

UNIVERSIDADE FEDERAL DE CAMPINA GRANDE  
CENTRO DE CIÊNCIAS E TECNOLOGIA  
PROGRAMA DE PÓS GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

ANGELO EMILIAVACA

*SMart MORPHING WING*: UM PROTÓTIPO DE ASA ADAPTATIVA ACIONADA  
POR MICROMOLAS DE LIGA COM MEMÓRIA DE FORMA

CAMPINA GRANDE - PB

2016

ANGELO EMILIAVACA

*SMart MORPHING WING*: UM PROTÓTIPO DE ASA ADAPTATIVA ACIONADA  
POR MICROMOLAS DE LIGA COM MEMÓRIA DE FORMA

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Campina Grande como requisito parcial à obtenção do título de MESTRE EM ENGENHARIA MECÂNICA.

Orientador: Prof. Dr. Carlos José de Araújo.  
Agencia financiadora: CAPES/CNPq

CAMPINA GRANDE - PB

2016

FICHA CATALOGRÁFICA ELABORADA PELA BIBLIOTECA CENTRAL DA UFCG

- E53s      Emiliavaca, Angelo.  
            SMARt MORPHING WING : um protótipo de asa adaptativa acionada por micromolas de liga com memória de forma / Angelo Emiliavaca. - Campina Grande, 2016.  
            106 f. : il. color.
- Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal de Campina Grande, Centro de Ciências e Tecnologia, 2016.  
            "Orientação: Prof. Dr. Carlos José de Araújo".  
            Referências.
1. Asa Adaptativa. 2. Asa Inteligente. 3. Estruturas Inteligentes. 4. Atuadores de Liga com Memória de Forma. 5. Micromolas. I. Araújo, Carlos José de. II.Título.

CDU 621(043)

“SMArt MORPHING WING: UM PROTÓTIPO DE ASA ADAPTATIVA ACIONADA  
POR MICRO MOLAS DE LIGA COM MEMÓRIA DE FORMA”.

**ANGELO EMILIAVACA**

Dissertação Aprovada em 04/02/2016 pela Banca Examinadora constituída dos seguintes  
membros:



---

**Dr. Carlos José de Araújo**

Orientador

PPGEM/UAEM/CCT/UFCG



---

**Dr. Cícero da Rocha Souto**

Examinador Externo

DEE/CEAR/UFPB



---

**Dr. Domingos Alves Rade**

Examinador Externo

ITA

“Uma vez que você tenha experimentado voar, você andar  pela terra com os seus olhos voltados para o céu, pois l  você esteve e para lá desejar  voltar”  
(Leonardo Da Vinci)

## AGRADECIMENTOS

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

Aos meus pais, Marcio José Emiliavaca e Luciene Figueiredo Duarte Emiliavaca (*in memoriam*), meus irmãos, Augusto Figueiredo Emiliavaca e Raisal Figueiredo Emiliavaca, a minha noiva, Samira de Azevedo Santos, pelo apoio incondicional e compreensão nos momentos de sacrifício;

Ao meu orientador, Prof. Dr. Carlos José de Araújo, pela parceria, confiança e credibilidade a mim direcionada neste e demais trabalhos ao longo da minha vida acadêmica.

Aos professores que me auxiliaram no desenvolvimento deste trabalho, em especial aos professores Cicero da Rocha Souto e João Baptista da Costa Agra, que direta ou indiretamente compartilharam de suas sabedorias e experiências;

Aos meus amigos pela confiança e apoio, em especial a André Fellipe Cavalcante Silva, Antônio Cláudio Cavalcanti Holanda, Diego David Silva Diniz, Maurílio Beltrão D'Albuquerque Cavalcanti, Paulo Cesar Sales Silva e Rômulo Pierre Batista dos Reis, pela contribuição direta no desenvolvimento deste trabalho.

Aos colaboradores, Thiago de Paula Sales e Domingos Alves Rade (Universidade Federal de Uberlândia), pelo auxílio prestado durante este trabalho.

Aos Laboratórios: Laboratório Multidisciplinar de Materiais e Estruturas Ativas (LaMMEA/UAEM/CCT/UFCG), pela infraestrutura na qual este trabalho foi desenvolvido; Laboratório de Sistema e Estruturas Ativas (LaSEA), pelo apoio na parte de eletrônica.

Ao Laboratório de Hidráulica (LH/DECA/CT/UFPB, pelo túnel de vento.

Ao CNPq pelo financiamento dos projetos INCT de Estruturas Inteligentes em Engenharia (Processo no 574001/2008-5), Casadinho UFCG-UFRJ-ITA (Processo no 552199/2011-7) e Universal 14/2011 (Processo no 472771/2011-6), dentro dos quais este trabalho está inserido.

A CAPES pela bolsa de mestrado.

## RESUMO

O desenvolvimento da indústria aeronáutica tem provocado alterações significativas nos conceitos atualmente aplicados em aeronaves, sejam elas para fins civis ou militares. Estas mudanças são, em parte, consequência da conscientização ambiental que tem pressionado as indústrias a produzirem aeronaves mais eficientes e menos poluidoras para continuarem competitivas. 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 a 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 da curvatura 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). O protótipo desenvolvido, denominado de *SMArt Morphing Wing*, teve sua estrutura mecânica construída em polímero ABS por impressão 3D e um sistema de “pele” de recobrimento feito em chapa fina de acetato. O protótipo foi testado em vazio e sob carregamento aerodinâmico em túnel de vento, para avaliar a influência da pele e a resposta dos atuadores de LMF sob carga. Nos testes em vazio foram avaliadas as deflexões angulares máximas do protótipo com e sem pele, enquanto que nos testes sob carregamento aerodinâmico entre 6 m/s e 14 m/s, foram avaliadas as deflexões máximas e as forças de arrasto e de sustentação. Adicionalmente, usando a ferramenta computacional ANSYS® CFD, foram feitas análises teóricas do comportamento aerodinâmico do protótipo na condição mais crítica de deflexão e velocidade. A comparação entre os resultados numéricos e experimentais obtidos em túnel de vento revelaram uma boa concordância, confirmando a eficiência do protótipo desenvolvido.

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

## ABSTRACT

The development of the aeronautic industry has caused significant changes in concepts currently applied in aircraft either for civil or military purposes. These changes are partly due to environmental awareness that has pushed the industry to produce more efficient and less polluting aircraft to remain competitive. The result of these changes on design and construction of aircraft is the incessant search for concepts that increase the efficiency of aircraft in a broader flight range without impacting on the safety and reliability of these systems. In this context arises the concept of adaptive aircraft, which are able to adapt to the flow of aerodynamic changes without compromising flight safety. One of the concepts of morphing aircraft is the morphing wing, with the possibility of variation airfoil camber, which is used in this work. These structures have some limitations that need to be developed as the actuation system, control system and structural mechanics associated with the shape change. Based on these aspects, this work describes the development of a new concept of adaptive wing, driven by shape memory alloy (SMA) micro coil springs like actuator. The prototype, called SMArt Morphing Wing, had its mechanical structure built in ABS polymer for 3D printing and a system of "skin" made of thin sheet of acetate. The prototype was tested unloaded and under aerodynamic loading on the wind tunnel, to evaluate the influence of the skin and the response of SMA actuators under load. In the no load tests were evaluated the maximum angular deflection of the prototype with and without skin, whereas in tests under aerodynamic loading between 6m/s and 14m/s, the maximum deflection, drag and lift forces were evaluated. Additionally, using the computational tool ANSYS® CFD, theoretical analyses of the aerodynamic behavior of the prototype in the most critical condition deflection and speed they were made. The comparison between the numerical and experimental results obtained in wind tunnel showed good agreement, confirming the efficiency of the developed prototype.

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



# SUMÁRIO

<b>1 INTRODUÇÃO</b> .....	14
<b>2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA</b> .....	18
2.1 BREVE HISTÓRICO .....	18
2.2 CONCEITOS E CLASSIFICAÇÕES DE AERONAVES ADAPTATIVAS .....	20
2.3 ATUADORES DE LIGAS COM MEMÓRIA DE FORMA (LMF) .....	26
2.4 PESQUISAS EM AERONAVES COM ASAS DE GEOMETRIA ADAPTATIVA .....	34
<b>3 MATERIAIS E MÉTODOS</b> .....	47
3.1 DEFINIÇÃO DO MECANISMO DE MUDANÇA DE FORMA DA SEMIASA .....	47
3.2 CONCEPÇÃO DO PROTÓTIPO .....	50
3.3 SISTEMA DE ACIONAMENTO VIA MICROMOLAS DE LMF .....	54
3.4 INSTRUMENTAÇÃO PARA TESTES DO PROTÓTIPO .....	58
<b>3.4.1 Instrumentação do protótipo</b> .....	58
<b>3.4.2 Testes em túnel de vento</b> .....	61
3.5 PROCESSO DE OBTENÇÃO DO PERFIL AERODINÂMICO .....	64
3.6 MODELAGEM AERODINÂMICA .....	66
<b>4 RESULTADOS E DISCUSSÕES</b> .....	69
4.1 CARACTERIZAÇÃO TERMOMECÂNICA DAS MICROMOLAS DE LMF NiTi .....	69
4.2 TESTES DE ACIONAMENTO DO PROTÓTIPO EM VAZIO .....	75
4.3 TESTES DE ACIONAMENTO DO PROTÓTIPO SOB CARREGAMENTO AERODINÂMICO .....	82
4.4 ANÁLISE AERODINÂMICA .....	91
<b>6 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS</b> .....	100
<b>REFERÊNCIAS</b> .....	101

## INDICE DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1. Classificação das adaptações de acordo com a reconfiguração geométrica das asas. ....	22
Figura 2. Ilustração da evolução da fração volumétrica de martensita em função da temperatura em LMF.....	28
Figura 3. Ciclo termomecânico tensão – deformação – temperatura correspondente ao efeito de memória de forma em LMF.....	29
Figura 4. Comportamento tensão – deformação correspondente ao efeito superelástico em LMF.....	30
Figura 5. Diagrama esquemático do EMF criado a partir da reversão da martensita induzida por tensão.....	32
Figura 6. Número de artigos e patentes envolvendo LMF, por agrupamento em anos. ....	33
Figura 7. Publicações e patentes envolvendo LMF desde janeiro de 1990 até 2013. (a) Patentes registradas nos Estados Unidos. (b) Artigos publicados. ....	33
Figura 8. Histórico de protótipos de asa fixa com tecnologias adaptativas. ....	35
Figura 9. Flap com bordo de fuga variável instalado em uma aeronave GIII defletido em 20°. ....	38
Figura 10. Conceito de nervura tipo finger. ....	39
Figura 11. Conceito de nervura tipo belt-rib. ....	40
Figura 12. Protótipo apresentado por Kang et al. (2012). (a) Sem ativação; (b) Com ativação. ....	41
Figura 13. Protótipo de asa inteligente apresentado por Hutapea et al. (2008). ....	41
Figura 14. Protótipo de asa adaptativa desenvolvida por Strelec et al. (2003) ....	42
Figura 15. Protótipo de nervura desenvolvido na UNESP de Ilha Solteira.....	44
Figura 16. Protótipo de nervura desenvolvido no ITA.....	45
Figura 17. Conceito de aerofólio adaptativo sugerido por Lima Junior (2013). ....	46
Figura 18. Representação da matriz de decisão para projetos de reconfigurações de forma em asas. ....	48
Figura 19. Conceito de nervura flexível articulada definido para o protótipo SMArt Morphing Wing. (a) Sem deflexão. (b) Defletida $\theta = 5^\circ$ em cada seção. (c) Defletida $\theta = 10^\circ$ . (d) Defletida $\theta = 15^\circ$ .....	49

Figura 20. Nervura flexível da asa seccionada.....	51
Figura 21. Protótipo virtual da estrutura da seção adaptativa da asa. ....	51
Figura 22. Estrutura interna da asa flexível.....	52
Figura 23. Protótipo da asa recoberto com a pele transparente de acetato.....	53
Figura 24. Detalhes de funcionamento do sistema da pele. ....	54
Figura 25. Micro mola de LMF NiTi empregada como atuador no protótipo desenvolvido. ....	55
Figura 26. Configuração geométrica da micro mola de LMF em diferentes condições. (a) Sem carga e à temperatura ambiente. (b) Com carga e à temperatura ambiente. (c) Com carga e aquecimento. ....	56
Figura 27. Curva de tração com subsequente descarregamento em uma micromola de LMF NiTi. ....	57
Figura 28. Sistema de acionamento dos perfis. (a) Deflexão do perfil por ativação dos atuadores do intradorso; (a) Retorno do perfil por ativação dos atuadores do extradorso.....	57
Figura 29. Diagrama de acionamento e instrumentação do protótipo.....	59
Figura 30. Resposta em tensão do acelerômetro ADXL 202JQC.....	60
Figura 31. Curva de aferição dos sensores ADXL instalados no protótipo para posicionamento angular. ....	61
Figura 32. Túnel de vento Plint and Parteners LTD.....	62
Figura 33. Imagem lateral da balança aerodinâmica montada na seção de teste para avaliar sustentação e arrasto durante os testes do protótipo em túnel de vento.....	62
Figura 34. Calibração da viga instrumentada para estimativa da força de arrasto no protótipo. ....	63
Figura 35. Detalhes da balança para medição da força de sustentação no protótipo. ....	64
Figura 36. Tratamento de imagem para extração do perfil do protótipo. ....	66
Figura 37. Geometria do volume de controle para modelagem aerodinâmica do protótipo.....	67
Figura 38. Detalhes da malha desde a partição do volume de controle. ....	68
Figura 39. Temperaturas de transformação das micromolas obtidas do ensaio de DSC. ....	69
Figura 40. Resistência elétrica em função da temperatura para as micromolas de NiTi submetidas a diferentes níveis de deformação constante.....	70

