry has led to significant changes in the concepts currently applied to aircraft, whether for civil or military purposes. The impact of these changes on aircraft design and construction is the relentless pursuit of concepts that increase aircraft efficiency over a wider flight spectrum without impacting the safety and reliability of these systems. In this context comes the concept of adaptive aircraft, capable of adapting to the flow by aerodynamic changes without compromising flight safety. One of the concepts used in adaptive aircraft is adaptive wing, with the possibility of varying the curvature of the aerodynamic profile, which is adopted in this work. These structures have some limitations that still need to be developed, such as the actuation system, control system and structural mechanics associated with the shape change. Based on these aspects, this thesis describes the development of a new morphing wing concept, driven by shape memory alloy (SMA) micro spring actuators aiming at an increase in aerodynamic efficiency evaluated from the lift / drag relationship. The developed prototype, called SMArt Morphing Wing, addresses the design of the reconfiguration mechanism, drive system, skin design and wing control system. The deflection limits of the prototype were evaluated showing a controlled deflection of up to 5° on the leading edge and 15° on the trailing edge, reducing drag by 26% compared to a NACA 0012 and increasing the lift / drag ratio by 33% resulting in a better aerodynamic performance from the geometric reconfiguration of the wing.

Keywords: Adaptive wing, smart wing, smart structures, shape memory alloy actuators, micro springs.

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	17
2 OBJETIVOS.....	21
2.1 OBJETIVO GERAL	21
2.2 OBJETIVO ESPECIFICOS.....	21
3 CONTRIBUIÇÃO AO ESTADO DA ARTE	22
3.1 CONTRIBUIÇÃO CIENTIFICA E TECNOLÓGICA.....	22
3.2 PRODUÇÃO CIENTÍFICA E TECNOLÓGICA.....	23
4 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	25
4.1 CONCEITOS E CLASSIFICAÇÕES DE AERONAVES ADAPTATIVAS	25
4.2 ATUADORES DE LIGAS COM MEMÓRIA DE FORMA (LMF)	30
4.3 PESQUISAS EM AERONAVES COM ASAS DE GEOMETRIA ADAPTATIVA	37
5 MATERIAIS E MÉTODOS.....	53
5.1 DEFINIÇÃO DO MECANISMO DE MUDANÇA DE FORMA DO PERFIL	54
5.2 CONCEPÇÃO DO PROTÓTIPO.....	56
5.3 SISTEMA DE ACIONAMENTO VIA MICROMOLAS DE LMF.....	61
5.4 INSTRUMENTAÇÃO DO PROTÓTIPO.....	68
5.5 CONTROLADOR FUZZY PWM-PID	71
5.6 PROCESSO DE OBTENÇÃO DO PERFIL AERODINÂMICO	76
5.7 MODELAGEM AERODINÂMICA (CFD)	79
6 RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	82
6.1 CARACTERIZAÇÃO TERMOMECÂNICA DAS MICROMOLAS DE LMF NiTi	82
6.2 TESTES DE ACIONAMENTO DO PROTÓTIPO.....	92

6.3 ANALISE AERODINÂMICA.....	101
7 CONCLUSÕES	108
8 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....	110
REFERÊNCIAS	111

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Classificação das adaptações de acordo com a reconfiguração das asas.....	26
Figura 2. Ilustração da evolução da fração volumétrica de martensita em função da temperatura em LMF.	33
Figura 3. Ciclo termomecânico tensão – deformação – temperatura correspondente ao efeito de memória de forma em LMF.	33
Figura 4. Comportamento tensão – deformação sob efeito superelástico em LMF.	34
Figura 5. Diagrama esquemático do EMF a partir da reversão da martensita induzida por tensão.	36
Figura 6. Aeronave GIII com seção adaptativa defletida em 20°.	38
Figura 7. Seção de asa desenvolvido no projeto Variable Camber Compliant Wing.	39
Figura 8. Conceito de nervura tipo finger.....	40
Figura 9. Variação do conceito de nervura tipo finger.....	41
Figura 10. Protótipo desenvolvido por Meguid et al. (2017).	41
Figura 11. Conceito de nervura tipo belt-rib. (a) Conceito apresentado por Campanile e Sachau (2000); (b) modelo 2D desenvolvido por Hasse, Zuest e Campanile (2011);	42
Figura 12. Flap adaptativo desenvolvido por Barbarino et al. (2011b).	43
Figura 13. Protótipo de asa adaptativa apresentado por Abdullah et al. (2019).	43
Figura 14. Protótipo apresentado por Kang et al. (2012).	44
Figura 15. Protótipo de asa inteligente apresentado por Hutapea et al. (2008).	45
Figura 16. Asa adaptativa desenvolvida por Ko et al. (2014).	45
Figura 17. Conceito FishBAC.	46
Figura 18. Conceito FishBAC modificado aplicado em estabilizadores.	47
Figura 19. Protótipo de asa desenvolvido na UNESP campus Ilha Solteira.	49
Figura 20. Protótipo de nervura desenvolvido no ITA	50
Figura 21. Protótipo de nervura desenvolvido na UFU	50
Figura 22. Conceito de aerofólio adaptativo sugerido por Leal e Savi (2018).	51
Figura 23. SMW fase 1.	52
Figura 24. Representação da matriz de decisão para projetos de reconfigurações de forma em asas.	54
Figura 25. Conceito de nervura flexível articulada desenvolvido para o protótipo SMArt Morphing Wing. (a) Sem deflexão ($\theta = 0^\circ$). (b) Defletida $\theta = 10^\circ$	55
Figura 26. Nervura flexível. (a) Perfil na posição de simetria por ativação dos atuadores do extradorso (b) Deflexão do perfil por ativação dos atuadores do intradorso ($\theta = 10^\circ$);	57
Figura 27. Protótipo virtual da estrutura da seção adaptativa da asa.	58
Figura 28. Protótipo SMW.	59
Figura 29. Detalhes de funcionamento do sistema da pele.	60
Figura 30. Protótipo da asa recoberto com a pele transparente de acetato.	61

Figura 31. Micromola M7 de LMF NiTi empregada como atuador no protótipo desenvolvido.	62
Figura 32. Configuração geométrica da micromola de LMF em diferentes condições.	63
Figura 33. Curva de tração isotérmico em uma micromola de LMF.	64
Figura 34. Deformação dos atuadores durante a reconfiguração de forma.	64
Figura 35. Detalhes do mecanismo de acionamento das seções.	65
Figura 36. Diagrama cinemático do mecanismo de acionamento das seções.	66
Figura 37. Razão da força Fb atuante sobre as barras $O2B$ e pelas molas.	68
Figura 38. Diagrama de acionamento e instrumentação do protótipo.	71
Figura 39. Diagrama de controle fuzzy	73
Figura 40. Funções de pertinência do controlador fuzzy PWM-PID.	74
Figura 41. Superfície de controle fuzzy	75
Figura 42. Diagrama do sistema de controle fuzzy PWM-PID.	76
Figura 43. Fronteiras das seções aplicada a rotação.	77
Figura 44. Fronteiras dos perfis aplicada a parametrização por curvas de Bèzier perfis da série NACA	79
Figura 45. Malha utilizada. (a) Estratégia de bloqueio; (b) Volume de controle;	81
Figura 46. Temperaturas de transformação das micromolas obtidas do ensaio de DSC.	82
Figura 47. Resistência elétrica em função da temperatura para as micromolas de NiTi submetidas a diferentes níveis de deformação constante.	84
Figura 48. Temperaturas de transformação de fase das micromolas em função da deformação.	84
Figura 49. Comportamento em temperatura da micromola ativada por uma corrente de 400mA.	85
Figura 50. Comportamento termomecânico da micromola em ensaios de geração de força.	86
Figura 51. Curvas dos modelos simplificados de força.	87
Figura 52. Forças exercidas pelos atuadores na condição de decolagem.	88
Figura 53. Forças exercidas pelos atuadores na condição de cruzeiro.	89
Figura 54. Comportamento mecânico de geração de força de uma micromola NiTi ao longo da vida útil sob deformação passiva.	90
Figura 55. Comportamento mecânico de geração de força de uma micromola NiTi ao longo da vida útil e na condição de aplicação no protótipo.	90
Figura 56. Deflexão relativa das seções do protótipo sem a pele, ativadas individualmente.	92
Figura 57. Deflexão total da nervura. (a) Ângulo de ataque (b) Percentagem da corda	93
Figura 58. Deflexão total do bordo de fuga. (a) Ângulo de ataque (b) Percentagem da corda	93
Figura 59. Resposta do controle a uma entrada arbitrária	95
Figura 60. Erro do controle em regime permanente dividido em intervalos para cada θ	97
Figura 61. Resposta global do sistema a uma entrada arbitrária. (a) Variação do bordo de ataque; (b) variação da posição do bordo de fuga em relação ao bordo de ataque	98
Figura 62. Resposta do controle a uma entrada arbitrária. (a) Deflexão do bordo de fuga; (b) Posição do bordo de fuga	99
Figura 63. Variação do aquecimento em resposta a uma entrada arbitrária.	100
Figura 64. Corrente total instantânea necessária para acionar o protótipo	100
Figura 65. Coeficientes de sustentação e arrasto, teóricos e simulados do NACA 0012.	102
Figura 66. Evolução dos contornos de pressão do perfil com a ativação das seções.	103
Figura 67. Evolução das linhas de corrente do perfil com a ativação das seções.	104
Figura 68. Coeficientes de sustentação dos perfis NACA 0012 e SMW.	105

Figura 69. Comparação dos coeficientes de sustentação dos perfis NACA 0012 e SMW.	105
Figura 70. Curvas polar de arrasto do perfil NACA 0012 e SMW.	106
Figura 71. Razão CL/CD para os perfis NACA 0012 e SMW	107

LISTA DE TABELAS

Tabela 1. Níveis de maturidade tecnológica (TRL).....	29
Tabela 2. Posição inicial dos pontos que compõe os mecanismos.....	66
Tabela 3. Mapa de regras do controlador fuzzy.....	75
Tabela 4. Condições de contorno adotadas na simulação aerodinâmica do protótipo.....	80
Tabela 5. Modelos simplificados das forças exercidas pelos atuadores.....	87
Tabela 6. Instante e deflexão total dos frames simulados.	102

LISTA DE ABREVIações E SÍMBOLOS

A	Austenita
AB	Elo formado entre os pontos A e B
$\overline{AB}$	Distância entre os pontos A e B
ABDI	Associação Brasileira de Desenvolvimento Industrial
ABS	Acrilonitrila butadieno estireno
A_f	Temperatura de fim de transformação austenítica
A_{f0}	Temperatura de fim de transformação austenítica sem tensão
$A_{f\sigma}$	Temperatura de fim de transformação austenítica sob tensão
A_s	Temperatura de início de transformação austenítica
AFRL	Laboratório de Pesquisa da Força Aérea dos Estados Unidos
B2	Estrutura cristalina cúbica de corpo centrado
B19	Estrutura cristalina ortorrômbica
B19'	Estrutura cristalina maclada monoclinica
$\overline{BC}$	Distância entre os pontos B e C
$B_{n,i}$	Polinômios de Bernstein de grau “n”,
C_D	Coeficiente de arrasto
C_L	Coeficiente de sustentação
C_L/C_D	Razão coeficiente de sustentação / coeficiente de arrasto
C_{Lmax}	Coeficiente de sustentação máximo
CAD	Desenho assistido por computador
CAPES	Coordenação de Pessoal de Ensino Superior
CFD	Fluido dinâmica computacional
CIRA	Centro de Pesquisa Aeroespacial Italiano
CNPq	Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico
CuAlBe	Liga de cobre, alumínio e berílio
CuAlNi	Liga de cobre, alumínio e níquel
CuZnAl	Liga de cobre, zinco e alumínio
d	Diâmetro do fio da mola
D	Diâmetro da espira da mola
d/dt	Derivada do sinal
DARPA	Agência de Projetos e Pesquisas Avançadas em Defesa dos Estados Unidos
DC%	Duty cycle ou razão cíclica
DLR	Centro Aeroespacial Alemão
e	Erro angular
EMBRAER	Empresa Brasileira de Aeronáutica S/A
EMF	Efeito memória de forma
EREA	Associação Europeia de Pesquisas Estabelecidas em Aeronáutica
EUA	Estados Unidos da América
F	Força gerada

F1-E	Força de transição nos atuadores do extradorso de S1 ($T_{amb} < T < 45^{\circ}\text{C}$)
F1-I	Força de transição nos atuadores do intradorso de S1 ($T_{amb} < T < 45^{\circ}\text{C}$)
F3-E	Força de transição nos atuadores do extradorso de S3 ($T_{amb} < T < 45^{\circ}\text{C}$)
F3-I	Força de transição nos atuadores do intradorso de S3 ($T_{amb} < T < 45^{\circ}\text{C}$)
F4-E	Força de transição nos atuadores do extradorso de S4 ($T_{amb} < T < 45^{\circ}\text{C}$)
F4-I	Força de transição nos atuadores do intradorso de S4 ($T_{amb} < T < 45^{\circ}\text{C}$)
F5-E	Força de transição nos atuadores do extradorso de S5 ($T_{amb} < T < 45^{\circ}\text{C}$)
F5-I	Força de transição nos atuadores do intradorso de S5 ($T_{amb} < T < 45^{\circ}\text{C}$)
F_b	Força na barra devido ao carregamento aerodinâmico
F_c	Força axial na barra
FDM	Modelagem por deposição de material fundido
FF	Força final nos atuadores passivos ($T = T_{amb}$)
FishBAC	Fish Bone Active Camber
F_m	Força tangencial a ser resistida pelas molas
FOI	Agência de Pesquisa de Defesa Sueca
FQ	Força final nos atuadores ativos ($T > 45^{\circ}\text{C}$)
GIII	Aeronave Gulfstream terceira geração
h	Diagonal entre o centro de rotação O_2 e A
IDE	Ambiente integral de desenvolvimento
INCT-EIE	Instituto Nacional de Ciências e Tecnologia de Estruturas Inteligentes em Engenharia
i_{RMS}	Corrente eficaz
ITA	Instituto Tecnológico de Aeronáutica
K_D	Ganho derivativo
K_I	Ganho integral
K_P	Ganho proporcional
L/D	Razão sustentação / arrasto
LMF	Liga com memória de forma
M	Martensita
M7	Mola fechada de 7mm
MAS	Morphing Aircraft Structures
M_D	Temperatura crítica de plastificação da austenita
ME	Mola do extradorso
M_f	Temperatura de fim de transformação martensítica
MI	Mola do intradorso
M_s	Temperatura de início de transformação martensítica
n	Ordem do polinômio de Bernstein
NG	Negativo grande
NGC	Northrop Grumman Corporation
NiTi	Liga de níquel e titânio
NM	Negativo médio
NP	Negativo pequeno
NURBS	Funções splines B racionais não uniformes
$\overline{O_2B}$	Distância entre o centro de rotação O_6 e o ponto B
$\overline{O_2B}$	Elo formado entre o centro de rotação O_2 e o ponto B
$\overline{O_2C}$	Distância entre o centro de rotação O_6 e o ponto C
$\overline{O_2O_6}$	Distância entre os centros de rotação O_2 e O_6
$\overline{O_2O_6}$	Elo formado entre os centros de rotação O_2 e O_6
$O_4(x; y)$	Posição do centro de rotação O_4

O_6A	Elo formado entre o centro de rotação O_6 e o ponto A
$\overline{O_6A}$	Distância entre o centro de rotação O_6 e o ponto A
$O_8 (x; y)$	Posição do centro de rotação O_8
P&D	Pesquisa e desenvolvimento
PG	Positivo grande
P_i	Pontos de controle do polinômio de Bernstein
PI	Proporcional-integral
PID	Proporcional-integral-derivativo
PLA	Ácido polilático
PM	Positivo médio
PP	Positivo pequeno
PVC	Policloreto de vinila
PWM	Modulação por largura de pulso
R	Fase romboédrica
Re	Número de Reynolds
R_f	Temperatura de fim de transformação da fase R
R_s	Temperatura de início de transformação da fase R
RMS	Valor eficaz
S1	Seção 1
S2	Seção 2
S3	Seção 3
S4	Seção 4
S5	Seção 5
SMA	Shape memory alloy
SMW	SMArt Morphing Wing
T	Temperatura
T_{amb}	Temperatura ambiente
TRL	Nível de maturidade tecnológica
U	Velocidade de entrada
UFCG	Universidade Federal de Campina Grande
UFPB	Universidade Federal da Paraíba
UFRJ	Universidade Federal do Rio de Janeiro
UFU	Universidade Federal de Uberlândia
UNESP	Universidade Estadual Paulista
VANT	Veículo aéreo não tripulado
x_c	Corda máxima do perfil
y^+	Refinamento da malha próximo a parede
ZE	Zero
α	Ângulo de ataque
δ	Ângulo inicial entre o elo fixo e o elo de saída
Δe	Variação do erro angular
ΔH	Entalpia de transformação por unidade de volume
ΔS	Entropia de transformação por unidade de volume
ΔT	Variação de temperatura
$\Delta \varepsilon$	Variação da deformação
$\Delta \varepsilon_{max}$	Variação máxima da deformação
$\Delta \sigma$	Variação de tensão
ε	Deformação
θ	Deflexão angular

θ_{Ref}	Deflexão angular de referência
μ	Ângulo formado entre os elos O_2B e AB
ξ	Fração de martensita
ρ	Densidade
σ	Tensão mecânica
σ_{crit}	Tensão crítica de transformação de fase
σ_{Mf}	Tensão de fim de transformação martensítica
σ_{Ms}	Tensão de início de transformação martensítica
ϕ	Ângulo de desalinhamento entre as barras do mecanismo
φ	Ângulo formado entre o elo fixo e a horizontal

1 INTRODUÇÃO

O crescimento da indústria aeronáutica tem impulsionado a pesquisa em novas tecnologias voltadas para o setor que aumentem a eficiência das aeronaves, sejam elas para fins civis ou militares. As otimizações propostas vão desde melhorias sobre o conjunto de atuadores e sistemas de controle de aeronaves a modificações estruturais e aerodinâmicas em pleno voo. Sistemas de controle eficientes em termos de peso e potência têm sido desenvolvidos para condições de manobra básica, usando superfícies articuladas como flaps, ailerons e dispositivos de ponta de asa. Tais sistemas são propostos para controlar a relação sustentação-arrasto (ABBOTT; DOENHOFF, 1959). Estes sistemas normalmente possuem acionamento hidráulico e têm sido o principal meio para controlar aeronaves em voo. No entanto, há expectativas de se reduzir o tamanho de aeronaves para baixo da escala de centímetros, voar a velocidades hipersônicas, e operar por longos períodos em altitudes acima de 60.000 pés, por exemplo. Estes e outros requisitos têm desafiado muitos aspectos do projeto de aeronaves, um dos quais é a eficiência aerodinâmica ao longo de todo o espectro de voo (SANDERS; COWAN; SCHERER, 2004).

Aeronaves para fins civis e militares em geral são projetadas para apresentarem uma característica aerodinâmica ótima e um consumo de combustível preestabelecida para o seu envelope de voo. No entanto, muitas vezes as aeronaves precisam voar em condições subótimas em função de restrições de tráfego. As consequências desta performance abaixo da ideal é mais significativa em aeronaves de transporte comerciais, pois são mais flexíveis que aeronaves militares e a eficiência em termos do consumo de combustível tem uma maior importância sobre o custo operacional (FRISWELL, 2014).

Um fator que influencia significativamente a eficiência aerodinâmica, e consequentemente de uma aeronave em uma determinada condição de voo, é a forma do perfil aerodinâmico da seção transversal da asa, ou aerofólio. O projeto de aeronaves envolvendo estruturas de asa com perfil aerodinâmico fixo muitas vezes envolve um sacrifício em termos de eficiência de projeto. Este problema está diretamente relacionado ao fato que a aeronave deve atender a todas as condições de voo com segurança. Essas

limitações poderiam ser eliminadas com a implementação de uma asa que pudesse se adaptar a condição de fluxo de corrente modificando a sua forma. Alguns aviões modernos já utilizam a tecnologia de asa adaptável de alguma maneira (STRELEC et al., 2003).

Muitos pesquisadores têm investido esforços para o desenvolvimento de aeronaves com estruturas adaptativas para melhoria de eficiência aerodinâmica, as chamadas aeronaves *morphing* (adaptativas). Essa área de pesquisa e desenvolvimento em *morphing* possibilita o projeto de aeronaves que possam voar de forma eficiente em diferentes condições de voo (DÖNMEZ; ÖZKAN, 2011; KANG et al., 2012; SANDERS; COWAN; SCHERER, 2004; SOFLA et al., 2010; SOFLA; ELZEY; WADLEY, 2004; STRELEC et al., 2003)

Os tipos de asas adaptativas podem ser classificados em relação a dois propósitos, sendo eles, o de mudar a forma da asa para as condições de operação ou melhorar a manobrabilidade. Típicos exemplos são de mudança no comprimento da envergadura (DIACONU; WEAVER; MATTIONI, 2008; FRISWELL; INMAN, 2006), alteração do perfil aerodinâmico (CAMPANILE; SACHAU, 2000; FINCHAM; FRISWELL, 2015; STRELEC et al., 2003) e uma variação controlável no diedro (MANZO; GARCIA, 2010; WIGGINS et al., 2004).

Dentre as estruturas que alteram o perfil da asa pode-se destacar a tecnologia de aerofólio adaptativo. Estes aerofólios podem aumentar a eficiência, capacidade de manobra e controle, mas devem também atender aos outros requisitos de projeto, como peso, custo, viabilidade e restrições estruturais (tais como localização do combustível e trem de pouso dentro da asa) para serem considerados práticos.

Segundo Strelec et al. (2003) as aplicações de aerofólios adaptativos são muito amplas, incluindo micro veículos aéreos (ABDULRAHIM; LIND, 2006; LIRA; SCARPA; RAJASEKARAN, 2011; SIDDALL; ORTEGA ANCEL; KOVAČ, 2017), veículos aéreos não tripulados (BISHAY et al., 2019; MEGUID; SU; WANG, 2017; ZHAO et al., 2019), aeronaves convencionais em grande escala (ARENA et al., 2018; MILLER et al., 2015; VASISTA et al., 2019), helicópteros (ALI; ABDULLAH, 2016; OKTAY; SULTAN, 2014) e submersíveis (MILLER; GANDHI; RUFINO, 2014). Além disso, a tecnologia não está restrita a aplicações em veículos, sendo atualmente estudada a possibilidade de integrar pás de aerogeradores (BERG et al., 2011; MACHAIRAS et al., 2018, 2019; MADSEN et al., 2010; TSIANTAS et al., 2016).

Em veículos e micro veículos aéreos não tripulados (VANT) o projeto do aerofólio tem ainda mais impacto sobre a performance do veículo, uma vez que perfis com baixo

arqueamento possuem relação sustentação/arrasto (L/D) maior em altas velocidades (condição de cruzeiro) enquanto perfis com alto arqueamento possuem relação L/D maior a baixas velocidades (pouso e decolagem) (HUBBARD JR, 2006).

Reich e Sanders (2007) listaram os principais desafios para projeto de aeronaves *morphing*, que são: a exigência de atuação uniforme entre as superfícies de controle, otimização da mecânica estrutural das asas, eliminação de descontinuidades no perfil aerodinâmico e desenvolvimento da lei de controle.

Um outro importante obstáculo no desenvolvimento de um aerofólio adaptativo tem sido a natureza volumosa dos atuadores disponíveis que podem fornecer força suficiente para vencer a rigidez estrutural da asa e alcançar esta mudança de forma (FARIA, 2010). Sendo assim, o espaço disponível dentro da asa e o peso do atuador são restrições de projeto que podem ser difíceis de superar com atuadores convencionais.

Atuadores baseados em materiais inteligentes oferecem uma alternativa aos sistemas de acionamento convencionais para algumas regiões do espectro de potência. As principais vantagens destes atuadores é que são compactos, possibilitam atuação distribuída, desempenham simultaneamente função estrutural e funcional e possuem alta densidade energética ou altas taxas de resposta, conforme o caso (SALES; RADE, 2014).

Dentre os materiais inteligentes que estão sendo estudados para acionamento de estruturas adaptativas em aeronaves destacam-se as ligas com memória de forma (LMF). Em geral as pesquisas em desenvolvimento envolvendo atuadores de LMF para aplicação em asas adaptativas utilizam fios ou molas de liga NiTi. As principais vantagens destes atuadores é a presença do efeito memória de forma que pode permitir grandes deslocamentos e seu mecanismo de acionamento simples (aquecimento por efeito Joule).

Neste contexto, o presente trabalho de tese tem por objetivo o desenvolvimento de um conceito de semiasa adaptativa com arqueamento do perfil variável acionada por micromolas de LMF NiTi. Em resposta aos desafios apontados por Reich e Sanders (2007), foram propostas soluções conceituais para a exigência de atuação uniforme entre as superfícies de controle, otimização da mecânica estrutural da asa, a eliminação de descontinuidades no perfil aerodinâmico pela utilização de uma pele adequada e o desenvolvimento de uma lei de controle de forma baseada em lógica Fuzzy.

Foi concebido um protótipo demonstrador 3D que corresponde a uma seção de asa utilizando como base um aerofólio NACA 0012 dividido em 5 seções capazes de mudar o arqueamento do perfil, com uma corda aerodinâmica de 200 mm e 457 mm de envergadura.

Na configuração proposta, o demonstrador é capaz de mudar o arqueamento do perfil aerodinâmico de forma controlada alterando a configuração do bordo de ataque e do bordo de fuga, pela ativação individual das seções produzindo uma deflexão local de até 5° por seção.

Para a construção e avaliação do protótipo, foi realizada uma caracterização termomecânica dos atuadores de LMF selecionados, seguida de uma análise da sua vida útil sob as mesmas condições de carregamento aplicadas na semiasa. Após a construção do protótipo, foram realizados ensaios de acionamento para avaliar o desempenho dos atuadores, influência da pele sobre a deflexão máxima do sistema e a influência da atuação sobre a relação L/D.

Para uniformização com a literatura internacional, o protótipo desenvolvido foi denominado de *SMArt Morphing Wing (SMW)*. Para o presente caso, o termo *SMArt* foi concebido como a soma do acrônimo *SMA (Shape Memory Alloys)*, referente as Ligas com Memória de Forma (LMF), com a palavra *Art (Arte)*, referente a soluções quase artesanais adotadas no protótipo.

2 OBJETIVOS

2.1 OBJETIVO GERAL

Desenvolver um protótipo funcional de seção de asa adaptativa com arqueamento do perfil variável vislumbrando aumento da eficiência aerodinâmica em voo, acionada por atuadores de liga com memória de forma e controlada por um sistema de controle inteligente.

2.2 OBJETIVO ESPECIFICOS

Este projeto de tese tem por objetivos específicos:

- Otimizar o projeto conceitual do protótipo de asa adaptativa desenvolvido em fase preliminar;
- Desenvolver um circuito de acionamento dos atuadores e aquisição de dados possível de ser embarcado em uma aeronave de teste;
- Relacionar o comportamento termomecânico dos atuadores de LMF com os requisitos de projeto para aplicações *morphing*;
- Obter um protótipo funcional de uma seção de asa adaptativa com arqueamento do perfil variável e sem descontinuidades aerodinâmicas;
- Propor um sistema de controle de forma baseado em controladores inteligentes;
- Obter um perfil aerodinâmico de maior eficiência a partir da reconfiguração de forma.

3 CONTRIBUIÇÃO AO ESTADO DA ARTE

3.1 CONTRIBUIÇÃO CIENTÍFICA E TECNOLÓGICA

Trata-se de um projeto multidisciplinar de complexidade moderada, o qual tem potencial de inovação nos seguintes aspectos:

Sistema de acionamento por atuadores de liga com memória de forma, principalmente por utilizar molas sob efeito memória de forma a partir da martensita induzida por tensão. Estas molas são comercialmente disponíveis para aplicações superelásticas, estando prontas para aplicação no sistema desenvolvido, sendo este um diferencial em relação a outros sistemas pois não será necessária uma análise de viabilidade de produção (muitas vezes limitante em projeto de atuadores de LMF). Face a literatura, este é o único protótipo que utiliza a combinação do efeito memória de forma a partir da martensita induzida por tensão utilizando molas. A utilização de molas limita os problemas devido ao alongamento dos fios sob efeito memória de forma provenientes da fadiga mecânica, este alongamento provoca folgas no sistema de atuação ao longo da vida útil, aumentando a frequência necessária para a manutenção do sistema;

Apresenta um protótipo funcional que possibilita um aumento significativo na eficiência do perfil através da mudança de curvatura do perfil no bordo de ataque e bordo de fuga sem alterar o ângulo de atitude. Ressalta-se que em função da complexidade, poucos trabalhos na literatura abordam simultaneamente a mudança destas duas regiões do perfil. Assim é possível obter infinitos perfis resultantes da reconfiguração devido as combinações de ativação das seções;

O desenvolvimento de um mecanismo de pele sem descontinuidades aerodinâmicas, resistente a pressão do escoamento e suficientemente maleável a reconfiguração. Em geral os protótipos apresentados na literatura apresentam diversos mecanismos para a pele, sendo os mais elaborados desenvolvidos por autores com foco neste sistema, há ainda protótipos com descontinuidades do perfil ou apenas protótipos 2D testados em vazio;

A aplicação de um controlador de forma Fuzzy PWM-PID para contornar variações paramétricas dos atuadores de LMF ao longo da vida útil e a não linearidade intrínseca do material, que são algumas das barreiras para o desenvolvimento de leis de controle para os mesmos. Quando integrado ao conceito *morphing* estas barreiras são potencializadas em função da variação de carga aerodinâmica devido ao escoamento e a variação de forma do perfil. Assim o desenvolvimento de uma lei de controle que atenda aos requisitos representa por si só um desafio a parte, que assim como os demais aspectos, este tem sido foco de estudos específicos;

Apesar de não ter sido realizado um estudo aprofundado de otimização da forma para obtenção da eficiência aerodinâmica máxima do *morphing*, a reconfiguração do perfil aumenta a eficiência aerodinâmica em até 33% com ângulo de incidência nulo comparado ao perfil original com ângulo de incidência de 10° e uma redução de arrasto de até 26% para uma mesma sustentação sob diferentes ângulos de ataque.

Sendo assim este trabalho contribui com uma abordagem integrada dos principais aspectos de projeto deste tipo de sistema, enquanto que em geral cada subsistema tem sido estudado individualmente em função dos requisitos conflitantes entre si.

3.2 PRODUÇÃO CIENTÍFICA E TECNOLÓGICA

EMILIAVACA, A. et al. Characterization of shape memory alloy micro-springs for application in morphing wings. **Smart Materials and Structures**, v. 28, n. 1, p. 015010, 2019.

SOBRINHO, J. M. B. et al. Experimental and numerical analyses of a rotary motor using shape memory alloy mini springs. **Sensors and Actuators A: Physical**, p. 111823, dez. 2019.

EMILIAVACA, A.; SOUTO, C. R.; ARAÚJO, C. J.; SOBRINHO, J. M. B.; EMILIAVACA, A. F.; CUNHA, M. F.; GONÇALVES, C. A. N. A.; RIES, A. **Asa adaptativa acionada por molas de liga com memória de forma**. Depositante: Universidade Federal da Paraíba. BR1020190089202. Brasil, 2019.

EMILIAVACA, A. et al. **Microbomba peristáltica linear acionada por atuadores de liga com memória de forma**. Depositante: Instituto Federal de Pernambuco. BR1020190126450 Brasil, 2019.

SOUTO, C. R.; SILVA, S. A.; SOBRINHO, J. M. B. LACERDA, J. V.; EMILIAVACA, A;
CUNHA, M. F.; FILHO, E. A. T. **Anel superelástico de liga de memória de forma.**
Depositante: Universidade Federal da Paraíba. BR1020180768042. Brasil, 2018.

4 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

4.1 CONCEITOS E CLASSIFICAÇÕES DE AERONAVES ADAPTATIVAS

De acordo com Sofla et al. (2010) e Friswell (2014), no contexto de aeronaves adaptativas não há uma definição exata para formas adaptativas. No entanto, há um consenso entre os pesquisadores de que sistemas de controle convencionais e dispositivos de alta sustentação, como flaps e ailerons, não devem ser considerados adaptativos. Friswell (2014) defende esta mesma ideia, porém apresenta algumas definições abordadas por autores de projetos de sucesso como o *DARPA Morphing Aircraft Structures (MAS)*. Neste projeto, define-se que uma aeronave adaptativa deve ser vista como uma plataforma multivariada que muda o seu estado substancialmente para se adaptar às condições de voo, provando uma capacidade superior que não seria possível sem uma reconfiguração de forma, e usa o projeto combinado de inovações integradas com materiais avançados, atuadores, controladores de fluxo e mecanismos de acionamento da forma.

Segundo a definição apresentada por Friswell (2014), tecnologias bem estabelecidas como flaps, trens de pouso retráteis ou dispositivos de alta sustentação podem ser considerados estruturas adaptativas, o que significaria, na prática, que aviões modernos já empregariam esta tecnologia (THILL et al., 2008).

A possibilidade de mudar a forma da asa traz grandes vantagens quando comparada ao uso superfícies de controle discretas e descontínuas. Essa capacidade levaria, por exemplo, a um aumento da eficiência aerodinâmica e da manobrabilidade, ao alívio de cargas aerodinâmicas e ao aumento do envelope de voo (PREVITALI et al., 2016). Em contrapartida, historicamente, soluções adaptativas sempre apresentam desvantagens em relação ao custo, complexidade de projeto estrutural ou peso. Para a maioria das aplicações existe um ponto de equilíbrio a partir do qual as vantagens de estruturas adaptativas são maiores que as desvantagens (BARBARINO et al., 2011a; FRISWELL, 2014). Em função dessas desvantagens o projeto de aeronaves com geometria adaptativa deve ser conduzido

com cautela, já que, o eventual acréscimo de peso, e reconfiguração, pode sobrecarregar um ou outro subsistema com demandas adicionais (SALES; RADE, 2014).

Em virtude da complexidade do projeto aeronáutico, o estudo de aeronaves adaptativas, mais especificamente em reconfiguração da asa, pode ser realizado sobre diferentes aspectos. Para simplificar, os estudos podem ser divididos em parâmetros geométricos (o que adaptar), os benefícios (porque adaptar), e o processo de reconfiguração da asa (como adaptar) (WANG, 2015). Alguns autores (BARBARINO et al., 2011a; FRISWELL, 2014; SOFLA et al., 2010) abordaram de forma mais ampla este aspecto teórico do projeto de aeronaves adaptativas em revisões bibliográficas, visando enfatizar a importância destes estudos, criar uma metodologia de abordagem ao tema e atualizar o estado da arte.

Em relação aos parâmetros geométricos, alguns autores (BARBARINO et al., 2011a; SOFLA et al., 2010) classificam as reconfigurações de forma em 3 subclasses. Na Figura (1) visualiza-se um diagrama apresentado inicialmente por Sofla et al. (2010) e adaptado por Wang (2015) com a inclusão do sistema de referência de planos apresentado por Vasista et al. (2012).

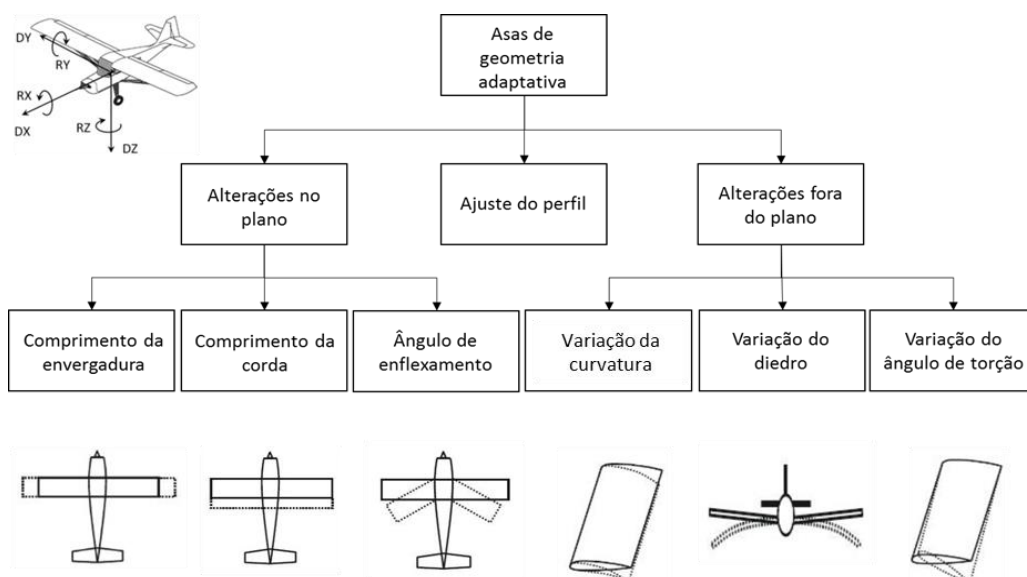


Figura 1. Classificação das adaptações de acordo com a reconfiguração das asas.

Fonte: Adaptado de Sofla et al. (2010), Vasista et al. (2012) e Wang (2015)

De uma forma geral, reconfigurações geométricas no plano da asa estão relacionadas com a configuração da asa e sua área. Já alterações fora do plano da asa não provocam

alterações de área, ou da razão de aspecto da asa, estando relacionadas a mudanças na seção transversal e ângulo de ataque da asa.

As mudanças fora do plano da asa, quando comparadas com mudanças no plano da asa, necessitam de uma deformação menor para atingir o seu objetivo. Este fato influencia positivamente a redução do atuador exigido e consequentemente no peso da estrutura, aliada a redução na complexidade estrutural. Por estes motivos a maioria das pesquisas recentes em aeronaves de geometria adaptativa visam alterações no arqueamento do aerofólio ou na distribuição da torção ao longo da asa (BARBARINO et al., 2011a; FICHERA et al., 2014; SALES; RADE, 2014).