Figura 41. Temperaturas de transformação de fase das micromolas de LMF NiTi em função da deformação. ....	71
Figura 42. Comportamento em temperatura da micromola ativada por um pulso de corrente de 400mA.....	72
Figura 43. Comportamento termomecânico de uma micro mola de LMF NiTi em ensaios de geração de força. ....	73
Figura 44. Comportamento mecânico de geração de força de uma micro mola NiTi ao longo da vida útil e na condição de aplicação no protótipo.....	74
Figura 45. Deflexão da seção 3 do protótipo em relação a temperatura dos atuadores. (a) Excitação aplicada; (b) Resposta do sistema. ....	76
Figura 46. Deflexão relativa das seções do protótipo sem a pele, ativadas individualmente. ....	77
Figura 47. Deflexão relativa das seções do protótipo sem a pele, ativadas de forma combinada. ....	78
Figura 48. Deflexão total do protótipo sem a pele. ....	78
Figura 49. Deflexão relativa das seções do protótipo com a pele, ativadas individualmente. ....	79
Figura 50. Deflexão relativa das seções do protótipo com a pele, ativadas de forma combinada. ....	80
Figura 51. Deflexões relativas das seções do protótipo com e sem pele, ativando todas as seções simultaneamente. ....	80
Figura 52. Deflexão total absoluta do protótipo com a pele. ....	81
Figura 53. Perfis da asa para cada instante de tempo ativando todas as seções simultaneamente.....	82
Figura 54. Deflexão relativa das seções do protótipo sob velocidade de 6m/s. ....	83
Figura 55. Deflexão relativa das seções do protótipo sob velocidade de 14m/s. ....	84
Figura 56. Deflexão total do protótipo sob carregamento aerodinâmico. ....	85
Figura 57. Força de sustentação no protótipo com todas as seções ativadas. ....	87
Figura 58. Força de arrasto no protótipo com todas as seções ativadas. ....	87
Figura 59. Força de sustentação no protótipo com todas as seções defletidas ao máximo. ....	88
Figura 60. Força de arrasto no protótipo com todas as seções defletidas ao máximo. ....	88

Figura 61. Desempenho aerodinâmico do protótipo em diferentes condições de escoamento. ....	89
Figura 62. Curvas de deflexão relativa do protótipo com aceleração do escoamento. ....	89
Figura 63. Deflexão total absoluta do protótipo sob aceleração do escoamento. ....	90
Figura 64. Forças aerodinâmicas sobre o protótipo em diferentes condições de escoamento. ....	90
Figura 65. Contornos de pressão para diferentes posições do protótipo. ....	92
Figura 66. Coeficiente de pressão ao longo da corda do perfil do protótipo. ....	93
Figura 67. Linhas de corrente para diferentes posições do protótipo. ....	94
Figura 68. Comparação das forças de sustentação teóricas e experimentais agindo no protótipo. ....	95
Figura 69. Comparação das forças de arrasto teóricas e experimentais agindo no protótipo. ....	96
Figura 70. Curvas teórica e experimental do polar de arrasto. ....	96
Figura 71. Razão sustentação/arrasto teóricas e experimentais para o protótipo desenvolvido. ....	97

## 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; VON 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*. 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; ELZEY; WADLEY, 2004; SOFLA *et al.*, 2010; 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; IIMAN, 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 microveículos aéreos, veículos aéreos não tripulados, aeronaves convencionais em grande escala, helicópteros e submersíveis. 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; MADSEN *et al.*, 2014).

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 tecnológico, o presente trabalho de dissertação tem por objetivo o desenvolvimento de um conceito de semiasa adaptativa com curvatura 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 e eliminação de descontinuidades no perfil aerodinâmico provocado pela pele especialmente criada para a asa.

O protótipo concebido e construído corresponde a uma seção de asa utilizando como base um perfil aerodinâmico NACA 0021 dividido em 4 seções capazes de mudar a curvatura, com uma corda aerodinâmica de 200 mm e 400 mm de envergadura.

Para 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 quando da sua aplicação na semiasa. Após a construção do protótipo, foram realizados ensaios de acionamento em vazio e sob carregamento aerodinâmico para avaliar o desempenho dos atuadores, influência da pele sobre a deflexão máxima do sistema e a influência da atuação sobre a relação sustentação ( $L$ )/arrasto ( $D$ ) para diferentes velocidades do vento.



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

## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

### 2.1 BREVE HISTÓRICO

Conhecido como precursor da aviação, Leonardo da Vinci era fascinado pelo fenômeno do voo e produziu detalhado estudo sobre o voo dos pássaros, além de planos para várias máquinas voadoras, tentando aplicar seus estudos para os protótipos que desenhou. O primeiro foi batizado de SWAN DI VOLO (Cisne voador), cujas asas foram inspiradas nas asas de morcegos e data de 1510, seguindo-se um helicóptero movimentado por quatro homens, e um planador cuja viabilidade já foi provada (FIGUEIREDO, 2005).

Na década de 1890, o engenheiro francês Clément Ader (1841-1926) realizou uma demonstração de voo perante oficiais do exército francês com o seu “Avion III”. Embora o relatório oficial fosse sigiloso, o meio aeronáutico tinha informações de que o teste não foi bem-sucedido. Um contemporâneo de Ader, o engenheiro alemão Otto Lilienthal (1848-1896), que vinha realizando voos planados com segurança, experimentou um modelo de planador com motor. Com este novo modelo Lilienthal saltou do alto de uma colina e conseguiu manter-se no ar, sem contudo melhorar o desempenho aerodinâmico de sua aeronave (BARROS, 2006; SALES; RADE, 2014).

Em 1901, Gustave Whitehead (1874-1927) anunciou ter conseguido decolar e voar em sua máquina de voo, porém, apesar das 20 testemunhas, não estava presente nenhuma comissão especializada. Em 1903 os irmãos Orville Wright (1871-1948) e Wilbur Wright (1867-1912) anunciaram, por telegrama, ter conseguido voar com o Flyer, decolando a partir de um campo com inclinação de nove graus e com vento de aproximadamente 40km/h de velocidade. Nos dois anos seguintes, anunciaram já estarem realizando mudanças de direção e longos voos em circuito fechado, mas sua máquina dependia de condições de vento ou do uso de catapulta para alçar voo, fato que violava algumas das regras adotadas pela Federação Aeronáutica internacional (FAI) (BARROS, 2006).

Em 1906, Santos Dummont (1873-1932) com o avião 14 bis realizou, pela primeira vez na história, um voo completo homologado em um aparelho mais pesado que o ar, conseguindo decolar, voar e pousar sem nenhum auxílio externo.

Dois anos mais tarde Henri Farman (1874-1958) conseguiu realizar o primeiro voo de 1 km em circuito fechado. Este marco mudava o rumo da aeronáutica uma vez

que as duas questões básicas de decolar e manobrar já tinham sido provadas. A questão então passava a ser voar longas distâncias.

Com esta mudança de paradigma, em 1908, os irmãos Wright voltaram a voar com o Flyer III, voando publicamente na França e nos Estados Unidos, com uma aeronave capaz de atingir marcas espantosas.

Este feito dos irmãos Wright passou a gerar polêmica sobre o verdadeiro primeiro avião a voar, se teria sido o Flyer em 1903 (irmãos Wright) ou o 14 bis (Santos Dumont), em 1906. A FAI de fato atribuiu o primeiro voo homologado com decolagem, voo e pouso, por meios próprios, a Santos Dumont. No entanto, os irmãos Wright apresentaram um outro feito importante para a aviação. O Flyer aplicava o conceito de torção de asa para manobras básicas onde o piloto acionava um cabo de aço conectado às asas provocando a variação do ângulo do perfil em relação à extremidade fixa. Com isso, sendo ou não os inventores do primeiro avião, os irmãos Wright certamente foram os percussores de aeronaves adaptativas (*morphing*).

Após o projeto de sucesso dos irmãos Wright outros projetos de aeronaves foram apresentados. Na década de 1920 foram apresentados conceitos que usavam dispositivos para aumentar a sustentação durante operações de decolagem ou pouso, mesmo ano em que se registrou a primeira patente de um conceito de asa com curvatura de perfil variável (PARKER, 1920a, 1920b). No entanto, o acréscimo de peso, velocidade de cruzeiro e aumento na espessura da estrutura da asa, levou à utilização de superfícies de controle discretas, como *ailerons* e *flaps*, em substituição à torção de asa (FRISWELL, 2014).

Foi apenas após a década de 1970 que pesquisadores passaram a revisar seriamente o conceito de variação de forma da asa (FRISWELL, 2014). Desde então vários outros conceitos de aeronaves foram propostos, para fins civis e militares.

Atualmente, o cenário da pesquisa no setor aeronáutico busca desenvolver um conceito de aeronaves mais eficientes em relação à aerodinâmica e consequente redução no consumo de combustível, seja por requisitos ambientais ou por aumento da autonomia do voo, para continuar competitivo no mercado. Estes fatores têm incentivado vários pesquisadores na direção da aplicação de tecnologias *morphing* em novos conceitos de aeronaves, que abrangem desde aeronaves não tripuladas em microescala a aeronaves de grande porte para transporte de passageiros.

## 2.2 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.*, 2015). 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.*, 2011; 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 a

reconfiguração da asa (como adaptar) (WANG, 2015). Alguns autores (BARBARINO *et al.*, 2011; 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.

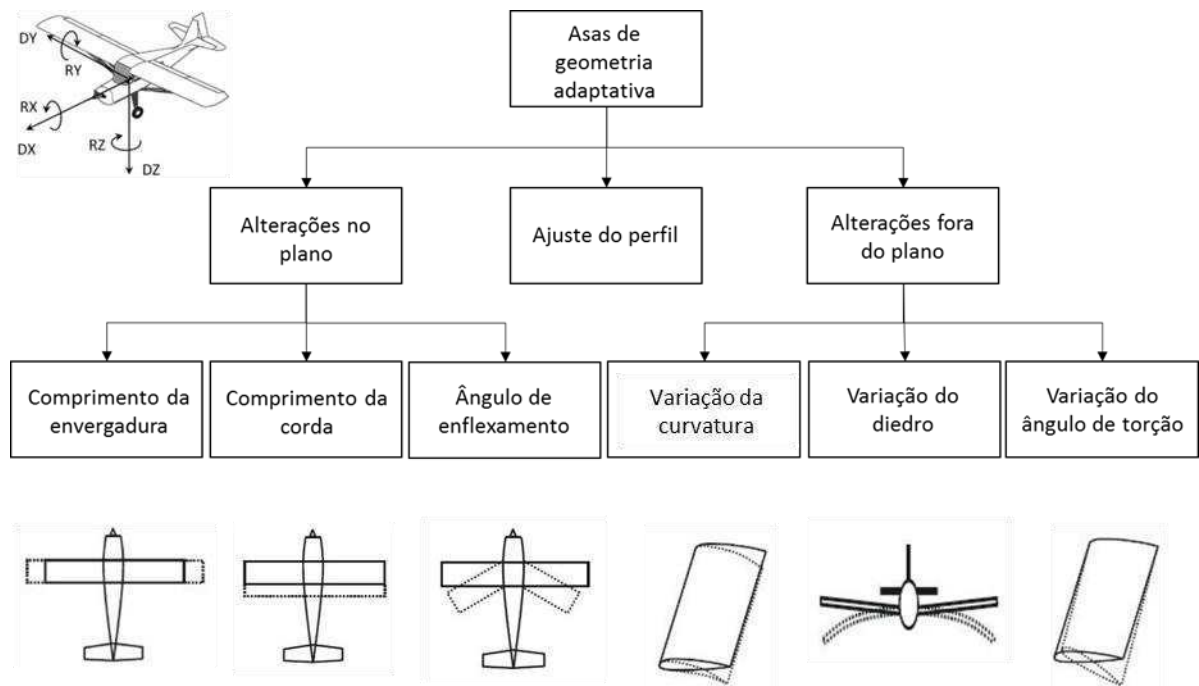
Em relação aos parâmetros geométricos, alguns autores (BARBARINO *et al.*, 2011; SOFLA *et al.*, 2010) classificam as reconfigurações de forma em 3 subclasses:

- Alterações de forma no plano XY (*planform alternation*):
  - Variação do comprimento da envergadura (*span change*);
  - Variação do comprimento da corda aerodinâmica (*chord length change*);
  - Variação no ângulo de enflexamento (*sweep angle change*).
- Ajuste do perfil aerodinâmico (*airfoil profile adjustment*)
  - Variação da linha média da curvatura (*change in mean camber line*);
  - Variação da espessura do perfil (*change in profile thickness*);
- Alterações fora do plano XY
  - Variação da curvatura do perfil (*chord-wise bending*);
  - Variação do ângulo de diedro (*twisting*)
  - Variação do ângulo de torção da asa ao longo da envergadura.

Outros autores (VASISTA *et al.*, 2012; WANG, 2015) classificam as reconfigurações de forma em apenas 2 subclasses: alterações no plano (variação do comprimento da envergadura, variação do comprimento da corda aerodinâmica, espessura do perfil, variação no ângulo de enflexamento) e fora do plano (variação da linha média da curvatura, variação da curvatura do perfil, variação do ângulo de diedro e variação do ângulo de torção da asa ao longo da envergadura).

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 geométrica 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 na curvatura de aerofólio ou na distribuição da torção ao longo da asa (BARBARINO *et al.*, 2011; 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 da curvatura, 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.*, 2011). 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; GANDHI, 2010; HAIFENG *et al.*, 2011; MANZO *et al.*, 2004; MURUGAN; FRISWELL, 2012; QIU *et al.*, 2014; SCHORSCH *et al.*, 2015; THILL *et al.*, 2010; WEILONG, 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, *eccentuator* 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 (PREVITALI *et al.*, 2015) para desenvolver a tecnologia através dos demonstradores sem se preocupar de imediato com a aplicação final. 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).

### 2.3 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 da curvatura, 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., 2014b). 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.

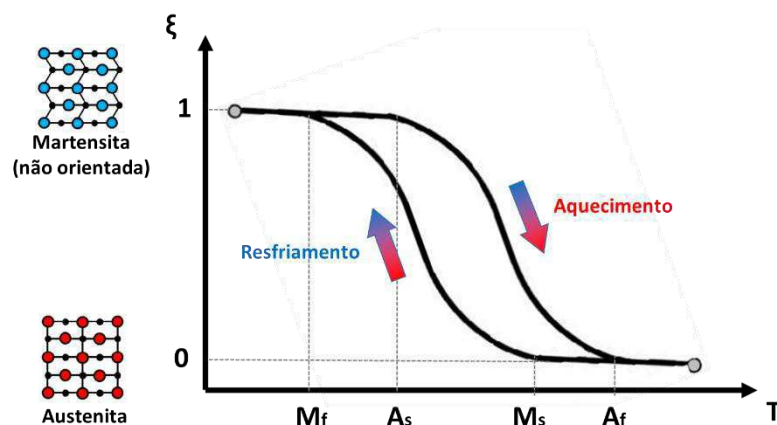
A fase martensítica ( $M$ ) possui maior mobilidade atômica e por isso apresenta maiores níveis de amortecimento e menor rigidez. Sua estrutura é maclada e pode ser do tipo monoclinica (B19'), em LMF de NiTi, ou ortorrômbica (B19), se houver adição de cobre ou paládio na liga. As LMF da família NiTi 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  $\xi$  ( $0 \leq \xi \leq 1$ ) onde  $\xi = 1$  e  $\xi = 0$  correspondem à fase completamente martensítica e completamente austenítica, respectivamente (STEFFEN; RADE, 2004).

São associadas à variável de estado  $\xi$  quatro valores de temperatura denotadas por  $M_f$ ,  $M_s$ ,  $A_s$  e  $A_f$ . Essas temperaturas delimitam o início e o fim da transformação direta (resfriamento) e da transformação reversa (aquecimento), conforme se pode observar na Figura 2.

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



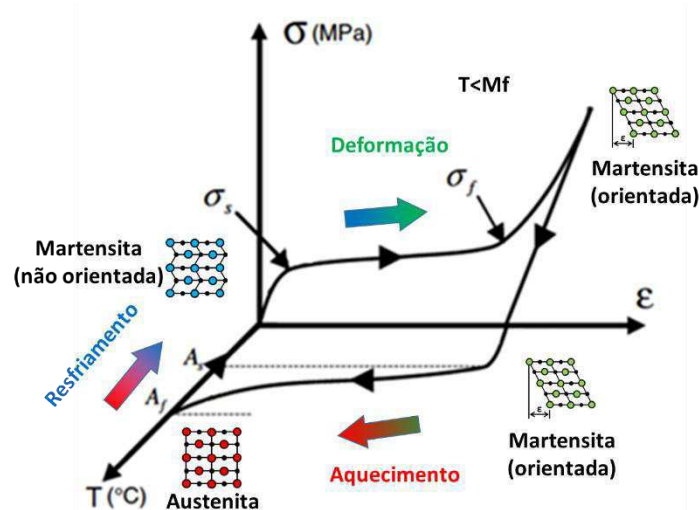
Durante o resfriamento, a LMF inicialmente no estado austenítico ( $\xi = 0$ ) atinge uma determinada temperatura chamada temperatura de início de formação da martensita ( $M_s$ ). Esta temperatura marca o início da mudança de fase de austenita para martensita. Após certo intervalo de temperatura toda 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.

As transformações de fase induzidas por variações de temperatura constituem a base para o entendimento do fenômeno de recuperação das deformações pseudo plásticas exibido pelas LMF, chamado de efeito memória de forma.

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→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→M). A Fig. 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.

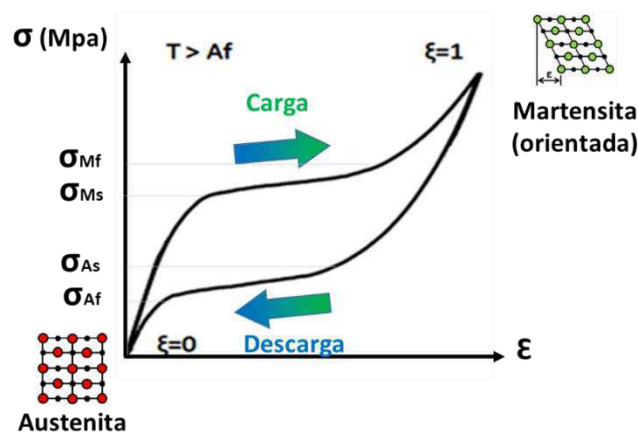


Fonte: Adaptado de Lagoudas (2008).

Fenômeno semelhante ocorre quando a LMF está na fase austenítica ( $\xi = 0$ ) e uma tensão  $\sigma$  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 correspondente ao 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).

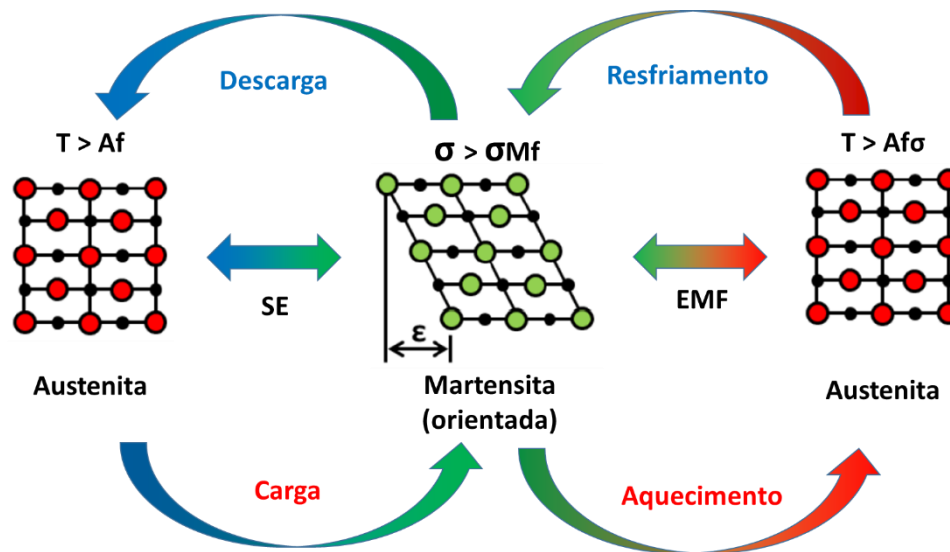
$$\frac{d\sigma}{dT} = -\frac{\Delta S}{\varepsilon} = -\frac{\Delta H}{\varepsilon T} \quad (1)$$

onde:  $\sigma$  é a tensão mecânica à qual a LMF está sendo submetida,  $T$  é a temperatura,  $\varepsilon$  é a deformação,  $\Delta S$  é a entropia por unidade de volume e  $\Delta H$  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  $A_{r0}$  (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  $A_{r\sigma}$  (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, Figura 5) 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 criado a partir da reversão da martensita induzida por tensão.



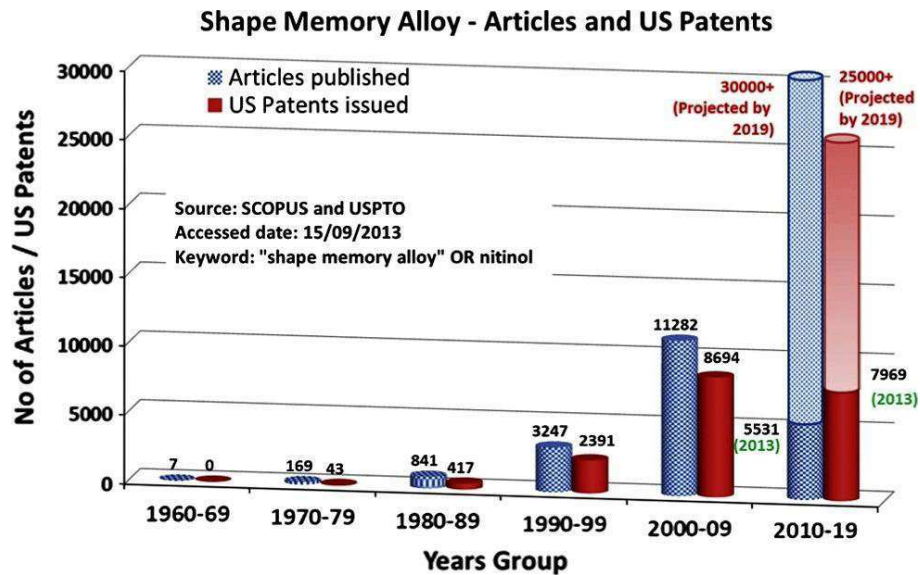
Dentre as LMF mais populares está a liga de Níquel-Titânio, conhecida por NiTiNol (NiTi) e as LMF a base de cobre (CuZnAl, CuAlNi e CuAlBe). As LMF de NiTi podem ser usadas em dispositivos de alto desempenho, com deformações recuperáveis da ordem de 8%, ao passo que as LMF de base cobre operam satisfatoriamente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

Embora estes materiais possam ser considerados como uma tecnologia ainda emergente, vários dispositivos já são comercialmente disponíveis e têm sido usados em aplicações de engenharia e biomédicas. Nesse contexto, Jani *et al.* (2014) apresentaram uma revisão bibliográfica com as pesquisas atualmente em desenvolvimento envolvendo LMF, com perspectivas e oportunidades. Estes autores apresentaram uma síntese do crescimento em artigos e patentes envolvendo LMF desde 1960 até 2013, com perspectivas de crescimento até 2019. Esta síntese pode ser observada no gráfico da Figura 6.



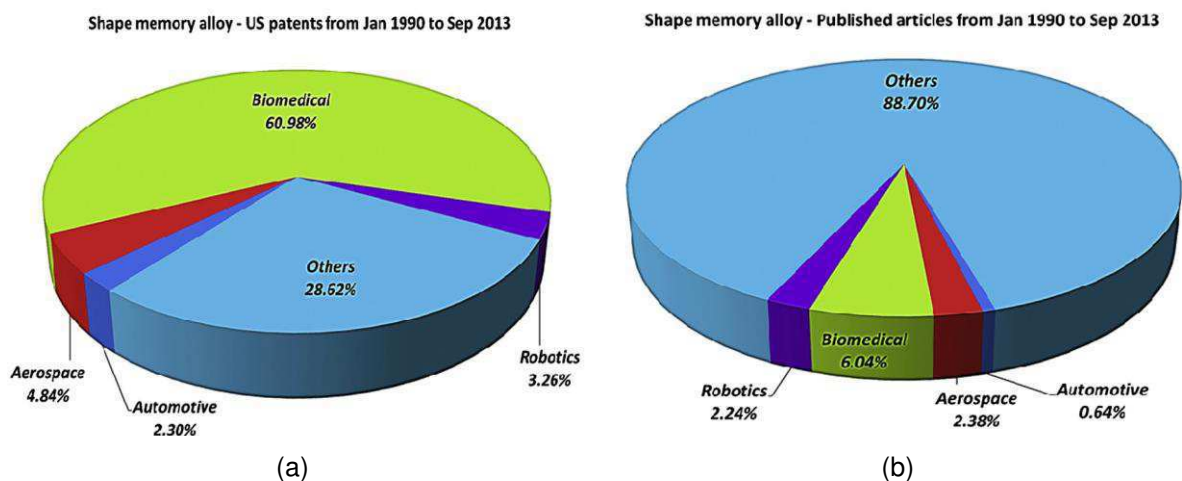
Figura 6. Número de artigos e patentes envolvendo LMF, por agrupamento em anos.



Fonte: Jani *et al.* (2014)

Neste mesmo trabalho, conforme pode ser verificado na Fig. 7 foram apresentadas proporções existentes entre as áreas de pesquisa para patentes requeridas (Fig. 7a) e artigos publicados (Fig. 7b). Nota-se que o percentual de artigos publicados voltados para a indústria aeroespacial (2,38%) é um pouco menor que a sua representatividade em termos de patentes requeridas (4,84%).

Figura 7. Publicações e patentes envolvendo LMF desde janeiro de 1990 até 2013. (a) Patentes registradas nos Estados Unidos. (b) Artigos publicados.



Fonte: Jani *et al.* (2014)

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., 2014a), reconfiguração de pás de rotores (CALKINS, 2004), 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).

Há alguns poucos exemplos de protótipos de *morphing wings* 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.

## 2.4 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).

Barbarino *et al.* (2011) apresentaram uma tabela com as principais iniciativas que resultaram em protótipos de aeronaves adaptativas desde 1903 até 2010, relacionando o protótipo apresentado com o ano de divulgação, nome do programa responsável e a tecnologia adaptativa empregada. Esta tabela pode ser visualizada na Figura 8.

Figura 8. Histórico de protótipos de asa fixa com tecnologias adaptativas.