As modificações apresentadas impactam diretamente a força de sustentação, força de arrasto, eficiência aerodinâmica e manobrabilidade da aeronave.

Vasista et al. (2012) descreveram detalhadamente os objetivos dos projetos de asas adaptativas e os benefícios associados a cada objetivo, sendo eles:

- Melhorar a performance de aeronaves aumentando o seu envelope de voo e melhorando a capacidade multifunção;
- Substituir superfícies de controle convencionais para controle de voo, melhorando a capacidade de manobra;
- Reduzir o arrasto, melhorando a eficiência de combustível e a velocidade de cruzeiro;
- Reduzir a vibração e efeitos aeroelásticos para maior conforto, segurança e redução na fadiga.

Para promover as mudanças geométricas da asa, a reconfiguração da forma traz consigo desafios no projeto estrutural da asa. As dificuldades concentram-se no projeto do atuador e da “pele” (superfície aerodinâmica da asa).

No que diz respeito ao sistema de acionamento do mecanismo, o atuador para este tipo de estrutura deve ser leve, compacto, ter baixo consumo de energia, possibilitar atuação distribuída e suportar os carregamentos aerodinâmicos. Barbarino et al. (2011) apresentaram alguns projetos de asas adaptativas presentes na literatura, nos quais os principais tipos de atuadores são motores de corrente contínua, servo motores eletromecânicos, acionamentos pneumáticos, hidráulicos, materiais piezelétricos, polímeros com memória de forma e ligas com memória de forma (LMF). Estes três últimos tipos de atuadores constituem uma classe especial, são os chamados atuadores de materiais inteligentes e reforçam a ideia de que a filosofia dos materiais inteligentes vai ao encontro do conceito de aeronaves adaptativas.

Em especial, atuadores de LMF têm despertado bastante interesse, principalmente em projetos que envolvem variação do arqueamento, torção de asa ou variação da espessura do perfil. Isto pode ser confirmado pela revisão bibliográfica publicada por Barbarino et al. (2014), que traz os principais projetos internacionais que utilizam LMF como atuador. Em geral os atuadores de LMF se integram ao sistema de forma distribuída, por meio de fios atuando sobre a estrutura. Uma outra possibilidade é deste material integrar a pele ou estar embebido na mesma, desempenhando simultaneamente a função de sistema de atuação e estrutural.

As dificuldades do projeto da pele para cobertura da asa vão pouco mais além do sistema de atuação. Os requisitos de projeto da pele de asas de geometria adaptativa são conflitantes. Para manter a configuração da asa em uma determinada forma a pele deve ter rigidez suficiente para suportar o carregamento aerodinâmico. No entanto, para possibilitar a reconfiguração de forma a pele deve ser flexível o suficiente para permitir a mudança de geometria sem gerar ondulações ou descontinuidades (BARBARINO et al., 2011a). Muitos pesquisadores se concentram no projeto e implementação de peles para aeronaves adaptativas que atendam aos requisitos estabelecidos (CHEN et al., 2011; DAI; LI; DU, 2013; HAIFENG et al., 2011; MANZO et al., 2004; MURUGAN; FRISWELL, 2013; OLYMPIO; GANDHI, 2010; QIU et al., 2014; SCHORSCH et al., 2015; THILL et al., 2010; YIN, 2010).

Thill et al. (2008) apresentaram uma revisão bibliográfica com os principais conceitos de pele e como aplicá-las em aeronaves adaptativas, subdividindo-as em quatro grupos. O primeiro deles refere-se a estruturas que promovem variação na área superficial, contemplando estruturas expansíveis e estruturas dobráveis. O segundo refere-se a mudança de forma devida rigidez adaptada e contempla materiais com anisotropia extrema, compósitos multiestáveis, estruturas segmentadas, peles com dobras internas e peles multicamadas. O terceiro refere-se a mudança de forma devida mudança de rigidez, que abrange materiais com memória de forma e compósitos com matriz flexível. O quarto grupo refere-se aos conceitos adaptativos, englobando estruturas tipo dedo, *belt rib*, nervura ou longarina deslizante e estruturas flexíveis.

Uma vez definidos os requisitos de projeto, benefícios, penalidades e a abordagem adaptativa a ser utilizada, deve-se seguir o rigoroso processo de certificação aeronáutica.

Em função das peculiaridades que qualquer processo inovador adquire quando voltado às demandas do mercado, a indústria aeronáutica adotou uma padronização para

lidar com tais desenvolvimentos. Trata-se da escala denominada *Technology Readness Level (TRL)*, ou nível de maturidade tecnológica, numa tradução livre (ABDI, 2014). O modelo TRL é uma linguagem comum para discutir e quantificar a maturidade de uma tecnologia, ou ainda, uma forma de avaliar tecnologias que gerem grandes riscos quando de sua inclusão em um programa novo ou já existente (WHELAN, 2008). Ainda no estágio de descoberta, o nível TRL 3 discute e avalia uma importante etapa do projeto quando se refere ao uso de prova de conceito como uma etapa de maturidade do projeto. Esta ferramenta tem sido bastante utilizada entre os pesquisadores e tem sido chamada de plataformas demonstradoras tecnológicas (ABDI, 2014). Os níveis do modelo TRL são divididos conforme indicado na Tabela (1).

Tabela 1. Níveis de maturidade tecnológica (TRL).

Estágio de maturidade	TRL	Resumo da TRL
Descoberta	1	Princípios básicos observados e reportados
	2	Conceito e/ou aplicação tecnológica identificada e formulada
	3	Função crítica analítica e experimental e/ou prova de conceito característica
Viabilidade	4	Componente e/ou protótipo rústico validado em ambiente de laboratório
	5	Componente e/ou protótipo rústico validado em ambiente relevante
Praticidade	6	Modelo de sistema/subsistema ou protótipo demonstrado em ambiente relevante
Aplicabilidade	7	Protótipo de sistema demonstrado em ambiente operacional
	8	Sistema real completo e qualificado através de testes e demonstrações
	9	Sistema real provado com sucesso de operação em missão

Fonte: Adaptado de Whelan (2008)

Segundo relatório apresentado pela Associação Brasileira de Desenvolvimento Industrial (ABDI), entende-se o conceito de plataformas demonstradoras tecnológicas como uma série de projetos que, por meio da construção de demonstradores, buscam desenvolver, integrar e apontar a maturidade de diferentes tecnologias complexas. No setor aeronáutico, essas plataformas materializam-se no desenvolvimento de demonstradores similares às aeronaves ou em sistemas relevantes dessas aeronaves que poderão vir a operar no futuro. Esses demonstradores poderão ser utilizados para testar novas configurações aerodinâmicas ou incorporar sistemas com novas tecnologias, que precisam necessariamente ser explorados, passando por testes e ensaios no solo e em voo para possibilitar a Certificação Aeronáutica e garantir a confiabilidade e o nível adequado de segurança requeridos pelos regulamentos aeronáuticos nacionais e internacionais (ABDI, 2014).

Este mesmo conceito é empregado por outros pesquisadores para desenvolver a tecnologia através dos demonstradores sem se preocupar de imediato com a aplicação final (AI; WEAVER; AZARPEYVAND, 2017; BERTON, 2006; KAMMEGNE et al., 2018; KOREANSCHI et al., 2017; MONNER et al., 2016; NOVIELLO et al., 2017; PREVITALI et al., 2016; SODJA; WERTER; DE BREUKER, 2018). Estes demonstradores são de fundamental importância quando se trata de aeronaves adaptativas, pois apesar de não ser uma tecnologia nova, ainda há muito o que ser estudado ainda em ambiente de laboratório para que um dia possa ser implementado em aeronaves comerciais.

As perspectivas de mercado indicam que as empresas do setor aeronáutico que não dominarem a tecnologia de asas adaptativas estarão fora do mercado nas próximas gerações de aviões devido à falta de competitividade, o que torna o cenário ainda mais favorável ao surgimento de plataformas demonstradoras a nível de TRL 3, cabendo a própria indústria aeronáutica evoluir com o protótipo a partir da TRL 4 (ABDI, 2014).

4.2 ATUADORES DE LIGAS COM MEMÓRIA DE FORMA (LMF)

Conforme mencionado anteriormente, o sistema de atuação em asas de geometria adaptativa deve ser capaz de vencer a rigidez estrutural da asa, no entanto deve ser leve e compacto para não promover acréscimo de peso e não exceder o volume destinado aos mesmos. Sendo estas restrições difíceis de se superar com atuadores convencionais, atuadores baseados em materiais inteligentes podem ser uma alternativa promissora.

Os materiais inteligentes, são considerados materiais multifuncionais ou ativos, capazes de agir como sensores e/ou atuadores em resposta a um determinado estímulo. Em geral, quando utilizados como sensores, transformam estímulos mecânicos (deformação ou tensão mecânica) em uma resposta não mecânica (térmica, elétrica, magnética, etc); já quando utilizadas como atuador transformam um estímulo não mecânico em uma resposta mecânica (GAUDENZI, 2009). Quando integrados a um sistema de controle, estes materiais dão origem ao que se chama de estruturas inteligentes, as quais são capazes de perceber e reagir a variações nas condições operacionais, de forma a se adaptar e manter um comportamento satisfatório (STEFFEN; RADE, 2004).

A lista de materiais mais frequentemente empregados em sistemas inteligentes inclui materiais piezelétricos, materiais eletroestritivos e magnetoestritivos, fluidos eletroreológicos e magnetoreológicos e materiais com memória de forma. No entanto, em

função das suas características em termos de potência para ativação, apenas parte destes materiais estão sendo estudados como possíveis substitutos aos atuadores convencionais em estruturas aeronáuticas.

Segundo Barbarino et al. (2011), os materiais inteligentes que tem sido mais utilizados em projetos de asas com geometria adaptativa tem sido materiais piezoelétricos e ligas com memória de forma. Em geral estes materiais têm sido utilizados como atuador para modificar o ângulo de torção da asa ou promover a variação do arqueamento, tanto para asas fixas como para asas rotativas.

Recentemente, as LMF têm ganhado atenção especial entre os pesquisadores para esta aplicação. Considerando que a filosofia de projeto destas aeronaves é de maximizar a sinergia do sistema, maximizando suas funcionalidades, as LMF tornam-se candidatas ideais para tal filosofia, já que assumem o papel de atuador podendo agir simultaneamente como elementos estruturais (BARBARINO et al., 2014). Além desta característica fundamental, as LMF preenchem outros pré-requisitos importantes, sendo o principal deles a sua reduzida relação peso-potência produzida, situada dentre as tecnologias mais “leves” disponíveis atualmente (NESPOLI et al., 2010).

As LMF são ligas metálicas que possuem a capacidade de desenvolver e recuperar deformações consideráveis apresentando deformações residuais nulas ou quase nulas (LAGOUDAS, 2008). Esta característica tem relação direta com a capacidade que estes materiais possuem de desenvolver transformações de fase na presença de tensões mecânicas aplicadas e/ou variações de temperatura.

Nas LMF a transformação de fase é do tipo martensítica termoelástica e ocorre em estado sólido, sem difusão. As duas fases sólidas envolvidas são a fase austenítica (fase de alta temperatura) e a fase martensítica (fase de baixa temperatura), apresentando estruturas cristalinas diferentes e conseqüentemente propriedades completamente distintas em um só material. Durante a transformação as ligações atômicas não se modificam, apenas os átomos mudam de posição, o que torna a transformação reversível, daí o termoelástico (LAGOUDAS, 2008).

As transformações de fase deste tipo, por serem reversíveis, são comumente conhecidas por transformação direta, quando se resfria a LMF ($A \rightarrow M$) e transformação reversa, quando se aquece a LMF ($M \rightarrow A$).

A fase austenítica (A), chamada de fase mãe, ocorre em temperaturas mais altas e sua estrutura cristalina é tipicamente cúbica de corpo centrado (B2). Quando comparada com a

estrutura cristalina da fase martensítica (M), esta fase possui maior rigidez e mais baixo amortecimento.

A fase martensítica (M) possui maior mobilidade atômica e por isso apresenta maiores níveis de amortecimento e menor rigidez. Sua estrutura é maclada e pode ser do tipo monoclinica ($B19'$), em LMF de NiTi, ou ortorrômbica ($B19$), se houver adição de cobre ou paládio na liga. As LMF da família NiTi podem ainda apresentar, sob condições específicas com excesso de níquel na composição, uma fase martensítica intermediária durante a transformação direta. Esta fase é conhecida como fase R, que apresenta estrutura cristalina romboédrica e pode desaparecer com tratamentos térmicos apropriados ou com a adição de outros elementos na liga (LAGOUDAS, 2008).

A fenomenologia das LMF é razoavelmente bem conhecida. Tomando-se a liga sem carregamento mecânico a alta temperatura na fase austenítica e fazendo o seu resfriamento, ocorre uma transformação gradual para a fase martensítica. Durante este processo diferentes variantes de martensita são obtidas. Uma vez que, para uma dada LMF, a transformação de austenita para martensita durante resfriamento (e a transformação inversa obtida por aquecimento) é gradual, uma importante variável de estado é a fração de martensita ξ ($0 \leq \xi \leq 1$) onde $\xi = 1$ e $\xi = 0$ correspondem à fase completamente martensítica e completamente austenítica, respectivamente (STEFFEN; RADE, 2004).

São associadas à variável de estado ξ quatro valores de temperatura denotadas por M_s , M_f , A_s e A_f , conforme se pode observar na Figura (2). Durante o resfriamento, a LMF inicialmente no estado austenítico ($\xi = 0$) atinge uma determinada temperatura chamada temperatura de início de formação da martensita (M_s). Esta temperatura marca o início da mudança de fase de austenita para martensita. Após certo intervalo de temperatura toda a LMF terá se transformado em martensita. A temperatura que marca este instante é chamada temperatura de final de formação da martensita (M_f). Abaixo desta temperatura, toda a LMF se encontra no estado martensítico ($\xi = 1$). No aquecimento ocorre a transformação inversa: a LMF, inicialmente no estado martensítico ($\xi = 1$), se retransforma totalmente em austenita. As temperaturas que marcam o início e o fim desta transformação são a temperatura de início de formação da austenita (A_s) e a temperatura de final de formação da austenita (A_f). Na prática, estas temperaturas representam a fronteira entre dois materiais com propriedades completamente diferentes: martensita e austenita.

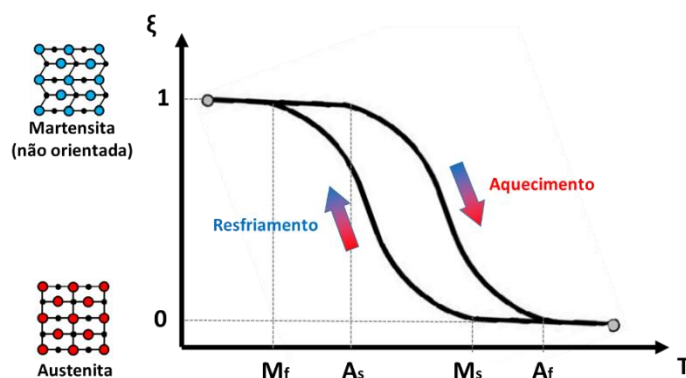


Figura 2. Ilustração da evolução da fração volumétrica de martensita em função da temperatura em LMF.

O efeito memória de forma (EMF) é observado quando uma LMF sofre uma deformação extensa (de 4% a 10%) no estado martensítico e ao cessar o carregamento grande parte desta deformação se mantém, como se fora uma deformação plástica convencional. No entanto, ao submeter a LMF a um aumento de temperatura para valores superiores ao da temperatura A_f , o material sofre transformação de fase ($M \rightarrow A$) e recupera esta deformação, que é assim considerada pseudoplástica. Ao se resfriar novamente a LMF para abaixo da temperatura M_f , nenhuma deformação ocorre e a LMF terá simplesmente retornado ao seu estado martensítico original devido à ocorrência da transformação direta ($A \rightarrow M$). A Figura (3) mostra um ciclo termomecânico de tensão vs deformação vs temperatura que descreve o EMF, destacando também as estruturas cristalográficas relacionados a cada etapa do ciclo e as condições críticas de transformação de fase (temperatura e tensão).

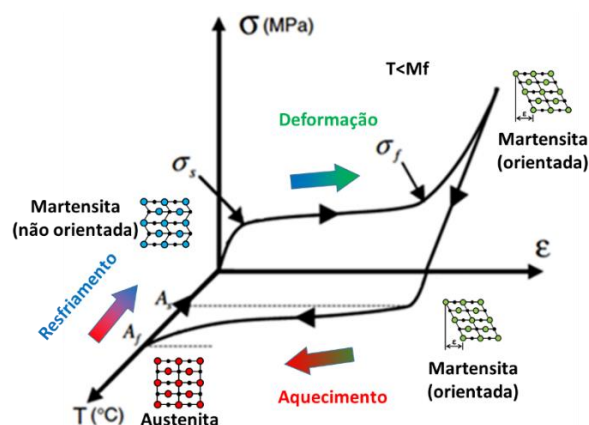


Figura 3. Ciclo termomecânico tensão – deformação – temperatura correspondente ao efeito de memória de forma em LMF.

Fonte: Adaptado de Lagoudas (2008)

Fenômeno semelhante ocorre quando a LMF está na fase austenítica ($\xi = 0$) e uma tensão σ crescente é aplicada. A partir de um valor crítico desta tensão, o qual depende da temperatura $\sigma_{crit}(T)$, inicia-se a transformação da austenita em diferentes variantes da martensita, até que finalmente se obtenha uma única variante alinhada com a direção do carregamento.

O comportamento mecânico associado com a formação e reversão da martensita induzida pelo carregamento mecânico aplicado (tensão) é denominado de pseudoelasticidade ou superelasticidade (SE), e ocorre quando a LMF é carregada e descarregada mecanicamente a uma temperatura constante e superior da temperatura A_f . A tensão aplicada provê a força motriz para a transformação termoelástica acontecer (ZHANG; MCCORMICK, 2000). A fração volumétrica de martensita cresce continuamente com o aumento da tensão e decresce se a tensão é aliviada, como se pode observar por meio do comportamento tensão vs deformação da Figura (4). Nesse caso, as deformações reversíveis podem variar entre 4% e 10%, semelhantemente ao caso do EMF.

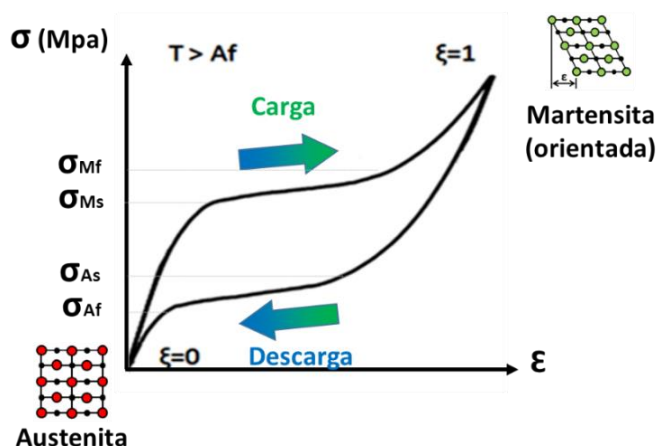


Figura 4. Comportamento tensão – deformação sob efeito superelástico em LMF.

Fonte: Adaptado de Lagoudas (2008)

Em princípio, tanto a superelasticidade como o EMF, podem ocorrer em uma mesma LMF, dependendo da temperatura do ensaio, desde que a tensão crítica para o escorregamento de planos seja suficientemente elevada para que não ocorra deformação plástica verdadeira. O EMF ocorre logo após uma deformação abaixo de M_f , seguida de aquecimento acima de A_f , enquanto a superelasticidade ocorre acima de A_f . A relação entre

a tensão aplicada e as temperaturas de transformação de fase são relacionadas por uma lei de Clausius-Clayperon para LMF (eq. 1), como uma forma alternativa de analisar o efeito da tensão na transformação martensítica (OTSUKA; WAYMAN, 1998).

$$\frac{d\sigma}{dT} = -\frac{\Delta S}{\varepsilon} = -\frac{\Delta H}{\varepsilon T} \quad (1)$$

onde: σ é a tensão mecânica à qual a LMF está sendo submetida, T é a temperatura, ε é a deformação, ΔS é a entropia por unidade de volume e ΔH é a entalpia de transformação por unidade de volume.

As condições de contorno para as quais esta equação é válida estão limitadas, tanto pela temperatura como pela tensão e taxa de carregamento. No caso da temperatura, o limite se dá se for ultrapassada a temperatura crítica (M_D), a partir da qual a austenita, sob carregamento mecânico, irá entrar em regime plástico, resultando em uma deformação permanente. Fenômeno semelhantemente ocorre em relação a tensão, de maneira que após ultrapassar o limite de escoamento da martensita induzida por tensão (ou orientada) o material irá se plastificar, ou seja, não conseguirá retornar completamente com um aquecimento subsequente.

Há ainda uma outra forma pouco explorada de se obter o EMF a partir de uma LMF inicialmente austenítica e, portanto, apresentando superelasticidade na temperatura ambiente. Esse fenômeno pode ser entendido a partir da Figura (5). Quando a LMF for deformada a uma temperatura acima de A_{f0} (inicialmente sob estado nulo de tensões) irá formar martensita induzida por tensão (Figura 5). A partir daí a condição de equilíbrio só pode ser reestabelecida se cessada a carga (superelasticidade) ou se a LMF for aquecida (efeito memória de forma). Se a carga for mantida, de acordo com a lei de Clausius-Clayperon para LMF (Eq. 1), a temperatura crítica de transformação $A_{f\sigma}$ (inferior a M_D) será maior que a relatada anteriormente já que o material irá precisar de mais energia para se transformar de fase novamente, (OTSUKA; WAYMAN, 1998). Essa nova transformação ocorrerá da martensita induzida por tensão (orientada) para a austenita, gerando um EMF sob carregamento mecânico e a consequente realização de trabalho mecânico. Este será o efeito utilizado neste trabalho para produzir o movimento do protótipo *SMArt Morphing Wing*.

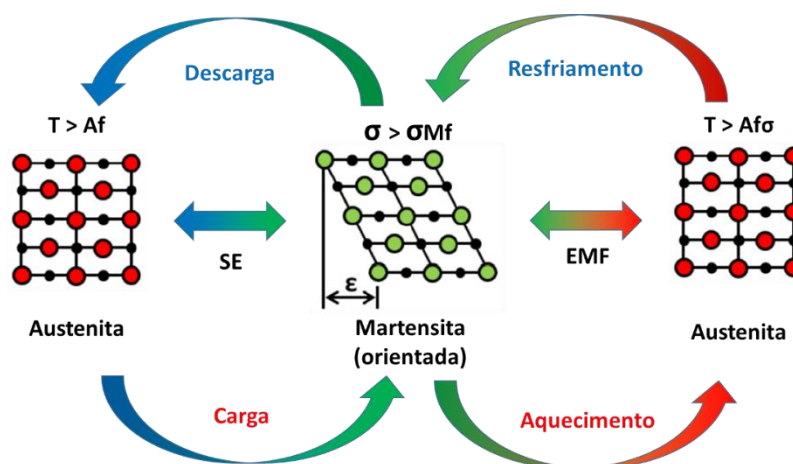


Figura 5. Diagrama esquemático do EMF a partir da reversão da martensita induzida por tensão.

Dentre as LMF mais populares está a liga de Níquel-Titânio, conhecida por NiTiNol (NiTi) e as LMF a base de cobre (CuZnAl, CuAlNi e CuAlBe). As LMF de NiTi podem ser usadas em dispositivos de alto desempenho, com deformações recuperáveis da ordem de 8%, ao passo que as LMF com base de cobre operam satisfatoriamente em condições de baixos carregamentos cíclicos com deformações recuperáveis limitadas a aproximadamente 2%.

As LMF a base de NiTi, por apresentarem melhores propriedades mecânicas (elevada resistência mecânica e alta capacidade de amortecimento) e boas características de atuação (grande capacidade de deformação e de geração de força), foi a família de LMF que mais se desenvolveu ao longo das últimas décadas, principalmente em aplicações biomédicas e aeroespaciais.

As aplicações de LMF voltadas para a indústria aeroespacial envolvem dispositivos para controle aeroelástico (JUTTE; STANFORD, 2014), redução de ruído (MABE; CALKINS; BUTLER, 2006), aeronaves adaptativas (BARBARINO et al., 2014), reconfiguração de pás de rotores (DAYNES; WEAVER, 2012; PUTERBAUGH; BEYENE, 2011; ZHU et al., 2017), dentre outros.

Em geral as pesquisas em desenvolvimento envolvendo atuadores de LMF para aplicação em asas adaptativas utilizam fios de LMF NiTi. As principais vantagens destes atuadores é a presença do efeito memória de forma e seu mecanismo de acionamento simples (aquecimento por efeito Joule). No entanto, existe um inconveniente neste tipo de aplicação, já que fios de LMF NiTi são capazes de recuperar uma deformação da ordem de até 8% do

seu comprimento tensionado. Na prática, isso pode significar que é necessário um comprimento de fio muito longo para produzir grandes alterações de forma. Para desenvolver tais atuadores é necessário um arranjo mecânico para condensar o volume de fio necessário.

Uma alternativa para este inconveniente pode ser a aplicação de molas helicoidais de LMF NiTi, cujo nível de deformação linear totalmente recuperável pode chegar a 600% em relação ao comprimento inicial da mola, para uma razão de mola de 12 (razão entre o diâmetro da mola e do fio com o qual foi fabricada) (GRASSI, 2014). Devido ao grande deslocamento na atuação e à alta relação potência/peso, as molas helicoidais de LMF tornaram-se uma melhor escolha em determinadas aplicações como em músculos artificiais, no entanto, comparadas aos fios, as molas têm uma capacidade reduzida de geração de força (SREEKANTH; MATHEW; VIJAYAKUMAR, 2018).

Há alguns poucos exemplos de protótipos de asas adaptativas na literatura que utilizam os atuadores de LMF na forma de molas helicoidais, a exemplo do trabalho de Hutapea et al. (2008) com um protótipo de asa inteligente cujo atuador é responsável por defletir o flap da asa e do trabalho de Dong et al. (2008) com um protótipo de asa adaptativa cujo atuador é responsável por variar a espessura do perfil aerodinâmico.

4.3 PESQUISAS EM AERONAVES COM ASAS DE GEOMETRIA ADAPTATIVA

Desde a aeronave apresentada pelos irmãos Wright que iniciativas de pesquisa em aeronaves adaptativas têm sido desencadeadas com a perspectiva de otimizar o voo das aeronaves através da reconfiguração geométrica.

No início dos anos 80, com o desenvolvimento de atuadores a partir de materiais inteligentes, foram iniciados estudos para aplicar estes materiais como atuadores para flaps e estabilizadores de mísseis. Nos últimos dez anos, as pesquisas desenvolvidas sobre estruturas adaptativas ou estruturas inteligentes, têm se focado na inclusão de conceitos de estruturas inteligentes já existentes (como sensores, atuadores e sistemas de controle) em aeronaves simples para melhorar a performance global (KO; BAE; RHO, 2014).

Em sua maioria, as iniciativas de pesquisas em aeronaves adaptativas são desenvolvidas nos Estados Unidos da América (EUA), devido ao aporte financeiro governamental para projeto de demonstradores, fase crucial no processo de inovação, via subvenções econômicas, encomendas diretas e outros mecanismos de fomento e inovação

(ABDI, 2014). A seguir alguns dos principais programas de pesquisa em aeronaves adaptativas desenvolvidas nos EUA com apoio governamental:

Mission Adaptive Compliant Wing (MACW), uma iniciativa privada da FlexSys Inc. em parceria com o Laboratório de Pesquisa da Força Aérea dos Estados Unidos (AFRL), neste programa foi desenvolvido um sistema de flap com bordo de fuga variável baseado em mecanismos flexíveis utilizando atuadores hidráulicos. No conceito apresentado o comprimento de corda no qual o escoamento é laminar corresponde a 65% no extradorso e 90% no intradorso da asa, sua capacidade de deflexão é de -10° (para cima) e $+40^\circ$ (para baixo), provando ainda a possibilidade de trabalhar com torção de asa em até 10° . O protótipo apresentado foi testado em túnel de vento, posteriormente instrumentado e posto em voo como uma estrutura secundária em avião próprio para testes e, por fim, testado em voo em uma aeronave GIII (Fig. 6) apresentando deflexão entre -2° e $+30^\circ$. Os testes foram considerados um sucesso com expectativa de redução de 8 a 12% o consumo de combustível em asas completamente os flaps ou de 3 a 5% em retrofit de subflaps, porém os autores relatam que há muito a se investigar, a exemplo da utilização de materiais inteligentes como as LMF (CRUZ; MILLER, 2016; HETRICK et al., 2007; KOTA et al., 2006; KOTA; FLICK; COLLIER, 2016; MILLER et al., 2015).



Figura 6. Aeronave GIII com seção adaptativa defletida em 20° .

Fonte: KOTA; FLICK; COLLIER (2016)

Legenda: *Transition* – transição; *Primary control surface* – superfície de controle primária.

Smart Wing Programme, conduzido entre 1995 e 2004, pela Agência de Projetos e Pesquisas Avançadas em Defesa dos Estados Unidos (DARPA) em parceria com AFRL, LaRC e o Northrop Grumman Corporation (NGC). O objetivo do programa era desenvolver novas superfícies de controle baseadas em materiais inteligentes, melhorando as características aerodinâmicas e aeroelásticas. O projeto foi dividido em duas fases. Na primeira fase investigou-se o uso de LMF para superfícies de controle do bordo de fuga articulado (sem descontinuidades) e uma asa com ângulo de torção variável fazendo uso de tubos de torque de LMF. Os modelos produzidos nesta fase foram testados em túnel de vento e provaram dados quantitativos de sustentação e momento de rolagem. Na segunda fase focou-se em utilizar em um primeiro momento LMF para atuar superfícies de controle dos bordos de fuga e de ataque. Em um segundo momento substituíram-se as LMF por um conceito inovador de um motor piezelétrico ultrassônico. Nesta fase foram feitos testes em túnel de vento com Mach de 0,3 a 0,8 apresentando deflexões de 5° para o bordo de ataque e 15° para o bordo de fuga (KUDVA, 2004; KUDVA et al., 2002; KUDVA; SANDERS; GARCIA, 2001; SANDERS; COWAN; SCHERER, 2004).

A agência AFRL financia ainda um outro projeto de grande impacto, o **Variable Camber Compliant Wing**, trata-se do projeto de asa adaptativa com mecanismos flexíveis (ver Fig. 7), capaz de variar o arqueamento do perfil de 2 a 8% com posição máxima em 40% da corda a partir do bordo de ataque, ou seja, uma variação no perfil de NACA 2412 a NACA 8412. O controle do arqueamento foi realizado através de atuadores eletrônicos miniaturizados e embutidos na pele, e testado em túnel de vento. Foram realizados ensaios CFD e em túnel de vento sob velocidade de escoamento de 25,7 m/s. Os resultados mostraram uma redução de 22,5% no arrasto induzido sobre o perfil resultando em 10% de aumento no envelope de voo da aeronave (HUNSAKER; PHILLIPS; JOO, 2017; JOO et al., 2015). Apesar de não dar detalhes sobre os atuadores os autores relatam que podem ser utilizados atuadores de LMF (HUNSAKER; REID; JOO, 2019).



Figura 7. Seção de asa desenvolvido no projeto Variable Camber Compliant Wing.

Fonte: Adaptado de JOO et al. (2015)

Na Europa, a Associação Europeia de Pesquisas Estabelecidas em Aeronáutica (EREA) iniciou um projeto de aerofólio adaptativo em 1998, com a participação do Centro de Pesquisa Aeroespacial Italiano (CIRA), o Centro Aeroespacial Alemão (DLR), Agência de Pesquisa de Defesa Sueca (FOI) e o Centro de Pesquisa Francês em Aeronáutica e Espaço. O objetivo era investigar a possibilidade de uma asa de geometria adaptativa reconfigurar sua forma durante a operação. Várias tecnologias foram discutidas e algumas que se mostravam viáveis chegaram a testes em túnel de voo. Entre estas tecnologias incluía-se asas com arqueamento variável (KO; BAE; RHO, 2014).

O DLR foi um dos principais responsáveis por diversos conceitos desenvolvidos, com os projetos *Adaptive Wing* que resultou no conceito chamado de *finger* e o *Advanced Aircraft Structures* resultando no conceito chamado de *belt-rib* (MONNER; WIERACH, 2005).

Monner et al. (1998), desenvolveu o conceito tipo *finger*, que pode ser visualizado na Figura (8). Este conceito consiste na substituição de nervuras rígidas por nervuras flexíveis compostas por painéis seccionados combinados com juntas de revolução para permitir a deflexão. Para defletir, cada nervura dispõe de um atuador linear que precisa de apenas um ponto de atuação (MONNER, 2001). O conceito aplicado na pele da asa foi de uma pele deslizante cuja extremidade era aberta para permitir o translado entre as extremidades sem gerar torção no bordo de fuga. Foi construída uma asa com nervuras em alumínio e posteriormente em fibra de carbono com 22 nervuras e uma envergadura de 11m para testes de carregamento estáticos, no qual o protótipo suportou uma carga de 45kN.

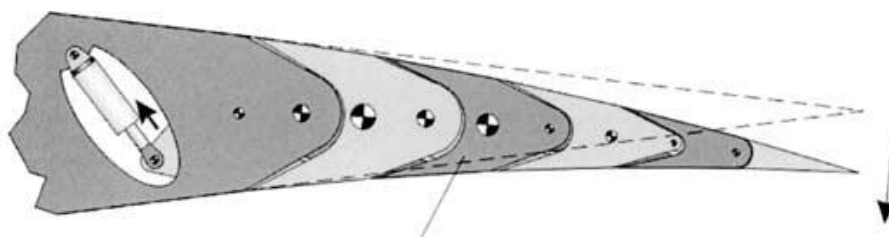


Figura 8. Conceito de nervura tipo *finger*.

Fonte: Monner (2001)

Aplicando o conceito de perfil adaptativo tipo *finger*, Wang, Xu e Zhu (2013), desenvolveram um protótipo de asa adaptativa acionada por fios de LMF, com um perfil de

1,5m de corda capaz de defletir o bordo de fuga entre $-9,9$ a $10,2^\circ$ em vazio. Este protótipo pode ser observado na Figura (9).



Figura 9. Variação do conceito de nervura tipo *finger*.

Fonte: Wang, Xu e Zhu (2013)

Meguid et al. (2017) desenvolveram um protótipo de asa adaptativa com bordo de ataque e bordo de fuga variável acionado por servomotores, os autores desenvolveram ensaios estáticos aplicando carga distribuída sobre o protótipo, ensaios CFD a uma velocidade de 20m/s. O protótipo final (Fig. 10) consegue alterar o arqueamento em até 6% com posição máxima em 40% da corda a partir do bordo de ataque. Os resultados obtidos mostraram um acréscimo no C_l utilizando o perfil adaptativo em relação ao perfil convencional. Apesar de não utilizar atuadores de LMF, este projeto se destaca por apresentar um protótipo funcional testado em voo.



(a)



(b)

Figura 10. Protótipo desenvolvido por Meguid et al. (2017).

(a) mecanismo do bordo de variável; (b) bordo de fuga defletindo em voo.

Campanile e Sachau (2000) desenvolveram o conceito de nervura *belt-rib*, o qual pode ser observado na (Figura 11.a). Neste conceito a fronteira do perfil é formada por uma cinta (*belt*) com reforços (*spokes*) fixos por dobradiças que garantem a flexibilidade para defletir e rigidez para suportar o carregamento aerodinâmico. Desta forma, à medida que o

perfil deflete a estrutura vai ficando mais rígida e dependente da configuração dos reforços. Foi produzido um protótipo de seção de asa e testado de forma estática simulando o carregamento aerodinâmico em um voo de cruzeiro com atuador convencional. Posteriormente Hasse, Zuest e Campanile (2011) aplicaram um processo de otimização estrutural nos reforços utilizando algoritmo genético afim de reduzir a energia necessária para deformar a estrutura. As restrições impostas foi o perfil inicial NACA 0012 e perfil após mudança NACA 2412. A estrutura final obtida após o processo de otimização pode ser observada na Figura (11.b). A partir do perfil otimizado Previtali e Ermanni (2012) estudaram o posicionamento ótimo de atuadores, construíram um demonstrador (ver Figura 11 (c)), realizaram análises estrutural do mecanismo utilizando elementos finitos e aerodinâmica utilizando CFD com escoamento a 35m/s. Nestas configurações podem ser empregados atuadores convencionais, como cilindros hidráulicos, ou materiais inteligentes como as LMF. Neste caso, as configurações a serem adotadas poderiam ser do tipo treliça (fios cruzados tensionando a nervura de forma a fletir), usado como dobradiça ou como parte do painel (pele) para mudar diretamente a forma.