1903	1931	1931	1932	1937	1947	1951
						
Wright Flyer <i>Twist</i>	Pterodactyl IV <i>Sweep</i>	MAK-10 <i>Span</i>	IS-1 <i>Bi-to monoplane</i>	LIG-7 <i>Chord</i>	MAK-123 <i>Span</i>	X 5 <i>Sweep</i>
1952	1964	1964	1966	1967	1967	1969
						
XF10F <i>Sweep</i>	F 111 <i>Sweep</i>	XB 70 <i>Span bending</i>	Su 17 IG <i>Sweep</i>	MIG 23 <i>Sweep</i>	SU 24 <i>Sweep</i>	Tu 22 M <i>Sweep</i>
1970	1972	1974	1974	1979	1981	1985
						
F 14 <i>Sweep</i>	FS 29 <i>Span</i>	B 1 <i>Sweep</i>	Tornado <i>Sweep</i>	AD 1 <i>Obliquing</i>	Tu 160 <i>Sweep</i>	AFTI/F 111 <i>M.A.W.</i>
1993	1994	2001	2002	2003	2004	2005
						
FLYRT <i>Span</i>	MOTHRA <i>Camber</i>	AAL <i>Pitch</i>	F/A 18 A.A.W.	Virginia Tech <i>Span</i>	Univ. of Florida <i>Twist</i>	Univ. of Florida <i>Gull</i>
2006	2006	2007	2007	2007	2008	2010
						
MFX 1 <i>Sweep &amp; Span</i>	Univ. of Florida <i>Sweep</i>	Virginia Tech <i>Camber</i>	Univ. of Florida <i>Folding</i>	MFX 2 <i>Sweep &amp; span</i>	Delft Univ. <i>Sweep</i>	Virginia tech <i>Camber</i>

Fonte: Barbarino *et al.* (2011)

Em sua maioria, as iniciativas de pesquisa em aeronaves adaptativas são desenvolvidas nos Estados Unidos da América (EUA), devido ao apoio financeiro governamental para projetos demonstradores que é crucial no processo de inovação, via subvenções econômicas, encomendas diretas e outros mecanismos de fomento e inovação (ABDI, 2014).

A seguir são apresentados alguns dos principais programas desenvolvidos nos EUA especificamente para implementação de tecnologias adaptativas, com a descrição do tipo de adaptação, atuadores e o estágio que o programa atingiu. Obviamente que estes programas não necessariamente usaram tecnologia de materiais inteligentes, conforme descrito abaixo:

***Mission Adaptive Wing (MAW)***, conduzido de 1975 a 1988 pelo Laboratório de Pesquisa da Força Aérea dos Estados Unidos (AFRL) em parceria com a Administração Nacional do Espaço e da Aeronáutica (NASA) - Centro de Pesquisa de Voo Dryden, desenvolveram asas com bordo de ataque e bordo de fuga variáveis, em fibra de vidro e com atuador hidráulico, para variar a corda e a curvatura, sem descontinuidades no perfil. O protótipo F-111 chegou a realizar testes de voo com resultados satisfatórios, porém o aumento do peso, a complexidade, volume, mecânica e performance aerodinâmica limitaram o desenvolvimento do projeto (SMITH; NELSONF, 1990).

***Active Flexible Wing (AFW)***, conduzido de 1986 a 1991 pela NASA em parceria com a *Rockwell Inc*, neste programa foi desenvolvido um protótipo de asa flexível com bordo de ataque e bordo de fuga variáveis, acionados por múltiplos atuadores hidráulicos. O projeto tinha por objetivo melhorar a manobrabilidade, supressão do efeito *flutter* em diferentes modos e controle das forças. Neste projeto foram feitos dois testes em túnel de vento para prova de conceito e controle aeroelástico (PERRY III; COLE; MILLER, 1995).

***Active Aeroelastic Wing (AAW)***, iniciado em 1984 pela AFRL em parceria com a Base da Força Aérea *Wright-Patterson*, NASA - Centro de Pesquisa de Voo Dryden e *Boeing Phantom Works*, nesse programa foi desenvolvida uma asa flexível com os painéis feitos com pele de compósitos finos com uma subestrutura do tipo “colmeia” (*honeycomb*). O objetivo do projeto era aumentar o poder de controle, reduzir o arrasto, reduzir o carregamento em manobra e peso, e aumentar o envelope de voo. Foram conduzidos testes de voo adaptando uma aeronave F/A-18 (PENDLETON *et al.*, 1998, 2000).

**NASA's Morphing Project**, conduzido entre 1995 e 2001, o programa desenvolvido pela NASA - Centro de Pesquisas de Langley (LaRC) em parceria com instituições acadêmicas, focaram em materiais e estruturas inteligentes/adaptativas, controle adaptativo micro aéreo e tecnologias bioinspiradas (MCGOWAN *et al.*, 2002).

**Smart Wing Programme**, conduzido entre 1995 e 2001, 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, o "eccentautor", baseado em um motor piezelétrico ultrassônico. Nesta fase foram feitos testes de voo em um veículo aéreo de combate não tripulado (KUDVA; SANDERS; GARCIA, 2001; KUDVA *et al.*, 2002).

**Morphing Aircraft Structures (MAS)**, iniciado em 2002 pela DARPA em parceria com a AFRL e a NextGen Aeronautics, o programa tinha como objetivo projetar, construir e testar aeronaves com variações radicais de forma. Foram desenvolvidos 20 diferentes conceitos, dentre os quais asas telescópicas e asas articuladas. Após seleção baseada na performance, potência de atuação requerida e viabilidade do projeto, foi escolhido, desenvolvido e testado em túnel de vento um conceito chamado de 'batwing'. O conceito apresentado é capaz de aumentar em 200% sua razão de aspecto, 40% de envergadura e 70% da área através da mudança de enflexamento da asa (de 15° a 45°). Como resultado deste programa, várias aeronaves e materiais inovadores foram desenvolvidas. Após o sucesso do teste em túnel de vento, a equipe NextGen construiu e testou em voo um VANT a jato (MFX-1), sendo o primeiro teste em voo com demonstração de adaptação da asa em voo (BOWMAN *et al.*, 2007).

**Mission Adaptive Compliant Wing (MACW)**, uma iniciativa privada da FlexSys Inc. em parceria com a 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  $-10^\circ$  (para cima) e  $+40^\circ$  (para baixo), provando ainda a possibilidade de trabalhar com torção de asa em até  $10^\circ$ . 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 (Figura 9) apresentando deflexão entre  $-2^\circ$  e  $+30^\circ$ . Os testes foram considerados um sucesso, porém há ainda muito a se investigar (HETRICK *et al.*, 2007; KOTA *et al.*, 2006; MILLER *et al.*, 2015).

Figura 9. Flap com bordo de fuga variável instalado em uma aeronave GIII defletido em  $20^\circ$ .



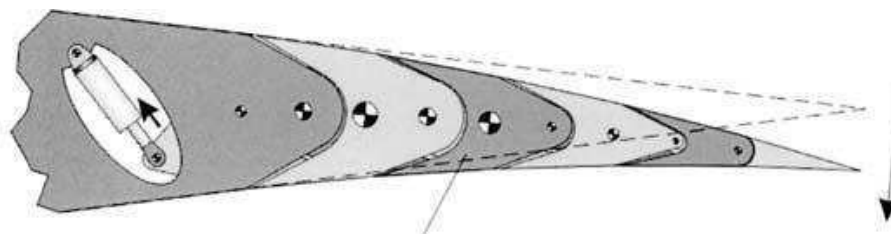
Fonte: Miller *et al.* (2015)

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 curvatura 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).

O conceito tipo *finger*, que pode ser visualizado na Fig. 10, foi apresentado por Monner *et al.* (1998), consiste na substituição das nervuras rígidas por nervuras flexíveis compostas por painéis seccionados combinados com juntas de revolução para permitir a deflexão. Para defletir, cada nervura precisava de apenas um ponto de atuação. 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.

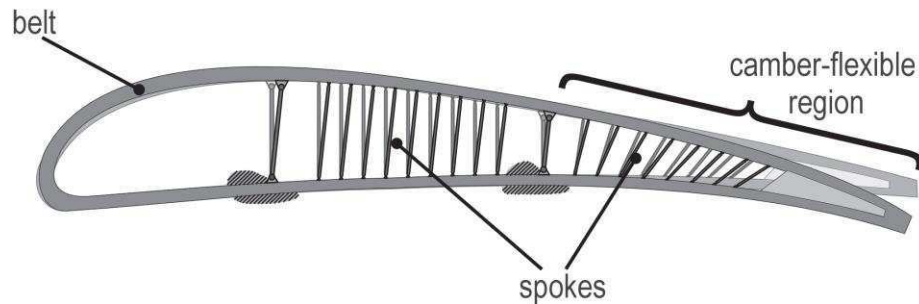
Figura 10. Conceito de nervura tipo *finger*.



Fonte: Monner (2001)

Campanile e Sachau (2000) desenvolveram o conceito de nervura *belt-rib*, o qual pode ser identificado na Figura 11. Neste conceito existe uma placa fechada (*belt*) para formar a curvatura externa do perfil aerodinâmico enquanto uma série de reforços (*spokes*) fixos por dobradiças 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. Nesta configuração 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. 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.

Figura 11. Conceito de nervura tipo *belt-rib*.



Fonte: Campanile e Sachau (2000)

Além destas já mencionadas, outras iniciativas internacionais foram desenvolvidas. Em geral estes trabalhos apresentam foco nas características e otimização aeroelásticas (FUJIWARA; NGUYEN, 2015; JUTTE; STANFORD, 2014), técnicas de controle (DIMINO *et al.*, 2015; GRIGORIE; BOTEZ; POPOV, 2009, 2012; KAMMEGNE *et al.*, 2015; SONG; MA, 2007), no sistema que compõe a pele (FENG *et al.*, 2015; GANDHI; ANUSONTI-INTHRA, 2008; PREVITALI *et al.*, 2015; THILL *et al.*, 2008, 2010), sistemas de atuação e performance aerodinâmica (FINCHAM; FRISWELL, 2015; ROH; KIM; LEE, 2009; STANEWSKY, 2001).

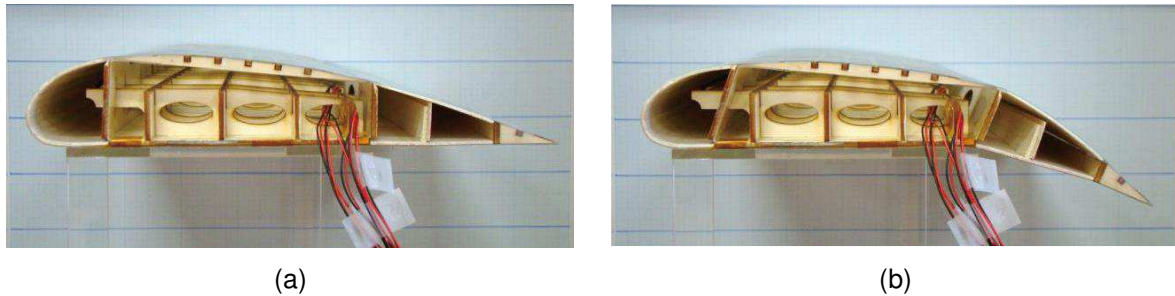
Como dito anteriormente, em função dos benefícios decorrentes da variação da curvatura e mais especificamente projetos utilizando LMF como atuadores têm despertado bastante interesse entre os pesquisadores. Alguns protótipos recentes com estas características serão discutidos a seguir.

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*<sup>®</sup>) com efeito memória de forma. Este protótipo pode ser visualizado na Figura 12. 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 descontinuidades. 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).

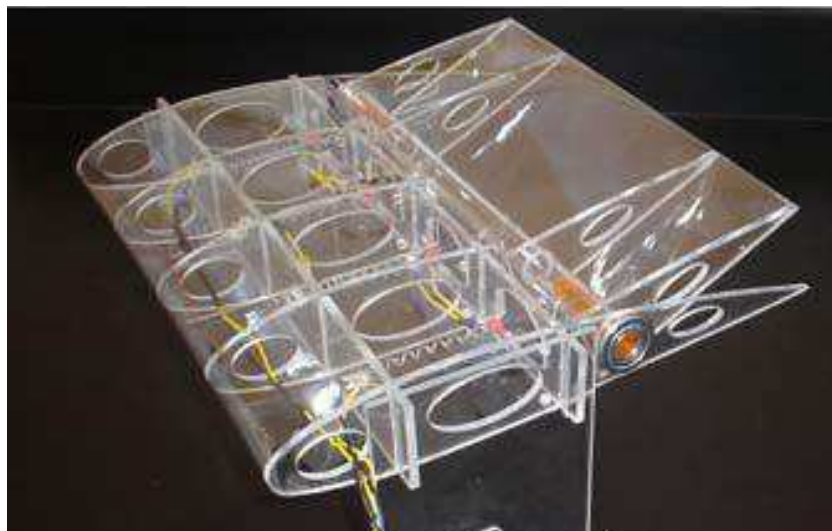
Figura 12. Protótipo apresentado por Kang *et al.* (2012). (a) Sem ativação; (b) Com ativação.



Fonte: Kang *et al.* (2012)

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 13 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.

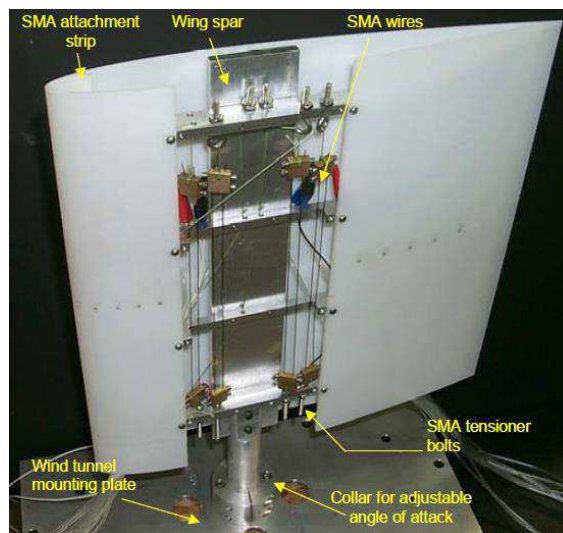
Figura 13. Protótipo de asa inteligente apresentado por Hutapea *et al.* (2008).



Fonte: Hutapea *et al.* (2008)

Strelec *et al.* (2003b) desenvolveram uma seção de asa adaptativa com pele em ABS fabricada por impressão 3D (deposição de material fundido) e fios de LMF NiTiCu com efeito de memória de forma instalados na pele. Na Figura 14 é possível ter uma visão geral deste protótipo. O objetivo foi verificar a reconfiguração de forma, a estrutura e o comportamento aerodinâmico do modelo. Foram feitas análises aerodinâmicas, análise estrutural e testes em túnel de vento (com velocidades de 8,5 a 12m/s). O segundo protótipo apresentado produziu uma deflexão de 5mm no bordo de fuga.