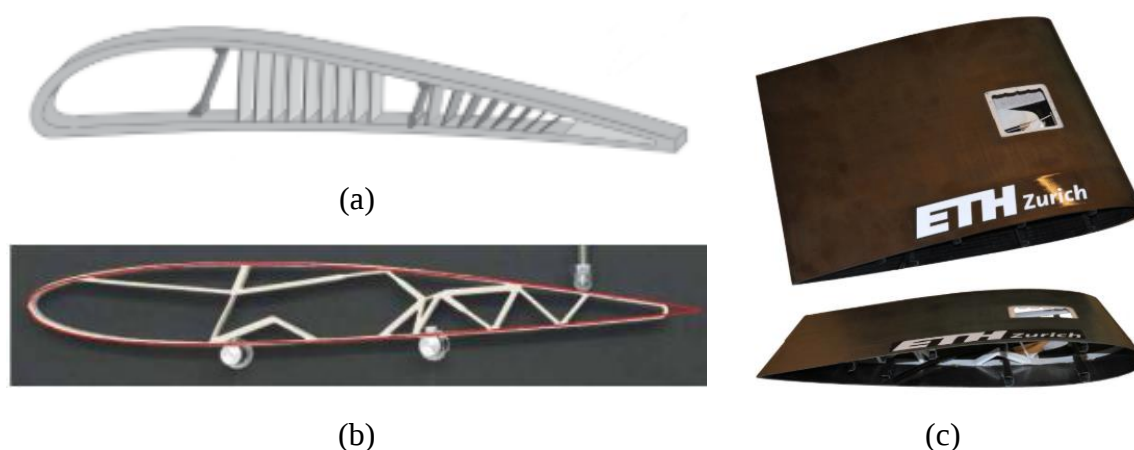


Figura 11. Conceito de nervura tipo *belt-rib*. (a) Conceito apresentado por Campanile e Sachau (2000); (b) modelo 2D desenvolvido por Hasse, Zuest e Campanile (2011); (c) Demonstrador desenvolvido por Previtali e Ermanni (2012)

Barbarino et al. (2007) apresentaram várias configurações de bordo de fuga adaptativo para substituir flaps convencionais. Nestas configurações nervuras flexíveis foram propostas utilizando atuadores de LMF para variar o arqueamento do perfil. Foram realizados ensaios numéricos para avaliar o potencial dos atuadores de deformar a estrutura e suportar as cargas aerodinâmicas. Barbarino et al. (2011b) propuseram um flap com

arqueamento variável. A nervura consiste em arcos estruturais em serie com fitas de LMF conectadas nas extremidades para promover o arqueamento local (ver Fig. 12), para acionar os atuadores de LMF por efeito joule nesta configuração são necessários 500W. Foram realizados ensaios numéricos e experimentais com aplicação de cargas simulando a condição de voo.



(a) (b)

Figura 12. Flap adaptativo desenvolvido por Barbarino et al. (2011b).
(a) arcos estruturais; (b) demonstrador.

Abdullah et al. (2010) desenvolveram um perfil adaptativo capaz de mudar a posição da espessura máxima do perfil e arqueamento através do acionamento de fios de LMF. O protótipo desenvolvido utiliza a pele uma pele flexível manufaturada em acrilonitrila butadieno estireno (ABS) por impressão 3D que exerce simultaneamente função estrutural, conforme Figura (13). Foram realizados ensaios CFD e em túnel de vento afim de determinara as características aerodinâmicas. Posteriormente passaram a implementar técnicas controle de forma para o perfil (ABDULLAH et al., 2019; BIL; MASSEY; ABDULLAH, 2013).



Figura 13. Protótipo de asa adaptativa apresentado por Abdullah et al. (2019).

Kang et al. (2012) apresentaram um protótipo que consiste em uma seção de asa com caixa articulada em longarinas fixas, com pele flexível (placa de PVC com 0,3mm de espessura) e acionada por fios de LMF NiTi (*Flexinol*[®]) com efeito memória de forma. Este protótipo pode ser visualizado na Figura (14). Quando os fios de LMF são aquecidos por efeito Joule, o atuador de LMF se contrai inclinando a caixa da asa em direção ao bordo de fuga. O resultado desta inclinação é a deflexão do bordo de fuga da asa sem promover discontinuidades. Cessada a excitação, o mecanismo conta com uma mola convencional para restituir a força e recuperar a deformação de forma passiva. Os autores avaliaram em testes estáticos o funcionamento do mecanismo que produziu uma deflexão máxima de 21° utilizando uma corrente máxima de 0,7A e uma frequência máxima de 0,1Hz. Em trabalho posterior (RIM et al., 2014), foram avaliados os atuadores de LMF para verificar suas características e resposta do sistema a diferentes estímulos (corrente elétrica).

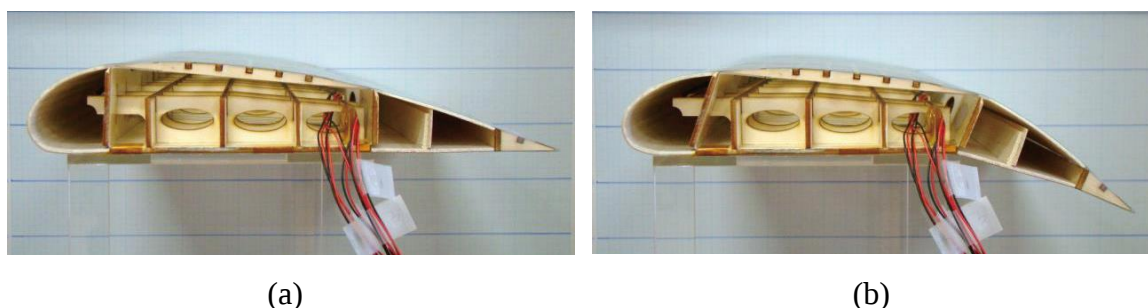


Figura 14. Protótipo apresentado por Kang et al. (2012).

(a) Sem ativação; (b) Com ativação.

Hutapea et al. (2008) apresentaram um conceito de asa inteligente cujo flap era acionado por molas de LMF com efeito memória de forma. O protótipo construído em acrílico baseou-se no perfil NACA 2412 com um flap rígido que rotaciona em torno de um tubo, onde as molas são fixadas. A Figura (15) permite visualizar este protótipo. Foram avaliadas a potência requerida para atuação (3,4A e 1,7V) e a deflexão máxima (20°). Foram realizadas análises aerodinâmicas de forma a estimar o desempenho do protótipo em voo de cruzeiro, testes estáticos do protótipo para determinar o máximo carregamento aerodinâmico que o mecanismo pode reagir (30N) e testes em túnel de vento a uma velocidade de 21,3m/s para validar o protótipo.

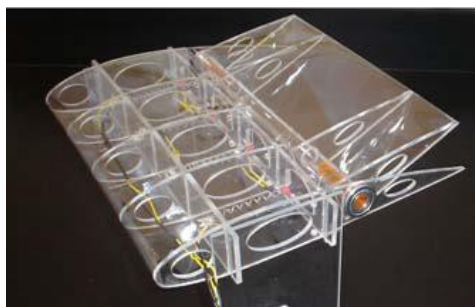


Figura 15. Protótipo de asa inteligente apresentado por Hutapea *et al.* (2008).

Ko et al. (2014) propôs duas configurações de perfis adaptativos sendo um composto por três seções (ver Fig. 16 (a)) e outro por seis seções (ver Fig. 16 (b)). Em ambas as configurações as seções são conectadas entre si de forma a alterar o arqueamento do perfil. Para que não haja descontinuidades no perfil aerodinâmico foi utilizado uma pele híbrida composta por PVC nas regiões rígidas e silicone nas regiões deformáveis. O controle do arqueamento é realizado utilizando molas de compressão de LMF articuladas em hastes fixas entre as nervuras interligando cada seção. As características aerodinâmicas foram investigadas analiticamente (CFD) e experimentalmente (túnel de vento) com velocidades de 7,8 a 25m/s e comparadas com resultado de asas com bordo de fuga convencional (flaps). Os resultados obtidos apresentam um aumento de até 84% na relação sustentação/arrasto para o perfil com 6 seções e uma deflexão de 20° em comparação com um flap convencional (a 1/4 da corda) com mesma deflexão.

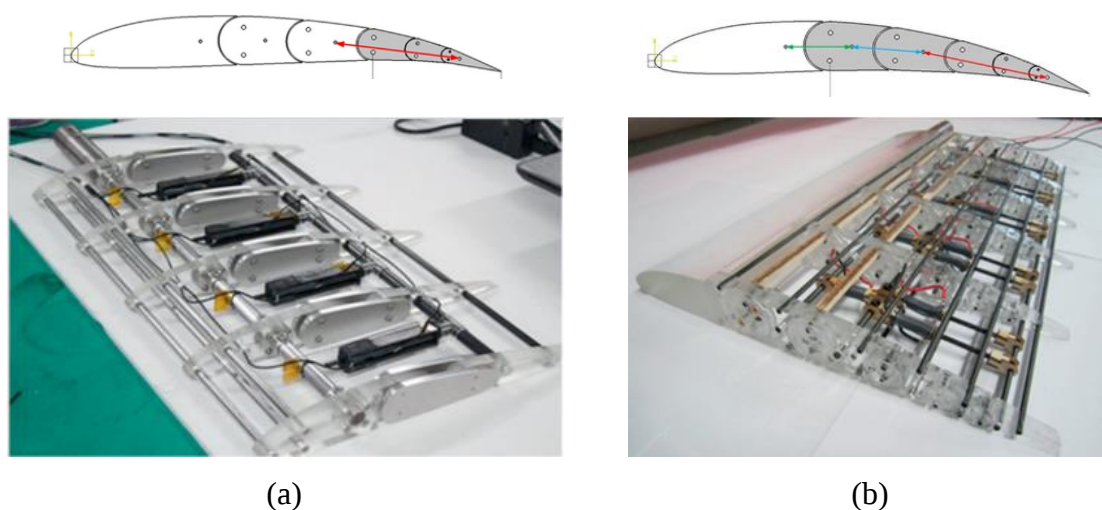


Figura 16. Asa adaptativa desenvolvida por Ko et al. (2014).

(a) asa com 3 seções articuladas; (b) asa com 6 seções articuladas.

Woods et al. (2012) desenvolveram um conceito de perfil com geometria adaptativa chamado de FishBAC (Fish Bone Active Camber). Neste conceito a pele e a estrutura interna da nervura são desenvolvidos para apresentar coeficiente de Poisson quase zero. A estrutura interna se assemelha a uma espinha de peixe possuindo uma estrutura central flexível e derivações que dão o formato do perfil, assim a nervura apresenta flexibilidade para deflexão sem a necessidade de partes moveis, conforme pode ser observado na Figura (17). A deflexão do bordo de fuga e consequente variação do arqueamento do perfil é realizada utilizando tendões conectados na extremidade do bordo de fuga, que ao serem acionados podem defletir o bordo de fuga em $\pm 13,3\%$ da corda. Em um primeiro momento não foi definido qual tipo de atuador a ser utilizado apesar de os autores já anteciparem alguns possíveis atuadores, incluindo atuadores de LMF. Em um segundo momento foram analisadas a forma de atuação utilizando atuadores convencionais como atuadores pneumáticos (WOODS; FRISWELL; WERELEY, 2014), as características aerodinâmicas teóricas do perfil através de ferramentas CFD (WOODS; FINCHAM; FRISWELL, 2014) e ensaios em túnel de vento (WOODS; BILGEN; FRISWELL, 2014).



Figura 17. Conceito FishBAC.

Fonte: WOODS; BILGEN; FRISWELL (2014)

Outros pesquisadores desenvolveram projetos aplicando direta ou indiretamente o conceito FishBAC (AI; WEAVER; AZARPEYVAND, 2017; BISHAY et al., 2019; MARTINEZ et al., 2017). Destes projetos o apresentado por Bishay et al. (2019) se destaca por apresentar um protótipo de aeronave com estabilizadores horizontal e vertical com perfil de geometria adaptativa. Neste protótipo o conceito FishBAC é integrado a uma estrutura corrugada para permitir flexibilidade para deflexão ao passo que aumenta a resistência a pressão aerodinâmica (ver Figura 18). Os estabilizadores utilizam fios de LMF para defletir o perfil, com capacidade de deflexão de $10,7^\circ$ sem a pele de látex.

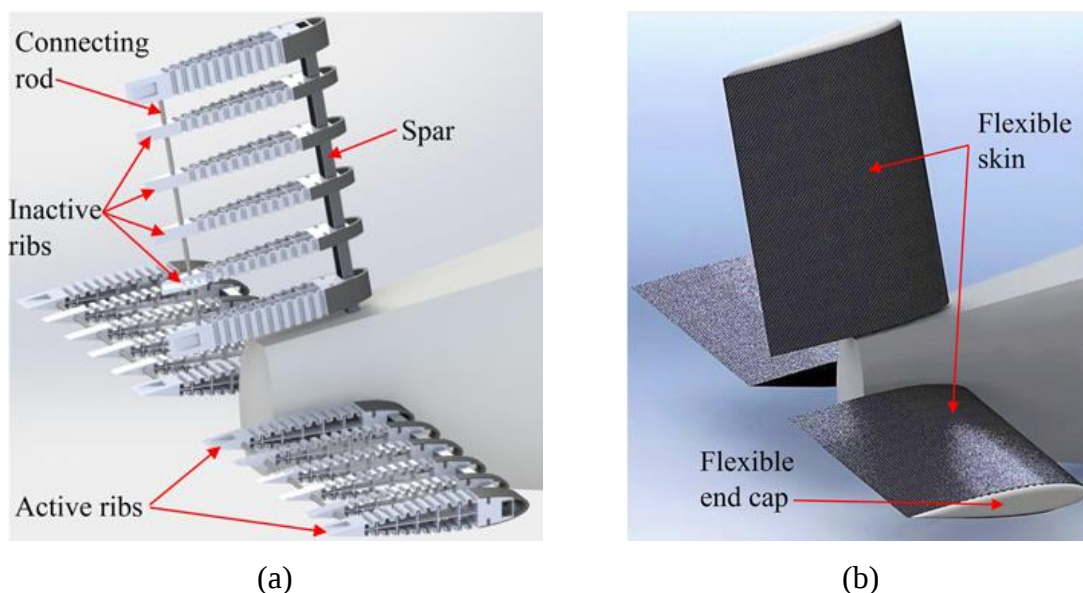


Figura 18. Conceito FishBAC modificado aplicado em estabilizadores.

(a) Modelo sem pele; (b) Modelo com pele.

Fonte: (BISHAY et al., 2019)

Legenda: *Connecting rod* – eixo de conexão; *Spar* – longarina; *Inactive ribs* – nervuras inativas; *Active ribs* – nervuras ativas; *Flexible skin* – pele flexível; *Flexible end cap* – tampa flexível.

Além destas já mencionadas, outras iniciativas internacionais foram desenvolvidas. Em geral estes trabalhos apresentam foco nas características e otimização aeroelásticas (FUJIWARA; NGUYEN, 2015, 2017; JUTTE; STANFORD, 2014), técnicas de controle (DIMINO et al., 2017; GRIGORIE et al., 2011a; GRIGORIE; BOTEZ; POPOV, 2012; KAMMEGNE et al., 2015; SONG; MA, 2007), no sistema que compõe a pele (FENG et al., 2015; MANI; LAGOUDAS; REDINIOTIS, 2008; PREVITALI et al., 2016; SUN; LIU; LENG, 2015; THILL et al., 2008, 2010), sistemas de atuação e performance aerodinâmica (FINCHAM; FRISWELL, 2015; KUMAR; BALARAMRAJA; SIVAKUMAR, 2017; ROH; KIM; LEE, 2009).

Uma lista mais completa de projetos de asas com geometria adaptativa desenvolvidas até 2011 pode ser encontrada em Barbarino et al. (2011). Em especial, destaca-se os projetos de asas com arqueamento variável acionadas por atuadores de LMF.

Em âmbito nacional, também existem algumas iniciativas. Em função da importância internacional da Empresa Brasileira de Aeronáutica S/A (EMBRAER), o Brasil tem buscado

investir em projetos ou programas de P&D no setor aeronáutico para garantir a competitividade no mercado interno e externo, através da formação de recursos humanos, difusão de novas tecnologias e atualização tecnológica da indústria brasileira. Parte desta iniciativa é o financiamento de projetos através de fundos setoriais como o CT-Aero (lei nº 10.332, de 19 de dezembro de 2001 e decreto nº 4.179, de 02 de abril de 2002), assim como financiamentos através de agências de fomento à pesquisa como Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq) e a Coordenação de Pessoal de Ensino Superior (CAPES).

Através destes financiamentos algumas instituições de ensino superior iniciaram projetos visando o desenvolvimento de aeronaves com asas com geometria adaptativa, como a Universidade Estadual Paulista (UNESP), Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), Universidade Federal de Uberlândia (UFU), Universidade Federal do Rio de Janeiro (UFRJ), Universidade Federal de Campina Grande (UFCG) e Universidade Federal da Paraíba (UFPB). Estas instituições estão interligadas a um interesse comum através Instituto Nacional de Ciências e Tecnologia de Estruturas Inteligentes em Engenharia (INCT-EIE), formado em conjunto com outras instituições com o objetivo de desenvolver estruturas baseadas em materiais inteligentes voltadas para aplicações em engenharia.

O projeto desenvolvido na UNESP (campus de Ilha Solteira) em parceria com a *University of Michigan*, trata-se de uma nervura seccionada em 4 partes e articuladas entre si, acionadas por atuadores antagônicos de fios de LMF. Os trabalhos apresentados abordam os aspectos de controle de forma do perfil aerodinâmico apresentando uma modelagem teórica e experimental de leis de controle baseadas em lógica fuzzy e lógica booleana (*on-off*) aplicadas a uma das seções do aerofólio. Foi construído um protótipo 2D (apenas aerofólio) em acrílico, baseado em um perfil NACA 0012 e 500mm de corda acionado com atuadores de fios de LMF NiTi. O protótipo foi testado em bancada para verificar o funcionamento do controle e a deflexão produzida nesta configuração de nervura, atingindo uma faixa de -15° a $+10^{\circ}$ (DE ABREU et al., 2015; FARIA, 2010; MAESTÁ, 2012). O último protótipo apresentado foi um demonstrador 3D de um aerofólio adaptativo, mostrado na Fig. (19), testado em túnel de vento que apresentou deflexão de -1 a 10° sob um escoamento de 21m/s (MAESTÁ, 2016).



Figura 19. Protótipo de asa desenvolvido na UNESP campus Ilha Solteira.

Fonte: Maesta (2016)

No ITA estão sendo desenvolvidos vários projetos em paralelo, um deles voltado para o estudo aeroelástico (PICCIRILLO; GÓES; BALTHAZAR, 2011) e outros focados na mudança do perfil, como o projeto de desenvolvimento de uma nervura com estrutura flexível (DE ALMEIDA; SANTOS; OTUBO, 2015), ambos acionados por fios de LMF. O primeiro trabalho refere-se a um estudo da resposta dinâmica e aeroelástica de um aerofólio seccionado com fios de LMF dispostos antagonicamente para defletir um flap. Foram feitos estudos teóricos sobre o mecanismo, acoplado com modelos de LMF e modelos de aquecimento resistivo para testar a resposta do atuador e do controle. O segundo trabalho refere-se a um protótipo de aerofólio que aplica o conceito de estruturas flexíveis. O protótipo 2D apresentado foi construído em ácido polilático (PLA) por impressão 3D e utiliza fios de LMF, baseado no EMF convencional, para acionar o mecanismo e variar o arqueamento do perfil. Os resultados finais obtidos do protótipo em termos de deflexão máxima foi de $6,4^\circ$ sem carga e $4,38^\circ$ com carga, o que corresponde a um aumento de 10,26% na razão C_L/C_D e de 2% na força de sustentação. Aplicando este conceito de nervura ativa, Sousa et al. (2018) apresentou um demonstrador (ver Fig. 20) utilizando o sistema desenvolvido no projeto anterior aplicado a perfis NACA 0012 e NACA 0020 com testes em túnel de vento com escoamento de 30m/s com 15° de deflexão do flap (SOUSA et al., 2018).



Figura 20. Protótipo de nervura desenvolvido no ITA

Fonte: Sousa et al. (2018)

O projeto desenvolvido pela UFU em parceria com a University of Michigan consistiu em um perfil NACA 0012 segmentado que utiliza a multiestabilidade de ímãs permanentes e fios de liga com memória de forma para aumentar a eficiência do sistema de ativação, com 64 configurações estáveis possíveis. Nesta configuração o perfil desenvolvido pode atingir de -24 a 24° de deflexão. Os detalhes deste perfil podem ser observados na Fig. (21), abaixo.



Figura 21. Protótipo de nervura desenvolvido na UFU

Fonte: Sales (2017)

A UFRJ em parceria com o *Texas A&M University* estudou métodos de otimização para variar o arqueamento de um aerofólio pelo acionamento de atuadores na forma de fios de LMF, baseado no trabalho inicialmente realizado por Strelec et al. (2003). Foi desenvolvido um trabalho teórico de otimização do posicionamento dos fios atuadores para se obter a melhor performance aerodinâmica, analisando a atuação através do método de

elementos finitos combinado com diferentes técnicas de otimização e para avaliar os resultados práticos foram feitas simulações do escoamento sobre o perfil resultante (LIMA JUNIOR, 2013; LIMA JUNIOR et al., 2013). Posteriormente foi desenvolvido um protótipo de nervura com flap ativo por mola de liga com memória de forma (Fig. 22), com foco no sistema de atuação e o otimização do posicionamento do atuador, cuja melhor configuração pode atingir mais de 38° (LEAL; SAVI, 2018).

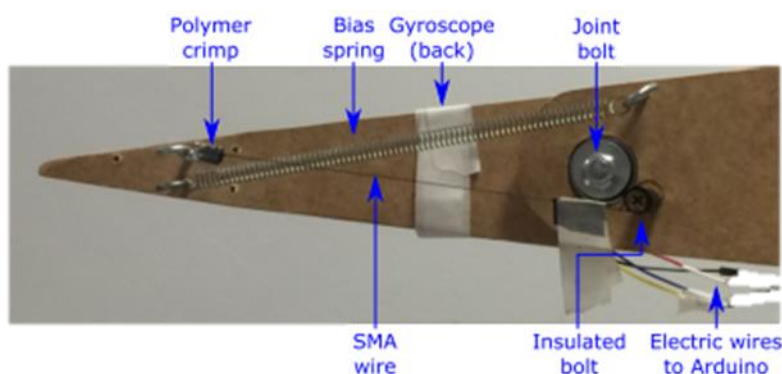


Figura 22. Conceito de aerofólio adaptativo sugerido por Leal e Savi (2018).

Legenda: *Polymer crimp* – crimp de polímero; *Bias spring* - mola de retorno; *Gyroscope (back)* – Giroscópio (atrás); *Joint bolt* – junta parafusada; *Electric wires to Arduino* – Fios elétricos para o Arduino; *Insulated bolt* – parafuso isolado; *SMA wire* – fio de LMF.

Na fase anterior do projeto SMW realizado na UFCG foi desenvolvido um demonstrador como prova de conceito de uma asa com perfil adaptativo com arqueamento variável utilizando como base um perfil NACA 0021, ativado por micromolas de LMF. As nervuras consistiam em segmentos articulados com bordo de ataque fixo e bordo de fuga variável, conforme mostrado na Figura (23). Nesta configuração os atuadores de LMF atuavam de forma antagônica diretamente sobre seção de interesse a ser defletida. O protótipo foi testado em túnel de vento com escoamento de 14m/s com uma deflexão máxima de 25° , provando o potencial do conceito apresentado. A segunda fase consiste neste trabalho em desenvolvimento na UFPB, cujos detalhes serão discutidos nas próximas seções.

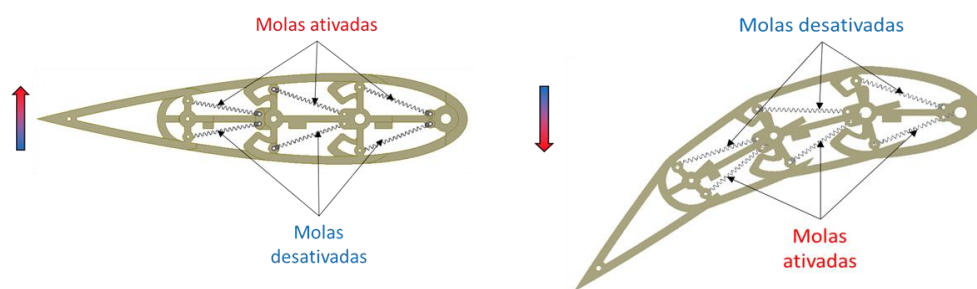


Figura 23. SMW fase 1.

5 MATERIAIS E MÉTODOS

A técnica de utilização de demonstradores tecnológicos para prova de conceito no setor aeronáutico é amplamente empregada em pesquisa quando se trata de tecnologias inovadoras com alto custo operacional, riscos à segurança dentre outros fatores que inviabilizam sua aplicação direta sem o nível de maturidade tecnológica adequada aos requisitos.

O desenvolvimento de tecnologias que envolvem aplicações aeronáuticas assim como tecnologias que envolvem materiais inteligentes exigem a utilização destes demonstradores como ferramenta para avaliar a funcionalidade e riscos associados ao projeto antes de se fazer uma avaliação de custos associados a implementação.

Assim, neste trabalho será desenvolvido um demonstrador de uma seção de asa adaptativa com arqueamento variável correspondente a região das asas que compreendem os flaps mecânicos em aeronaves. O protótipo utiliza micromolas de LMF NiTi para ativar a estrutura e produzir variação do arqueamento levando a diferentes perfis e características aerodinâmicas através da reconfiguração de forma. Ressalta-se que os elementos atuadores de LMF são considerados “micromolas” devido ao fato de que o elemento ativo dos atuadores é o fio das molas, cujo diâmetro é de aproximadamente 220 μm .

A semiasa desenvolvida tem como base um aerofólio com perfil NACA 0012, com 200mm de corda, 457mm de envergadura, forma retangular com ângulos de enflechamento e diedro nulos. Se comparada a aplicações usuais, esta seção pode ser empregada em aeronaves não tripuladas para os mais diversos fins como por exemplo as aeronaves que disputam a competição internacional SAE AeroDesign, cujo objetivo é construir uma aeronave de carga em escala reduzida.

Os aspectos de engenharia e parâmetros adotados para o desenvolvimento do demonstrador serão discutidos com mais detalhes nas seções a seguir.

5.1 DEFINIÇÃO DO MECANISMO DE MUDANÇA DE FORMA DO PERFIL

A definição de “o quê” modificar para reconfigurar a forma está diretamente relacionada a quatro fatores de maior impacto sobre o projeto de asas com geometria adaptativa. Estes fatores são a performance aerodinâmica, confiabilidade estrutural, peso, custo e riscos. A performance aerodinâmica é avaliada através das forças de sustentação e arrasto, razão entre elas (C_L/C_D), envelope de voo e resistência. A confiabilidade estrutural envolve a distribuição do sistema de atuação (carregamento), tensões máximas e momentos gerados, espessura e rigidez das estruturas envolvidas. O peso resultante é um item importante, já que para alguns sistemas não é viável a aplicação de materiais inteligentes, logo, as penalidades pelo acréscimo de peso de atuadores convencionais devem ser consideradas. O custo e os riscos estão diretamente associados ao acesso e facilidade de manufatura, principalmente do sistema de atuação, influenciando diretamente no risco do projeto.

Baseado nestes fatores, Wang (2015) montou uma matriz de decisões cujos resultados podem ser analisados a partir do gráfico polar da Figura (24).

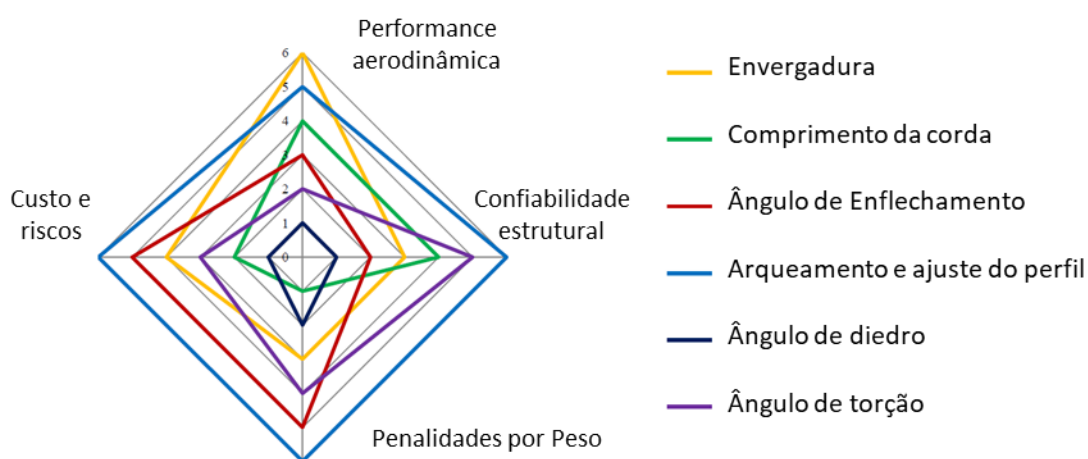


Figura 24. Representação da matriz de decisão para projetos de reconfigurações de forma em asas.

Fonte: Wang (2015)

Estes resultados são convergentes com a literatura, revelando que modificações no arqueamento e ajustes de perfil produzem impacto bastante significativo na performance

aerodinâmica, sem comprometer os demais requisitos, apresentando a melhor relação dentre os fatores analisados.

Dentre os métodos utilizados para promover o arqueamento do perfil destaca-se o conceito tipo dedo (MONNER, 2001) e conceito de mecanismos articulados (FARIA, 2010) por sua facilidade construtiva. Para o desenvolvimento do protótipo *SMArt Morphing Wing* deste trabalho, visando simplificar o mecanismo do conceito *finger*, foi proposta a utilização de uma nervura flexível com um mecanismo misto, entre o *finger* e o articulado.

A nervura desenvolvida consiste essencialmente de um mecanismo articulado composto por cinco seções com bordo de ataque e bordo de fuga adaptativo, conforme observa-se na Figura (25). Nesta configuração, a seção 2 (S2) corresponde a seção fixa ou caixa da asa, as demais, cada seção da nervura gira em torno de um eixo polar de modo que quando uma seção girar em relação a outra, o perfil da nervura mantenha-se contínuo do ponto de vista estrutural. A seção 1 (S1) corresponde a um bordo de ataque móvel enquanto que as seções 3, 4 e 5 (S3, S4 e S5, respectivamente) correspondem ao bordo de fuga variável podendo ser modificados individualmente ou combinados para formar diferentes perfis.

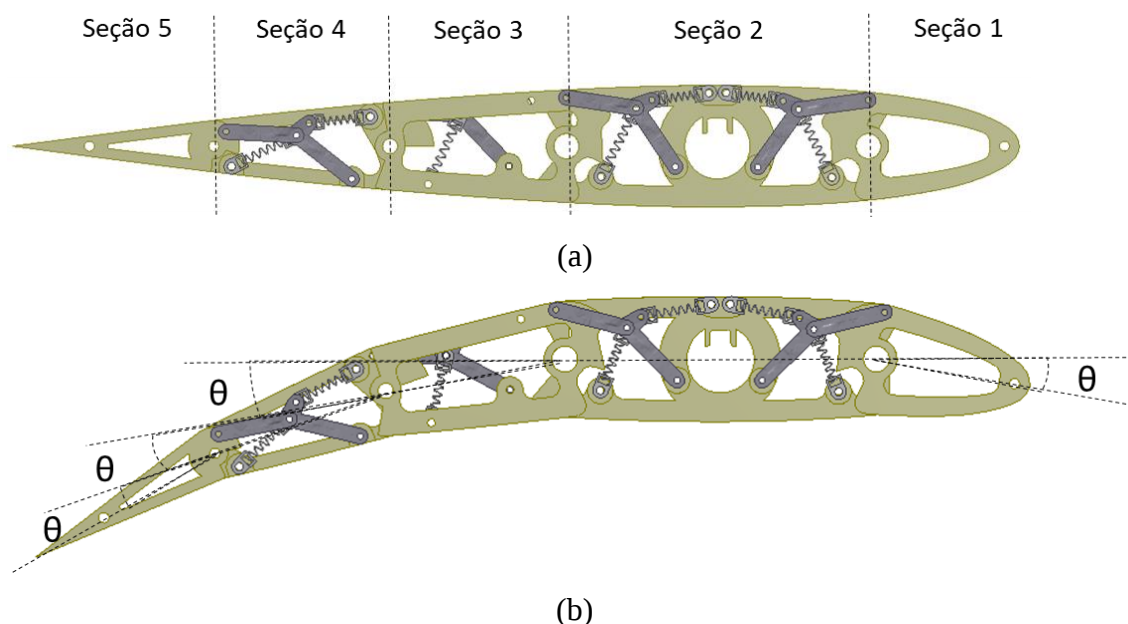


Figura 25. Conceito de nervura flexível articulada desenvolvido para o protótipo *SMArt Morphing Wing*. (a) Sem deflexão ($\theta = 0^\circ$). (b) Defletida $\theta = 10^\circ$.

Para formar o protótipo tridimensional, o conjunto de nervuras paralelas é interligado por eixos, os quais exercem simultaneamente a função de eixo de rotação das seções da asa, de meio de conexão das nervuras e também de longarinas da asa. Para permitir os testes incluindo ensaios em túnel de vento, foi adicionado uma longarina localizada no centro da S2 para acoplamento do protótipo em uma balança aerodinâmica. Numa situação de teste em voo, esta longarina pode ser retirada e as longarinas que interligam as seções S1 com S2 e S2 com S3 assumem a função estrutural de longarina fixa, sem prejuízos de desempenho. As duas longarinas fixas servem para conexão da asa em uma aeronave, enquanto as demais são móveis e permitem rotação à medida que as seções são ativadas. Essa rotação relativa entre as seções faz variar localmente o ângulo de arqueamento do perfil, semelhantemente ao que se obtém com a deflexão de dispositivos como *flap* e *aileron*, exceto por não gerar nenhum tipo de descontinuidade.

5.2 CONCEPÇÃO DO PROTÓTIPO

Conforme mencionado anteriormente, o projeto aerodinâmico da asa teve por base um perfil simétrico da série NACA com espessura correspondente a 12% da corda do perfil, ou seja, o NACA 0012 (MARZOCCA, 2009). Nesta denominação, NACA corresponde a série do perfil, o primeiro dígito corresponde a porcentagem do arqueamento em relação a corda dividido por 100, o segundo dígito corresponde a posição de arqueamento máximo em relação a corda dividido por 10 e os dois últimos dígitos correspondem a proporção da espessura do perfil em relação a corda. Como o perfil adotado é simétrico em relação a corda média aerodinâmica, o valor do seu arqueamento inicial é nulo, conseqüentemente, sua posição também é nula.

A escolha de um perfil simétrico foi feita para maximizar os efeitos da reconfiguração de forma, uma vez que o arqueamento poderá variar a partir de 0%, enquanto outros perfis já possuem arqueamento pré-estabelecido. Já a espessura do perfil em 12%, foi definida levando em consideração a mecânica estrutural do perfil e o potencial de aplicação do mesmo, sendo este o perfil mais utilizado na literatura (AI; WEAVER; AZARPEYVAND, 2017; BHATTACHARYYA; CONLAN-SMITH; JAMES, 2017; DRIESEN et al., 2018; GAMBLE; MOOSAVIAN; INMAN, 2017; HEFENG et al., 2014; SALES, 2017; SOUSA et al., 2018).

Na primeira fase do projeto foi utilizado um perfil com bordo de ataque fixo e bordo de fuga variável a partir de 25% da corda do perfil NACA 0021. No entanto a utilização de bordo de ataque adaptativo possui vantagens não observadas na primeira fase, são elas: redução do ruído se comparado a utilização de slats, retardo do estol além de alterar o arqueamento local do perfil alterando a distribuição de pressão sobre o extradorso do perfil com variação desprezível na carga aerodinâmica (RADESTOCK et al., 2016). Sendo assim, a configuração de perfil com bordo de ataque adaptativo foi implementada nesta segunda fase, conforme discutido a seguir.

Para construção do demonstrador (protótipo *SMArt Morphing Wing*) foi adotada uma asa retangular com 200mm de corda e uma envergadura de 457mm (seção adaptativa). Como discutido anteriormente, cada nervura flexível foi dividida em cinco seções, cujas dimensões estão definidas na Fig. (20) e apresentam uma deflexão máxima teórica de 12° por seção. O bordo de ataque adaptativo, correspondente a 15% da corda (S1), enquanto que o bordo de fuga adaptativo pode apresentar diferentes configurações, podendo ser: a partir da S3 correspondendo a 55% da corda; Se S3 for mantida fixa com S2 o bordo de fuga adaptativo passa a ser a partir de S4 correspondendo a 37,5% da corda; se apenas S5 for ativada o bordo de fuga passa a ser S5 correspondendo a 20% da corda. Para defletir, cada seção possui 2 molas que atuam de forma antagônica, as molas dispostas no intradorso das nervuras são responsáveis pela deflexão relativa entre as seções às quais estão conectadas, conforme pode ser observado na Fig. (26.b), enquanto que as molas dispostas no extradorso são responsáveis pelo retorno a posição de simetria.

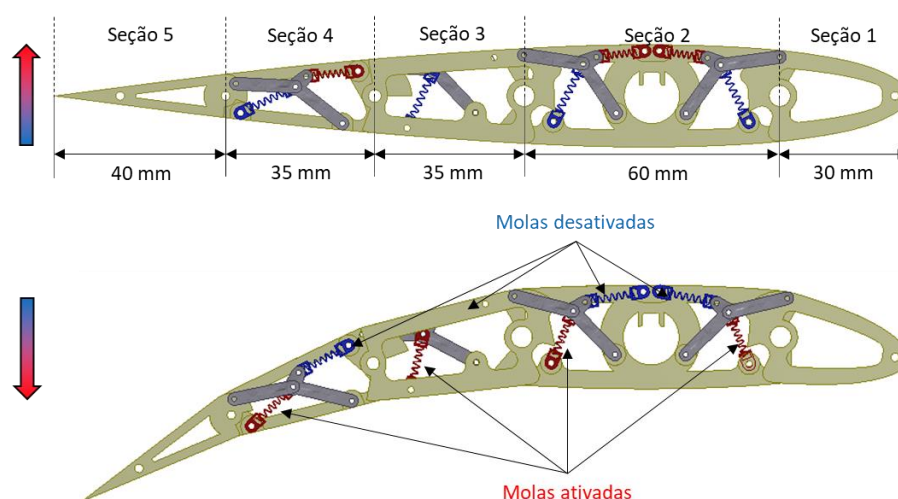


Figura 26. Nervura flexível. (a) Perfil na posição de simetria por ativação dos atuadores do extradorso (b) Deflexão do perfil por ativação dos atuadores do intradorso ($\theta = 10^\circ$);

A parte estrutural interna do protótipo foi projetada em ambiente de projeto assistido por computador (CAD 3D) para análise preliminar do mecanismo (condição de travamento e interferências) e posterior manufatura por impressão 3D. O protótipo virtual montado pode ser visualizado na Figura (27). O protótipo é composto por 6 nervuras ativas (com molas acopladas) e 7 nervuras passivas (acompanham o movimento das demais sem exercer força). As nervuras ativas são responsáveis pela reconfiguração de forma e estão igualmente espaçadas a uma distância de 80 mm entre si, enquanto que as nervuras passivas têm função estrutural, estando 2 localizadas uma em cada extremidade para preencher as descontinuidades laterais, 5 delas para permitir o acoplamento da pele localizada entre as nervuras ativas sendo que a nervura passiva central exerce simultaneamente a função de acomodar os sensores de ângulo (em azul).

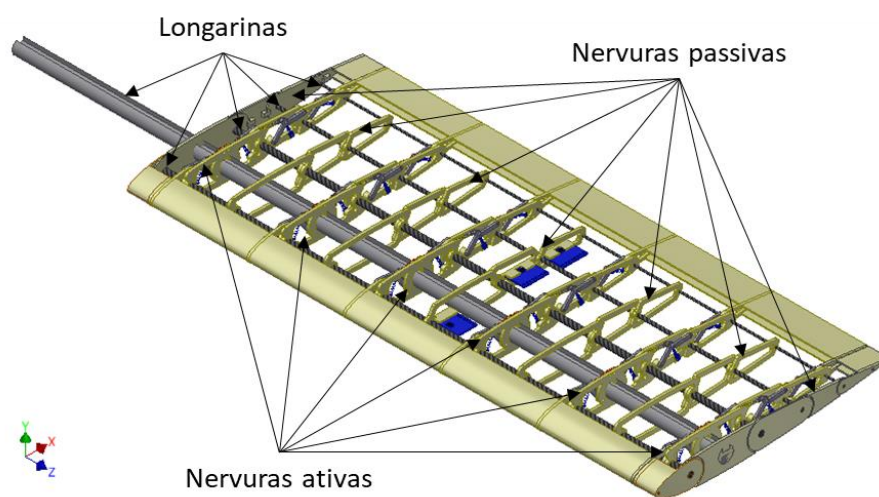


Figura 27. Protótipo virtual da estrutura da seção adaptativa da asa.

As peças que compõem as nervuras foram fabricadas por manufatura aditiva em ABS. Este material vem sendo comumente utilizado em desenvolvimento de protótipos na engenharia por ser considerado mecanicamente e ambientalmente estável. O processo de manufatura utilizado foi o de modelagem por deposição de material fundido (FDM), comumente conhecido como impressão 3D.

Este método geralmente é utilizado para modelos em que geometrias complexas ou cavidades seriam difíceis de obter por métodos de usinagem convencional. Na engenharia aeronáutica, o processo FDM tem sido utilizado para construção de modelos para túnel de vento, prova de conceito, componentes aeronáuticos e recentemente na construção de

demonstradores aeronáuticos, inclusive com foco em tecnologias adaptativas (ABDULLAH; BIL; WATKINS, 2010; DE ALMEIDA; SANTOS; OTUBO, 2015; LI et al., 2016; MEDEIROS, 2011; SALES, 2017; SOUSA et al., 2018).

Após a fabricação, as peças que compõe as nervuras foram montadas em longarinas de fibra de carbono dando origem à estrutura do protótipo tridimensional, mostrada na Figura (28).



Figura 28. Protótipo SMW.

Como discutido anteriormente um dos desafios para o desenvolvimento de asas de geometria adaptativa consiste no projeto da pele. Os requisitos para este subsistema é que tenha flexibilidade permitindo a reconfiguração de forma, rigidez a pressão aerodinâmica e recobrir toda asa sem promover descontinuidades aerodinâmicas.

Thill et al. (2008) discutiram alguns conceitos de pele para aeronaves adaptativas visando eliminar este problema sem introduzir descontinuidades sobre a superfície aerodinâmica formada pela pele. Dentre os conceitos discutidos destacam-se dois: peles deformáveis e painéis sobrepostos, utilizadas neste trabalho.

A pele projetada é deslizante e deformável composta por painéis finos de acetato com espessura de 0,3 mm, deformável nas regiões de arqueamento do perfil e deslizante nas demais áreas, incluindo o bordo de fuga (região na qual muitos protótipos da literatura apresentam descontinuidades). O conceito combinado apresentou bons resultados na fase inicial do projeto, uma vez que não promoveu descontinuidades no perfil e resistiu ao

carregamento aerodinâmico ao mesmo tempo que se manteve flexível a reconfiguração de forma do perfil.

A deformação da pele é resultante da deflexão da asa e do aumento do perímetro no extradorso e uma redução no intradorso ao defletir. Como o painel de acetato não tem elasticidade suficiente para absorver estas deformações sem promover ondulações ou rupturas são necessárias adaptações mecânicas para que estas variações no perímetro sejam compensadas. Estas compensações são realizadas utilizando um mecanismo de translação dos painéis sobre as nervuras. O mecanismo consiste em guias lineares presentes nas nervuras passivas e cursores fixos na pele, compondo uma junta de translação com apenas 1 grau de liberdade. A pele projetada pode ser classificada por 4 regiões de interesse: bordo de ataque, extradorso, intradorso e bordo de fuga. No bordo de ataque a pele foi moldada termo mecanicamente para garantir o formato do perfil desejado, sendo fixa na seção 1. No extradorso a pele foi projetada para recobrir na posição inicial até 95% da corda, já no intradorso a pele recobre apenas 90% da corda, o final do bordo fuga é formado por um painel fixo de ABS que se estende da extremidade até aproximadamente 70% da seção 5. Na região do bordo de fuga há uma sobreposição dos painéis utilizando uma junta de translação tipo gaveta para evitar o descolamento por sucção no extradorso e perda de contato no intradorso. Os detalhes do projeto deste sistema podem ser observados no esquema da Figura (29).

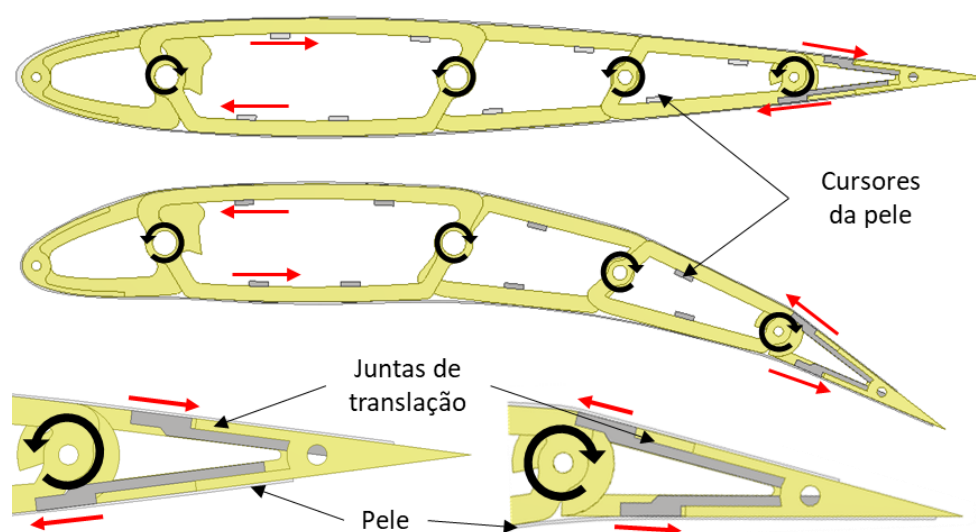


Figura 29. Detalhes de funcionamento do sistema da pele.

Os detalhes do mecanismo da pele montado no protótipo físico podem ser observados na Figura (30).

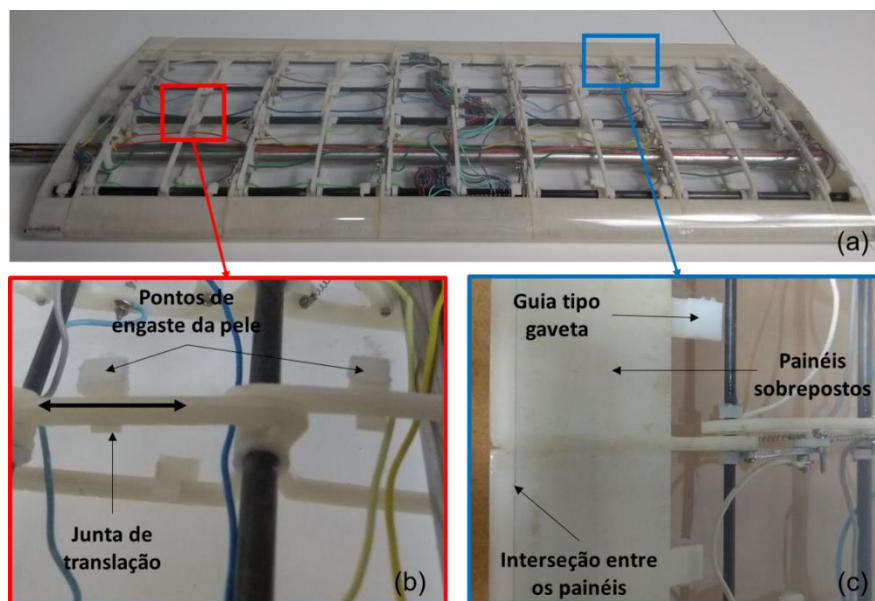


Figura 30. Protótipo da asa recoberto com a pele transparente de acetato.

Apesar da pele desenvolvida no protótipo anterior ter apresentado excelentes resultados, a redução drástica na espessura do perfil e da divisão da nervura em seções menores para suavizar ainda mais o arqueamento do perfil ocasionou mudanças no sistema de guias que impuseram restrições de deslocamento da pele especialmente no bordo de fuga onde ocorre a maior translação. Essas restrições limitaram o deslocamento da pele e consequentemente a deflexão das seções foi restrita a uma faixa de 0 a 5° quando ativadas todas simultaneamente. Apesar desta restrição o perfil consegue atingir sua maior eficiência aerodinâmica (C_L/C_D) dentro desta faixa operacional.

5.3 SISTEMA DE ACIONAMENTO VIA MICROMOLAS DE LMF

Os atuadores do sistema de acionamento do mecanismo adaptativo do protótipo *SMArt Morphing Wing* são micromolas helicoidais de LMF. Ressalta-se que molas helicoidais são elementos de máquinas extensivamente utilizados em sistemas mecânicos sob tração, compressão ou torção, e suas características básicas são flexibilidade, aplicação controlada de força ou torque, ou ainda armazenamento e dissipação de energia. No caso de molas convencionais suas aplicações são em geral passivas, e envolvem apenas aplicação ou restituição de forças armazenadas na forma de energia elástica, tendo comportamento de

deformação linearmente proporcional à força aplicada (Lei de Hooke). Já as molas de LMF se comportam de forma semelhante a molas convencionais quando utilizadas como elemento passivo na estrutura, exceto pelo seu comportamento histerético e não linear, o que faz destes elementos excelentes absorvedores dinâmicos (REIS et al., 2019). Uma outra diferença fundamental é que molas de LMF podem trabalhar de forma ativa, modificando as características da estrutura por alteração de rigidez ou geração de força e/ou deslocamento (trabalho mecânico) durante aquecimento.

Neste trabalho foram utilizadas micromolas de LMF de NiTi da Fig. (31) comercialmente disponíveis e geralmente utilizadas em aplicações ortodônticas de forma passiva fornecidas pela empresa Dental Morelli (São Paulo – SP), pela designação de molas fechadas M7. Estes elementos foram inicialmente desenvolvidos para trabalharem no regime superelástico a temperatura ambiente, mantendo uma força aproximadamente constante para correção ortodôntica.



Figura 31. Micromola M7 de LMF NiTi empregada como atuador no protótipo desenvolvido.

Fonte: Dental Morelli ®

A especificação M7 corresponde à distância entre centros dos olhais (7 mm), com comprimento útil de 2,5 mm (como pode ser observado na Figura 32.a). Estas molas possuem em média 9 espiras ativas e as demais características principais são o diâmetro do fio (d) de 220 μ m (o que as caracteriza como micromolas (SONG et al., 2015)), e o diâmetro da mola (D) de 1,27mm.

Conforme ilustrado na Fig. 32 quando um carregamento mecânico é aplicado e mantido (Fig. 32.b), essa micromola se deforma formando martensita induzida por tensão, podendo chegar até 600% de deformação reversível (SILVA et al., 2014). Um aquecimento subsequente a uma temperatura superior à temperatura $A_{f\sigma}$ faz com que o material

transforme de fase novamente retornando para a fase austenítica, consequentemente, gerando força e realizando trabalho (Fig. 32.c), sendo possível recuperar quase toda a deformação inicial, mesmo sob carga.

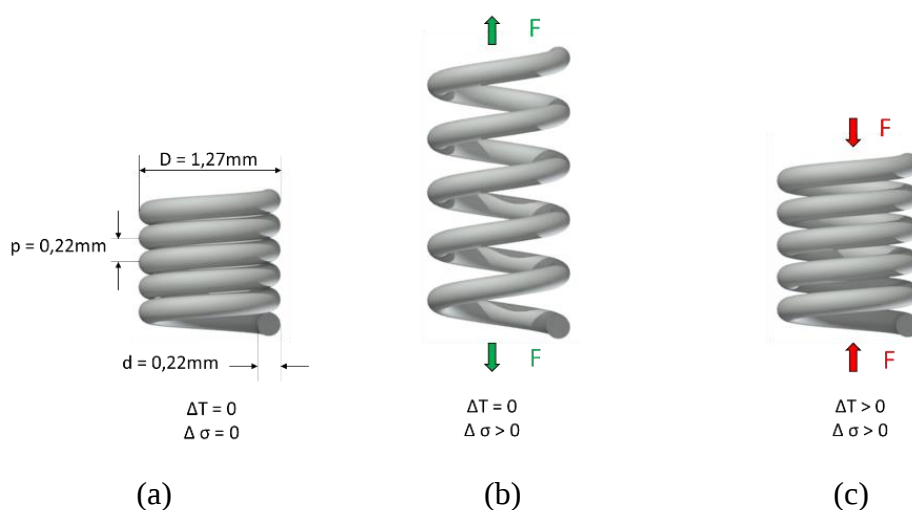


Figura 32. Configuração geométrica da micromola de LMF em diferentes condições.

(a) Sem carga e à temperatura ambiente. (b) Com carga e à temperatura ambiente. (c) Com carga e aquecimento.

Para que o efeito de memória de forma possa ser observado o atuador deve ser submetido a uma deformação inicial superior àquela correspondente a tensão inicial de transformação da martensita induzida, mesmo na condição de aquecimento nulo do protótipo. Para definir qual seria esta deformação e a localização dos pontos de fixação do atuador fez-se um ensaio de tração isotérmico quase estático na micromola à temperatura ambiente ($\sim 27^\circ\text{C}$), deformando-a até 500% com subsequente descarregamento. O resultado deste ensaio de tração pode ser observado na Fig. (33), onde aplicando o método das tangentes pode-se obter as tensões críticas σ_{Ms} e σ_{Mf} , que ocorrem sob deformações de 80% e 350%, respectivamente. Estes resultados mostram que a partir de 80% de deformação já é possível se obter o EMF, no entanto quanto menor a fração de martensita induzida por tensão menor será a deformação recuperável e consequentemente o trabalho gerado pelo aquecimento dos atuadores, em contrapartida quanto maior a deformação menor será a vida útil do atuador.

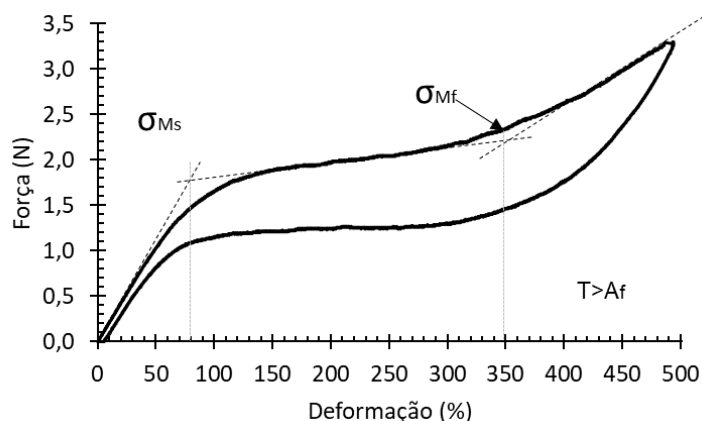


Figura 33. Curva de tração isotérmica em uma micromola de LMF.

Assim, idealmente a deformação inicial das molas do intradorso (MI) deveria ser de 350% enquanto no extradorso (ME) deveria ser $350\% - \Delta\epsilon$, onde $\Delta\epsilon$ corresponde a deformação a ser recuperada, estimada em $\Delta\epsilon_{max}=100\%$. No entanto em função do espaço disponível para o sistema de atuação, os atuadores foram articulados nos pontos de máxima deformação inicial em que não causasse interferência ou travamento do mecanismo. Os resultados de deformação das molas em relação ao seu posicionamento nas seções e deflexão são mostrados na Fig. (34), na qual se observa que o critério de projeto foi priorizado no intradorso para otimizar a força de atuação do mecanismo no sentido de defletir a asa.

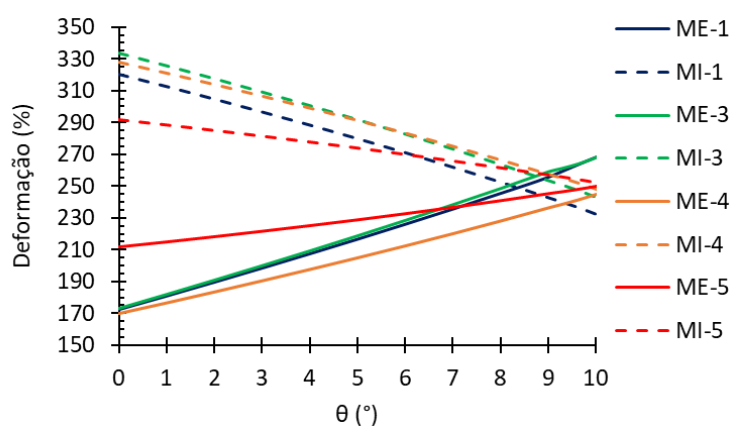


Figura 34. Deformação dos atuadores durante a reconfiguração de forma.

O sistema de ativação foi projetado para trabalhar mecanicamente em paralelo e eletricamente em série, ou seja, cada seção pode ser ativada individualmente, permitindo obter uma deflexão específica de acordo com a necessidade. O processo de ativação utiliza aquecimento resistivo (efeito joule) fazendo passar uma corrente elétrica pelos atuadores.

Mecanicamente o sistema de acionamento das nervuras compreende um mecanismo de aplicação de força indireta apresentado na Fig. (35), reduzindo ainda mais a deformação necessária para promover a reconfiguração de forma. Este sistema conta com 2 barras que interligam a seção “fixa” à seção que irá rotacionar, estando as molas parafusadas na articulação entre estas barras (ponto B). Nesta configuração as forças devido carregamento aerodinâmico (F_b) serão resistidas em parte como carga de flambagem sobre os membros articulados (F_c), enquanto que sobre as molas incidirá as cargas tangenciais (F_m) devido a excentricidade do mecanismo, assim as molas conectadas sobre a articulação terão a função de controlar a excentricidade das barras promovendo a ativação ou retorno do mecanismo de reconfiguração. Na Figura (35) pode-se observar os detalhes do princípio de funcionamento do mecanismo com acionamento e das relações de força no diagrama de corpo livre do ponto material correspondente a articulação em B.

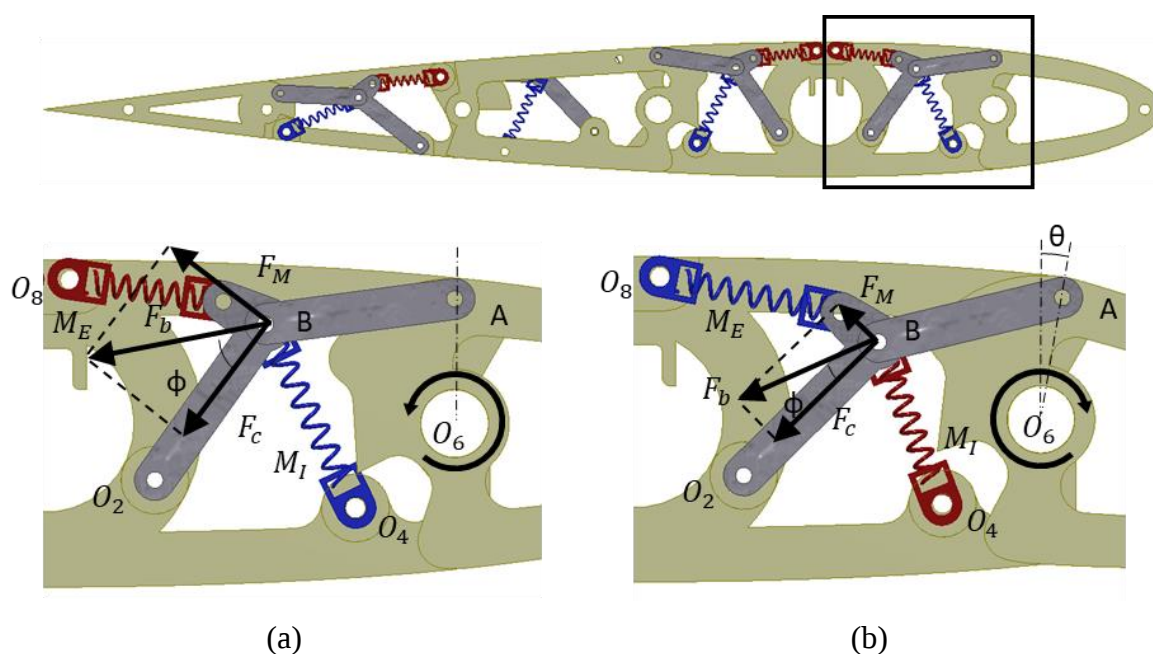


Figura 35. Detalhes do mecanismo de acionamento das seções.

(a) $\theta = 0^\circ$; (b) $\theta \neq 0^\circ$.

Desta forma o mecanismo de acionamento de cada seção pode ser modelado individualmente como um mecanismo de 4 barras do tipo triplo seguidor não Grashoff, conforme pode-se observar no diagrama cinemático da Fig. (36.a) e os detalhes geométricos do mecanismo na Figura (36.b e 36.c). Em todos os casos o ponto de interesse é o da

articulação em B onde as molas estão conectadas (ponto de entrada de força) e o elo de saída $\overline{O_2A}$ que representa a seção a ser defletida.

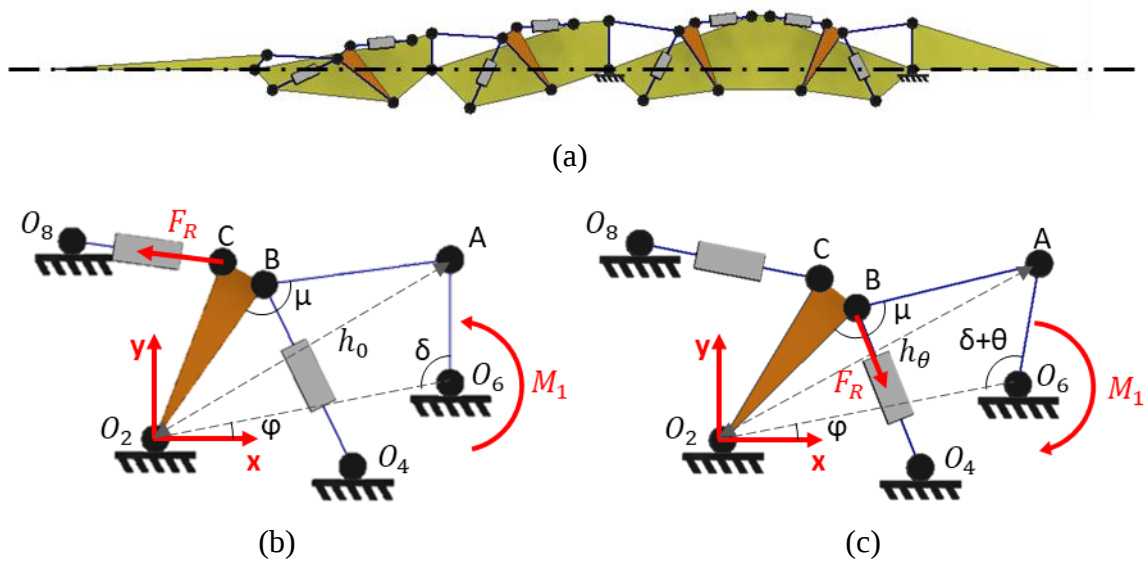


Figura 36. Diagrama cinemático do mecanismo de acionamento das seções.

(a) Diagrama cinemático da nervura; (b) Detalhes da S1 para $\theta = 0^\circ$;

(c) Detalhes da S1 para $\theta \neq 0^\circ$

Baseado no diagrama de corpo livre no ponto B (Fig. 35) e no diagrama cinemático (Fig. 36) é possível quantificar o percentual de força a ser resistido pelos membros articulados e sobre a molas através de uma análise de posição dos mecanismos para cada ângulo de deflexão θ . Os comprimentos dos elos e as posições iniciais em relação aos sistemas coordenados locais estão contidas na Tabela (2):

Tabela 2. Posição inicial dos pontos que compõe os mecanismos

	$\overline{O_2O_6}$	$\overline{O_6A}$	$\overline{O_2B} = \overline{O_2C} = \overline{AB}$	$\overline{BC}$	$O_4 (x; y)$	$O_8 (x; y)$	$\varphi (^\circ)$
S1	22,4	9,1	14,0	3,5	(14,7; -2,0)	(-6,0; 14,6)	10,65
S3	22,0	9,6	14,0	3,5	(14,8; -2,0)	(-6, 6; 14,6)	10,64
S4	23,9	7,2	14,0	3,5	(16,0; -3,6)	(-4,4; 13,0)	9,47
S5	28,2	3,8	14,0	3,5	(23,9; 2,5)	(-3,7; 12,3)	13,34

A relação entre as forças de atuação das molas com as forças nas barras é dependente do ângulo ϕ , no entanto este ângulo pode ser reescrito como função do ângulo formado entre as barras de transmissão μ , relacionadas pela Equação (2).

$$\phi = 180 - \mu \quad (2)$$

Assim uma parcela da componente da força F_b a ser resistida pelos membros articulados e pelas molas podem ser obtidos para uma dada rotação da seção por:

$$F_c = -F_b \cos(\mu) \quad (3)$$

$$F_m = F_b \sin(\mu) \quad (4)$$

Sendo que a resultante da reação na barra O_2B é F_c somada a uma parcela da força resultante da diferença de forças entre as molas ativa e passiva do mecanismo. Já F_m corresponde a componente tangencial da força F_b em relação a barra O_2B , a qual deverá ser contraposta pela resultante da diferença de forças entre as molas ativa e passiva nesta direção em cada instante de tempo. Assim quanto mais defletida a asa estiver, menor será o ângulo de desalinhamento entre as barras e consequentemente menor será a força necessária para manter o mecanismo de reconfiguração para uma mesma força F_b resultante do carregamento aerodinâmico.

Pelo diagrama cinemático da Fig. (36.b), é possível se obter uma relação geométrica para o ângulo formado entre as barras (μ) e o ângulo de saída desejado ($\delta + \theta$), aplicando a lei dos cossenos conforme detalhado abaixo.

$$h^2 = \overline{O_6A}^2 + \overline{AB}^2 - 2 \cdot \overline{O_6A} \cdot \overline{O_2O_6} \cdot \cos(\delta + \theta) \quad (5)$$

$$h^2 = \overline{O_2B}^2 + \overline{AB}^2 - 2 \cdot \overline{O_2B} \cdot \overline{AB} \cdot \cos(\mu) \quad (6)$$

$$\overline{O_6A}^2 + \overline{O_2O_6}^2 - 2 \cdot \overline{O_6A} \cdot \overline{O_2O_6} \cdot \cos(\delta + \theta) = \overline{O_2B}^2 + \overline{AB}^2 - 2 \cdot \overline{O_2B} \cdot \overline{AB} \cdot \cos(\mu) \quad (7)$$

$$\cos(\mu) = \frac{\overline{AB}^2 + \overline{O_2B}^2 - \overline{O_6A}^2 - \overline{O_2O_6}^2 - 2 \cdot \overline{O_6A} \cdot \overline{O_2O_6} \cdot \cos(\delta + \theta)}{2 \cdot \overline{AB} \cdot \overline{O_2B}} \quad (8)$$

$$\mu = \arccos \left(\frac{\overline{AB}^2 + \overline{O_2B}^2 - \overline{O_6A}^2 - \overline{O_2O_6}^2 - 2 \cdot \overline{O_6A} \cdot \overline{O_2O_6} \cdot \cos(\delta + \theta)}{2 \cdot \overline{AB} \cdot \overline{O_2B}} \right) \quad (9)$$

Aplicando estas relações se obtém o percentual das componentes F_c e F_m resultante da decomposição em B da força F_b proveniente da carga aerodinâmica incidente sobre cada seção. Pode-se observar na Fig. (37) que à medida que a seção deflete, a carga sobre as molas

vai diminuindo fazendo com que a força das molas atue prioritariamente para controlar a excentricidade do mecanismo e assim defletir ou retornar a seção.

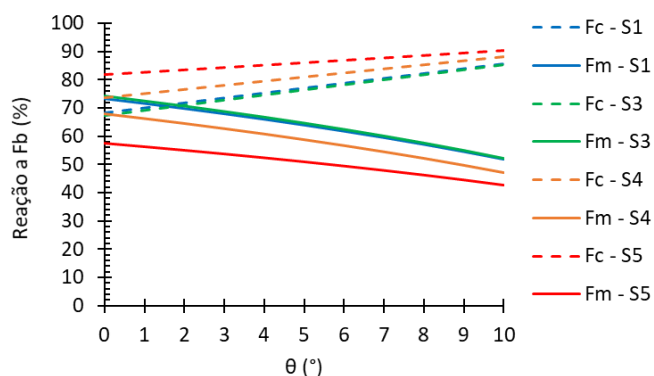


Figura 37. Razão da força F_b atuante sobre as barras O_2B e pelas molas

5.4 INSTRUMENTAÇÃO DO PROTÓTIPO

O projeto de asas com geometria adaptativa contempla sistemas de aquisição de dados e controle dos atuadores.

No que se refere a aquisição de dados, saber a forma precisa da geometria é necessário para se estimar o comportamento aerodinâmico e consequentemente manter o controle de voo da aeronave. Neste aspecto as LMF apresentam alguns desafios tecnológicos em função do seu potencial como atuador e auto sensor. Alguns autores têm investigado a utilização do próprio atuador como sensor utilizando a variação da resistência elétrica do atuador em função do aquecimento como feedback da deformação e consequentemente da posição do atuador (D; S; K, 2014; NG et al., 2017; SREEKANTH; MATHEW; VIJAYAKUMAR, 2018), no entanto o comportamento histerético e não linear limita a faixa de deformação na qual as medidas apresentam precisão, o que levou a alguns autores investigarem o controle de posição a partir da identificação da histerese para controle de posição (SADEGHI et al., 2019).

Uma forma alternativa para se obter o feedback do sistema é a utilização de elementos sensores convencionais, apesar de sua utilização não ser trivial em função da restrição de espaço. Nesta linha há protótipos que utilizam sensores do tipo transformador diferencial linear variável (LVDT) interno a asa (KAMMEGNE; BOTEZ, 2019), sensores de ângulo (BOTEZ et al., 2017; KUDVA; SANDERS; GARCIA, 2001), fibra ótica

(CIMINELLO et al., 2014; TOMIĆ et al., 2018) e sensores flexíveis (DOEPKE; KIM; PHILEN, 2017; PANKONIEN et al., 2016).

Para determinar a forma do perfil optou-se pela medição do ângulo de deflexão de cada seção e aplicação do método descrito na seção 5.6 para obtenção do perfil a cada instante. As medições dos ângulos de deflexão foram realizadas utilizando acelerômetros MPU 6050, este sensor tem sido utilizado também em estruturas adaptativas como sensor de vibração para predição e controle aeroelástico (TONDJI; BOTEZ, 2017). Estes acelerômetros possuem 3 eixos de medição da aceleração e podem ser utilizados como giroscópio para medição de ângulos até 360° em torno dos 3 eixos. Na função de giroscópio, o acelerômetro irá medir a orientação relativa da gravidade em relação a cada eixo, resultando em um máximo no eixo que estiver orientado com a gravidade e mínimo no eixo a 90° com a direção da gravidade. A comunicação com os sensores é realizada através de protocolo i2c, compatível com placas de desenvolvimento como o Arduino. Para verificar a resposta do acelerômetro, utilizou-se um goniômetro graduado com o MPU 6050 fixo ao seu corpo simulando seu posicionamento na asa.

Cada seção dispõe de um sensor para medir a sua posição em relação à aceleração da gravidade. Sendo assim, o sensor da segunda seção tem a função de informar qual a posição relativa entre a seção fixa da asa e a aceleração da gravidade, sendo o ângulo complementar equivalente ao ângulo de atitude (ou ângulo de pitch) da aeronave. A deflexão relativa individual entre as seções pode ser calculada pela diferença do ângulo fornecido pelo acelerômetro da seção de interesse pelo ângulo da seção anterior. De forma semelhante pode ser determinada a deflexão total que é resultado da diferença entre o ângulo do bordo de fuga e o ângulo de atitude.

Já em relação ao sistema de acionamento, os atuadores de LMF são aquecidos por efeito joule, sendo assim, é necessário submeter o atuador a passagem de corrente elétrica. Em geral pode-se modular a corrente de forma contínua para aquecer o atuador conforme necessário ou por modulação por largura de pulso (PWM). Embora as duas formas apresentem bons resultados, utilizou-se o método de PWM pela vantagem de ser facilmente implementada em microprocessadores. Na prática o PWM funciona oscilando o valor de saída entre ligado e desligado, alterando a sua razão cíclica (duty cycle) em um período fixo.

O sistema de acionamento utiliza a plataforma de desenvolvimento de hardware livre NodeMCU-ESP 32 como hardware base do sistema de controle. Este hardware possui 32 portas digitais que podem ser configuradas como entrada ou saída além de wifi e bluetooth

integrados em um único chipset. Os sensores utilizam portas configuradas como entrada i2c e cada atuador depende de uma porta digital configurada como saída para o duty cycle (DC%) do sinal PWM correspondente a corrente necessária nas molas. A interface de programação do ESP 32 é compatível com a IDE do Arduino ou python, possibilitando a implementação do controle baseado em logica fuzzy, assim como para leitura e transmissão dos dados de ângulo em condições estáticas ou remotas

Além das características descritas, as vantagens de integrar este sistema ao demonstrador são: dispositivo multifuncional, versátil (leve e compacto) e de baixo custo, possibilitando embarcar em uma aeronave de teste sem acréscimo significativo de peso. Apesar de não ser um sistema industrial com finalidades específicas estas plataformas de desenvolvimento tem ganhado bastante espaço entre os pesquisadores para as mais diversas aplicações incluindo protótipos de asas com geometria adaptativa (AJAJ; BOURCHAK; FRISWELL, 2014; ASHIR et al., 2019; BISHAY et al., 2019; KO et al., 2011; NG et al., 2017). A diferença do ESP 32 para outras plataformas de mesma natureza como o Arduino é a sua capacidade de processamento superior comparada a outros hardwares de mesmo tamanho.

O funcionamento do sistema baseia-se inicialmente na deflexão desejada pelo usuário que pode ser feita através da IDE, pré-programado como função ou solicitado via bluetooth remotamente. O usuário pode selecionar as seções a serem defletidas e a maneira como esta seção deve defletir (velocidade, período e amplitude). Já os ângulos atuais de cada seção dependem da leitura do MPU 6050, no entanto como são 5 sensores e cada sensor necessita de 4 fios, sendo 2 de alimentação e 2 de dados, foi necessário utilizar um componente intermediário, um multiplexador i2c (TCA 9548A), assim o multiplexador recebe o sinal de todos os sensores, multiplexa e transmite para o ESP 32, reduzindo de 20 para apenas 4 fios que saem da asa para a aeronave. Ao receber o ângulo de referência selecionado pelo usuário e o ângulo de cada seção, entra em ação o controle cuja saída é o sinal PWM a ser emitido para um conversor de sinais CAT4101, que converte em uma corrente modulada cujo valor eficaz (RMS) corresponde a corrente desejada nos atuadores. Para o comando de cada seção são utilizados dois canais PWM, um para ativação e outro para o retorno. Ao serem submetidas a passagem da corrente os atuadores aquecem por efeito joule e geram trabalho variando o ângulo ao defletir a seção. Os detalhes do sistema de acionamento e instrumentação do protótipo pode ser observado no diagrama da Figura (38).