Figura 14. Protótipo de asa adaptativa desenvolvida por Strelec *et al.* (2003)



Fonte: Strelec *et al.* (2003b)

Uma lista mais completa de projetos de asas com geometria adaptativa pode ser encontrada em Barbarino *et al.* (2011). Em especial, destaca-se os projetos de asas com curvatura variável acionadas por atuadores de LMF. A Tabela 2 permite verificar estas iniciativas internacionais, relacionando a categoria da asa (fixa ou rotativa), tamanho da aeronave, tipo de atuador, objetivo e o status da pesquisa (análise numérica, construção de protótipo, teste em túnel de vento e teste em voo).

É possível constatar por meio da Tab. 2 que dos 30 conceitos apresentados, 14 chegaram a nível de protótipo, 6 deles passando por testes em túnel de vento e apenas um chegou ao estágio de testes em voo.

Tabela 2. Projetos de aerofólios adaptativos com curvatura acionada por atuador de LMF.

Authors	Vehicle						Investigation								
	Geometrical param.	Category	Size	Actuation	Skin	Purpose	Experimental								
							Num.	Prot.	WT	FTB					
Roglin and Hanagud (1996)	Camber (TE)	Rotary wing	UAV	SMA	Rigid	Performance ( $C_{Lmax}$ )	•	•	•	•					
Roglin et al. (1996)	Camber	Fixed wing	Fighter UAV	SMA	Flexible		•	•	•	•					
Kudva et al. (1996b)							•	•	•	•					
Martin et al. (1999)							•	•	•	•					
Fiorance et al. (2003)							•	•	•	•					
Kudva (2004)							•	•	•	•					
Sanders et al. (2004)	Camber	Rotary wing	Wind mill	SMA	Flexible	Performance ( $C_L$ )	•	•	•	•					
Beauchamp and Nedderman (2001)							•	•	•	•					
Chopra (2001)							•	•	•	•					
Epps and Chopra (2001)	Camber (TE)	Rotary wing		SMA			•	•	•	•					
Singh and Chopra (2002)							•	•	•	•					
Strelec et al. (2003)	Camber	Fixed wing		SMA	Flexible	Performance ( $L/D$ )	•	•	•	•					
Alasty et al. (2004)							Camber (TE)	Fixed wing		SMA	Flexible	Performance ( $L/D, C_{Lmax}$ )	•	•	•
Benavides and Correa (2004)													•	•	•
Madden et al. (2004)	Camber (TE)	Rotary wing	Marine Propeller	PPy	Rigid	Performance ( $C_L$ )	•	•	•	•					
Yang et al. (2006)	Camber	Fixed wing	Small UAV	SMA	Flexible	Performance ( $L/D$ )	•	•	•	•					
Mirone (2007)	Camber	Fixed wing	UAV	SMA	Flexible		•	•	•	•					
Mirone and Pellegrino (2009)							•	•	•	•					
Song and Ma (2007)	Camber (TE)	Fixed wing	UAV	SMA			•	•	•	•					
Brailovski et al. (2008)	Thickness	Fixed wing		SMA	Flexible		•	•	•	•					
Peel et al. (2009)	Camber	Fixed wing		RMA	Flexible		•	•	•	•					
Chou and Philen (2008)							Camber (TE)	•	•	•	•				
Popov et al. (2008)	Thickness	Fixed wing		SMA	Flexible	Performance ( $C_D$ )	•	•	•	•					
Seow et al. (2008)	Camber (TE)	Fixed wing	Small UAV	SMA	Stretchable		•	•	•	•					
Abdullah et al. (2009)	Camber and thickness		UAV	SMA	Flexible	Performance ( $L/D$ )	•	•	•	•					
Barbarino et al. (2007)	Thickness	Fixed wing	Transport	SMA	Flexible		•	•	•	•					
Icardi and Ferraro (2009)	Camber (TE)	Fixed wing	UAV	SMA	Corrugated and stretchable		•	•	•	•					
Lv et al. (2009)	Camber and twist	Fixed and rotary wing		SMA			•	•	•	•					
Barbarino et al. (2010a)	Camber (TE)	Fixed wing	Transport	SMA	Stretchable		•	•	•	•					

Fonte: Barbarino *et al.* (2011)

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 do Rio de Janeiro (UFRJ) e Universidade Federal de Campina Grande (UFCG). 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, que pode ser visualizado na Figura 15, 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  $-15^\circ$  a  $+10^\circ$  (DE ABREU *et al.*, 2014; FARIA, 2010; MAESTA, 2012).

Figura 15. Protótipo de nervura desenvolvido na UNESP de Ilha Solteira.

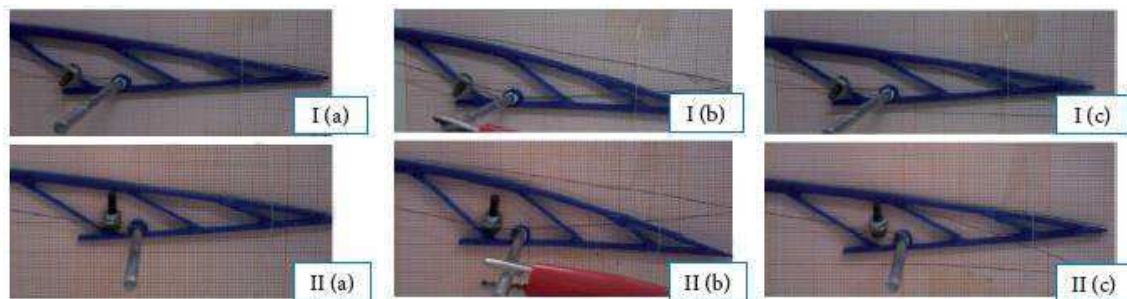


Fonte: Faria (2010)

No ITA estão sendo desenvolvidos dois projetos em paralelo, um deles voltado para o estudo aeroelástico (PICCIRILLO, 2011) e outro para o desenvolvimento de

uma nervura com estrutura flexível (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 PLA por impressão 3D e utiliza fios de LMF, baseado no EMF convencional, para acionar o mecanismo e variar a curvatura do perfil, conforme indicado na sequência de fotos da Figura 16. Os resultados finais obtidos do protótipo em termos de deflexão máxima foram 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.

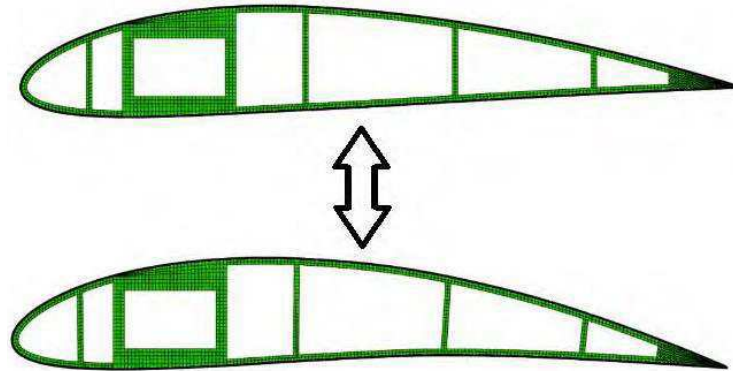
Figura 16. Protótipo de nervura desenvolvido no ITA



Fonte: Almeida, Santos e Otubo (2015)

A UFRJ em parceria com o Texas A&M University estudou métodos de otimização para variar a curvatura de um aerofólio pelo acionamento de atuadores na forma de fios de LMF (Figura 17), 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).

Figura 17. Conceito de aerofólio adaptativo sugerido por Lima Junior (2013).



Fonte: Lima Junior *et al.* (2013)

A contribuição da UFCG por meio deste trabalho de dissertação trata de um protótipo de seção de asa (3D) baseada em um perfil NACA 0021, acionada por micromolas de LMF NiTi com características de superelasticidade a temperatura ambiente, cujos detalhes serão discutidos nas próximas seções.

### 3 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 desenvolveu-se um demonstrador de uma semiasa com curvatura variável utilizando micromolas de LMF NiTi para ativar a estrutura e produzir variação da curvatura levando a diferentes resultados aerodinâmicos produzidos com a reconfiguração de forma. Este demonstrador (seção de asa) simula a condição aerodinâmica da seção que compreende o flap de uma aeronave. Ressalta-se que os elementos atuadores de LMF são considerados “micromolas” devido ao fato de que o diâmetro do fio das molas empregadas é bastante fino, de aproximadamente 220  $\mu\text{m}$ .

A semiasa desenvolvida tem como base um aerofólio com perfil NACA 0021, com 200mm de corda, 400mm de envergadura, forma retangular com 0° de enflexamento e 0° de diedro. Se comparada a aplicações usuais, esta seção pode corresponder a uma semiasa de aeronaves não tripuladas 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 desta semiasa serão discutidos com mais detalhes nas seções a seguir.

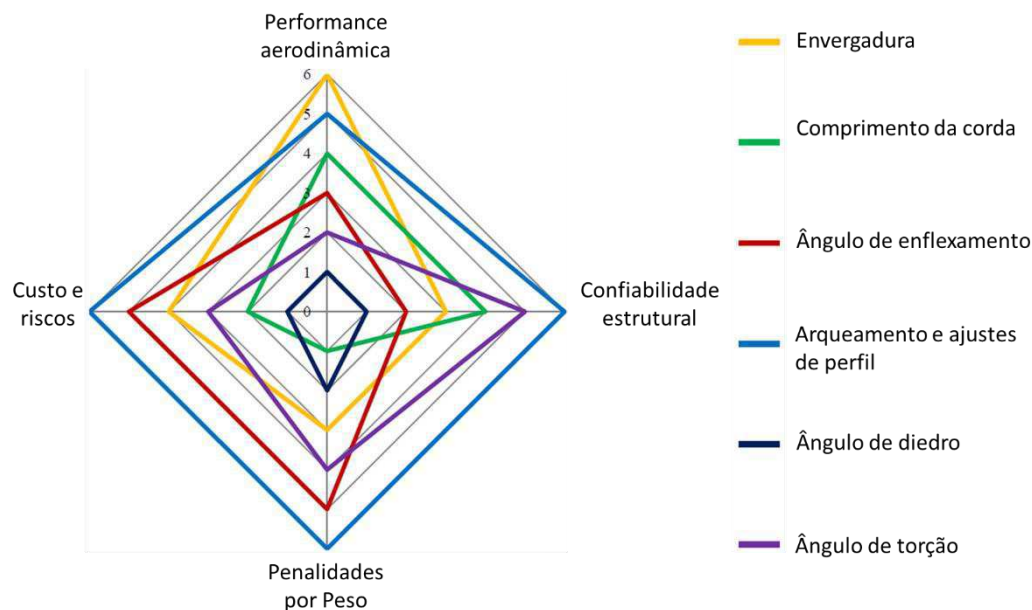
#### 3.1 DEFINIÇÃO DO MECANISMO DE MUDANÇA DE FORMA DA SEMIASA

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 18.

Figura 18. 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 na curvatura e ajustes de perfil produzem impacto bastante significativo na performance aerodinâmica, sem comprometer os demais requisitos, apresentando a melhor relação dentre os fatores analisados.

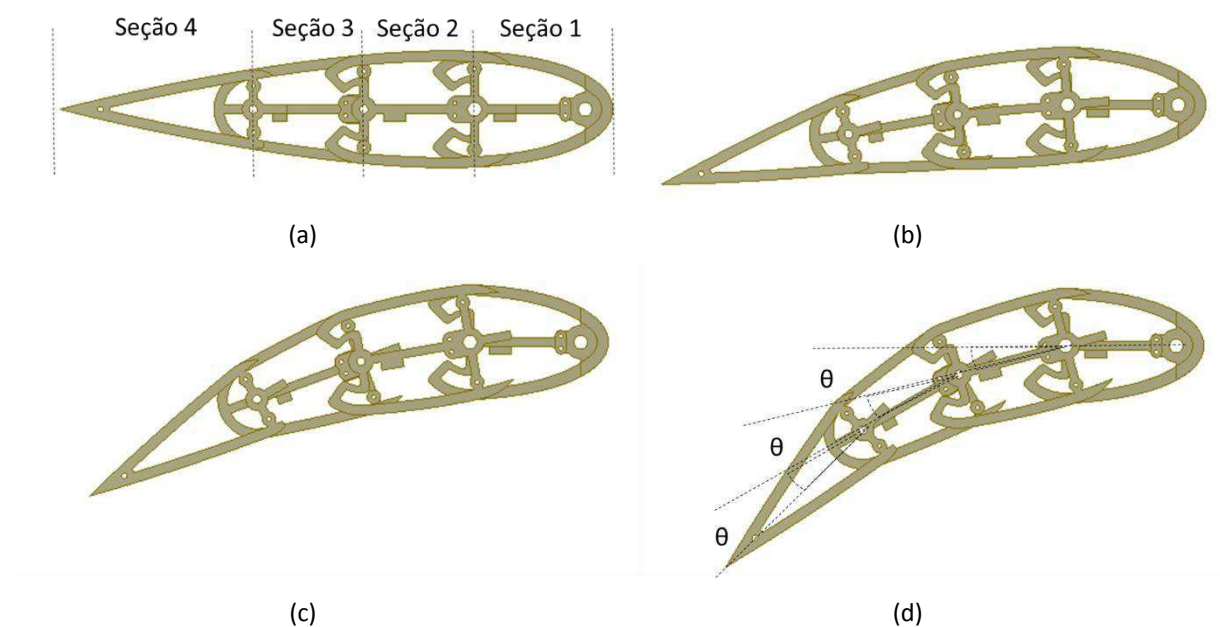
Dentre os métodos utilizados para promover a curvatura do perfil destaca-se o conceito finger (já discutido na seção anterior, Fig. 10) e conceito de mecanismos articulados (como o apresentado por Faria (2010), Figura 15) por sua facilidade construtiva. Para o desenvolvimento do protótipo *SMArt Morphing 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.