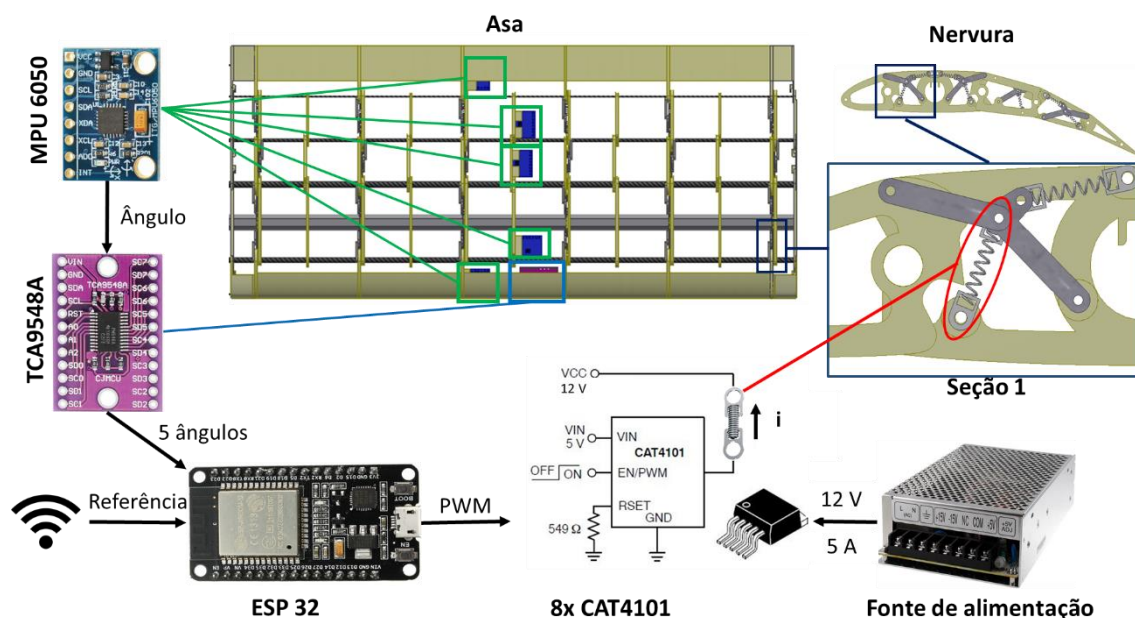


Figura 38. Diagrama de acionamento e instrumentação do protótipo.

5.5 CONTROLADOR FUZZY PWM-PID

O projeto de sistemas de controle aplicados em aeronaves adaptativas pode ter diversos objetivos desde estabilidade de voo, controle aeroelástico, otimização aerodinâmica em função da condição de voo e controle de forma das superfícies adaptativas. O objetivo principal desta tecnologia é otimizar a eficiência aerodinâmica do sistema se adaptando em tempo real a condição de voo sem prejuízos a segurança.

Diferente das aeronaves tradicionais, variações significativas na área da asa, distribuição de massa e forças aerodinâmicas levam a um modelo dinâmico complexo de variação temporal com perturbação desconhecida. Portanto, é necessário um sistema de controle capaz de fornecer desempenho consistente e robusto para todas as configurações possíveis e durante as transições de forma (WU; LU; SHI, 2017). Um sistema verdadeiramente adaptável requer um sistema de controle mais complexo.

Devido a variação dos parâmetros de uma asa adaptativa, é necessário um sistema complexo para controle de voo da aeronave, geralmente este sistema consiste em 2 malhas de controle, uma malha interna e uma malha externa. A malha externa é responsável pelo controle geral do voo, tendo como entrada as condições do escoamento passando por um controlador que irá definir a geometria final da asa. Esta malha reduz a influência de perturbações e incertezas sobre a resposta final do sistema e pode ser aberta ou fechada

(GRIGORIE; BOTEZ, 2018). Idealmente, o perfil do aerofólio pode ser escolhido arbitrariamente com base nas condições atuais de voo, o perfil pode ainda ser determinado a partir de um mapa pré-definido, baseado apenas em condições de voo conhecidas ou um sistema mais complexo pode medir e/ou calcular a distribuição de pressão no perfil atual e otimizar a forma em tempo real (malha fechada). Já a malha interna é responsável pelo controle de forma da asa, o qual será discutido neste trabalho.

Em função da complexidade o controle de voo é o objeto de estudos dedicados na literatura, utilizam protótipos funcionais bem definidos com um nível mais alto de maturidade tecnológica (GRIGORIE; BOTEZ, 2018; NOBLEHEART; NGUYEN, 2017; WU et al., 2017).

O controle de forma da asa depende da natureza do atuador e da complexidade do mecanismo. Para sistemas que utilizam atuadores convencionais, técnicas clássicas de controle como proporcional-integral-derivativo (PID) podem ser facilmente implementadas a partir de modelos conhecidos dos atuadores. Atuadores de LMF, no entanto, são intrinsicamente não lineares, apresentam variação paramétrica e comportamento histerético, o que dificulta a obtenção de modelos com boa acuracidade. Apesar desta desvantagem, é possível se implementar modelos de plantas com atuadores de LMF acoplando modelos termomecânicos do EMF a modelos de transferência de calor e dinâmicos do sistema. A partir desta modelagem é possível aplicar técnicas como PI (GRIGORIE et al., 2011b; KAMMEGNE; BOTEZ, 2019; MALLADI; TARAZAGA, 2015), PID (KAMALAKANNAN; SINGH; ANANDA, 2019) e fuzzy (DE ABREU et al., 2015). Em algumas situações a modelagem matemática da planta não é conhecida ou de difícil implementação, nestes casos o mais adequado é utilizar controladores inteligentes como fuzzy, redes neurais (WU; LU; SHI, 2017), neuro-fuzzy (GRIGORIE; BOTEZ, 2010) dentre outras técnicas (SON; ANH, 2015).

Dentre os controladores supracitados, o controlador por logica fuzzy é amplamente utilizado para controle de atuadores de LMF em função de sua robustez a variação paramétrica, aplica-se a sistemas não lineares e não ser necessário modelo da planta ou do processo, sendo adotado um fuzzy PWM-PID para controle da SMW.

Os controladores por logica fuzzy são, por natureza, controladores não lineares. Eles são baseados em um conjunto de bases de regras de causa e consequência (se... então...) que, juntamente com algumas funções de pertinência, determinam o comportamento do controlador. Assim, o uso de modelos matemáticos pode ser evitado e o controlador pode

ser projetado de maneira heurística, com base em regras práticas e na experiência do projetista. Por essas razões, é comum dizer que a lógica fuzzy tenta imitar a mente humana (QUINTANILLA, 2016).

O mecanismo interno do controlador por lógica fuzzy é formado por quatro elementos: fuzzificação, inferência, base de conhecimento e defuzzificação, conforme Figura (39):

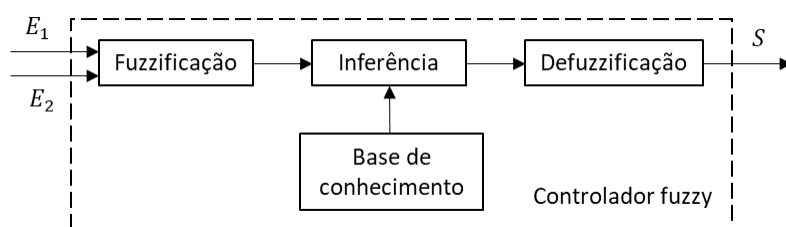


Figura 39. Diagrama de controle fuzzy

Na etapa de fuzzificação as variáveis de entrada (variável real) são convertidas em variáveis linguísticas (números fuzzy), após esta conversão as variáveis linguísticas são submetidas a implicações lógicas ou inferência associando os antecedentes (entrada) e os consequentes (saídas) através de regras de raciocínio com graus de pertinência no intervalo de $[0, 1]$. A base de regras tem a função de representar de forma estruturada a política de controle de um experiente operador do processo e/ou de um engenheiro de controle. O resultado do processo de inferência é uma ação de controle na forma de variável fuzzy que precisa passar por um processo de conversão para uma variável real, defuzzificação.

A SMW utiliza 4 controladores fuzzy PWM-PID com as mesmas características sendo um para cada seção de forma independente.

O primeiro passo para o projeto de um controlador fuzzy é a definição das variáveis de entrada e de saída. As entradas do controlador desenvolvido são o erro angular (e) e a taxa de variação do erro angular (Δe) obtido pela leitura dos ângulos relativos de cada seção. A saída desejada para os atuadores de LMF é corrente elétrica para o aquecimento do atuador, no entanto o circuito de condicionamento de corrente utiliza um sinal de entrada PWM em tensão para produzir o sinal PWM em corrente na saída, assim a saída do controlador é o duty cycle que produza uma corrente i_{RMS} correspondente a corrente continua necessária. A corrente de saída para o atuador foi limitada a uma $i_{RMS} = 400mA$, para evitar

o superaquecimento do atuador, caso contrário seria necessário incluir a temperatura como variável de entrada.

Em seguida é preciso definir os intervalos que as variáveis de entrada e saída podem assumir, sendo o intervalo real do erro $[-5,5]$ graus e a taxa de variação do erro $[-5,5]$ graus/s, enquanto que a saída é compreendida no intervalo $[-100,100]$ % de duty cycle, onde valores negativos correspondem ao duty cycle para ativação dos atuadores do intradorso, em zero nenhum atuador é ativado e valores positivos correspondem ao duty cycle para ativação dos atuadores do extradorso. Foram adotados no controlador os intervalos com os valores normalizados $[-1,1]$, simplificando a implementação no controlador.

O universo de discurso foi dividido em 7 variáveis linguísticas de mesma nomenclatura para as entradas e saídas, estas variáveis são: negativo grande (NG), negativo médio (NM), negativo pequeno (NP), zero (ZE), positivo pequeno (PP), positivo médio (PM) e positivo grande (PG). As distribuições das funções de pertinência adotadas podem ser observadas na Figura (40).

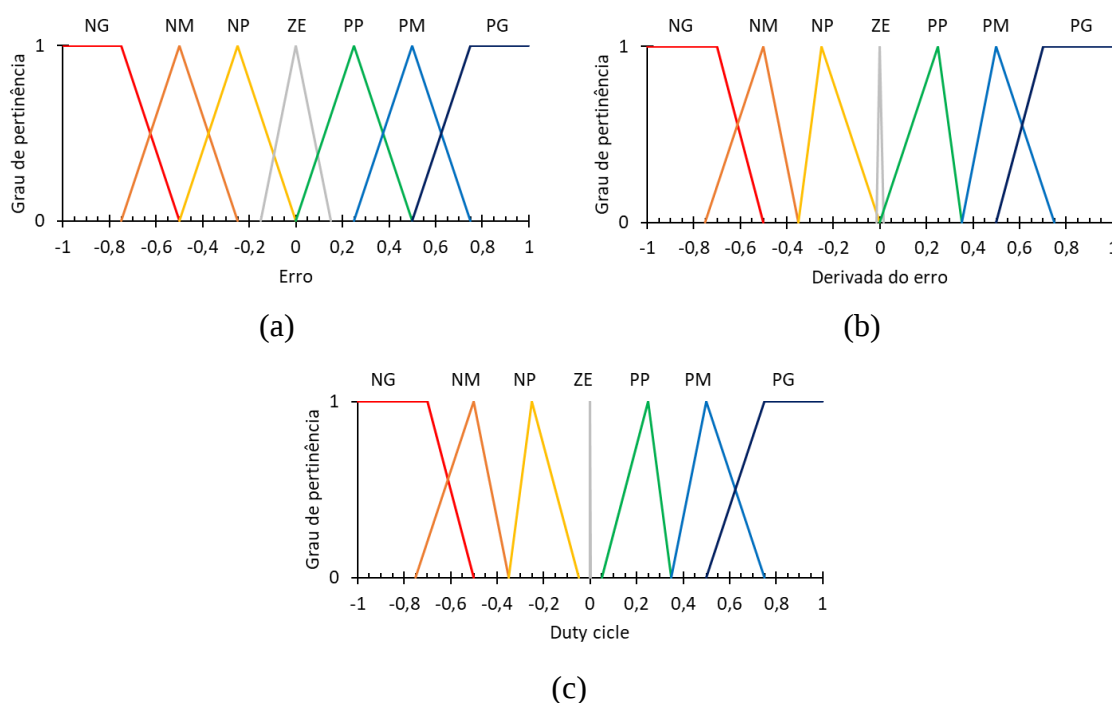


Figura 40. Funções de pertinência do controlador fuzzy PWM-PID.

(a) Erro; (b) Variação do erro; (c) Duty cycle

Um controlador fuzzy do tipo Mandani foi utilizado para definir as regras, devido a sua estrutura simples de operações “mín-máx” (GRIGORIE; BOTEZ, 2018). Foram obtidas

um conjunto com 49 regras combinando as 7 variáveis do erro com as 7 variáveis da variação do erro. O mapa de regras com todas as combinações pode ser observado na Tabela (3).

Tabela 3. Mapa de regras do controlador fuzzy

		Erro						
		NG	NM	NS	ZE	PP	PM	PG
Derivada do erro	NG	NG	NG	NM	ZE	ZE	PS	PM
	NM	NG	NG	NM	ZE	PP	PG	PG
	NP	NG	NG	NM	ZE	PP	PG	PG
	ZE	NG	NG	NP	ZE	PP	PG	PG
	PP	NG	NG	NP	ZE	PM	PG	PG
	PM	NG	NG	NP	ZE	PM	PG	PG
	PG	NM	NS	ZE	ZE	PM	PG	PG

Após passar pelo processo de inferência, a variável fuzzy foi convertida novamente em uma variável real, processo de defuzzificação, utilizando o método do centro de área. As relações entre entradas e saídas podem ser visualizadas de forma gráfica na superfície de controle mostrada na Figura (41).

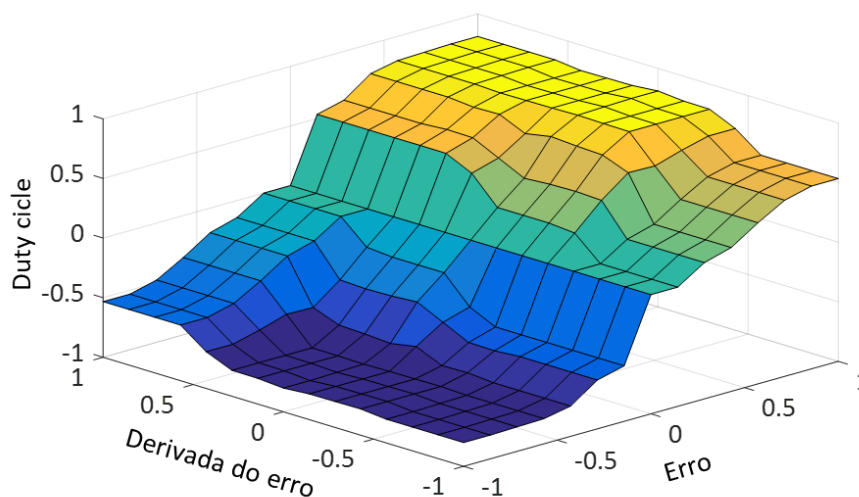


Figura 41. Superfície de controle fuzzy

A similaridade dos mecanismos de atuação de cada seção permitiu a formulação de uma base de regras comum a todos os mecanismos, no entanto as particularidades quanto a força, deformação nos atuadores e o efeito de perturbações sobre a resposta, exige ajustes pontuais nos controladores de cada seção, estes ajustes são realizados pela introdução dos ganhos do PID. A Figura (42) mostra o diagrama do sistema controle, onde: θ_{Ref} é o ângulo

desejado; e é o erro; Δe é a variação do erro; K_I é o ganho integral; K_P é o ganho proporcional; K_D é o ganho derivativo; θ_S é o ângulo de saída. A partir de uma estimativa inicial seguida de uma sintonia manual dos ganhos obteve-se como ganhos: $K_I = 0,01$ e $K_D = 0,04$ aplicável a todas as seções com $K_P = 1,2$ para S1 e S5 e $K_P = 1,5$ para S3 e S4, devido a influência de carga oriunda das seções a elas articuladas, seja pelo peso da estrutura ou pela carga aerodinâmica proveniente do escoamento.

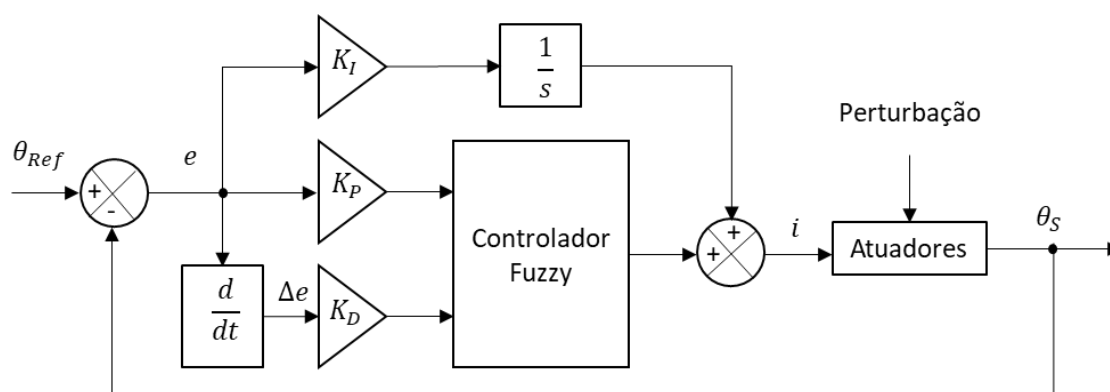


Figura 42. Diagrama do sistema de controle fuzzy PWM-PID.

5.6 PROCESSO DE OBTENÇÃO DO PERFIL AERODINÂMICO

As características aerodinâmicas resultantes da reconfiguração geométrica do protótipo *SMART Morphing Wing* é um dos parâmetros de avaliação sobre o impacto do conceito adaptativo aplicado na estrutura em relação as eventuais penalidades, como peso e complexidade.

Para se obter o desempenho aerodinâmico teórico do perfil através de técnicas como CFD é necessário inicialmente se obter uma função que descreva a forma do perfil aerodinâmico resultante da reconfiguração, a parametrização do perfil.

A medição do ângulo apresentada anteriormente pode fornecer a posição instantânea dos pontos que formam as fronteiras de cada seção, aplicando rotação das seções em torno do eixo com o ângulo fornecido pelo sensor. Esta fronteira é formada por um conjunto de pontos do perfil NACA 0012, sendo que nas extremidades de cada seção a geometria passa a ser circular para possibilitar a sobreposição das seções de forma contínua. Para fins de cálculo, o eixo de rotação da seção é considerado como sendo a origem do conjunto de pontos, assim através da equação obtém-se a nova posição da seção em relação a rotação θ aplicada (GOLDSTEIN; JR; SAFKO, 2001), em seguida é feita a correção da posição

adicionando a todos os pontos o valor das coordenadas do eixo em relação a origem do perfil no bordo de ataque.

$$\begin{bmatrix} x_{1,0} & y_{1,0} \\ \vdots & \vdots \\ x_{j,0} & y_{j,0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta \\ -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{1,\theta} & y_{1,\theta} \\ \vdots & \vdots \\ x_{j,\theta} & y_{j,\theta} \end{bmatrix} \quad (12)$$

Assim obtém-se os pontos que formam as fronteiras das seções em sua nova forma conforme ilustra a Fig. (43), na qual as linhas contínuas consistem nas seções do perfil original NACA 0012 e as tracejadas as seções aplicada a rotação.

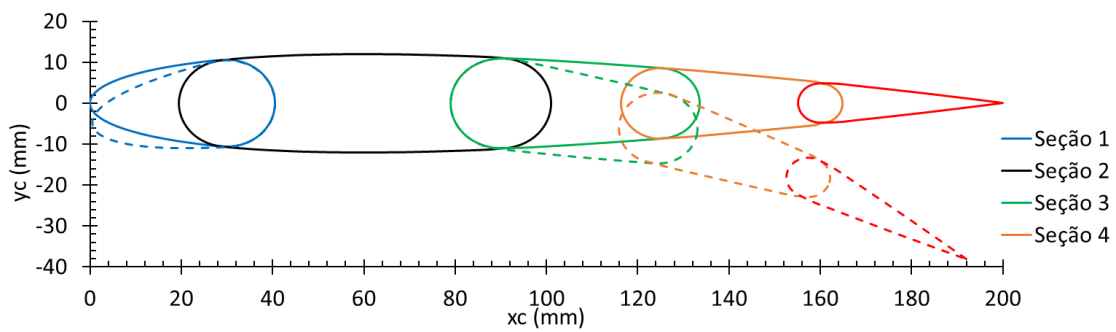


Figura 43. Fronteiras das seções aplicada a rotação.

Como observado na Fig. (43) os pontos de interseção entre as seções constituem uma região de variação abrupta de direção. No entanto, no protótipo apresentado estas variações abruptas são suavizadas pelo sistema de pele especialmente concebida para recobrir a asa.

Sabendo a posição de cada ponto que forma o perfil para cada θ , os pontos sobrepostos ou internos a cada seção foram excluídos, permanecendo assim apenas os pontos que formam a fronteira. A partir destes pontos é possível parametrizar o perfil aerodinâmico.

Até o momento, existem dois métodos principais para parametrizar a geometria de um aerofólio, a saber, método polinomial e método de deformação de forma livre. Quanto ao método polinomial, a geometria é apresentada por uma função polinomial como o método da função de forma Hicks-Henne, o método PARSEC, splines B racionais não uniformes (NURBS) e curvas de Bezier (LIU; YANG; SONG, 2015; YANG et al., 2018).

As curvas de Bezièr podem ser definidas como um conjunto de pontos descritos pelos polinômios de Bernstein em função de variável paramétrica, geralmente definidas no

intervalo $t \in [0,1]$ (VUCINA; LOZINA; PEHNEC, 2012; YANG et al., 2018). Além disso, essa classe de curvas possui outros parâmetros controladores que são pontos no espaço. Cada um desses pontos tem uma influência sobre a curva, sendo que uma curva de Bezièr de grau “n” emprega “n+1” pontos de controle. A forma geral da curva de grau “n” é dada pela eq. (13):

$$[x(t), y(t)] = B_n(t) = \sum_{i=0}^n B_{n,i}(t)P_i \quad (13)$$

Onde P_i são os pontos de controle e $B_{n,i}$ são os polinômios de Bernstein de grau “n”, que são dados por:

$$B_{n,i}(t) = \binom{n}{i} t^i (1-t)^{n-i} \quad (14)$$

Com coeficientes:

$$\binom{n}{i} = \begin{cases} \frac{n!}{i!(n-i)!} & \text{se } 0 \leq i \leq n \\ 0 & \text{se } 0 > i > n \end{cases} \quad (15)$$

Sendo assim uma curva de Bezièr emprega no mínimo 3 pontos para sua definição, podendo chegar a “n” pontos de controle. Para simplificar o processo e reduzir a carga computacional utilizada no cálculo dos polinômios de Bernstein, foi utilizada a forma mais comum das curvas que é a de terceiro grau, ou seja, a Cubica de Bezièr. Este método foi utilizado para calcular a fronteira do perfil compreendida entre os pontos de interseção das seções, da forma:

$$B_3(t) = \sum_{i=0}^3 B_{3,i}(t)P_i = (1-t)^3 P_0 + 3t(1-t)^2 P_1 + 3t^2(1-t)P_2 + t^3 P_3 \quad (16)$$

No entanto, para simular o efeito da pele sobre o perfil nos pontos de variação abrupta da geometria a curva cúbica de Bezièr torna-se inviável pela falta de um dos pontos de

controle, sendo assim, nos pontos de interseção entre as seções utilizou-se uma curva quadrática de Bezièr (segunda ordem), cuja representação segue a equação abaixo:

$$B_2(t) = \sum_{i=0}^2 B_{2,i}(t)P_i = (1-t)^2P_0 + 2t(1-t)P_1 + t^2P_2 \quad (17)$$

Com esta metodologia pode-se obter os perfis a qualquer instante de tempo, basta conhecer o ângulo de deflexão de cada seção (obtidos pelos sensores) e consequentemente as características aerodinâmicas do escoamento via simulação numérica. Para a análise preliminar estes ângulos de deflexão foram definidos como sendo iguais para todas as seções porem em uma situação real eles podem ser combinados de forma a otimizar as características aerodinâmicas em função da condição de voo. Aplicando este método pode-se obter por exemplo os perfis da Fig. (44) com ângulos de deflexão das seções de 0° a 10° e os aerofólios equivalentes da série NACA de 4 dígitos variando de um perfil simétrico NACA 0012 a um perfil hipersustentador NACA 9512.

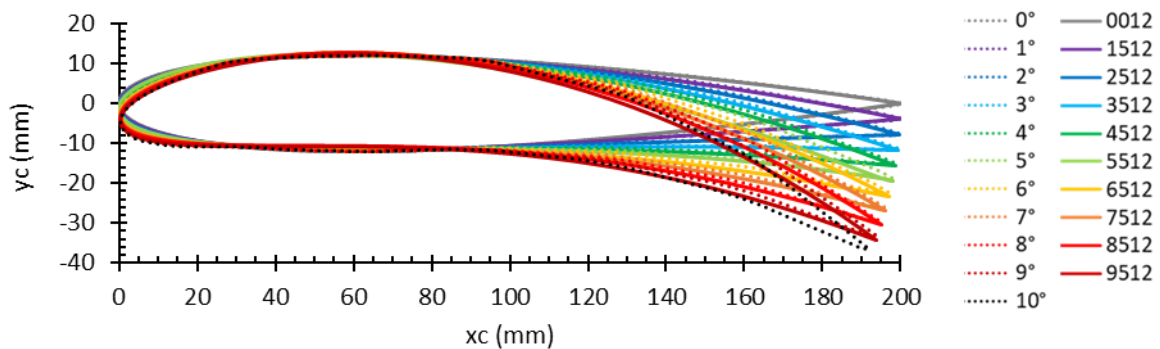


Figura 44. Fronteiras dos perfis aplicada a parametrização por curvas de Bèzier perfis da série NACA

5.7 MODELAGEM AERODINÂMICA (CFD)

Uma análise simplificada do comportamento aerodinâmico do protótipo *SMart Morphing Wing* foi realizada via análise fluidodinâmica computacional (CFD). A análise foi conduzida no software FLUENT, pacote CFD do ANSYS Workbench 15.0.

Para esta análise preliminar foram simulados 11 modelos de perfil obtidos pela reconfiguração de forma considerando uma rotação de θ a partir de 0° (perfil base NACA

0012) até um perfil com 10° de deflexão em cada seção. Para simplificar a análise foi utilizado um modelo 2D do perfil aerodinâmico, visto que a seção de asa possui perfil constante ao longo da envergadura.

O modelo foi inserido em um volume de controle 15 vezes maior que a corda media aerodinâmica na montante e 30 vezes maior na jusante para evitar efeitos de borda sobre a distribuição de pressão. As condições de contorno adotadas para a simulação foram velocidade de entrada U , fronteira do perfil impermeável (tipo parede), sendo considerado escoamento incompressível (densidade $\rho = \text{cte}$) desprezando efeitos de transferência de calor. O número de Reynolds (Re) foi calculado, adotando como parâmetro geométrico x_c . Os valores das condições de contorno e propriedades do ar adotadas estão resumidos na Tabela (4).

Tabela 4. Condições de contorno adotadas na simulação aerodinâmica do protótipo.

Parâmetro	Valor
Fluido em escoamento	Ar
Velocidade de entrada	$U = 14 \text{ m/s}$
Densidade do ar	$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$
Viscosidade dinâmica do ar	$\mu = 1,789 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}$
Temperatura do ar	$T = 25^\circ \text{C}$
Número de Reynolds	$Re \approx 200000$
Comprimento da corda	$X_c = 200 \text{ mm}$
Erro residual	10^{-6}

Nas simulações foi utilizado acoplamento pressão velocidade e o modelo de turbulência $k-\varepsilon$ RNG, que permite obter a distribuição das forças de arrasto e sustentação a partir da solução de duas equações de transporte: uma para k (a energia cinética turbulenta) e outra para ε (a taxa de dissipação da energia cinética turbulenta). Este modelo apresenta maior acuracidade em relação ao modelo de turbulência $k-\varepsilon$ padrão. Os detalhes do método e equações que regem o problema podem ser encontrados na biblioteca do ANSYS Fluent 15.0.

A malha do domínio foi gerada no ICEM-CFD, utilizando o método bloco estruturada C-H, para permitir um maior refino nas regiões de interesse. A Figura (45) ilustra a estratégia utilizada na blocagem da malha e a disposição da estrutura multibloco obtida em

todo o domínio. Estas partições foram preenchidas com elementos quadrilaterais, somando 258930 elementos. Em todos os casos a malha foi refinada nas regiões próximas às fronteiras dos perfis, para se atingir um refinamento na parede com $y^+ < 10^{-6}$, já que esta é a região de interesse onde acontecem as alterações mais significativas. Os detalhes da malha podem ser observados na Figura (45.c).

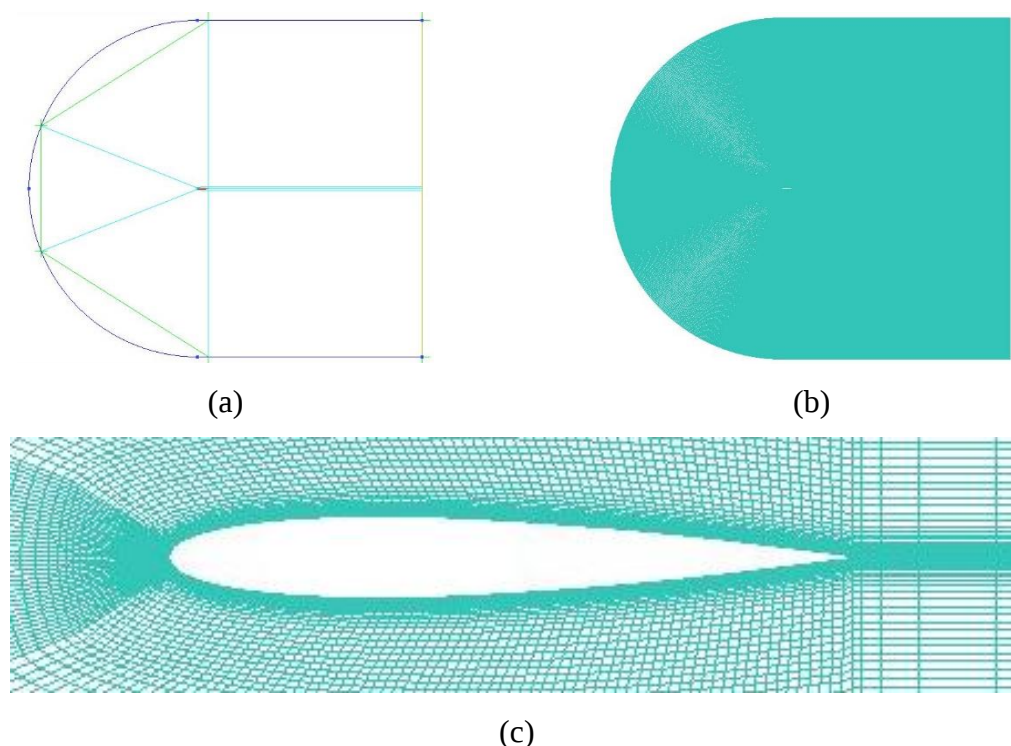


Figura 45. Malha utilizada. (a) Estratégia de blocagem; (b) Volume de controle; (c) Detalhes da malha próximo ao perfil.

Para acelerar a etapa de pré-processamento (geração da malha) foi feito um script com as regras de partição da malha, e para avaliar a qualidade da malha e a necessidade de refinar foram utilizadas as informações de malha fornecidas pelo ICEM, assim analisando os histogramas de qualidade de todas as malhas pode-se decidir quando era necessário refinar. O parâmetro de análise para o refinamento é que a malha deveria ter uma qualidade superior a 90% e baseado nestas informações após aplicar o refinamento se obteve 99% dos elementos com uma qualidade superior a 95% para todas as malhas.

6 RESULTADOS E DISCUSSÕES

6.1 CARACTERIZAÇÃO TERMOMECAÂNICA DAS MICROMOLAS DE LMF NiTi

A caracterização termomecânica de atuadores de LMF envolve primeiramente a determinação das temperaturas de transformação de fase e das suas características mecânicas em função da temperatura.

As temperaturas de transformação de fase são fundamentais para determinar qual a fase em que o atuador de LMF se encontra a uma determinada temperatura. Este é o parâmetro de projeto que define em qual faixa de temperatura o atuador deve trabalhar para que seja eficiente.

Um dos métodos mais utilizados para identificar as temperaturas de transformação de fase é a Calorimetria Diferencial de Varredura (DSC). Neste ensaio é medida a variação do fluxo de calor sobre uma amostra, permitindo identificar as temperaturas de transformação de fase sob condição nula de carregamento mecânico. Este ensaio permite estimar as temperaturas de transformação de fase sob tensão nula. No caso das micromolas, o ensaio de DSC permitiu determinar a temperatura A_f inicial, da ordem de 17°C , confirmando o estado superelástico à temperatura ambiente. Conforme pode ser observado na Figura (46).

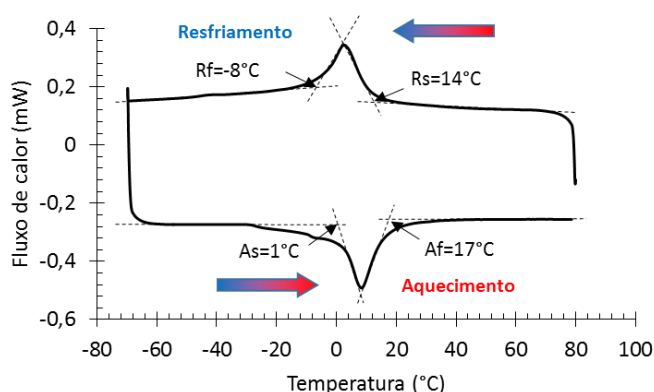


Figura 46. Temperaturas de transformação das micromolas obtidas do ensaio de DSC.

A determinação das fases presentes no material foi baseada nas energias de transformação durante o aquecimento e resfriamento. Estas energias podem ser calculadas pela integral da curva dos picos de transformação definida entre o início e fim da transformação da fase em questão. Para as micromolas a energia de transformação de fase obtida durante o resfriamento foi inferior ao esperado para transformações de fase direta da austenita para martensita. Este resultado supõe a formação de uma martensita intermediária conhecida como fase R, cuja estrutura cristalina é romboédrica (OTSUKA; WAYMAN, 1998). Para observar a transformação completa para fase martensítica seria necessário resfriar ainda mais o material, sendo neste caso inviável em função das limitações do equipamento utilizado.

Para determinar a temperatura de final da transformação de fase da martensita induzida por tensão para a austenita ($A_{f\sigma}$) foram feitos ensaios de resistência elétrica em função da temperatura (RET) com a micromola sob deformação imposta, usando um banho termorregulável. A resistência elétrica é uma das propriedades das LMF que mudam com a variação da temperatura e estado de tensão, logo, fazendo variar a temperatura do componente de LMF (aquecimento e resfriamento), sua resistência elétrica irá variar de forma não linear, sendo os pontos de inflexão da curva de resistência elétrica com a temperatura um indicativo das temperaturas de transformação de fase.

Os ensaios de RET foram feitos com uma variação de temperatura de -60°C a 80°C a uma taxa suficientemente lenta para que o componente entre em equilíbrio térmico com o fluido. Foram avaliadas as respostas em RET das micromolas com deformação imposta (constante) em 200, 300 e 400%. O comportamento em RET segue um padrão típico em “S”, conforme pode ser observado na Fig. (47) para todos os níveis de deformação, sendo as temperaturas de transformação de fase correspondentes aos pontos de inflexão. A partir dos ensaios de RET, é possível determinar as temperaturas de transformação de fase para cada nível de deformação aplicando o método das tangentes (LAGOUDAS, 2008), de maneira similar a utilizada para definir as tensões críticas de transformação. Tendo em vista a reduzida histerese em temperatura verificada no gráfico da RET, pode-se confirmar que a transformação de fase que ocorre durante o resfriamento na verdade é da austenita para a fase R (OTSUKA; WAYMAN, 1998).

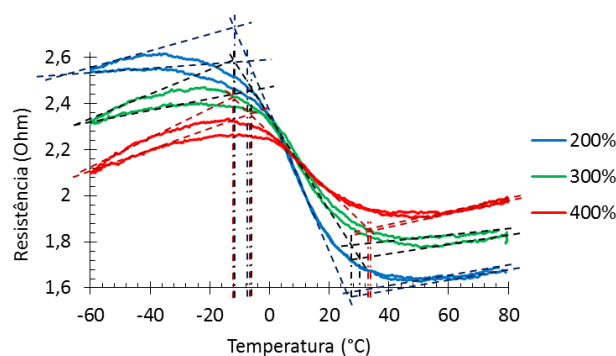


Figura 47. Resistência elétrica em função da temperatura para as micromolas de NiTi submetidas a diferentes níveis de deformação constante.

Aplicando as tangentes nas regiões de inflexão das curvas RET, obtém-se o comportamento expresso na Fig. (48) para as temperaturas de transformação de fase em função da deformação. A análise destes resultados deixa evidente o ligeiro aumento aproximadamente linear das temperaturas de transformação da martensita (fase R) para a austenita (A_s e A_f). Uma outra observação é a relação aproximadamente linear das curvas de temperatura de transformação em função da deformação, este comportamento pode acontecer em três faixas de deformação diferentes, onde a relação força deformação é aproximadamente linear: $\varepsilon < 80\%$ região elástica da fase austenítica; $80\% < \varepsilon < 350\%$ região aproximadamente linear do platô de transformação; $\varepsilon < 350\%$ até o limite elástico da martensita.

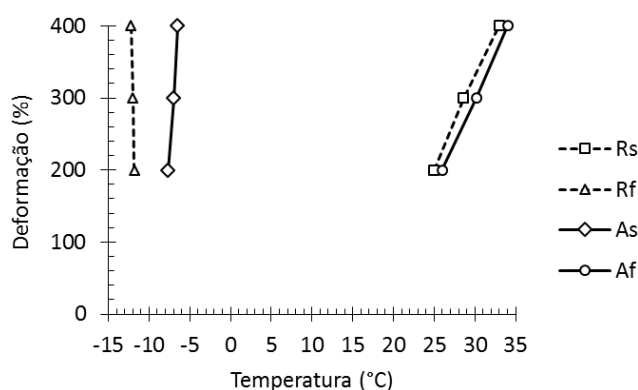


Figura 48. Temperaturas de transformação de fase das micromolas em função da deformação.

Com os resultados da Fig. (48) é possível determinar a temperatura que o atuador deve atingir para transformar de fase para austenita, gerando trabalho mecânico capaz de

defletir o protótipo. Considerando que as micromolas de LMF NiTi são ativadas por efeito joule, foram realizados ensaios de ativação da mola para verificar o seu comportamento térmico quando submetidas a passagem de corrente elétrica. Para estes testes foi instalado um micro termopar tipo K sobre a superfície da mola e realizada uma varredura de corrente verificando o tempo de resposta e a temperatura do componente após entrar em regime permanente. A partir destes testes verificou-se que com uma corrente elétrica de 400mA a temperatura do atuador atinge 40°C em 4s e se mantém aquecido a no máximo 50°C em regime permanente, ou seja, a uma temperatura superior a $A_{f\sigma}$ máxima de 34°C. Este resultado da ativação por pulso de corrente pode ser observado no gráfico da Figura (49).

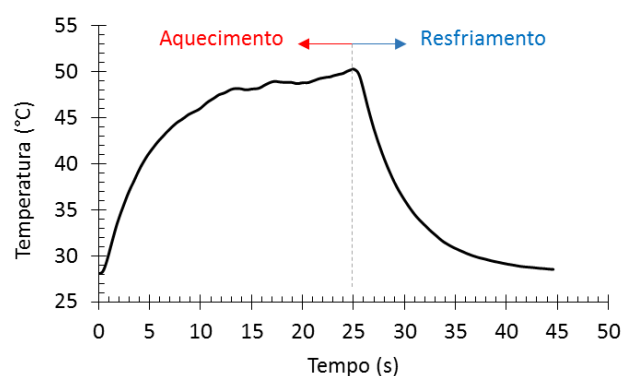


Figura 49. Comportamento em temperatura da micromola ativada por uma corrente de 400mA.

O comportamento mecânico de atuadores de LMF são usualmente caracterizados por ensaios de tração, geração de força e ensaios dinâmicos. Para o caso das micromolas, os ensaios de tração geralmente são feitos com carga e descarga do componente até uma certa deformação ou força. Estes ensaios de tração podem ser feitos com temperatura constante ou variável. Os testes isotérmicos são utilizados para estimar o comportamento do material ou atuador sob uma determinada temperatura, como os ensaios que demonstram o fenômeno superelástico do material ou componente mecânico. Já os ensaios de geração de força são utilizados para medir o potencial de geração de esforço mecânico de um determinado atuador de LMF. Para isso, o material ou componente deve sofrer uma deformação inicial e, mantida a deformação, deve ser submetido a um aumento de temperatura. O aquecimento do atuador estimula o material a transformação de fase para recuperar a sua forma original, porém como a deformação está bloqueada ocorrerá geração de força para tentar superar esta restrição. Geralmente estes ensaios são utilizados para atuadores que trabalham em regime de efeito

de memória de forma convencional, a partir do estado martensítico. Porém, estes mesmos ensaios podem ser utilizados em materiais inicialmente superelásticos, a partir dos quais se deseja obter o EMF a partir da martensita induzida por tensão.

Essa caracterização termomecânica específica foi feita através de ensaios de tração com carga e descarga combinados com aquecimento para geração de força. Para tanto, a micromola foi deformada entre 200 e 400% a cada 50%, e ao atingir a deformação máxima de cada teste submeteu-se a micromola a uma corrente contínua de 400mA, monitorando o comportamento da força em função da temperatura e da deformação. Os resultados podem ser observados na Figura (50).

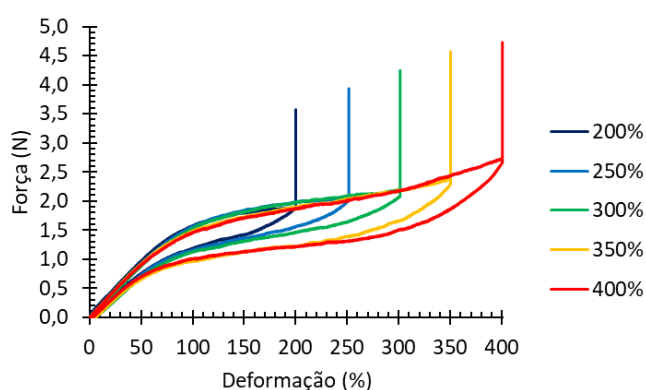


Figura 50. Comportamento termomecânico da micromola em ensaios de geração de força.

Alguns aspectos importantes podem ser observados na Figura (50). Os picos de força gerados pelo aquecimento do atuador e a força gerada sem aquecimento são aproximadamente lineares em relação a deformação, assim é possível estabelecer aproximações lineares para o comportamento dos atuadores dentro dessa faixa de deformação o que inclui uma extrapolação até 80% de deformação.

No mecanismo de acionamento de cada seção os atuadores trabalham em pares de forma antagônica. Na condição inicial da asa (posição de simetria), ao ativar as seções para defletir os atuadores do intradorso aquecem e geram trabalho, a força inicial do atuador corresponde a máxima força obtida a sem aquecimento, à medida que os atuadores aquecem, a força aumenta vencendo as forças de resistência ao movimento (carregamento aerodinâmico e deformação das molas passivas) até se atingir o equilíbrio, nesta condição os atuadores do intradorso apresentam o pico de força gerado pelo aquecimento correspondente a deformação final (contraído). Já os atuadores do extradorso serão deformados passivamente sob efeito SE puro, nesta condição a máxima força de resistência

que estes atuadores podem oferecer consistem na força de carregamento em função da deformação (apresentando um comportamento aproximadamente linear).

A situação mais crítica para o sistema seria os atuadores ativos gerando a menor força possível e os atuadores passivos oferecendo a maior resistência possível. Considerando esta situação pode-se desprezar o efeito da histerese sobre a força e formular aproximações para prever a condição crítica de força exercida pelas molas para cada ângulo de deflexão. Estas aproximações consideram as deformações mínimas das molas ativas e máximas das molas passivas com um comportamento linear durante a ativação. No entanto como as deformações mínimas e máximas experimentadas por cada seção são diferentes (Fig. 34) faz-se necessário um modelo simplificado específico para cada conjunto de atuadores, conforme mostra a Fig. (51), cujas equações e descrição das variáveis estão presentes na Tabela (5):

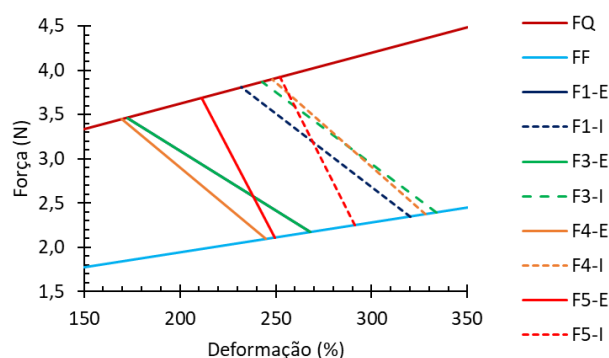


Figura 51. Curvas dos modelos simplificados de força.

Tabela 5. Modelos simplificados das forças exercidas pelos atuadores

Equações	Descrição
$FQ = 0,0058 \cdot \varepsilon + 2,46$	Força final nos atuadores ativos ($T > 45^{\circ}\text{C}$)
$F1-E = -0,0135 \cdot \varepsilon + 5,7969$	Força de transição nos atuadores do extradorso de S1 ($T_{amb} < T < 45^{\circ}\text{C}$)
$F1-I = -0,0166 \cdot \varepsilon + 7,6549$	Força de transição nos atuadores do intradorso de S1 ($T_{amb} < T < 45^{\circ}\text{C}$)
$F3-E = -0,0136 \cdot \varepsilon + 5,8056$	Força de transição nos atuadores do extradorso de S3 ($T_{amb} < T < 45^{\circ}\text{C}$)
$F3-I = -0,0162 \cdot \varepsilon + 7,8187$	Força de transição nos atuadores do intradorso de S3 ($T_{amb} < T < 45^{\circ}\text{C}$)
$F4-E = -0,0181 \cdot \varepsilon + 6,5222$	Força de transição nos atuadores do extradorso de S4 ($T_{amb} < T < 45^{\circ}\text{C}$)
$F4-I = -0,0119 \cdot \varepsilon + 8,641$	Força de transição nos atuadores do intradorso de S4 ($T_{amb} < T < 45^{\circ}\text{C}$)
$F5-E = -0,0414 \cdot \varepsilon + 12,445$	Força de transição nos atuadores do extradorso de S5 ($T_{amb} < T < 45^{\circ}\text{C}$)
$F5-I = -0,0424 \cdot \varepsilon + 14,596$	Força de transição nos atuadores do intradorso de S5 ($T_{amb} < T < 45^{\circ}\text{C}$)
$FF = 0,0034 \cdot \varepsilon + 1,26$	Força final nos atuadores passivos ($T = T_{amb}$)

A partir destes modelos é possível estimar a força exercida por cada mola em diferentes condições de voo: (1) decolagem – nesta etapa a asa é inicialmente defletida e à medida que a aeronave aumenta a velocidade a carga aerodinâmica incidente sobre o perfil aumenta, elevando a sustentação; (2) condição de cruzeiro – após estabilizar, a aeronave entra na condição de voo de cruzeiro sendo apenas necessário manter a altitude sob velocidade constante minimizando o arrasto; (3) pouso - nesta etapa a velocidade da aeronave é reduzida para aproximação sendo necessário aumentar o coeficiente de sustentação para manter a aeronave em voo e aumentar o arrasto para ajudar na redução de velocidade. Para cada condição de voo há um comportamento específico das molas.

Na condição (1) os atuadores do intradorso são ativados saindo da condição passiva para ativa exercendo uma força com comportamento estimado pelos modelos de transição, enquanto que os atuadores do extradorso se mantêm passivos com força estimada pelo modelo FF, o comportamento estimado destas forças para cada seção pode ser observado na Figura (52.a). Ao entrar em movimento e aumentar a velocidade, surge a carga aerodinâmica sobre o perfil, como consequência a força necessária para as molas manterem a posição defletida aumentam. Se a carga aerodinâmica superar a força de atuação o atuador tenderá a se deformar para retornar ao equilíbrio, o que sugere um aumento de força para deformação sob alta temperatura, apresentando um comportamento estimado pelo modelo FQ, recaindo no comportamento exposto na Figura (52.b). As molas do extradorso, no entanto se mantêm sob deformação passiva uma vez que não houve variação de temperatura na mesma (FF).

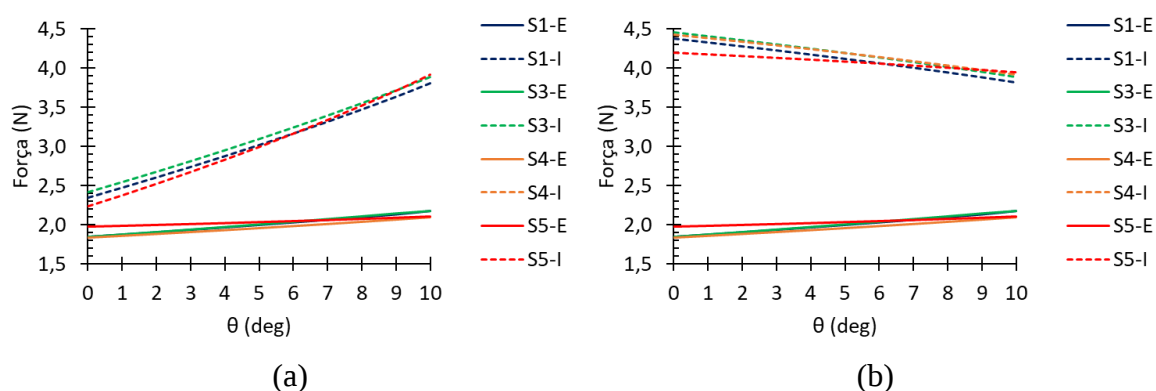


Figura 52. Forças exercidas pelos atuadores na condição de decolagem.

(a) ativação simples; (b) efeito do aumento da carga aerodinâmica

Na condição (2) o perfil deve manter a sustentação mínima e o menor arrasto possível, assim o usuário solicita uma deflexão mais próxima da posição de simetria o que

inverte a atuação, os atuadores do extradorso passam a ser ativados (modelos de transição) e os do intradorso passam a forma passiva (FF), conforme Figura (53).

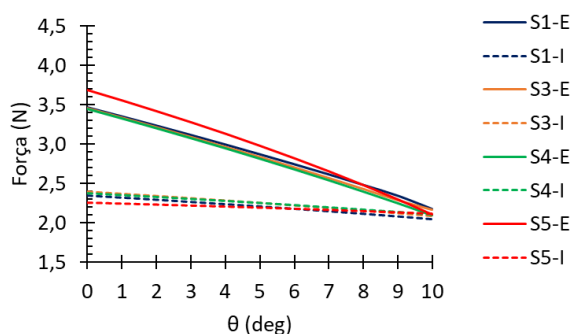


Figura 53. Forças exercidas pelos atuadores na condição de cruzeiro.

Na condição (3) o usuário solicita a deflexão do perfil para aumentar a sustentação e arrasto devido a redução de velocidade, assim o sistema de atuação novamente se inverte retornando ao estágio inicial só que sem aumento na carga aerodinâmica. Assim os atuadores do intradorso atuam de forma ativa (modelos de transição) e os atuadores do extradorso atuam passivamente (FF), reproduzindo o comportamento da Figura (52.a).

Durante sua vida útil as micromolas de LMF estarão sujeitas a ciclos de carregamento distendendo-se até 330% (deformação máxima observada) e contraindo-se até 170% (deformação mínima observada) por aquecimento. Estes ciclos podem afetar os dois tipos de fadiga comuns em LMF, a fadiga mecânica convencional (comum a todos os materiais e relacionada a falha do componente) e a fadiga funcional. A fadiga funcional ocorre quando o material inteligente começa a perder suas características especiais, que no caso da LMF seria o efeito de memória de forma ou a superelasticidade.

Para avaliar a fadiga convencional do componente, foi realizado um ensaio preliminar submetendo as molas a uma ciclagem seguindo um sinal de deformação triangular entre 200 e 400% de deformação e monitorado o comportamento da força até a ruptura do componente a temperatura constante. Os resultados desta ciclagem podem ser observados na Fig. (54) na qual para este nível de deformação o componente consegue manter a amplitude de força sem aumentar sua rigidez até que haja a ruptura de uma das espiras após aproximadamente 11760 ciclos.

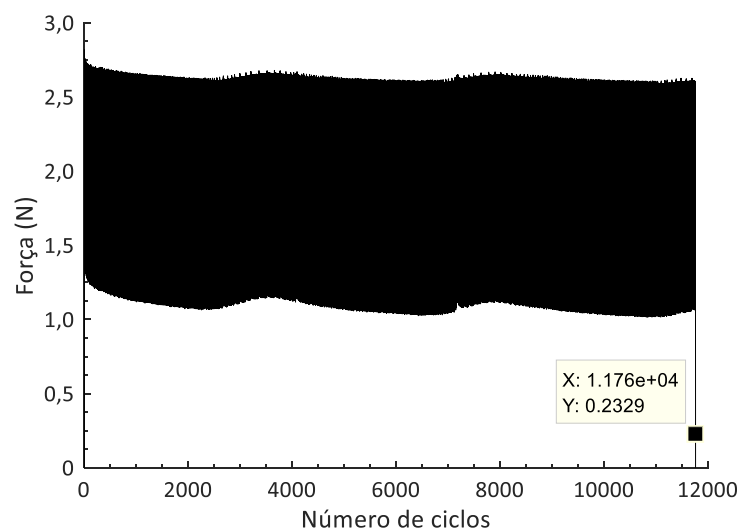


Figura 54. Comportamento mecânico de geração de força de uma micromola NiTi ao longo da vida útil sob deformação passiva.

Para avaliar a vida útil e o comportamento funcional das micromolas, foi realizada uma ciclagem com o atuador submetido a uma carga constante de 2,7N (por meio de um peso) que corresponde a uma deformação de aproximadamente 400% à temperatura ambiente. Assim, durante a ativação o atuador é submetido a uma corrente de 400 mA por 15 s que o aquece até 50°C e o leva a se contrair até seu limite funcional a esta temperatura, mantendo a carga constante. Os resultados da contração e distensão nesta ciclagem podem ser observados na Figura (55).

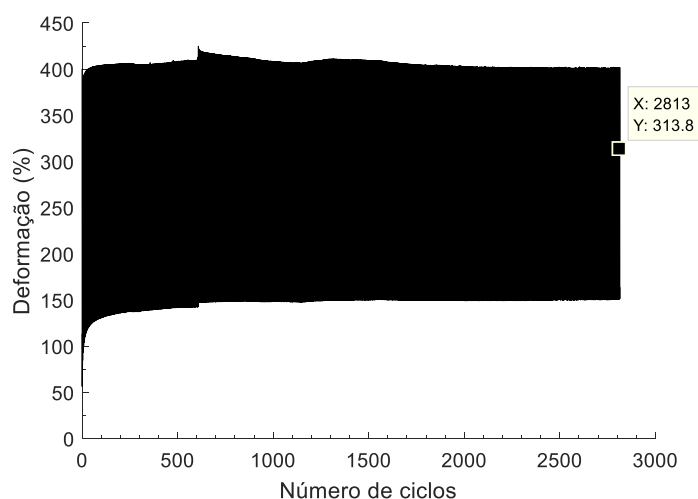


Figura 55. Comportamento mecânico de geração de força de uma micromola NiTi ao longo da vida útil e na condição de aplicação no protótipo.

Como pode ser observado nos resultados deste ensaio a vida útil do componente foi reduzida de 11760 para 2813 ciclos ao adicionar calor para induzir a contração, sendo esta a condição mais crítica possível. Esta redução pode ser atribuída a variação de três parâmetros do ensaio: ao aquecimento dos atuadores induzindo a mudança de fase do material por deformação e temperatura, a forma de aquecimento por pulso de corrente que aumenta a velocidade de contração e à amplitude de deformação ao qual o componente foi submetido, uma vez que ao aquecer, a mola contraiu-se em 250% enquanto que no ensaio convencional isotérmico foi imposta uma amplitude de 200%, promovendo assim uma fratura prematura do componente.

Apesar da vida útil do componente ter sido reduzida observa-se que os atuadores mantem seu comportamento termomecânico ao longo da vida útil, com um período transiente de acomodação nos primeiros 500 ciclos.

Apesar deste inconveniente, os atuadores do intradorso quando ativados mantêm a força gerada contraindo-se no mínimo em 200%, ou seja, permanecem capazes de ativar completamente a asa dentro da faixa de deformação e contração necessários de $\Delta\epsilon_{max} = 160\%$ nos atuadores do intradorso e $\Delta\epsilon_{max} = 100\%$ para os atuadores do extradorso.

A análise da Fig. (55) pode ainda informar parâmetros relacionados a fadiga do efeito memória de forma, na qual, sob condições semelhantes à da aplicação real, não foi observado o fenômeno de fadiga funcional, sendo estável após 500 ciclos.

Foram realizados mais dois ensaios para avaliar a fadiga térmica do atuador. Um dos ensaios foi uma ciclagem puramente térmica sob deformação constante de 400% aplicando pulsos de corrente de 400mA com período de 1 min com duty cycle de 25%, monitorando a força gerada pelo aquecimento do atuador. Após 20000 ciclos o ensaio foi encerrado sem observar variação de força no atuador. O outro ensaio foi realizado mantendo o atuador aquecido pela passagem de uma corrente constante de 400mA e deformação constante em 400% enquanto a força era monitorada. Após 500h de ensaio não houve variação na diferença entre a força a T_{amb} e a força gerada pelo aquecimento, sendo encerrado.

6.2 TESTES DE ACIONAMENTO DO PROTÓTIPO

O sistema de acionamento adotado neste trabalho é capaz de gerar perfis diversos pela combinação da ativação entre as diferentes seções. As seções do protótipo podem ser ativadas individualmente ou fazendo combinações entre as seções.

Um teste preliminar de acionamento foi realizado para avaliar a deflexão máxima da estrutura da asa sem a pele. O teste foi realizado em vazio submetendo os atuadores do intradorso a um degrau de corrente de 400mA por 15s, enquanto que os atuadores do extradorso permaneciam desativados, após este intervalo de tempo foram ativados os atuadores do extradorso por 20s com a mesma corrente para retornar a posição original.

Este teste permite avaliar a interação entre os atuadores e o mecanismo articulado sem interferência da rigidez da pele ou do atrito do mecanismo da pele, através da deflexão máxima das seções em função do tempo. As respostas dos atuadores em malha aberta (on-off) podem ser observados na Fig. (56), na qual se verifica que a deflexão em função do tempo sob mesma excitação é aproximadamente constante, sendo que para a seção 5, a deflexão máxima observada foi de $11,6^\circ$, além de ter apresentado ativação mais lenta que as demais seções. Esta diferença é observada devido ao baixo ângulo entre as molas (menor é a força resultante) e o alinhamento com a barra articulada na seção 4 o que reduz um pouco mais o momento causado pelas molas nesta barra. Já na S3 e S4 o retorno acaba sendo mais lento por efeito da ação do peso das estruturas dependentes sobre estes atuadores.

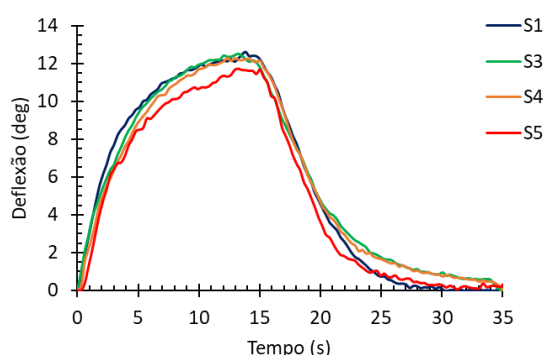


Figura 56. Deflexão relativa das seções do protótipo sem a pele, ativadas individualmente.

A adaptação da forma pode ser avaliada em função do ângulo de ataque resultante no perfil sem variar o ângulo de atitude do sistema (ver Fig. 57.a) ou através da razão entre a

diferença do deslocamento da extremidade do bordo de fuga e de ataque com a corda original do perfil (ver Fig. 57.b), com valores máximos de $11,9^\circ$ ou $19,8\%$, respectivamente.

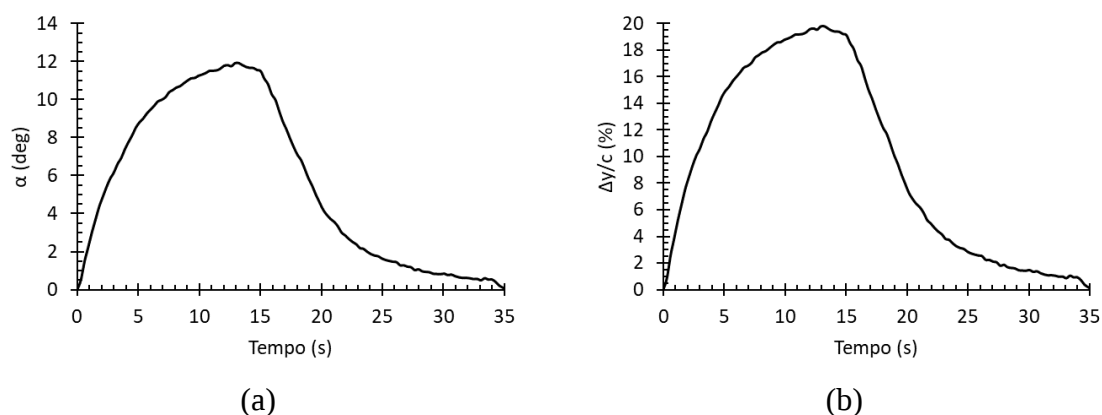


Figura 57. Deflexão total da nervura. (a) Ângulo de ataque (b) Percentagem da corda

Para fins de padronização com a literatura, também foi analisado apenas a influência do bordo de fuga sobre o resultado obtido. Este resultado pode ser observado na Fig. (58), na qual a deflexão total do bordo de fuga pode ser calculada como a soma das deflexões de todas as seções que o compõe, a deflexão obtida em ângulo foi de $36,4^\circ$ e de $22,9\%$ deslocamento em relação ao comprimento da corda.

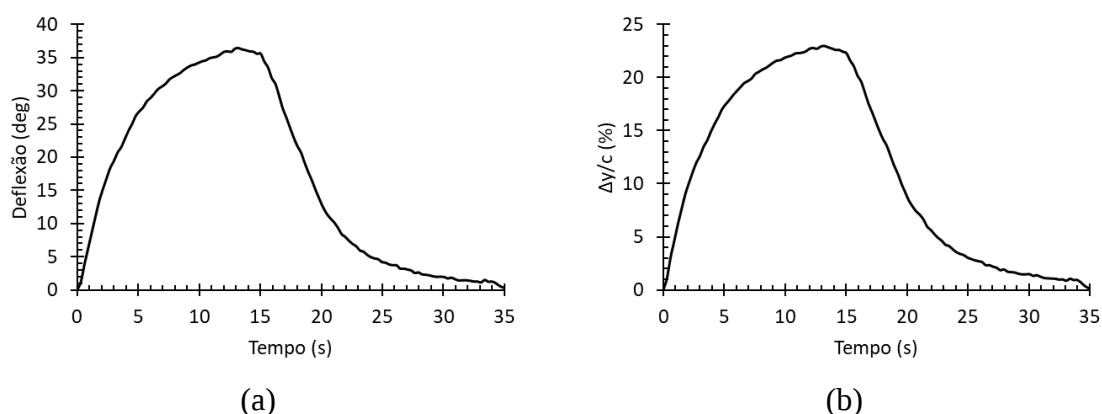


Figura 58. Deflexão total do bordo de fuga. (a) Ângulo de ataque (b) Percentagem da corda

Os testes de resposta ao degrau mesmo em malha aberta são significativos pois mostram o potencial de deflexão do mecanismo. No entanto um protótipo funcional exige minimamente um controle de forma, uma estratégia para modificar a forma e uma superfície aerodinâmica formada pela pele.

A estratégia para mudar a forma é necessária uma vez que a combinação de ativação das seções resulta em infinitos perfis diferentes, consiste basicamente em determinar qual a forma desejada através da escolha do arqueamento adequado. Em alguns protótipos esta estratégia é definida pela malha externa do sistema de controle (GRIGORIE; BOTEZ, 2018), assim como para simplificar as análises e verificar a eficiência do sistema desenvolvido alguns protótipos são submetidos a deflexões desejadas verificando o comportamento aerodinâmico resultante (DE ABREU et al., 2015). Nesta fase optou-se como estratégia defletir todas as seções de um mesmo θ solicitado pelo usuário.

Ao aplicar esta estratégia, o sistema da pele restringe a deflexão de cada seção a uma faixa de 0 a 5°, ativadas simultaneamente. Baseado nestas restrições o perfil resultante tem a forma aproximada dos aerofólios da série NACA de 4 dígitos sendo a espessura do perfil fixa em 12% da corda, posição do arqueamento máximo 0 para $\theta = 0^\circ$ e 50% para $\theta \neq 0^\circ$ e o arqueamento máximo dado em percentagem da corda e numericamente igual a θ , ou seja, o perfil varia de um aerofólio NACA 0012 a um perfil NACA 5512.

Foram realizados testes de acionamento do sistema utilizando o controlador descrito na seção 5.5. Neste teste o arqueamento desejado, foi solicitado através do ângulo de deflexão de cada seção segundo uma sequência de referência com diferentes variações de amplitude de subida e descida. Esta sequência escolhida representa a situação mais crítica para o sistema, devido a variação abrupta na referência (mínima de 1° e máxima de 5°), problema que é potencializado em função da baixa velocidade de resposta típica dos atuadores de LMF. A Figura (59) mostra a resposta do acionamento do protótipo a uma sequência arbitrária (Fig. 59.a), o erro absoluto (Fig. 59.b) e a ação de controle através da corrente de saída do controlador (Fig. 59.c) para cada seção. Como pode se observar o controlador consegue seguir a sequência desejada de forma satisfatória, no entanto percebe-se um erro residual em regime mais acentuado quando a referência $\theta = 0^\circ$. O que supõe uma resistência maior para o sistema voltar a posição de simetria. Apesar deste inconveniente, vale ressaltar que sob escoamento, a carga aerodinâmica exerce esforço sobre asa no sentido de retornar à posição de simetria, ou seja, sob escoamento a carga aerodinâmica ajuda na resposta do sistema para retornar e manter-se na posição de simetria. A ação de controle em resposta ao erro e variação do erro é de modular a corrente conforme necessária, sendo o valor negativo da corrente indicativo apenas de que os atuadores do extradorso estão sendo acionados. A corrente máxima observada para defletir o perfil foi de 345mA na seção S1, enquanto que para retornar à posição de simetria os atuadores do extradorso de S3 e S5

chegaram próximo a saturação com uma corrente de 396mA. Os valores de corrente apresentados são suficientes para promover aquecimento e geração de trabalho mesmo sob correntes mais baixas como 100mA (SOBRINHO et al., 2019).

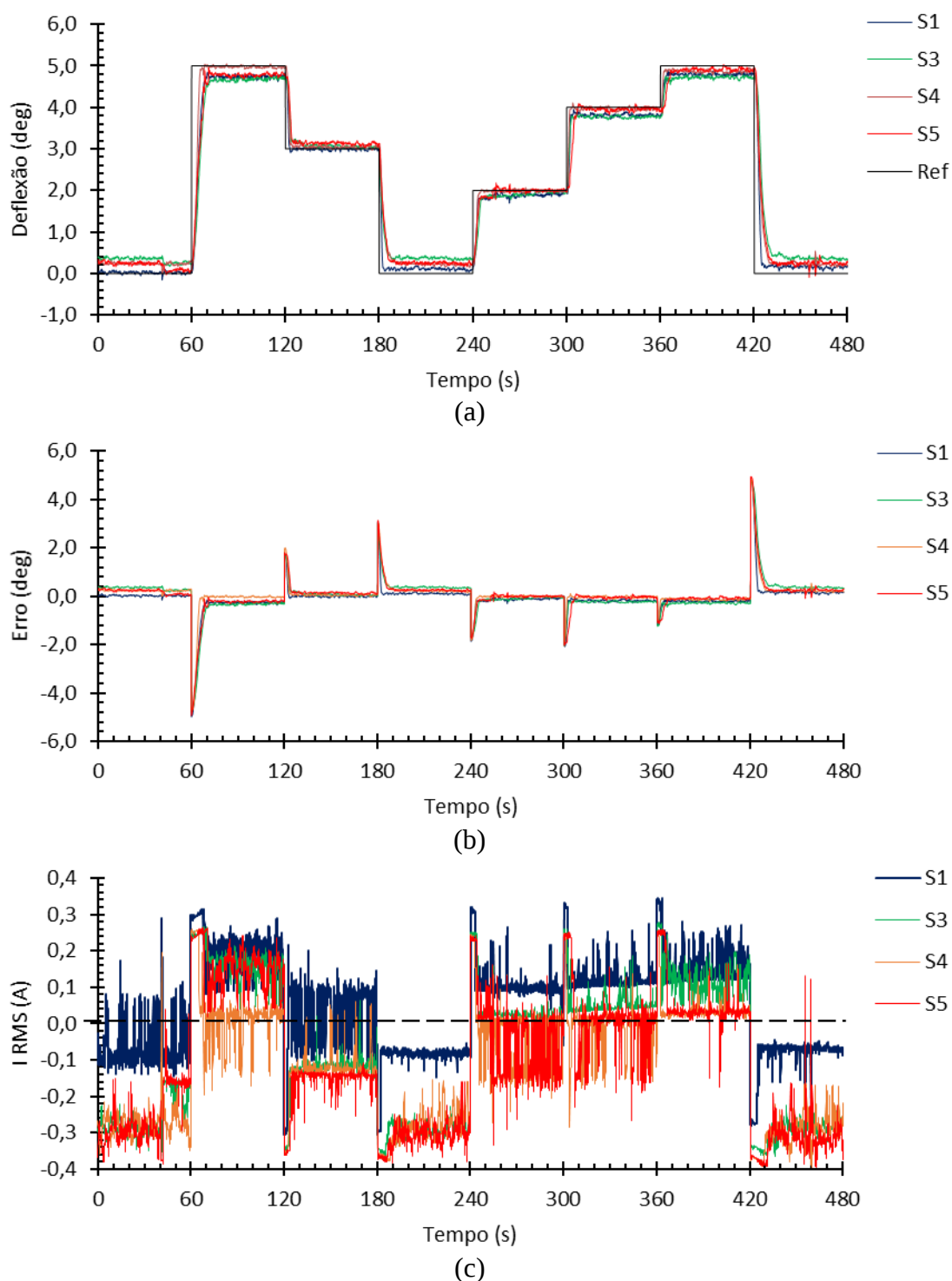
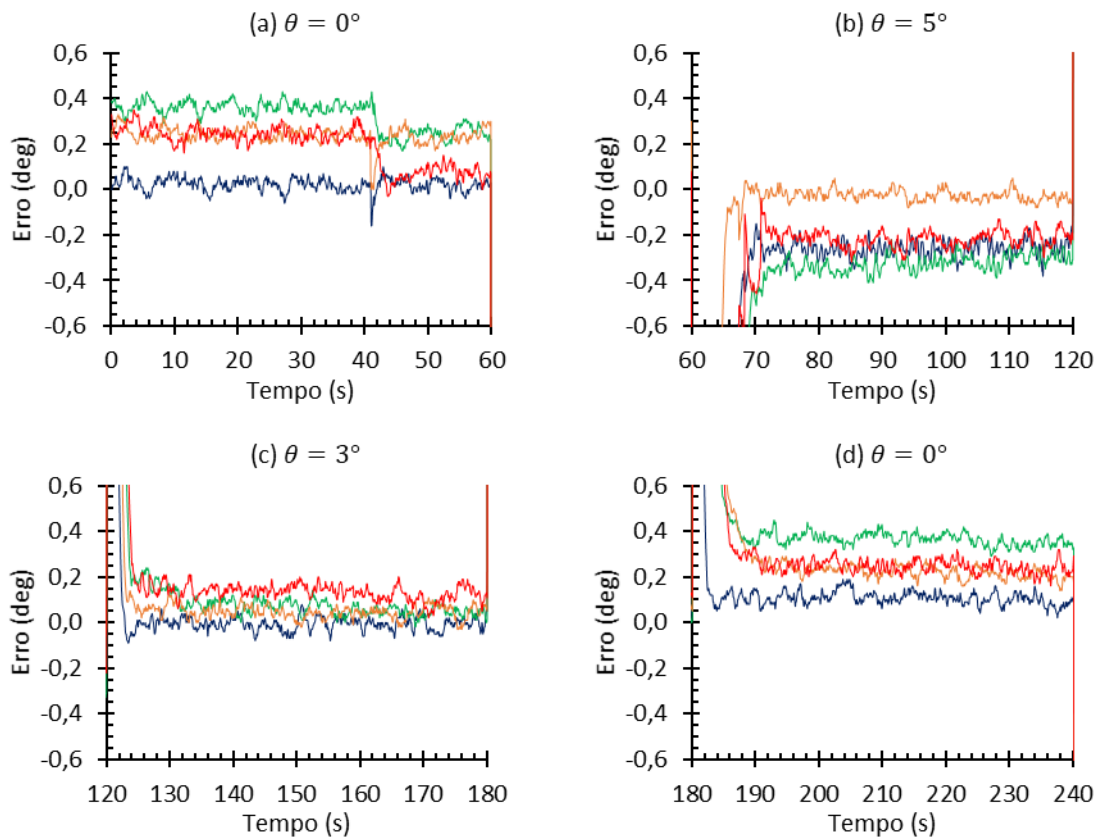


Figura 59. Resposta do controle a uma entrada arbitrária

A Figura (60) mostra os detalhes do erro absoluto para cada intervalo mostrado na Figura (60). O maior erro angular absoluto em regime permanente observado foi de $0,4^\circ$ sob $\theta = 0^\circ$ (Fig. 60.d) e $\theta = 5^\circ$ (Fig. 60.b), para as demais deflexões o erro se mantém próximo de $0,2^\circ$. As seções que melhor responderam ao controle foram a S1 e S4, com erro máximo de $0,3^\circ$. A seção S3, no entanto, foi a que apresentou maior erro para quase todas as deflexões, além de ser uma região de transição entre a seção fixa e o bordo de fuga, o peso da estrutura dependente tem maior impacto sobre esta seção reduzindo a mobilidade inclusive com aumento no tempo de resposta da mesma. O maior período transitório do sistema foi observado para a transição de $\theta = 0^\circ \rightarrow 5^\circ$ atingindo o regime permanente em 20s para S3 e 12s para as demais (Fig. 60.h). O tempo de resposta pode ser reduzido ainda mais se a corrente aplicada sobre os atuadores for maior, no entanto o risco de superaquecimento acima da temperatura M_d levaria a uma significativa alteração no projeto do controlador incluindo a temperatura como variável de entrada, o custo operacional dessa modificação não é viável uma vez que os erros apresentados são satisfatórios.