Esta nervura consiste essencialmente de um mecanismo articulado composto por quatro seções, sem gerar descontinuidades ao longo da corda. Estas seções são complementares e dispostas de forma alternada em relação ao plano que as define, conforme pode ser visualizado na Figura 19.

Figura 19. Conceito de nervura flexível articulada definido para o protótipo *SMArt Morphing Wing*. (a) Sem deflexão. (b) Defletida  $\theta = 5^\circ$  em cada seção. (c) Defletida  $\theta = 10^\circ$ . (d) Defletida  $\theta = 15^\circ$ .



Nesta configuração, cada seção da nervura gira em torno de um eixo polar de modo que quando uma seção girar em relação a outra, a seção fixa preencha o vazio que ela provocaria, mantendo assim o perfil da nervura contínuo do ponto de vista estrutural.

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. As duas primeiras longarinas (próximas ao bordo de ataque do perfil) são fixas e 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 curvatura do perfil, semelhantemente ao

que se obtém com a deflexão de dispositivos como *flap* e *aileron*, exceto por não gerar nenhum tipo de descontinuidade.

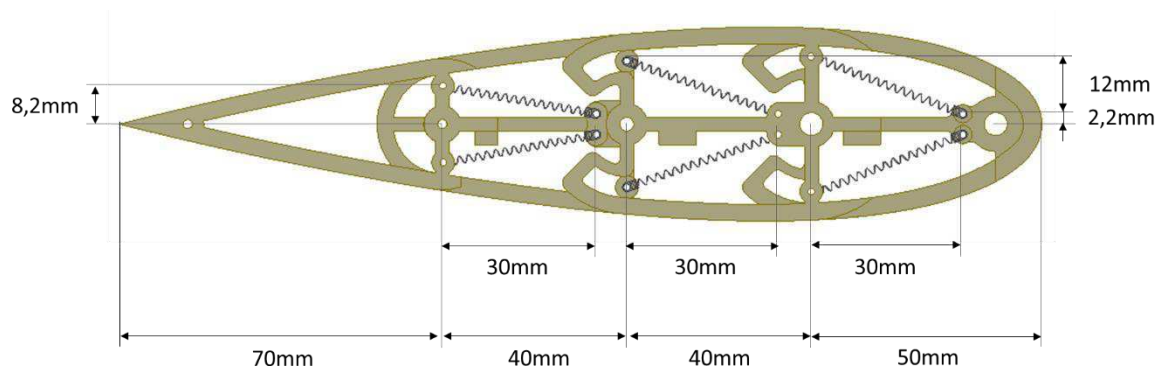
### 3.2 CONCEPÇÃO DO PROTÓTIPO

Conforme mencionado anteriormente, o projeto aerodinâmico da asa teve por base um perfil simétrico da série NACA com espessura correspondente a 21% da corda do perfil, ou seja, o NACA 0021 (MARZOCCA, 2009). Nesta denominação, NACA corresponde a série do perfil, o primeiro dígito corresponde a porcentagem da curvatura em relação a corda dividido por 100, o segundo dígito corresponde a posição de curvatura 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 da sua curvatura 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 a curvatura poderá variar a partir de 0%, enquanto outros perfis já possuem curvatura pré-estabelecida. Já a espessura do perfil em 21%, foi definida levando em consideração a mecânica estrutural do perfil e o posicionamento dos atuadores.

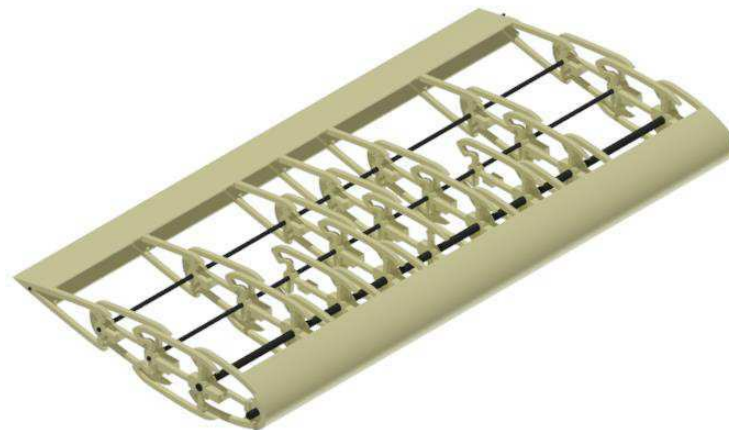
Para construção do demonstrador (protótipo *SMArt Morphing Wing*) foi adotada uma asa retangular com 200mm de corda e uma envergadura de 400mm (seção adaptativa). Como discutido anteriormente, cada nervura flexível foi dividida em quatro seções, cujas dimensões estão definidas na Figura 20. A primeira seção compreende a região que vai desde o bordo de ataque até a segunda longarina, com um comprimento de 50mm. A segunda seção compreende a região que vai da segunda à terceira longarina e tem 40mm. A terceira seção compreende a região que vai da terceira à quarta longarina e tem também 40mm. Finalmente, a quarta seção compreende a região que vai da quarta longarina ao bordo de fuga do perfil e tem 70mm de comprimento.

Figura 20. Nervura flexível da asa seccionada.



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 21.

Figura 21. Protótipo virtual da estrutura da seção adaptativa da asa.



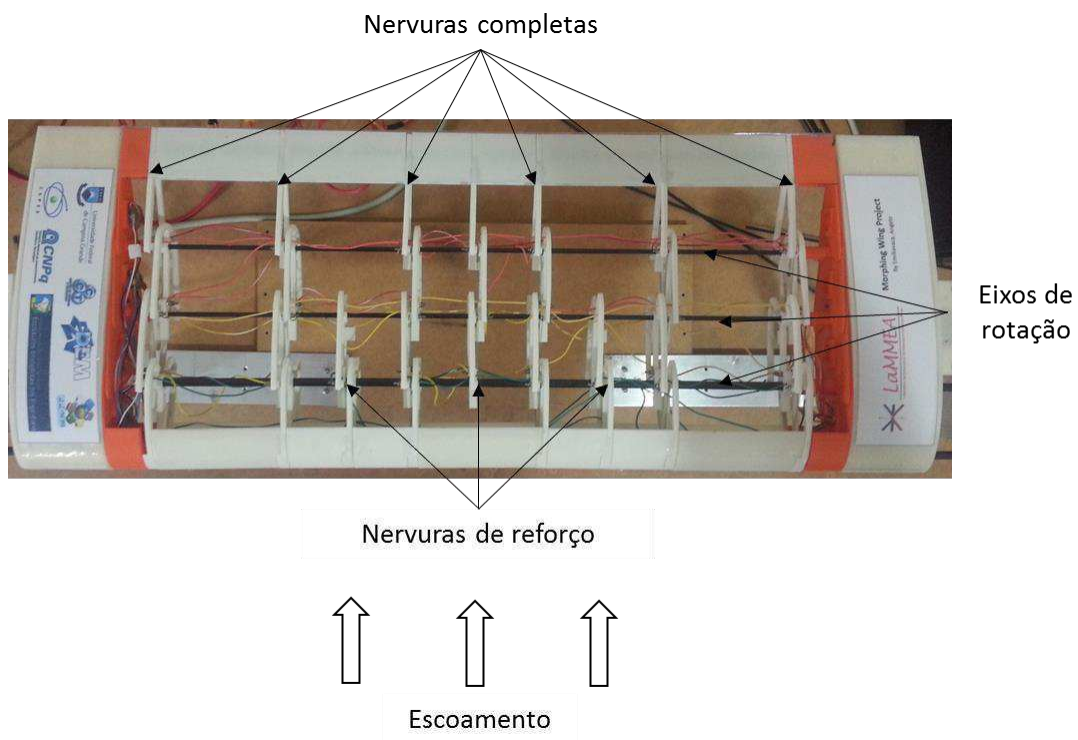
As peças que compõe as nervuras foram fabricadas por manufatura aditiva em acrilonitrila butadieno estireno (ABS). Este material vem sendo comumente utilizado em desenvolvimento de protótipos na engenharia por ser considerado mecanicamente e ambientalmente estável. O processo de manufatura utilizado 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; ALMEIDA; SANTOS; OTUBO, 2015; MEDEIROS, 2011).

Após a fabricação, as peças que compõe as nervuras foram montadas em longarinas de fibra de carbono dando origem à estrutura do protótipo tridimensional observado na fotografia da Figura 22. Foram utilizadas seis nervuras completas para acionamento do mecanismo adaptativo e três nervuras de reforço para contrapor o peso da estrutura. As nervuras completas contêm duas micromolas de LMF NiTi dispostas antagonicamente, garantindo o equilíbrio do momento causado pela força das molas, enquanto que as nervuras de reforço contêm micromolas apenas na parte responsável pelo retorno à posição de simetria do perfil (extradorso) para equilibrar o momento gerado pelo peso, sendo duas delas apenas para equilibrar o peso sobre o segundo eixo. Considerando que são empregadas 6 nervuras completas, utiliza-se um total de 36 micromolas de LMF para ativação do protótipo. O protótipo dispõe de 3 nervuras de reforço para equilibrar o momento gerado pela força peso dispondo de atuadores apenas no extradorso. As nervuras de extremidade, impressas em cor laranja, delimitam as fronteiras entre a seção móvel (adaptativa) e as partes fixas da asa.

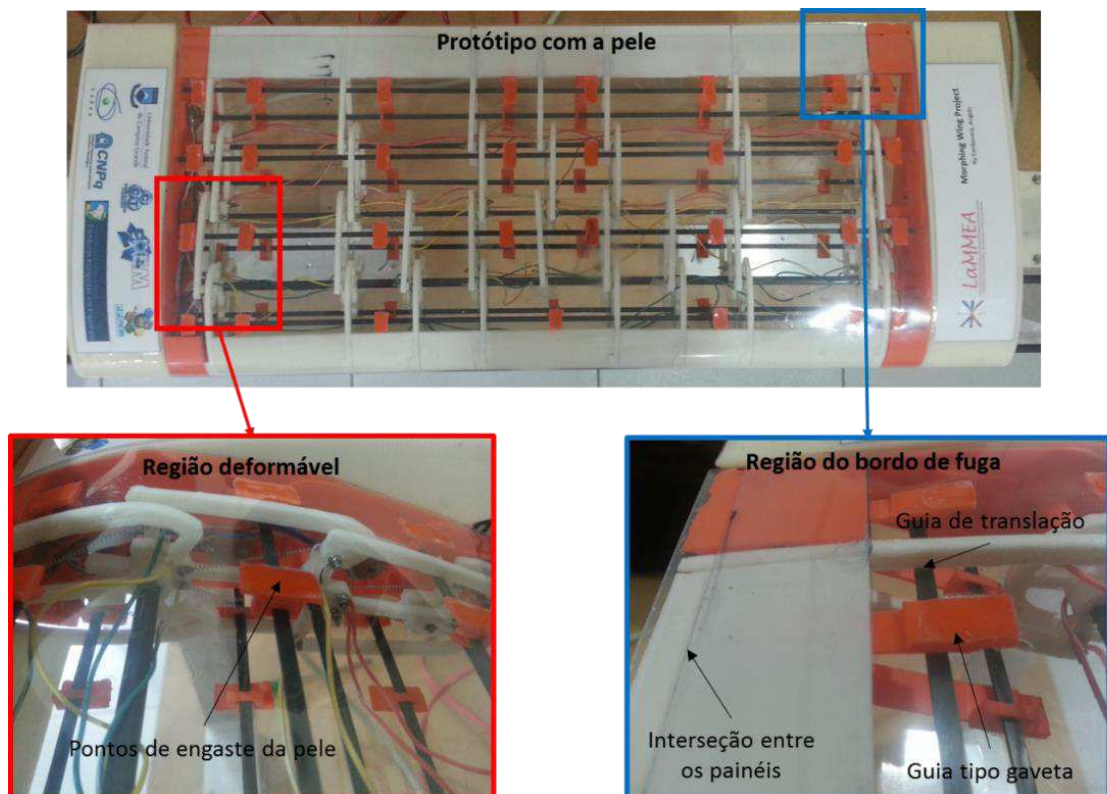
Figura 22. Estrutura interna da asa flexível



Para garantir o perfil aerodinâmico da asa sem discontinuidades, ainda há um problema a ser discutido, correspondente a definição da “pele da asa”. Este problema é relatado por diversos pesquisadores e em boa parte dos trabalhos presentes na literatura ainda se encontra como um problema em aberto.

Thill *et al.* (2008) discutiram alguns conceitos de pele para aeronaves adaptativas visando eliminar este problema sem introduzir discontinuidades sobre a superfície aerodinâmica formada pela pele. Dentre os conceitos discutidos destacam-se dois: peles deformáveis e painéis sobrepostos. Neste trabalho foram utilizados simultaneamente estes dois conceitos de pele. Foi projetado um sistema de pele deslizante e deformável através de painéis finos de acetato com espessura de 0,3mm, deformável nas regiões de curvatura do perfil e deslizante no bordo de fuga (região na qual muitos protótipos da literatura apresentam discontinuidades). Este conceito de pele pode ser observado na Figura 23.