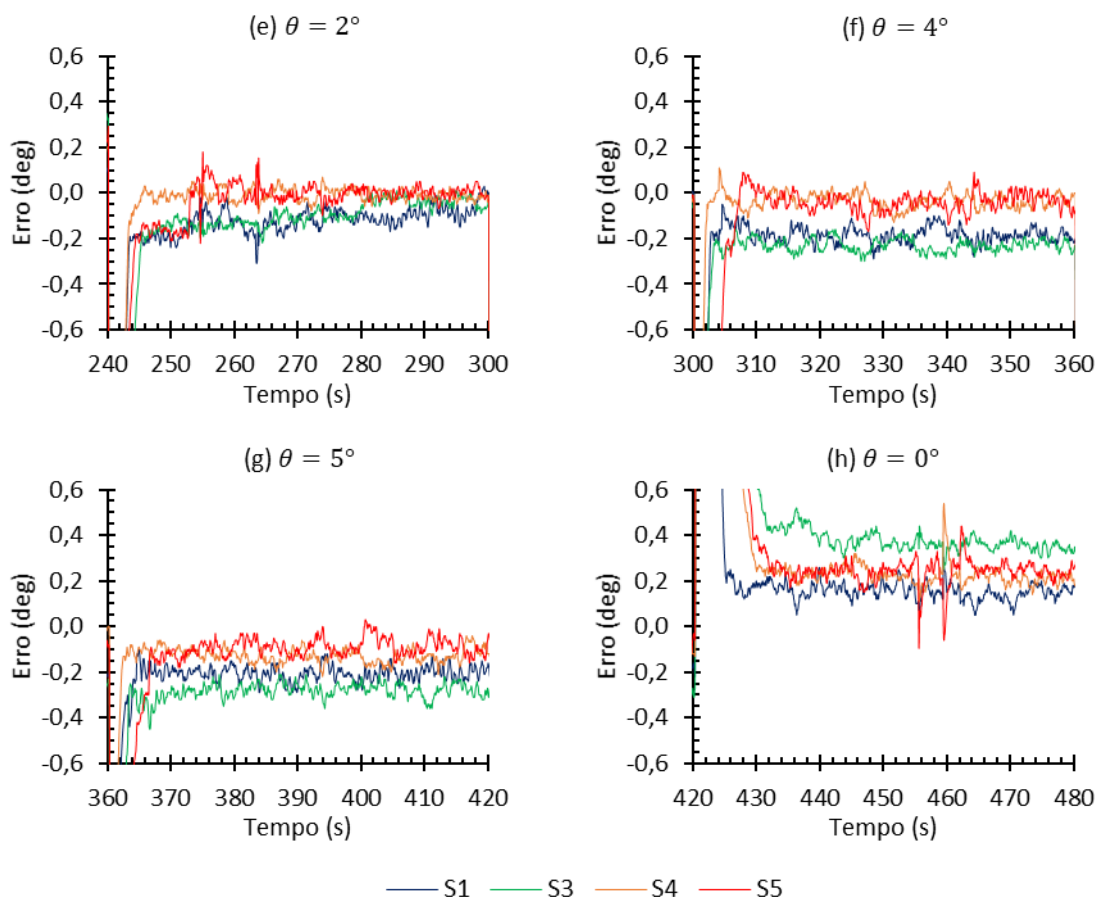


Figura 60. Erro do controle em regime permanente dividido em intervalos para cada θ .

Ressalta-se que a análise anterior foi realizada a partir do ângulo de deflexão de cada seção, do ponto de vista do atuador, a ação de controle sobre o sistema é o deslocamento do ponto de engaste das molas o que para um erro de $0,4^\circ$ equivale ao deslocamento de $96\mu\text{m}$ nas molas de S1 e $39\mu\text{m}$ na S5, seções que apresentam maior e menor deformação nas molas, respectivamente.

Com os resultados das deflexões de cada seção em função de uma referência pode-se calcular qual o ângulo de ataque do perfil para cada instante de tempo e assim avaliar o impacto dos erros acumulados. O ângulo de ataque instantâneo e o erro em relação a referência podem ser visualizados na Fig. (61.a), da qual se observa que não houve variação significativa, havendo uma compensação do erro de uma seção em relação a outra mantendo o mesmo patamar do erro individual de $0,4^\circ$. Uma outra forma de avaliar este resultado é observando a variação do bordo de fuga em relação ao bordo de ataque do qual se obtém um erro máximo de $0,6\%$ em relação ao comprimento da corda (ver Figura 61.b).

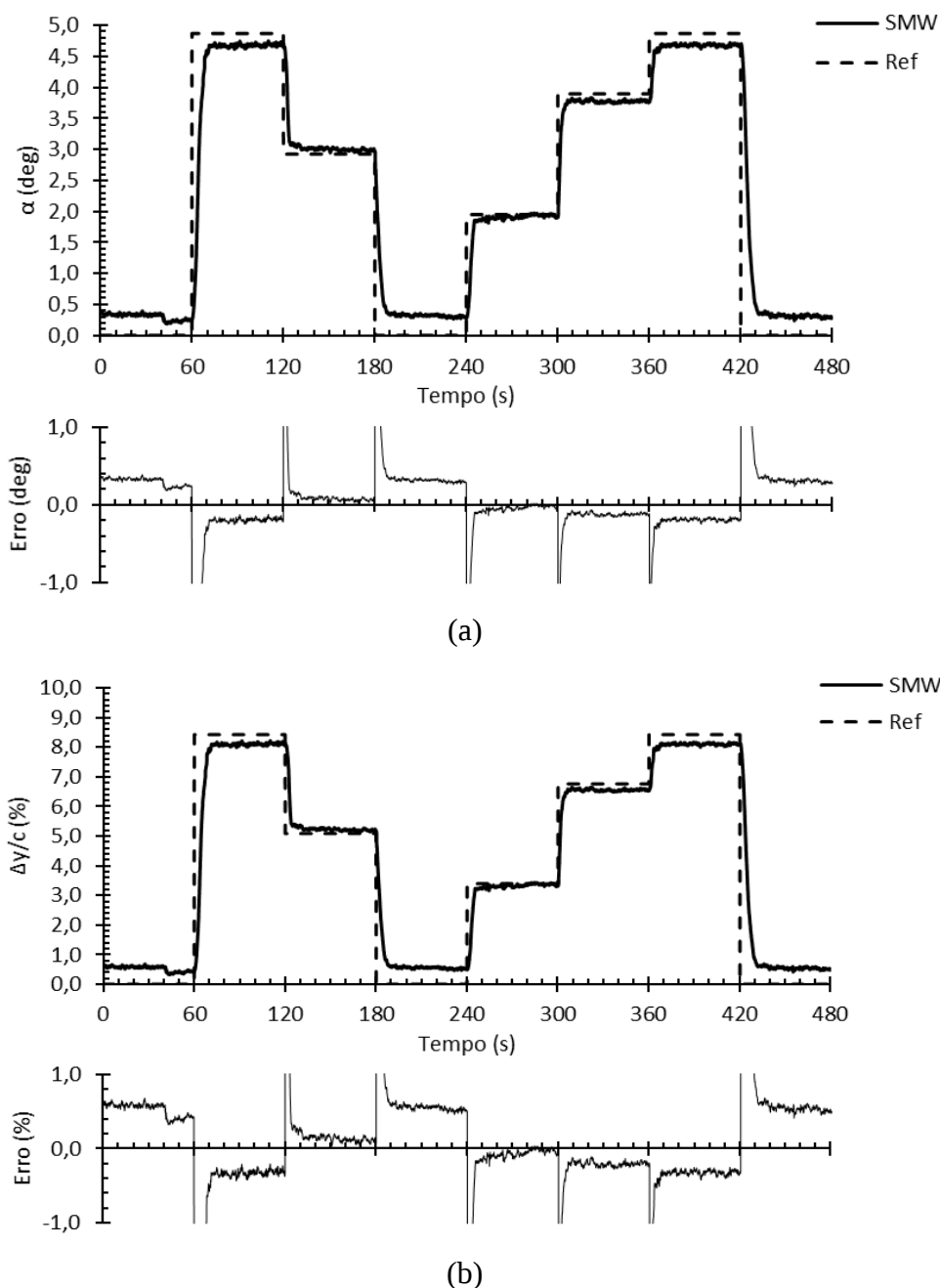
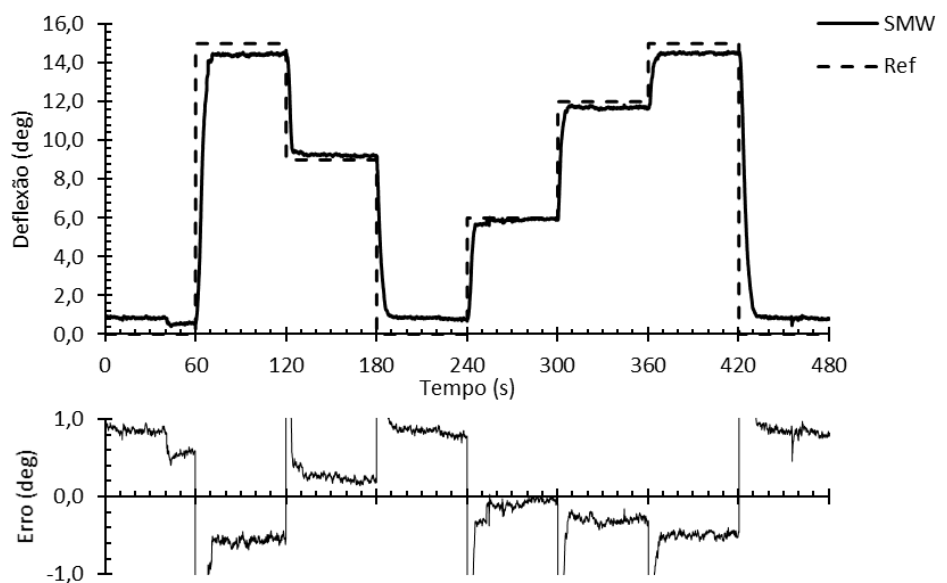


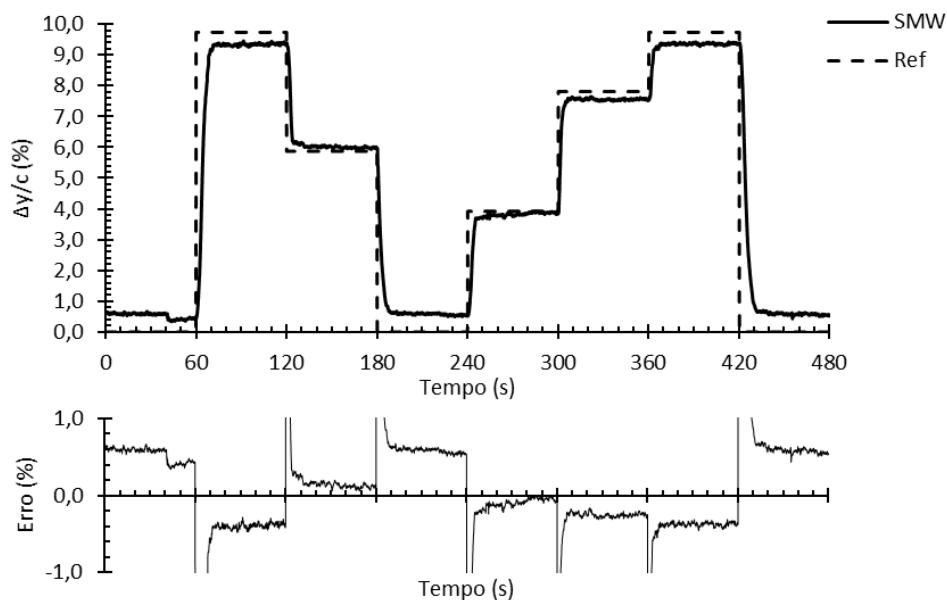
Figura 61. Resposta global do sistema a uma entrada arbitrária. (a) Variação do bordo de ataque; (b) variação da posição do bordo de fuga em relação ao bordo de ataque

De maneira similar ao adotado nos testes sem controle estes resultados podem ser avaliados considerando apenas deflexão do bordo de fuga (Fig. 62.a), cujo erro acumulado é a soma dos erros das seções S3, S4 e S5, apresentando um máximo de 1° o que seria um erro considerável no perfil se não houvesse deflexão do bordo de ataque. Já quando analisada apenas a deflexão do bordo de fuga (Fig. 62.b) a variação dos erros praticamente é

desprezível mantendo um máximo em 0,6% em relação a corda o que supõe que o erro na deflexão total é majoritariamente resultante da deflexão do bordo de fuga.



(a)



(b)

Figura 62. Resposta do controle a uma entrada arbitrária. (a) Deflexão do bordo de fuga;
(b) Posição do bordo de fuga

Por fim a variação no arqueamento pode igualmente ser avaliada em relação ao valor desejado, sendo a posição onde ocorre o arqueamento máximo fixa em 50% da corda a partir do ângulo de ataque para qualquer $\theta \neq 0^\circ$. Diferentemente do ângulo de ataque, o

arqueamento máximo apresenta um valor dado em percentagem ligeiramente superior a θ cuja diferença pode ser desprezada obtendo-se uma variação no perfil de um NACA 0012 a um NACA 5512. O erro apresentado no arqueamento em relação a referência é amortizado pelo efeito geométrico do perfil, apresentando erro absoluto máximo de 0,3%, conforme pode ser observado na Figura (63).

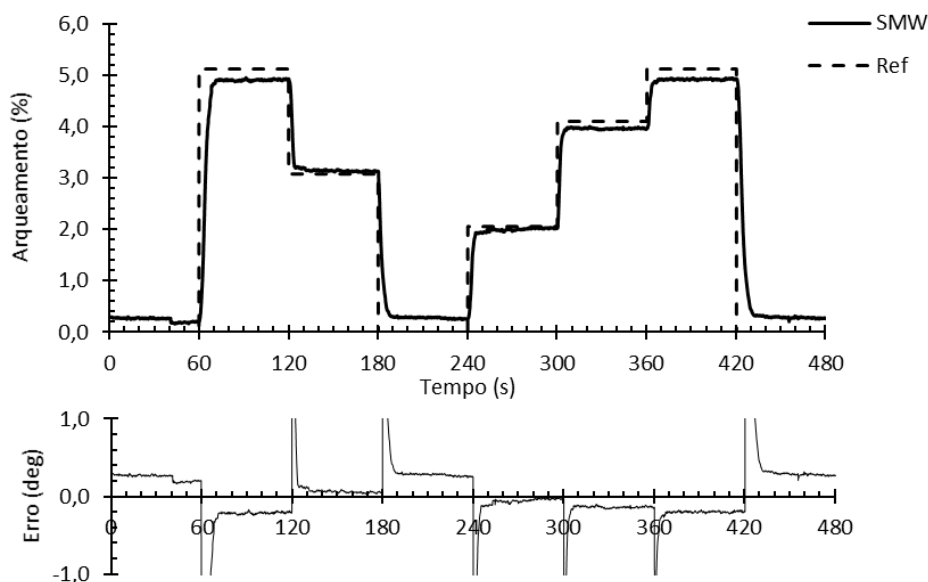


Figura 63. Variação do arqueamento em resposta a uma entrada arbitrária

Um dos parâmetros de avaliação de estruturas adaptativas é o custo em termos de consumo energético, sendo que o consumo máximo possível, considerando a saturação do atuador, nesta configuração é de 19,2W, no entanto como pode ser observado na Fig. (64) a corrente total máxima apresentada foi de 1,4A por um período menor que 10s o que equivale a uma potência de pico de 16,8W, podendo assim ser acionado por um conjunto de baterias.

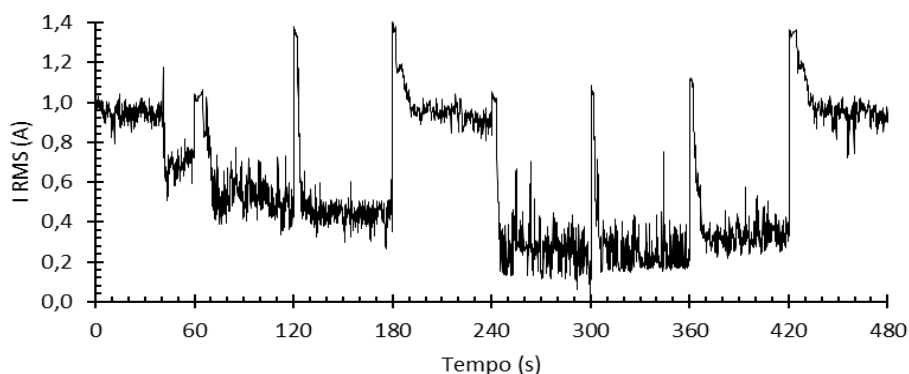


Figura 64. Corrente total instantânea necessária para acionar o protótipo

Os resultados de deflexão e arqueamento apresentados são compatíveis com os obtidos por outros pesquisadores, respeitadas as proporções e o propósito ao qual destina-se cada protótipo. Alguns exemplos de resultados da literatura internacional para protótipos 3D são:

- Protótipo apresentado por Kang et al. (2012) com deflexão máxima de 21° em vazio, e simulado (via CFD) de 0 a $15,8^\circ$ a uma velocidade de 20m/s;
- Protótipo desenvolvido por Hutapea et al. (2008), com deflexão máxima de 20° , testado em túnel de vento a 21,3m/s.
- Protótipo apresentado por Bishay et al. (2019) com deflexão máxima de $10,7^\circ$ sem pele e em vazio, e simulado via CFD a uma velocidade de 18,8m/s;
- Protótipo apresentado por Wang, Xu e Zhu (2013) com deflexão máxima de $-9,9$ a $10,2^\circ$ em vazio e sem pele testado experimentalmente pela aplicação de carga equivalente ao carregamento aerodinâmico com um número de Mach de 0,4;
- Protótipo desenvolvido por Previtali e Ermanni (2012) com arqueamento de 20% em 40% da corda a partir do bordo de ataque, com análise CFD a 35m/s.

Em âmbito nacional alguns protótipos apresentam bons resultados em termos de mudança de forma e eficiência aerodinâmica do perfil mas como modelos 2D testados em vazio e alguns com modelos 3D fruto de uma evolução na maturidade tecnológica dos protótipos desenvolvidos. Os principais resultados são:

- Protótipo atual da UNESP, com deflexão máxima e mínima de -1 a 12° , testada em túnel de vento a 21m/s (MAESTÁ, 2016);
- Protótipo desenvolvido no ITA, com deflexão máxima de 15° sob carregamento aerodinâmico a uma velocidade de 30m/s, testada em túnel de vento (SOUSA et al., 2018).
- Protótipo desenvolvido na UFU em parceria com a Universidade de Michigan (EUA), com deflexão de $\pm 25^\circ$ em um protótipo 2D.

6.3 ANÁLISE AERODINÂMICA

A análise aerodinâmica foi realizada baseada nos perfis teóricos obtidos através do procedimento descrito na seção 3.5 com o objetivo de estimar o comportamento aerodinâmico e a eficiência do perfil *morphing* em relação ao perfil original. Inicialmente foram ensaiados computacionalmente o comportamento do perfil NACA 0012 variando o

ângulo de ataque de 0 a 10° a uma velocidade de 14 m/s, resultando em um $Re = 191684$, estes resultados foram comparados a dados relatados na literatura para um $Re = 2.10^5$ (AIRFOILTOLLS, 2017). No gráfico da Fig. (65) observa-se que o modelo simulado aparentemente subestima tanto a sustentação como o arrasto devido a diferença no Reynolds.

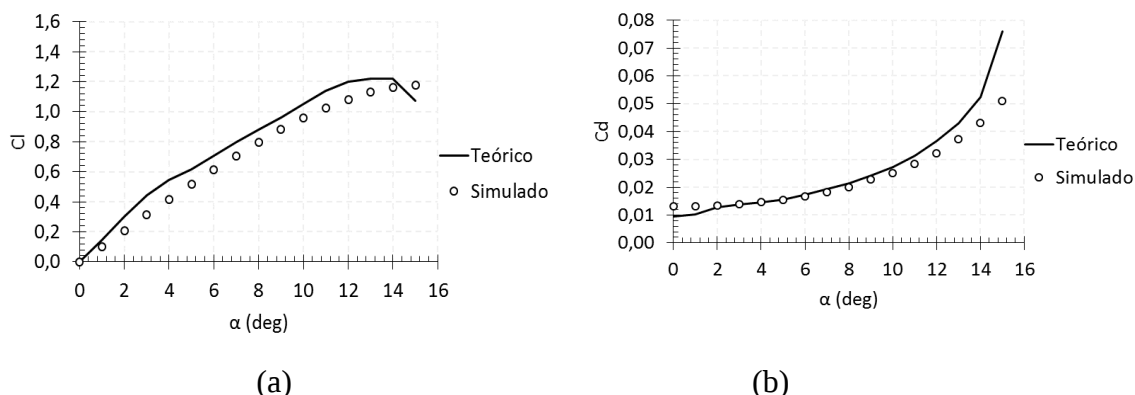


Figura 65. Coeficientes de sustentação e arrasto, teóricos e simulados do NACA 0012.

(a) Coeficiente de sustentação; (b) Coeficiente de arrasto.

Seguindo a mesma metodologia foram feitas simulações em regime permanente dos perfis ativando as seções simultaneamente com a mesma deflexão relativa entre elas de 0 a 10° cada, sem variar o ângulo de atitude do perfil, porém como discutido anteriormente a ativação das seções modificam o ângulo de ataque do perfil, os ângulos de ataque resultantes da ativação do perfil podem ser observados na Tabela (6).

Tabela 6. Instante e deflexão total dos frames simulados.

θ (deg)	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
α (deg)	0	0,97	1,95	2,92	3,90	4,87	5,85	6,82	7,79	8,76	9,73

Baseado nas simulações destes perfis foram obtidos os contornos de pressão e as linhas de corrente de cada posição. Na Figura (66) é possível observar os contornos de pressão para todas os ensaios realizados. Com a ativação do protótipo, o ponto de pressão compressiva se desloca do bordo de ataque, em direção ao bordo de fuga pelo intradorso do perfil de maneira suave enquanto a pressão de sucção cresce no extradorso do perfil. Este resultado já era esperado pela própria geometria do escoamento. Observa-se ainda que nas regiões próximas aos centros de rotação há uma leve concentração de pressão positiva no intradorso e de queda de pressão no extradorso.

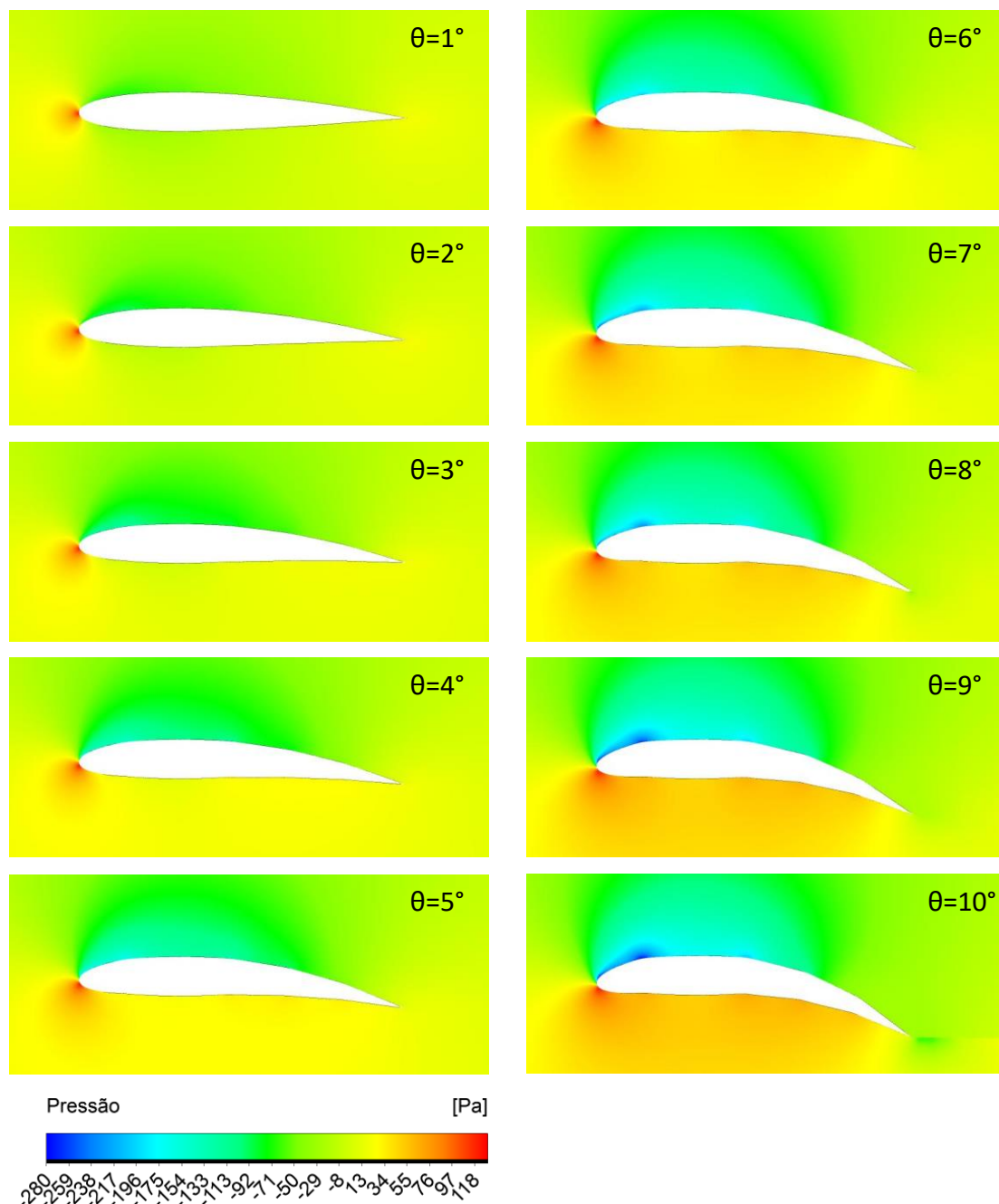


Figura 66. Evolução dos contornos de pressão do perfil com a ativação das seções.

Já a análise das linhas de corrente indica a evolução da posição de descolamento da camada limite. Estas linhas de corrente podem ser visualizadas na Fig. (67), sendo possível observar que apesar do aumento da velocidade sobre o extradorso do perfil não há descolamento da camada limite até $\theta = 6^\circ$, a partir daí a camada limite começa a descolar do perfil aumentando significativamente o arrasto parasita.

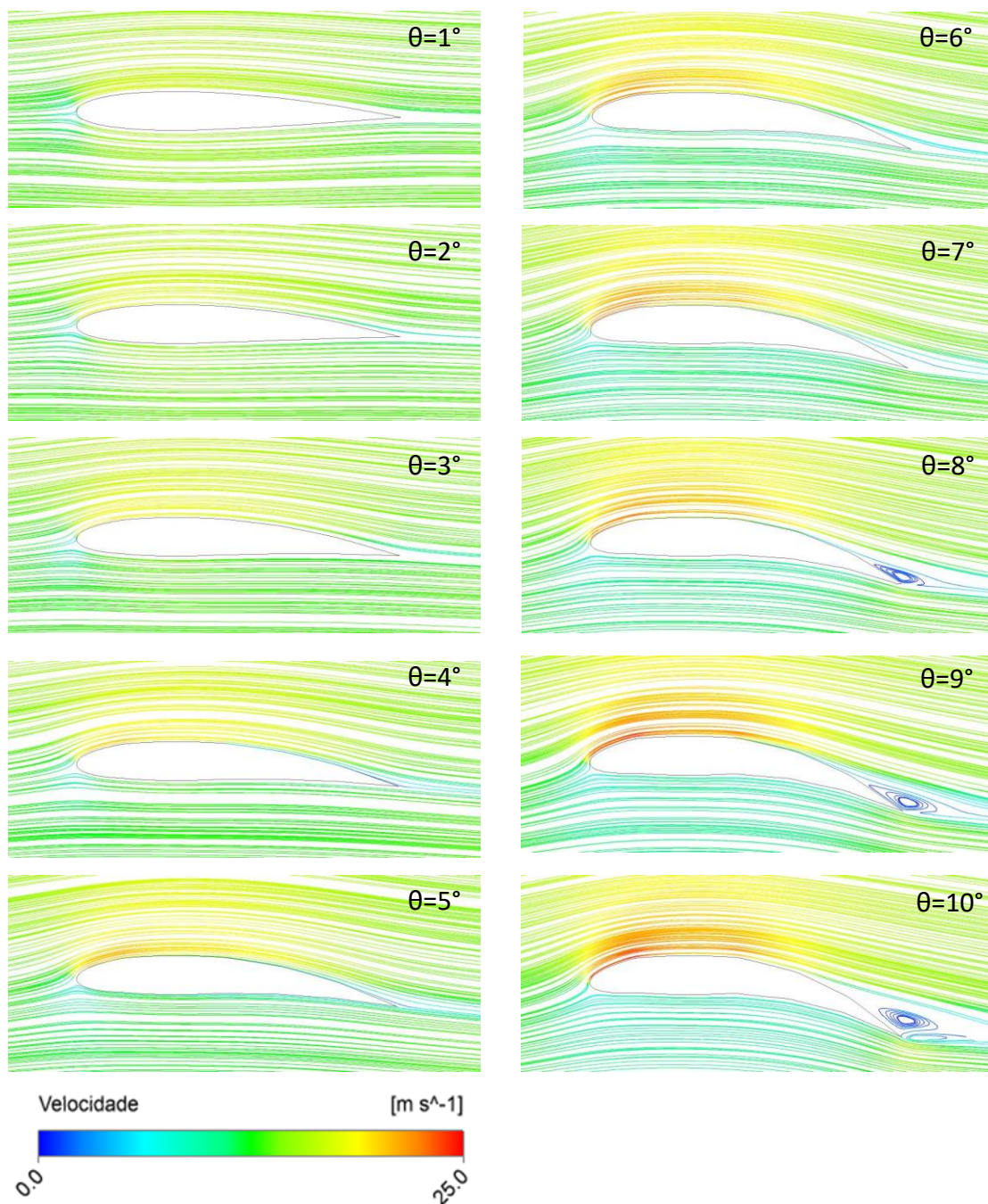


Figura 67. Evolução das linhas de corrente do perfil com a ativação das seções.

Considerando que a ativação das seções em um ângulo de deflexão θ promove um aumento proporcional no ângulo de ataque α (conforme Tab. 4), pode-se comparar o efeito do perfil SMW com um ângulo de atitude nulo em relação ao perfil original NACA 0012 variando o ângulo de ataque.

As curvas dos coeficientes de sustentação podem ser observadas na Figura (68). A ativação do perfil promove um aumento considerável no coeficiente de sustentação em

relação ao perfil desativado para todos os ângulos de deflexão testados atingindo um $C_{Lmax} = 1,54$ para um ângulo $\theta = 10^\circ$. Este aumento do C_L observado no perfil *morphing* é de 120% para $\theta = 1^\circ$ a partir do qual decresce de forma aproximadamente linear até 60% para $\theta=10^\circ$, o qual pode corresponder ao novo ângulo de estol do perfil, uma vez que o C_L variou apenas 0,17% em relação ao observado em $\theta = 9^\circ$. Esta análise da condição de estol do perfil também pode ser observada nas linhas de corrente para $\theta = 10^\circ$, condição na qual a posição em que se observa o descolamento da camada limite está próxima ao limite de estol que corresponde a 60% da corda a partir do bordo de ataque.

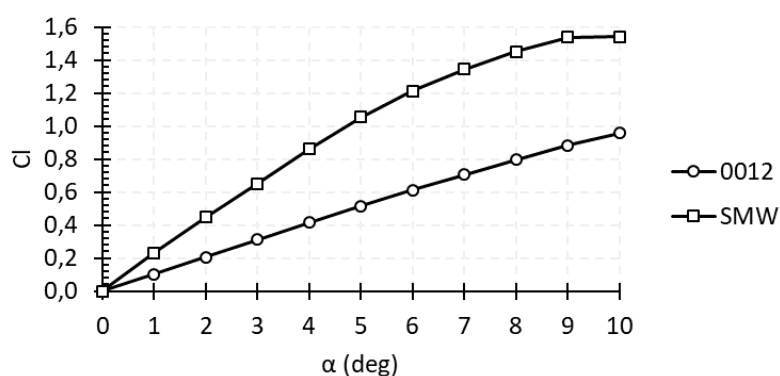


Figura 68. Coeficientes de sustentação dos perfis NACA 0012 e SMW.

Já o comportamento do coeficiente de arrasto (Fig. 69) segue o inverso, é aproximadamente igual para ângulos de ataque menores, no entanto a medida que as seções vão sendo ativadas o arrasto aumenta proporcionalmente de 0 a 100%, para $\theta = 0^\circ$ e $\theta = 10^\circ$, respectivamente.

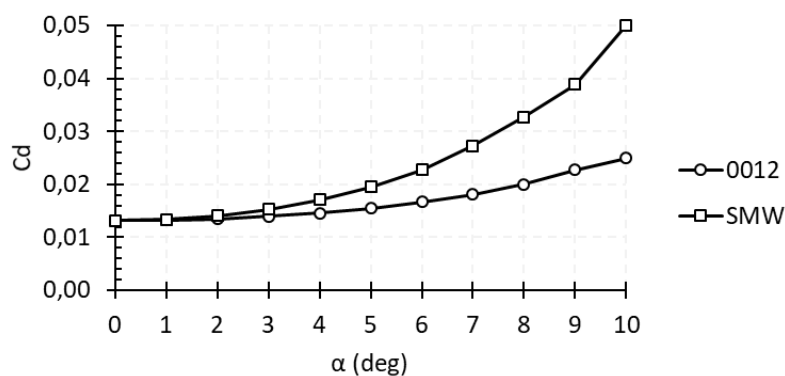


Figura 69. Comparação dos coeficientes de sustentação dos perfis NACA 0012 e SMW.

Apesar de negativo, este resultado já era esperado em função do arqueamento do perfil promover um aumento na diferença de pressão, consequentemente aumentando a sustentação e o arrasto.

Para avaliar a relação entre o aumento do arrasto e da sustentação se utiliza de duas curvas de projeto que relacionam simultaneamente ambos resultados, a primeira trata-se da curva polar de arrasto ($C_L \times C_D$) e a razão sustentação/arrasto.

Geralmente a curva genérica do polar de arrasto em regime de voo subsônico é construída a partir das forças de sustentação em função das forças de arrasto variando o ângulo de atitude, o que gera uma curva polinomial de segunda ordem com concavidade negativa (RODRIGUES, 2013). Para o caso de aeronaves adaptativas, este polar de arrasto pode assumir diversas formas possíveis devido à reconfiguração de forma. No caso analisado, o comportamento da curva polar de arrasto do perfil *morphing* segue o mesmo padrão qualitativo do perfil original dentro do intervalo de deflexão testado, conforme mostra o polar de arrasto da Figura (70). Baseado neste resultado é possível observar que para um mesmo coeficiente de arrasto pode-se obter um coeficiente de sustentação muito superior, ideal para condição de decolagem e voo com aeronaves de carga variável.

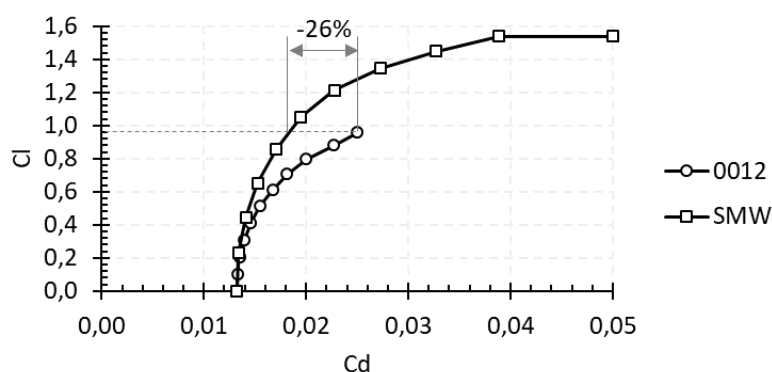


Figura 70. Curvas polar de arrasto do perfil NACA 0012 e SMW.

A performance aerodinâmica também pode ser avaliada por meio da razão da sustentação/arrasto em função do ângulo de ataque. Este resultado pode ser observado na Figura (71).

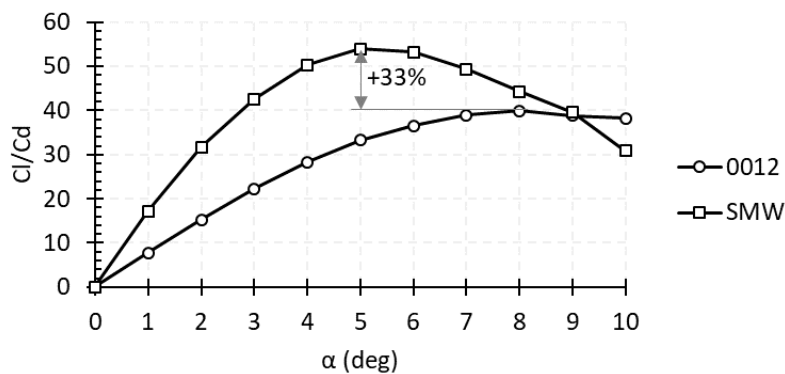


Figura 71. Razão C_L/C_D para os perfis NACA 0012 e SMW

Com base na relação de eficiência da Fig. (71), pode-se concluir que o protótipo *SMArt Morphing Wing* pode aumentar a eficiência aerodinâmica do perfil em 33% com 3° a menos de ângulo de ataque. Observa-se ainda que a eficiência aerodinâmica do perfil tanto aumenta (77%) quanto diminui (85%) mais rápido em relação ao perfil original, mantendo-se mais eficiente até $\theta=9^\circ$, a partir do qual é mais eficiente aumentar reduzir a deflexão e aumentar o ângulo de atitude do perfil até se atingir $\theta=0^\circ$ e ângulo de atitude do perfil igual ao ângulo de ataque do mesmo.

7 CONCLUSÕES

Neste trabalho foi apresentado o desenvolvimento de um protótipo funcional de asa adaptativa acionada por micromolas de liga com memória de forma (LMF), denominado de *SMArt Morphing Wing* devido a sinergia entre *SMA* (ligas com memória de forma) e *Art* (Arte) aplicadas ao projeto.

Em relação ao sistema de acionamento, a proposta de utilizar micromolas de LMF sob EMF termicamente ativado a partir da martensita induzida por tensão, mostrou-se promissora. Utilizando este efeito as micromolas podem gerar até 3,6 N a 200% e 4,7 N a 400%, quando ativadas. Os resultados obtidos podem permitir abrir novos nichos de mercado para estes componentes mecânicos miniaturizados, utilizando um fenômeno pouco explorado na literatura de LMF, que é o EMF obtido a partir da martensita induzida pelo carregamento mecânico.

O mecanismo articulado para reconfiguração de forma apresentou excelentes resultados, tendo em vista que o perfil foi capaz de assumir diversas configurações de perfis diferentes, mudando localmente o arqueamento em função da rotação das seções, quando ativadas. Os testes de acionamento do perfil sem a pele mostraram que a média de deflexão máxima para cada seção foi de 11° resultando em um ângulo de ataque máximo de $11,9^\circ$ ou 19,8% de deflexão em relação a corda, se ativadas todas as seções simultaneamente. Apesar da restrição imposta pela pele o mecanismo conseguiu defletir 5° por seção produzindo uma variação de ângulo de ataque de $4,87^\circ$ e variação do bordo de fuga de 8,43%.

O hardware de acionamento do sistema se mostrou robusto e versátil, uma vez que permitiu a leitura dos ângulos de todas as seções com defasagem no sinal desprezível implementação do controle de forma utilizando um controlador Fuzzy PWM-PID. Destaca-se que este hardware pode ser embarcado na aeronave sem penalidades de peso, permitindo o controle remoto e integração de outros subsistemas para telemetria de toda a aeronave.

Baseado nos resultados do acionamento com controle, pode-se afirmar que o controlador Fuzzy PWM-PID apresentou bons resultados, com erro máximo de $0,4^\circ$ na resposta individual das seções e no ângulo de ataque, já em relação ao arqueamento o

máximo apresentado foi de 0,3%, além de ser um erro razoavelmente aceitável, a condição crítica para a aeronave é o controlador apresentar uma ultrapassagem positiva muito alta podendo gerar uma condição de estol prematura.

A metodologia para parametrização dos perfis utilizando curvas de Bèzier mostraram bons resultados com possibilidade de aplicação em um processo de otimização em tempo real visto que o modelo é simples e apresenta um custo computacional baixo.

A análise aerodinâmica utilizando fluidodinâmica computacional nos modelos obtidos pela reconfiguração geométrica da asa, mostraram que o protótipo é capaz de aumentar a eficiência aerodinâmica máxima em mais de 30% (analisada através da razão C_L/C_D), reduzir o arrasto na seção de asa em até 26% para uma mesma condição de carga bruta (mesmo C_L) sem alterar o ângulo de atitude da aeronave comparados ao perfil base variando o ângulo de atitude para produzir o mesmo ângulo de ataque. O que significa que a aeronave será mais eficiente em diferentes condições de voo e de carga.

Ressalta-se que o *SMArt Morphing Wing* é um dos poucos projetos, frente a literatura, que combina atuadores de LMF na forma de mola, prototipagem rápida por impressão 3D, pele deformável, dentre outras características, em um protótipo de asa com arqueamento variável sem descontinuidades no perfil aerodinâmico.

Seguindo o conceito de plataforma demonstradora tecnológica aeronáutica, este trabalho se encontra em nível de maturidade tecnológica TRL 4, sendo o protótipo *SMArt Morphing Wing*, uma prova de conceito com potencial a ser aperfeiçoado em outros níveis.

8 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Aplicar algoritmos de otimização para obter combinações de deflexão que gerem perfis mais eficientes;

Analisar o comportamento aeroelástico do sistema;

Desenvolver o controlador de voo;

Projetar e testar outro mecanismo de pele;

Testar o protótipo em túnel de vento e em voo;

Testar outros controladores incluindo controladores adaptativos;

Analisar a viabilidade técnica para implementar este mecanismos em outros tipos de asa, como em aerogeradores.

REFERÊNCIAS

ABBOTT, I. H.; DOENHOFF, A. E. VON., 1959. **Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil data**. New York: Dover Publication. v. 11.

ABDI, 2014. **Plataformas Demonstradoras Tecnológicas Aeronáuticas Experiências com programas internacionais, modelagem funcional aplicável ao Brasil e importância da sua aplicação para o País**.

ABDULLAH, E. J. et al., 2019. Aerodynamics and structure measurement subsystem for a shape memory alloy actuated adaptive airfoil. **Sensors and Smart Structures Technologies for Civil, Mechanical, and Aerospace Systems**, v. 10970, n. March, p. 40.

ABDULLAH, E. J.; BIL, C.; WATKINS, S., 2010. **Numerical simulation of an adaptive airfoil system using SMA actuators**. In: 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. **Anais...** Orlando, Florida: AIAA, 2010.

ABDULRAHIM, M.; LIND, R., 2006. **Modeling and control of micro air vehicles with biologically-inspired morphing**. In: 2006 American Control Conference. **Anais...** Minneapolis, Minnesota: IEEE, 2006.

AI, Q.; WEAVER, P. M.; AZARPEYVAND, M., 2017. Design and mechanical testing of a variable stiffness morphing trailing edge flap. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 29, n. 4, p. 669–683.

AIRFOILTOLLS. **NACA 4 digits generator**. Disponível em:
<<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0012h-sa>>. Acesso em: 10 jul. 2017.

AJAJ, R. M.; BOURCHAK, M.; FRISWELL, M. I., 2014. **Span Morphing using the GNAT Spar for a Mini-UAV: Designing and Testing**. In: 4th RAeS Aircraft Structural Design Conference. **Anais...** Belfast: KNOVEL, 2014.

ALI, M. I. F.; ABDULLAH, E. J., 2016. Design of automatic rotor blades folding system using NiTi shape memory alloy actuator. **IOP Conference Series: Materials Science and Engineering**, v. 152, n. 012016.

ARENA, M. et al., 2018. Flutter Clearance Investigation of Camber-Morphing Aileron Tailored for a Regional Aircraft. **Journal of Aerospace Engineering**, v. 32, n. 2, p. 04018146.

ASHIR, M. et al., 2019. Development of an adaptive morphing wing based on fiber-reinforced plastics and shape memory alloys. **Journal of Industrial Textiles**.

BARBARINO, S. et al., 2011a. A review of morphing aircraft. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 22, n. 9, p. 823–877.

BARBARINO, S. et al., 2011b. Airfoil Structural Morphing Based on S.M.A. Actuator Series: Numerical and Experimental Studies. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 22, n. 10, p. 987–1004.

BARBARINO, S. et al., 2014. A review on shape memory alloys with applications to morphing aircraft. **Smart Materials and Structures**, v. 23, n. 063001, p. 19.

BARBARINO, S.; AMEDURI, S.; PECORA, R., 2007. **Wing chamber control architectures based on SMA: numerical investigations**. In: International Conference on Smart Materials and Nanotechnology in Engineering. **Anais...** Harbin: SPIE, 2007.

BERG, D. E. et al., 2011. **Design, Fabrication, Assembly and Initial Testing of a SMART Rotor**. In: Proceedings of 29th ASME Wind Energy Symposium (49th AIAA Aerospace Sciences Meeting). **Anais...** Orlando, Florida: AIAA, 2011.

BERTON, B., 2006. **Shape Memory Alloys Application: Trailing Edge Shape Control**. In: Multifunctional Structures / Integration of Sensors and Antennas (pp. 13-1 – 13-16). Meeting Proceedings RTO-MP-AVT-141, Paper 13. **Anais...** Neuilly-sur-Seine, France: RTO, 2006.

BHATTACHARYYA, A.; CONLAN-SMITH, C.; JAMES, K. A., 2017. Topology optimization of a bi-stable airfoil using nonlinear elasticity. In: 18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2017. **Anais...** Denver, Colorado, 2017.

BIL, C.; MASSEY, K.; ABDULLAH, E. J., 2013. Wing morphing control with shape memory alloy actuators. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 24, n. 7, p. 879–898.

BISHAY, P. L. et al., 2019. Development of an SMA-based camber morphing UAV tail core design. **Smart Materials and Structures**, v. 28, n. 7, p. 075024.

BOTEZ, R. M. et al., 2017. **Numerical and Experimental Testing of a Morphing Upper Surface Wing Equipped with Conventional and Morphing Ailerons**. In: 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. **Anais...** Grapevine, Texas: AIAA, 2017.

CAMPANILE, L. F.; SACHAU, D., 2000. The Belt-Rib Concept: A Strucronic Approach to Variable Camber. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 11, n. March, p. 215–224.

CHEN, Y. et al., 2011. Structural design and analysis of morphing skin embedded with pneumatic muscle fibers. **Smart Materials and Structures**, v. 20, n. 085033, p. 8.

CIMINELLO, M. et al., 2014. **Experimental Validation of a Sensorized Ring Based on Optical Fiber for Strain Monitoring of Morphing Structure**. In: 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. **Anais...** Saint Petersburg, 2014.

CRUZ, J.; MILLER, E. J., 2016. **Evaluation of load analysis methods for NASA's GIII adaptive compliant trailing edge project**. In: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. **Anais...** San Diego, California: AIAA, 2016.

D, J. S. R.; S, S. N.; K, D., 2014. Differential resistance feedback control of a self-sensing shape memory alloy actuated system. **ISA Transactions**, v. 53, n. 2, p. 289–297.

DAI, F.; LI, H.; DU, S., 2013. A multi-stable wavy skin based on bi-stable laminates. **Composites Part A: Applied Science and Manufacturing**, v. 45, p. 102–108.

DAYNES, S.; WEAVER, P. M., 2012. Design and testing of a deformable wind turbine blade control surface. **Smart Materials and Structures**, v. 21, n. 105019, p. 10.

DE ABREU, G. L. C. M. et al., 2015. Active angular control of a sectioned airfoil using shape memory alloys and fuzzy controller. **Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering**, v. 37, n. 5, p. 1555–1567.

DE ALMEIDA, T. C.; SANTOS, O. D. S.; OTUBO, J., 2015. Construction of a Morphing Wing Rib Actuated by a NiTi Wire. **Journal of Aerospace Technology and Management**, v. 7, n. 4, p. 454–464.

DIACONU, C. G.; WEAVER, P. M.; MATTIONI, F., 2008. Concepts for morphing airfoil sections using bi-stable laminated composite structures. **Thin-Walled Structures**, v. 46, n. 6, p. 689–701.

DIMINO, I. et al., 2017. Control System Design for a Morphing Wing Trailing Edge. In: ARAUJO A., MOTA SOARES C. (eds) **Smart Structures and Materials**. Computational Methods in Applied Sciences, [s.l.], Springer. v. 43, p. 175–193.

DOEPKE, B.; KIM, D.; PHILEN, M., 2017. Design and demonstration of a flexible matrix composite morphing control surface for air gap control in a Fowler flap. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 28, n. 20, p. 3139–3151.

DONG, Y.; BOMING, Z.; JUN, L., 2008. A changeable aerofoil actuated by shape memory alloy springs. **Materials Science and Engineering: A**, v. 485, n. 1–2, p. 243–250.

DÖNMEZ, B.; ÖZKAN, B., 2011. Design of an antagonistic shape memory alloy actuator for flap type control surfaces. **Active and Passive Smart Structures and Integrated Systems**, v. 7977, p. 79771A-79771A-13.

DRIESEN, J. B. et al., 2018. **Antagonistic shape memory alloy wire as an actuator in a morphing wing**. In: 2018 AIAA/AHS Adaptive Structures Conference. **Anais...** Kissimmee, Florida, AIAA, 2018.

FARIA, C. T., 2010. **Controle da Variação do Arqueamento de um Aerofólio Utilizando Atuadores de Memória de Forma**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Universidade Estadual Paulista, Ilha Solteira, 2010.

FENG, N. et al., 2015. A bio-inspired, active morphing skin for camber morphing structures. **Smart Materials and Structures**, v. 24, n. 035023, p. 7.

FICHERA, S. et al., 2014. **High Bandwidth Morphing Aerofoil**. In: 25nd International Conference on Adaptive Structures and Technologies. **Anais...** Hague, ICAST, 2014.

FINCHAM, J. H. S.-M.; FRISWELL, M. I., 2015. Aerodynamic optimisation of a camber morphing aerofoil. **Aerospace Science and Technology**, v. 43, p. 245-255.

FRISWELL, M. I., 2014. **Morphing aircraft: an improbable dream?** In: Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems. **Anais...** Newport, Rhode Island: ASME, 2014.

FRISWELL, M. I.; INMAN, D. J., 2006. **Morphing concepts for UAVs**. In: 21st Bristol UAV Systems Conference. **Anais...** Bristol, 2016.

FUJIWARA, G. E. C.; NGUYEN, N. T., 2015. **Adaptive aeroelastic wing shape high-lift configurations**. In: 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference. **Anais...** Dallas, Texas: AIAA Aviation, 2015.

FUJIWARA, G. E.; NGUYEN, N. T., 2017. **Aerostructural Design Optimization of a Subsonic Wing with Continuous Morphing Trailing Edge**. In: 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. **Anais...** Denver, Colorado: AIAA Aviation, 2017.

GAMBLE, L. L.; MOOSAVIAN, A.; INMAN, D. J., 2017. **Effects of Speed on Coupled Sweep and Camber in Morphing Wings**. In: 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. **Anais...** Grapevine, Texas: AIAA, 2017.

GAUDENZI, P., 2009. **Smart structures: Physical behaviour, mathematical modelling and applications**. London: Jhon Wiley & Sons, Ltd.

GOLDSTEIN, H.; JR, C. P. P.; SAFKO, J. L., 2001. **Classical Mechanics**. 3ed. ed. San Francisco: Addison Wesley.

GRASSI, E. N. D., 2014. **Comportamento termomecânico de mini molas superelásticas de NiTi: influência de tratamentos térmicos**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal de Campina Grande, Campina Grande, 2014.

GRIGORIE, T. L. et al., 2011a. **An intelligent controller based fuzzy logic techniques for a morphing wing actuation system using shape memory alloy**. In: 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. **Anais...** Denver, Colorado: AIAA, 2011.

GRIGORIE, T. L. et al., 2011b. On-off and proportional-integral controller for a morphing wing. Part 1: Actuation mechanism and control design. **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering**, v. 226, n. 2, p. 131–145.

GRIGORIE, T. L.; BOTEZ, R. M., 2010. New adaptive controller method for SMA hysteresis modelling of a morphing wing. **The Aeronautical Journal**, v. 114, n. 1151, p. 1–13.

GRIGORIE, T. L.; BOTEZ, R. M., 2018. Control techniques for a smart actuated morphing wing model: Design, numerical simulation and experimental validation. In: CONCILIO, A. et al. (Eds.). **Morphing Wing Technologies: Large Commercial Aircraft and Civil Helicopters**. [s.l.] Elsevier Ltd. p. 351–397.

GRIGORIE, T. L.; BOTEZ, R. M.; POPOV, A. V., 2012. Fuzzy Logic Control of a Smart Actuation System in a Morphing Wing. In: IQBAL, S.; BOUMELLA, N.; GARCIA, J. C. F. (Eds.). **Fuzzy Logic Control of a Smart Actuation System in a Morphing Wing**. [s.l.] INTECH Open Access Publisher. p. 1–22.

HAIFENG, P. et al., 2011. **Research on Flexible Honeycomb Structure Design for Morphing Aircraft**. In: International Conference on Electronic & Mechanical Engineering and Information Technology Research. **Anais...** IEEE, 2011.

HASSE, A.; ZUEST, I.; CAMPANILE, L. F., 2011. Modal synthesis of belt-rib structures. **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science**, v. 225, n. 3, p. 722–732.

HEFENG, D. et al., 2014. **Numerical Research on Segmented Flexible Airfoils Considering Fluid-structure Interaction**. 2014 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, APISAT2014. **Anais...** Shanghai: Elsevier Ltd., 2014.

HETRICK, J. A. et al., 2007 **Flight Testing of Mission Adaptive Compliant Wing**. In: 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures Structural Dynamics and Materials SDM Conference. **Anais...** Honolulu, Hawaii: AIAA, 2007.

HUBBARD JR, J. E., 2006. Dynamic Shape Control of a Morphing Airfoil Using Spatially Distributed Transducers. **Journal of guidance, control and dynamics**, v. 29, n. 3, p. 612–616, 2006.

HUNSAKER, D. F.; PHILLIPS, W. F.; JOO, J. J., 2017. **Aerodynamic Shape Optimization of Morphing Wings at Multiple Flight Conditions**. In: 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. **Anais...** Grapevine, Texas: AIAA, 2017.

HUNSAKER, D. F.; REID, J. T.; JOO, J. J., 2019. Geometric Definition and Ideal Aerodynamic Performance of Parabolic Trailing-Edge Flaps. **International Journal of Astronautics and Aeronautical Engineering**, v. 4, n. 1, p. 1–17.

HUTAPEA, P. et al., 2008. Development of a smart wing. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal**, v. 80, n. 4, p. 439–444.

JOO, J. J. et al., 2015. **Variable Camber Compliant Wing - Design**. In: 23rd AIAA/AHS Adaptive Structures Conference. **Anais...** Kissimmee, Florida: AIAA, 2015.

JUTTE, C.; STANFORD, B. K., 2014. **Aeroelastic tailoring of transport aircraft wings: State-of-the-art and potential enabling technologies**. NASA, Hanover: [s.n.]. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20140006404>>. Acesso em: 03 mar. 2015.

KAMALAKANNAN, G. M.; SINGH, G. K.; ANANDA, C. M., 2019. Influence of thermal insulation and wind velocity on the SMA actuator for morphing applications. **Journal of Mechanical Science and Technology**, v. 33, n. 9, p. 4459–4468.

KAMMEGNE, M. J. T. et al., 2015. **Nonlinear control logic for an actuator to morph a wing: Design and experimental validation**. In: IASTED Modelling, Identification and Control Conference. **Anais...** ACTA Pres, 2015.

KAMMEGNE, M. J. T. et al., 2018. New control methodology for a morphing wing demonstrator. **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering**, v. 232, n. 8, p. 1479–1494.

KAMMEGNE, M. J. T.; BOTEZ, R. M., 2019. A new hybrid control methodology for a morphing aircraft wing-tip actuation mechanism. **The Aeronautical Journal**, v. 123, n. 1269, p. 1757–1787.

KANG, W.-R. et al., 2012. Morphing wing mechanism using an SMA wire actuator. **International Journal of Aeronautical and Space Sciences**, v. 13, n. 1, p. 58–63.

KO, J. et al., 2011. Fuzzy PWM-PID control of cocontracting antagonistic shape memory alloy muscle pairs in an artificial finger. **Mechatronics**, v. 21, n. 7, p. 1190–1202.

KO, S.-H.; BAE, J.-S.; RHO, J.-H., 2014. Development of a morphing flap using shape memory alloy actuators: the aerodynamic characteristics of a morphing flap. **Smart Materials and Structures**, v. 23, n. 7, p. 21.

KOREANSCHI, A. et al., 2017. Optimization and design of an aircraft's morphing wing-tip demonstrator for drag reduction at low speeds, Part II - Experimental validation using Infra-

Red transition measurement from Wind Tunnel tests. **Chinese Journal of Aeronautics**, v. 30, n. 1, p. 164–174.

KOTA, S. et al., 2006. **Mission Adaptive Compliant Wing – Design , Fabrication and Flight Test Mission Adaptive Compliant Wing**. In: RTO Applied Vehicle Technology Panel (AVT -168) Symposium. **Anais...** RTO, 2006.

KOTA, S.; FLICK, P.; COLLIER, F., 2016. **Flight testing of the FlexFloil™ adaptive compliant trailing edge**. In: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. **Anais...** San Diego, California: AIAA, 2016.

KUDVA, J. N. et al., 2002. **The DARPA/AFRL/NASA Smart Wing Program - Final Overview**. SPIE 4698, Smart Structures and Materials 2002: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. **Anais...** San Diego, California, 2002.

KUDVA, J. N., 2004. Overview of the DARPA Smart Wing Project. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 15, n. 4, p. 261–267.

KUDVA, J. N.; SANDERS, B.; GARCIA, E., 2001. **Overview of the DARPA / AFRL / NASA Smart Wing Phase 2 Program**. Smart Structures and Materials 2001: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures. **Anais...** Newport Beach, CA: SPIE, 2001.

KUMAR, T. R. S.; BALARAMRAJA, V. S.; SIVAKUMAR, V., 2017. Aerodynamics of Discrete Location Camber Morphing Airfoils in Low Reynolds Number Flows. **Indian Journal of Science and Technology**, v. 10, n. 10, p. 1–13.

LAGOUDAS, D. C., 2008. **Shape memory alloys: Modeling and engineering applications**. New York: Springer.

LEAL, P. B. C.; SAVI, M. A., 2018. Shape memory alloy-based mechanism for aeronautical application: Theory, optimization and experiment. **Aerospace Science and Technology**, v. 76, p. 155–163.

LI, H. et al., 2016. Design and simulative experiment of an innovative trailing edge morphing mechanism driven by artificial muscles embedded in skin. **Smart Materials and Structures**, v. 25, n. 9, p. 095004.

LIMA JUNIOR, L. C., 2013. **Otimização do arqueamento de um aerofólio utilizando ligas com memória de forma**. Trabalho de conclusão de curso (Graduação em Engenharia mecânica) – Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro.

LIMA JUNIOR, L. C. et al., 2013. **Morphing Airfoil: Camber Optimization Using Shape Memory Alloys**. In: 22nd International Congress of Mechanical Engineering. **Anais...** Ribeirão Preto, SP: ABCM, 2013.

LIRA, C.; SCARPA, F.; RAJASEKARAN, R., 2011. A Gradient Cellular Core for Aeroengine Fan Blades Based on Auxetic Configurations. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 22, n. 9, p. 907–917.

LIU, Y.; YANG, C.; SONG, X., 2015. An airfoil parameterization method for the representation and optimization of wind turbine special airfoil. **Journal of Thermal Science**, v. 24, n. 2, p. 99–108.

MABE, J. H.; CALKINS, F. T.; BUTLER, G. W., 2006. **Boeing's variable geometry chevron, morphing aerostructure for jet noise reduction**. In: 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. **Anais...** Newport, Rhode Island: AIAA, 2006.

MACHAIRAS, T. et al., 2018. Robust fluid-structure interaction analysis of an adaptive airfoil using shape memory alloy actuators. **Smart Materials and Structures**, v. 27, n. 10, p. 105035.

MACHAIRAS, T. T. et al., 2019. Effect of shape memory alloy actuator geometric non-linearity and thermomechanical coupling on the response of morphing structures. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 30, n. 14, p. 2166–2185.

MADSEN, H. A. et al., 2010. **Towards an industrial manufactured morphing trailing edge flap system for wind turbines**. European Wind Energy Conference & Exhibition 2014. **Anais...** Barcelona: EWEA, 2010.

MAESTÁ, M. F., 2012. **Controle Nebuloso Aplicado em Asas Adaptativas Utilizando Ligas de Memória de Forma**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Universidade Estadual Paulista, Ilha Solteira.

MAESTÁ, M. F., 2016. **Controle Angular Ativo de um Aerofólio Adaptativo Utilizando Fios de Ligas de Memória de Forma**. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) - Universidade Estadual Paulista, Ilha Solteira.

MALLADI, V. V. N. S.; TARAZAGA, P. A., 2015. ANFIS Driven Strain Control of Thin-Shape Memory Alloy Wires Using Seebeck Voltage of a Shape Memory Alloy–Constantan Thermocouple. **Journal of Vibration and Acoustics**, v. 137, n. 1, p. 011008–1.

MANI, R.; LAGOUDAS, D. C.; REDINIOTIS, O. K., 2008. Active skin for turbulent drag reduction. **Smart Materials and Structures**, v. 17, n. 3, p. 035004.

MANZO, J. et al., 2004. Adaptive structural systems and compliant skin technology of morphing aircraft structures. In: Smart Structures and Materials 2004: Smart Structures and Integrated Systems. **Anais...** San Diego, California: SPIE, 2004.

MANZO, J.; GARCIA, E., 2010. Demonstration of an in situ morphing hyperelliptical cambered span wing mechanism. **Smart Materials and Structures**, v. 19, n. 025012, p. 11.

MARTINEZ, J. M. et al., 2017. **Design, Analysis and Experimental Testing of a Morphing Wing**. In: 25th AIAA/AHS Adaptive Structures Conference. **Anais...** Grapevine, Texas: AIAA, 2017.

MARZOCCA, P. **The NACA Airfoil Series**. Clarkson University.

MEDEIROS, R. R., 2011. **Projeto, construção e testes de um modelo de asa de perfil variável**. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Mecânica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

MEGUID, S. A.; SU, Y.; WANG, Y., 2017. Complete morphing wing design using flexible-rib system. **International Journal of Mechanics and Materials in Design**, v. 13, n. 1, p. 159–171.

MILLER, E. J. et al., 2015. **Approach for structurally clearing an adaptive compliant trailing edge flap for flight**. In: Society of Flight Test Engineers International Annual Symposium, 46th. **Anais...** Lancaster, California, 2015.

MILLER, T. F.; GANDHI, F. S.; RUFINO, R. J., 2014. Morphing hull concept for underwater vehicles. **Ocean Engineering**, v. 92, p. 92–102.

MONNER, H. P., 2001. Realization of an optimized wing camber by using form variable flap structures. **Aerospace Science and Technology**, v. 5, p. 445–455.

MONNER, H. P. et al., 2016. **Smart Structures: Recent Developments within Aeronautics Applications (Invited Review)**. In: 15th International Conference on New Actuators. **Anais...** Bremen, 2016.

MONNER, H. P.; HANSELKAA, H.; BREITBACHA, E., 1998. **Development and design of flexible Fowler flaps for an adaptive wing**. In: 5th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials. **Anais...** San Diego, California: SPIE, 1998.

MONNER, H. P.; WIERACH, P., 2005. **Overview of smart-structures technology at the German Aerospace Center**. Bristol.

MURUGAN, S.; FRISWELL, M. I., 2013. Morphing wing flexible skins with curvilinear fiber composites. **Composite Structures**, v. 99, p. 69–75.

NESPOLI, A. et al., 2010. The high potential of shape memory alloys in developing miniature mechanical devices: A review on shape memory alloy mini-actuators. **Sensors and Actuators, A: Physical**, v. 158, n. 1, p. 149–160.

NG, W. T. et al., 2017. Shape memory alloy resistance behaviour at high altitude for feedback control. **IOP Conference Series: Materials Science and Engineering**, v. 270, n. 1, p. 012030

NOBLEHEART, W. G.; NGUYEN, N. T., 2017. **Optimal Decentralized Controller with Output Feedback Design for an Elastically Shaped Aircraft Concept**. IN: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. **Anais...** Grapevine, Texas: AIAA, 2017.

NOVIELLO, M. C. et al., 2017. **Experimental shape reconstruction of a morphing wing trailing edge in simulated operative conditions**. In: 2017 8th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering, ICMAE 2017. **Anais...** Prague: IEEE, 2017.

OKTAY, T.; SULTAN, C., 2014. Flight Control Energy Saving via Helicopter Rotor Active Morphing. **Journal of Aircraft**, v. 51, n. 6, p. 1784–1804.

OLYMPIO, K. R.; GANDHI, F., 2010. Flexible Skins for Morphing Aircraft Using Cellular Honeycomb Cores. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 21, n. 17, p. 1719–1735.

OTSUKA, K.; WAYMAN, C. M., 1998. **Shape Memory Materials**. First ed. Cambridge: Cambridge University Pres.

PANKONIEN, A. M. et al., 2016. **Synergistic Smart Morphing Alleron: Capabilites Identification**. In: 24th AIAA/AHS Adaptive Structures Conference. **Anais...** San Diego, California: AIAA, 2016.

PICCIRILLO, V.; GÓES, L. C. S.; BALTHAZAR, J. M., 2011. **Aeroelastic dynamical response and control of an airfoil section with shape memory alloy (SMA)**. In: 21st Brazilian Congress of Mechanical Engineering. **Anais...** Natal, Rio Grande do Norte: ABCM, 2011.

PREVITALI, F. et al., 2016. Design and experimental characterisation of a morphing wing with enhanced corrugated skin. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 27, n. 2, p. 278–292.

PUTERBAUGH, M.; BEYENE, A., 2011. Parametric dependence of a morphing wind turbine blade on material elasticity. **Energy**, v. 36, n. 1, p. 466–474.

QIU, J. et al., 2014. Smart Skin and Actuators for Morphing Structures. **Procedia IUTAM**, v. 10, p. 427–441.

QUINTANILLA, A. L., 2016. **Development of a Fast Shape Memory Alloy Based Actuator for Morphing Airfoils**. Thesis (Doctorate in Aerospace Engineering) - Delft University of Technology, 2016.

RADESTOCK, M. et al., 2016. **Deformation measurement in the wind tunnel for an UAV leading edge with a morphing mechanism**. In: 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2016. **Anais...** Deajeon, 2016.

REICH, G.; SANDERS, B., 2007. Introduction to morphing aircraft research. **Journal of Aircraft**, v. 44, n. 4, p. 1059.

REIS, R. P. B. DOS et al., 2019. Methodology for the estimation of material damping as applied to superelastic shape memory alloy mini-springs. **Materials & Design**, v. 161, p. 124–135.

RIM, M. et al., 2014. Development of a shape memory alloy wire actuator to operate a morphing wing. **Journal of Theoretical and Applied Mechanics**, v. 52, n. 2, p. 519–531.

RODRIGUES, L. E. M. J., 2013. **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica**. 1a ed. São Paulo: Cengage Learning.

ROH, J.-H.; KIM, K.-S.; LEE, I., 2009. Shape Adaptive Airfoil Actuated by a Shape Memory Alloy and its Aerodynamic Characteristics. **Mechanics of Advanced Materials and Structures**, v. 16, n. 3, p. 260–274.

SADEGHI, S. A. M. M. et al., 2019. Experimental Hysteresis Identification and Micro-position Control of a Shape-Memory-Alloy Rod Actuator. **International Journal of Engineering**, v. 32, n. 1, p. 71–77.

SALES, T. D. P.; RADE, D. A., 2014. **Uma revisão sobre a tecnologia de aeronaves de geometria adaptativa**. In: Simpósio do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica. **Anais...** Uberlândia, 2014.

SALES, T. P., 2017. **Simultaneous use of shape memory alloys and permanent magnets in multistable smart structures for morphing aircraft applications**. Thesis (Doctorate in Mechanical Engineering) - Federal University of Uberlândia, Uberlândia, 2017.

SANDERS, B.; COWAN, D.; SCHERER, L., 2004. Aerodynamic Performance of the Smart Wing Control Effectors. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 15, n. 4, p. 293–303.

SCHORSCH, O. et al., 2015. **Polymer based morphing skin for adaptive wings**. In: 7th ECCOMAS Thematic Conference on Smart Structures and Materials. **Anais...** Ponta Delgada, Azores: IDMEC, 2015.

SIDDALL, R.; ORTEGA ANCEL, A.; KOVAČ, M., 2017. Wind and water tunnel testing of a morphing aquatic micro air vehicle. **Interface Focus**, v. 7, n. 1, p. 20160085.

SILVA, P. C. S. et al., 2014. **Simulação numérica do comportamento superelástico de mini molas de NiTi usando o ANSYS**. In: VIII Congresso Nacional de Engenharia Mecânica. **Anais...** Uberlândia: ABCM, 2014.

SOBRINHO, J. M. B. et al., 2019. Experimental and numerical analyses of a rotary motor using shape memory alloy mini springs. **Sensors and Actuators A: Physical**, p. 111823.

SODJA, J.; WERTER, N.; DE BREUKER, R., 2018. **Design of a flying demonstrator wing for manoeuvre load alleviation with cruise shape constraint**. In: 2018

AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. **Anais...** Kissimmee, Florida: AIAA, 2018.

SOFLA, A. Y. N. et al., 2010. Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges. **Materials & Design**, v. 31, n. 3, p. 1284–1292.

SOFLA, A. Y. N.; ELZEY, D. M.; WADLEY, H. N. G., 2004. **An Antagonistic Flexural Unit Cell for Design of Shape Morphing Structures**. In: ASME 2004 International Mechanical Engineering Congress and Exposition. **Anais...** Anaheim, California: ASME, 2010.

SON, N. N.; ANH, H. P. H., 2015. Adaptive displacement online control of shape memory alloys actuator based on neural networks and hybrid differential evolution algorithm. **Neurocomputing**, v. 166, p. 464–474.

SONG, D. et al., 2015. Experimental observations on uniaxial whole-life transformation ratchetting and low-cycle stress fatigue of super-elastic NiTi shape memory alloy micro-tubes. **Smart Materials and Structures**, v. 24, n. 075004, p. 10.

SONG, G.; MA, N., 2007. Robust control of a shape memory alloy wire actuated flap. **Smart Materials and Structures**, v. 16, p. N51–N57.

SOUSA, G. L. C. DE et al., 2018. **Airfoil Thickness Effects on Morphing Wings**. In: 2018 AIAA/AHS Adaptive Structures Conference. **Anais...** Kissimmee, Florida: AIAA, 2018.

SREEKANTH, M.; MATHEW, A. T.; VIJAYAKUMAR, R., 2018. A novel model-based approach for resistance estimation using rise time and sensorless position control of sub-millimetre shape memory alloy helical spring actuator. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 29, n. 6, p. 1050–1064.

STEFFEN, V.; RADE, D. A., 2004. **Fundamentos e aplicações de materiais inteligentes**. In: 3º Congresso Temático de Dinâmica e Controle da SBMAC. **Anais...** Ilha Solteira: SBMAC, 2004.

STRELEC, J. K. et al., 2003. Design and Implementation of a Shape Memory Alloy Actuated Reconfigurable Airfoil. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 14, n. 4–5, p. 257–273.

SUN, J.; LIU, Y.; LENG, J., 2015. Mechanical properties of shape memory polymer composites enhanced by elastic fibers and their application in variable stiffness morphing skins. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 26, n. 15, p. 2020–2027.

THILL, C. et al., 2008. Morphing skins. **The Aeronautical Journal**, v. 112, n. 1129, p. 117–139.

THILL, C. et al., 2010. Composite corrugated structures for morphing wing skin applications. **Smart Materials and Structures**, v. 19, n. 12, p. 124009.

TOMIĆ, M. C. et al., 2018. Measurement of morphing wing deflection by a cross-coherence fiber optic interferometric technique. **Smart Materials and Structures**, v. 27, n. 1, p. 015017.

TONDJI, Y.; BOTEZ, R. M., 2017. Semi-empirical estimation and experimental method for determining inertial properties of the Unmanned Aerial System – UAS-S4 of Hydra Technologies. **The Aeronautical Journal**, v. 121, n. 1245, p. 1648–1682.

TSIANTAS, T. et al., 2016. Assessment of fatigue load alleviation potential through blade trailing edge morphing. **Journal of Physics: Conference Series**, v. 753, n. 4, p. 042020.

VASISTA, S. et al., 2019. **Manufacture and Testing of a Large-displacement Droop-Nose Morphing Wing Leading Edge**. In: AIAA Scitech 2019 Forum. **Anais...** San Diego, California: AIAA, 2019.

VASISTA, S.; TONG, L.; WONG, K. C., 2012. Realization of Morphing Wings: A Multidisciplinary Challenge. **Journal of Aircraft**, v. 49, n. 1, p. 11–28.

VUCINA, D.; LOZINA, Z.; PEHNEC, I., 2012. Computational procedure for optimum shape design based on chained Bezier surfaces parameterization. **Engineering Applications of Artificial Intelligence**, v. 25, n. 3, p. 648–667.

WANG, Q.; XU, Z.; ZHU, Q., 2013. Structural design of morphing trailing edge actuated by SMA. **Frontiers of Mechanical Engineering**, v. 8, n. 3, p. 268–275.

WANG, Y., 2015. **Development of Flexible-Rib Morphing Wing System**. Thesis (Master of Applied Science) - University of Toronto, Toronto, 2015.

WHELAN, D., 2008. **Impact of Technology Readiness Levels on Aerospace R&D**.

WIGGINS, L. et al., 2004. **A Design and Analysis of a Morphing Hyper-Elliptic Cambered Span (HECS) Wing**. In: 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. **Anais...** Reston, Virginia: AIAA, 2004.

WOODS, B. K.; BILGEN, O.; FRISWELL, M. I., 2014. Wind tunnel testing of the fish bone active camber morphing concept. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, v. 25, n. 7, p. 772–785.

WOODS, B. K. S.; FINCHAM, J. H. S.-M.; FRISWELL, M. I., 2014. **Aerodynamic Modelling of the Fish Bone Active Camber Morphing Concept**. RAeS Applied Aerodynamics Conference. **Anais...** Bristol: 2014.

WOODS, B. K. S.; FRISWELL, M. I., 2012. **Preliminary Investigation of a Fishbone Active Camber Concept**. Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems. **Anais...** Stone Mountain, Georgia: ASME, 2012.

WOODS, B. K. S.; FRISWELL, M. I.; WERELEY, N. M., 2014. Advanced Kinematic Tailoring for Morphing Aircraft Actuation. **AIAA Journal**, v. 52, n. 4, p. 788–798.

WU, Z. et al., 2017. Robust Adaptive Neural Control of Morphing Aircraft with Prescribed Performance. **Mathematical Problems in Engineering**, v. 2017, p. 1–16.

WU, Z.; LU, J.; SHI, J., 2017. **Adaptive neural dynamic surface control of morphing aircraft with input constraints**. In: 2017 29th Chinese Control and Decision Conference (CCDC). **Anais...** Chongqing: IEEE, 2017.

YANG, F. et al., 2018. Aerodynamic optimization method based on Bezier curve and radial basis function. **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering**, v. 232, n. 3, p. 459–471.

YIN, W., 2010. Stiffness requirement of flexible skin for variable trailing-edge camber wing. **Science China Technological Sciences**, v. 53, n. 4, p. 1077–1081.

ZHANG, S.; MCCORMICK, P. G., 2000. Thermodynamic analysis of shape memory phenomena - I. Effect of transformation plasticity on elastic strain energy. **Acta Materialia**, v. 48, n. 12, p. 3081–3089.

ZHAO, A. et al., 2019. Structural design and verification of an innovative whole adaptive variable camber wing. **Aerospace Science and Technology**, v. 89, p. 11–18.

ZHU, W. J. et al., 2017. Verification of a novel innovative blade root design for wind turbines using a hybrid numerical method. **Energy**, v. 141, p. 1661–1670.