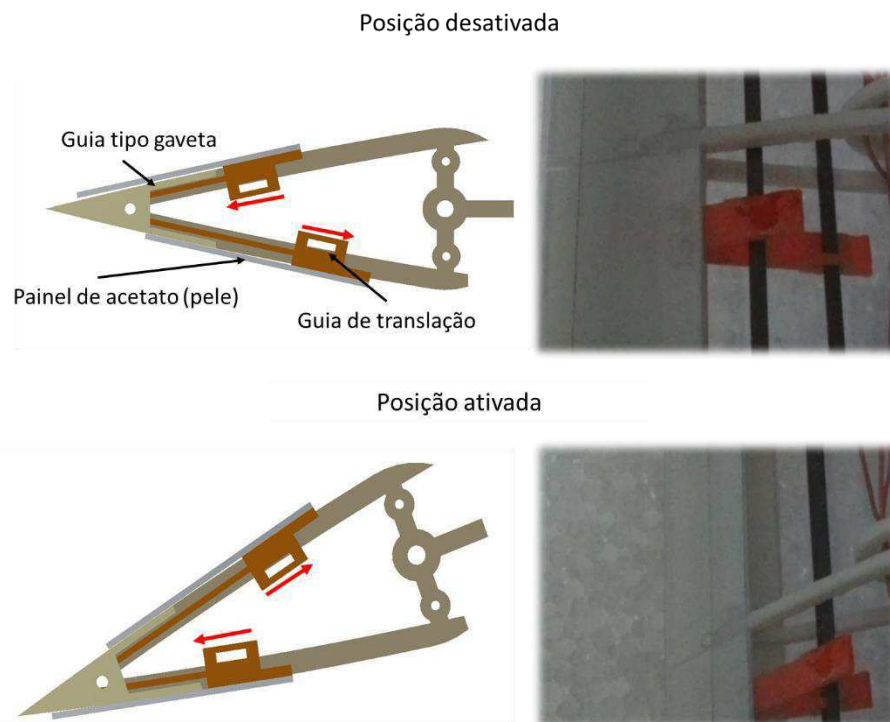
Figura 23. Protótipo da asa recoberto com a pele transparente de acetato.



Um dos painéis (região de rotação) foi moldado termomecanicamente com o formato do bordo de ataque e mantido plano para recobrir 90% da corda sobre a área

do extradorso e 80% da corda sobre a área do intradorso (região deformável). Foram estabelecidos pontos de fixação nos painéis por onde passam tirantes de fibra de carbono guiados pelo formato da nervura de forma a garantir que os painéis se deformem transladando sobre a mesma, porém mantendo a rigidez da pele sob compressão (intradorso) e sucção (extradorso). Na região do bordo de fuga este painel desliza sobre outro painel guiado por um mecanismo do tipo gaveta. Os detalhes do projeto deste sistema podem ser observados no esquema da Figura 24.

Figura 24. Detalhes de funcionamento do sistema da pele.



### 3.3 SISTEMA DE ACIONAMENTO VIA MICROMOLAS DE LMF

O sistema de acionamento do mecanismo adaptativo do protótipo *SMARt Morphing Wing* é constituído de atuadores do tipo 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 reconstituição 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. 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.

Conforme já mencionado, neste trabalho foram utilizadas micromolas de LMF de NiTi comercialmente disponíveis e geralmente utilizadas em aplicações ortodônticas de forma passiva. Uma fotografia destas micromolas de NiTi pode ser observada na Figura 25. Estes elementos foram inicialmente desenvolvidos para trabalharem no regime superelástico a temperatura ambiente, em aplicações passivas, mantendo uma força aproximadamente constante em dentes para correção ortodôntica.

Figura 25. Micro mola de LMF NiTi empregada como atuador no protótipo desenvolvido.

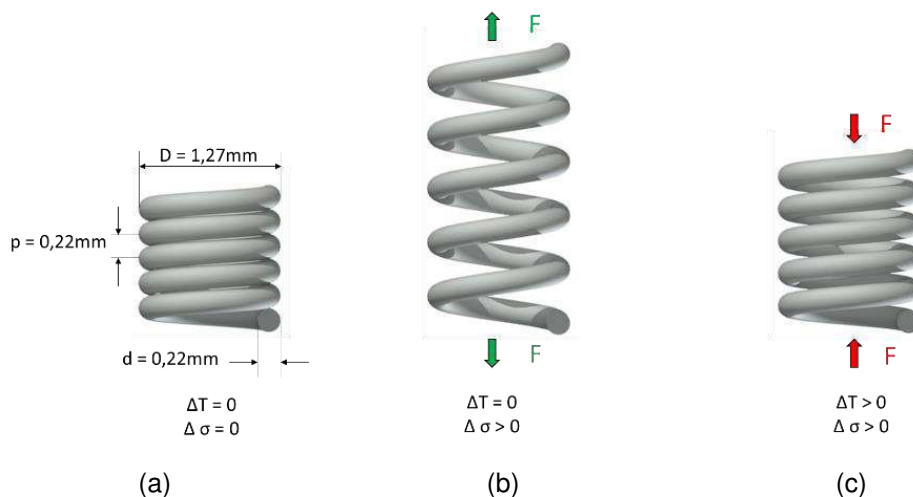


As molas de LMF da Fig. 25 são micromolas ortodônticas fechadas M12 fornecidas pela empresa Dental Morelli (São Paulo – SP). A especificação M12 corresponde à distância entre centros dos olhais (12mm), enquanto o comprimento útil da mola na verdade é de 7,5 mm (como pode ser observado na Figura 25). Estas molas possuem em média 27 espiras ativas e as demais características principais são o diâmetro do fio ( $d$ ) de 0,22mm, correspondente a 220 $\mu$ m (o que as caracteriza como micromolas (SONG *et al.*, 2015)), e o diâmetro da mola ( $D$ ) de 1,27mm.

Conforme ilustrado na Fig. 26 quando um carregamento mecânico é aplicado e mantido, essa micromola se deforma formando martensita induzida por tensão,

podendo chegar até 600% de deformação reversível (Figura 26 (b)). 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, conseqüentemente, gerando força e realizando trabalho (Fig. 26 (c)), sendo possível recuperar quase toda a deformação inicial, mesmo sob carga.

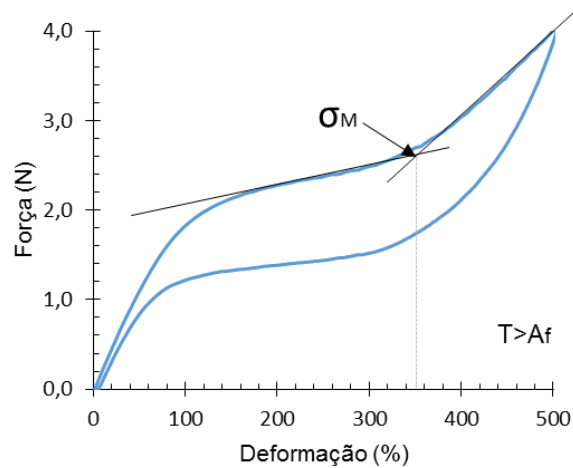
Figura 26. Configuração geométrica da micro mola de LMF em diferentes condições. (a) Sem carga e à temperatura ambiente. (b) Com carga e à temperatura ambiente. (c) Com carga e aquecimento.



Para que tal efeito de memória de forma possa ser observado o atuador deve ser submetido a uma deformação inicial superior àquela correspondente a tensão de transformação da martensita induzida, mesmo na condição de curvatura nula do protótipo. Para definir qual seria esta deformação e a localização dos pontos de fixação do atuador fez-se um ensaio de tração quase estático na micromola a 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. 27, com a identificação do ponto de interseção entre as duas retas traçadas definindo a força correspondente a tensão crítica de fim de transformação martensítica, que ocorre para uma deformação da ordem de 350%. Considerando que o comprimento indeformado da micromola é conhecido, este parâmetro define a distância mínima entre os pontos de fixação para que as molas venham a trabalhar no regime de EMF.



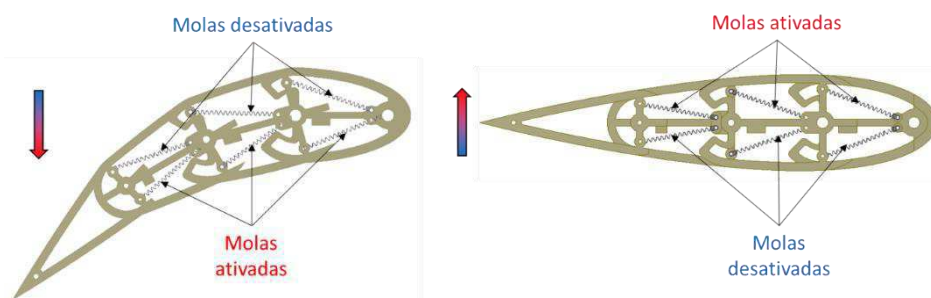
Figura 27. Curva de tração com subsequente descarregamento em uma micromola de LMF NiTi.



Definida a distância mínima entre os pontos de fixação das molas, foram escolhidos estes pontos de forma a maximizar o EMF combinando a deformação inicial (ponto de equilíbrio a 350%), deformação mínima (elemento ativado com contração a 300%) e deformação máxima (elemento desativado sob tração a 400%). Nestes pontos de fixação, as micromolas são parafusadas nos olhais e conectadas eletricamente entre si.

As molas dispostas na parte inferior de cada nervura (intradorso) são responsáveis pela deflexão relativa entre as seções às quais estão conectadas, conforme pode ser observado na Fig. 28, enquanto que as molas dispostas na parte superior das nervuras (extradorso) são responsáveis pelo retorno a posição de simetria.

Figura 28. Sistema de acionamento dos perfis. (a) Deflexão do perfil por ativação dos atuadores do intradorso; (a) Retorno do perfil por ativação dos atuadores do extradorso



O sistema de ativação foi projetado para trabalhar mecanicamente em paralelo e eletricamente em série. Isso quer dizer que 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.

Para controlar a passagem de corrente no conjunto de micromolas instaladas no protótipo de semi asa foi desenvolvido um programa específico na plataforma LabView®. Neste programa foram criadas 6 variáveis de saída analógicas para permitir um aumento ou redução gradual da corrente aplicada sobre cada série de atuadores. Como o foco deste trabalho ainda não é o controle de forma ou de fluxo sobre a asa em malha fechada, no software desenvolvido é possível apenas determinar a forma da onda de corrente a ser aplicada, a amplitude e o período, ou simplesmente fazer o acionamento manual (controle *on-off*), para seleção da seção da asa flexível a ser defletida. Os detalhes de hardware e instrumentação associados ao software serão descritos na seção a seguir.

### 3.4 INSTRUMENTAÇÃO PARA TESTES DO PROTÓTIPO

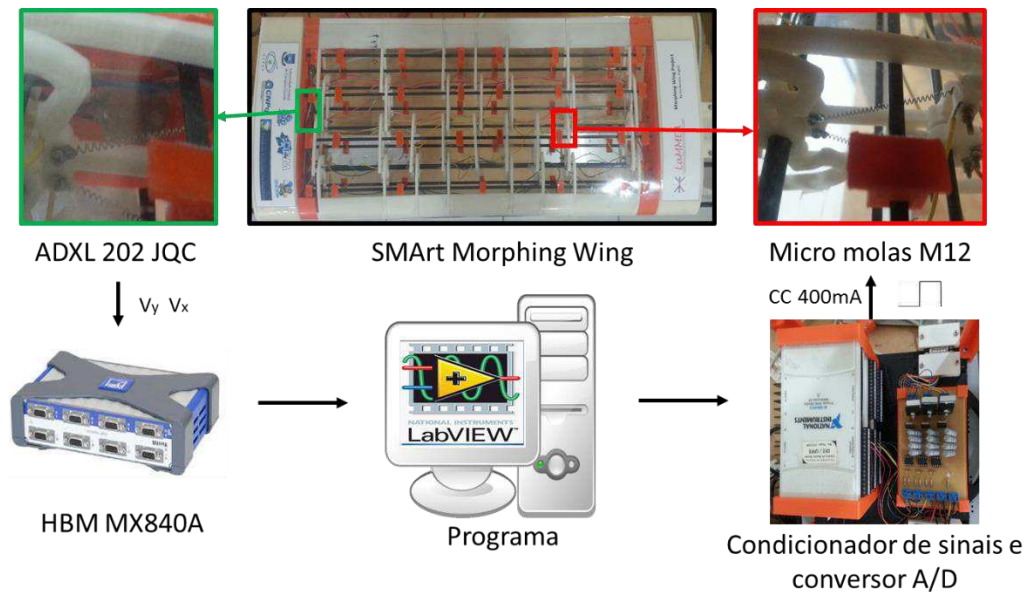
#### 3.4.1 Instrumentação do protótipo

O ciclo de acionamento do protótipo envolve o envio de um pulso ou uma onda de corrente para a série de atuadores correspondente a seção que se deseja defletir e simultaneamente fazer a leitura e análise dos ângulos de cada seção, para cálculo da curvatura resultante.

No software desenvolvido, o usuário pode selecionar a seção a ser defletida e a maneira como esta seção deve se defletir (forma de onda, período e corrente). O software por sua vez envia o comando a um conversor D/A, o qual irá emitir um sinal de tensão analógica proporcional a corrente desejada. Este sinal em tensão é amplificado por um condicionador de sinais liberando a corrente desejada nos atuadores. Para este procedimento foi utilizado um dispositivo tipo DAQ (*Data-Acquisition*) NI USB 6212 da *National Instruments* na função de conversor D/A, por ser um dispositivo multifuncional e versátil (leve e compacto). O condicionador de sinais projetado recebe o sinal em tensão e libera uma corrente 10 vezes maior que o sinal de entrada. Para o comando de cada seção são utilizados dois canais analógicos do conversor (um dispositivo por seção), sendo um para ativação da seção e outro

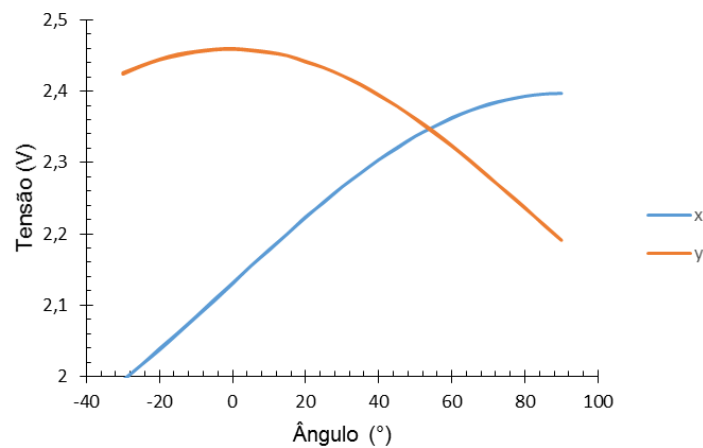
para retorno. Os detalhes do sistema de acionamento e instrumentação do protótipo pode ser observado no diagrama da Figura 29.

Figura 29. Diagrama de acionamento e instrumentação do protótipo.



Para realizar a medição dos ângulos de cada seção foram utilizados acelerômetros ADXL 202JQC. Estes acelerômetros possuem dois eixos de medição (X e Y) e podem ser utilizados como giroscópio para medição de ângulos até 360°, na função *tilt*. 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. Para verificar a resposta do acelerômetro, utilizou-se um goniômetro graduado com o acelerômetro fixo ao seu corpo simulando seu posicionamento na asa. A resposta em tensão dos eixos X e Y em função da orientação do sensor pode ser observada na Figura 30.

Figura 30. Resposta em tensão do acelerômetro ADXL 202JQC.



Com os dados apresentados na Fig. 30 foi possível efetuar a calibração dos sensores. Para isto foi feita uma normalização dos resultados baseadas nos valores de mínimo e máximo correspondentes às respostas a 0 e 90° para cada sensor. Com os valores normalizados, calculou-se o arcotangente de X em relação a Y. As Equações 2 e 3 mostram as funções que normalizam os valores de x e y. Nestas equações os valores  $x_i$  e  $y_i$ , representam os valores de tensão instantâneos obtidos nas saídas do sensor,  $x_{0^\circ}$ ,  $x_{90^\circ}$ ,  $y_{0^\circ}$  e  $y_{90^\circ}$  representam os valores de x e y a 0° e 90°, respectivamente. Já a Equação 4 permite o cálculo do ângulo de resposta do sensor  $\theta$ , na qual  $x_n$  e  $y_n$  representam os valores normalizados de x e y.

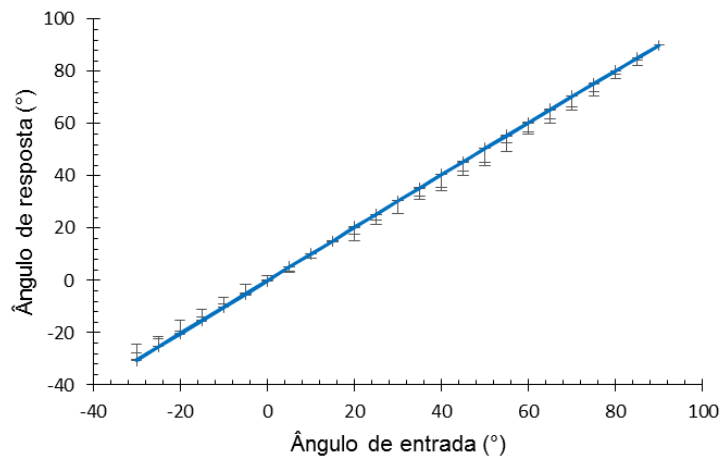
$$x_n = \frac{x_i - x_{0^\circ}}{x_{90^\circ} - x_{0^\circ}} \quad (2)$$

$$y_n = \frac{y_i - y_{90^\circ}}{y_{0^\circ} - y_{90^\circ}} \quad (3)$$

$$\theta = \left( \tan^{-1} \frac{x_n}{y_n} \right) \times \frac{180}{\pi} \quad (4)$$

Para a calibração do instrumento, foi feita uma curva de aferição posicionando um goniômetro em um determinado ângulo de entrada e verificado o ângulo de resposta obtido pela equação de calibração do sensor. A curva de aferição do sensor pode ser observada na Figura 31. O erro máximo absoluto observado foi de 0,6°, acontecendo em 45° devido ao fato de que os valores de referência para a normalização serem os extremos 0° e 90°.

figura 31. Curva de aferição dos sensores ADXL instalados no protótipo para posicionamento angular.



A resposta em tensão do sensor de posição angular é recebida por um DAQ Quantum X MX840A da *Hottinger Baldwin Messtechnik GmbH* (HBM) integrado ao software que processa os sinais recebidos e os converte em ângulo de acordo com a curva de calibração de cada sensor.

Cada seção dispõe de um acelerômetro para medir a posição relativa da seção em relação à aceleração da gravidade. Sendo assim, o acelerômetro da primeira 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 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 do bordo de ataque (ângulo de atitude).

Desta forma, o software pode ler um sinal de deflexão angular e enviar um comando para ativar as seções ou retornar, conforme desejado pelo usuário. Com a instrumentação e os demais dispositivos implementados, é possível futuramente expandir o foco do trabalho e implementar técnicas de controle de forma e fluxo do protótipo com controladores baseados em lógica fuzzy, por exemplo.

### 3.4.2 Testes em túnel de vento

Os testes em túnel de vento foram realizados no Laboratório de Hidráulica do Departamento de Engenharia Civil da Universidade Federal da Paraíba (LH/DECA/UFPB). O túnel de vento disponível tem uma seção de testes de

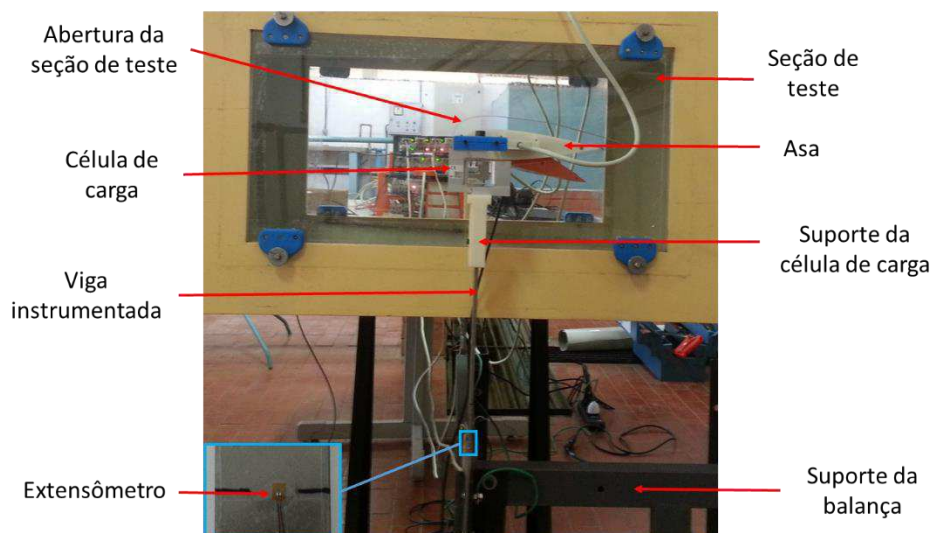
400x400mm e velocidades que podem variar de 6m/s a 14m/s (Figura 32). Para verificar a velocidade foi utilizado um anemômetro de hélice (AMI 300), medindo a velocidade nas extremidades e ao centro da seção de teste.

Figura 32. Túnel de vento Plint and Parteners LTD.



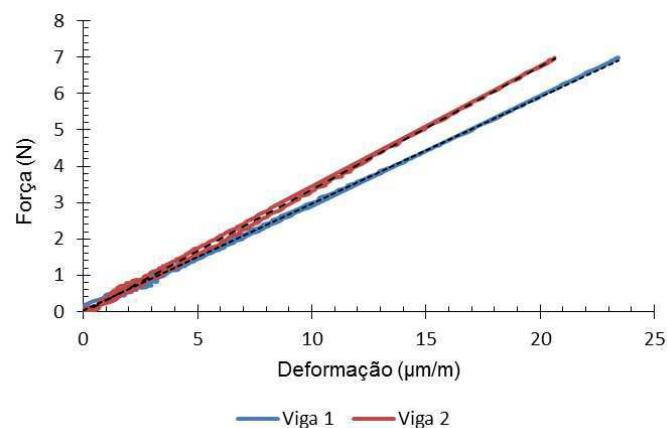
Durante o trabalho foi construída também uma balança aerodinâmica para verificar as variações das forças de sustentação e de arrasto com a deflexão do perfil e com a velocidade do escoamento, utilizando uma viga instrumentada (arrasto) e células de carga (sustentação). Este dispositivo pode ser visualizado na Figura 33.

Figura 33. Imagem lateral da balança aerodinâmica montada na seção de teste para avaliar sustentação e arrasto durante os testes do protótipo em túnel de vento.



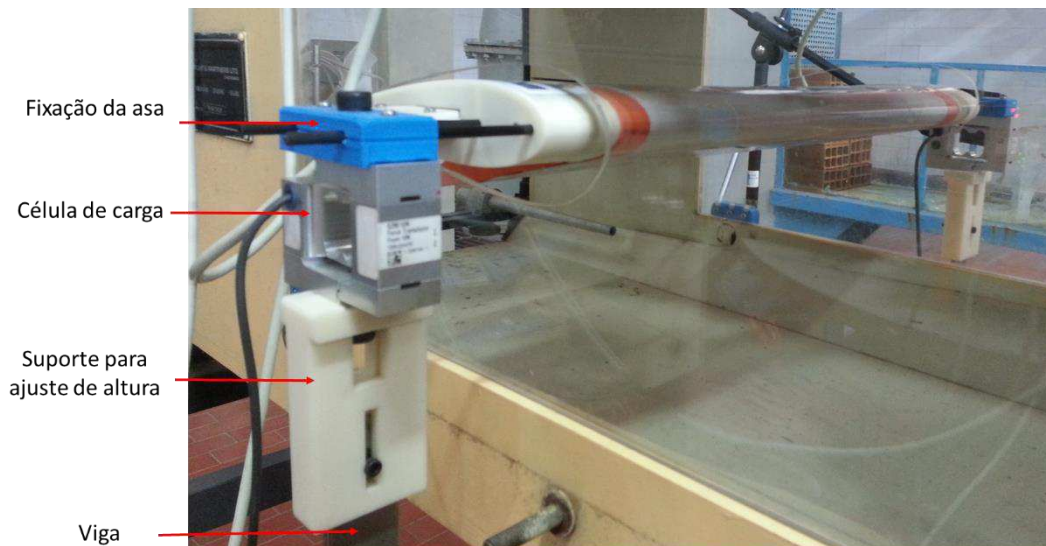
Para medição da força de arrasto foram colados extensômetros PA-06-062AB-120-L da Excel Sensors em duas vigas de aço (uma para cada extremidade da asa). A força de arrasto sobre a asa é diretamente transmitida para as extremidades da viga, causando um momento sobre a viga de modo que a deformação resultante pode ser captada pelo extensômetro. Para fazer a equivalência entre a força aplicada e a deformação sofrida pela viga, foi feita uma calibração com uma célula de carga (S2M/10N da HBM) aplicando uma força conhecida diretamente sobre o bordo de ataque da asa. O resultado desta calibração pode ser observado na Figura 34. De acordo com o método de calibração utilizado, a força de arrasto pode ser calculada como sendo a média das forças registradas.

Figura 34. Calibração da viga instrumentada para estimativa da força de arrasto no protótipo.



Nas extremidades de cada viga foram instaladas células de carga HBM (modelo S2M/10N) para medir diretamente a força de sustentação da asa com o escoamento. Cada célula de carga recebe metade da força de sustentação. Os detalhes construtivos da montagem podem ser observados na Figura 35.

Figura 35. Detalhes da balança para medição da força de sustentação no protótipo.



### 3.5 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.

A medição do ângulo apresentada anteriormente pode fornecer uma estimativa do comportamento aerodinâmico da asa, através da rotação das seções em torno do eixo com o ângulo fornecido pelo sensor. O perfil aerodinâmico resultante desta estimativa é a fronteira formada por estas seções. No entanto, os pontos de interseção entre as seções constituem uma região de variação abrupta de direção do escoamento. No protótipo apresentado estas variações abruptas são suavizadas pelo sistema de pele especialmente concebida para recobrir a asa.

A obtenção do perfil aerodinâmico do protótipo é realizada por análise de imagens e dividida em quatro fases. A primeira delas corresponde ao pré-processamento da imagem, seguida da leitura, do processamento e finalmente do pós-processamento.

Na fase de pré-processamento, a asa é montada com uma das extremidades da seção adaptativa visível. A região de coloração laranja, que define a fronteira entre a parte móvel e a parte fixa e pode ser vista na Fig. 35, será utilizada para definir a forma do perfil aerodinâmico em cada instante de tempo. Uma câmera com foco manual é instalada a uma distância que torne o comprimento da corda da asa muito



menor que a distância focal. Este procedimento é adotado para evitar distorções na imagem provocada pela curvatura da lente, de modo que assim se possa considerar que a imagem esteja realmente no plano de visualização.

Em uma segunda fase é feito um vídeo com a ativação da asa a partir da posição de simetria até atingir a deflexão desejada, seguido do retorno à posição inicial. Nesta etapa o vídeo é particionado em quadros (*frames*) sendo um instante de tempo atribuído a cada frame extraído.

A terceira fase é processar estes frames. Nesta etapa foi desenvolvido um código em Matlab® que carrega as imagens e faz o tratamento delas, extraindo a fronteira do perfil e a função matemática que a define. Após carregadas as imagens, é feito um processo de calibração, atribuindo a uma distância em *pixels* na imagem uma distância real, cuja referência adotada foi a corda do perfil. No próximo passo é feito o processamento de cores para reconhecer que o perfil aerodinâmico é a região compreendida dentro do intervalo de cores definido, sendo neste caso a cor laranja. Desse processo se extrai, ainda com um certo ruído, uma primeira estimativa do perfil aerodinâmico.

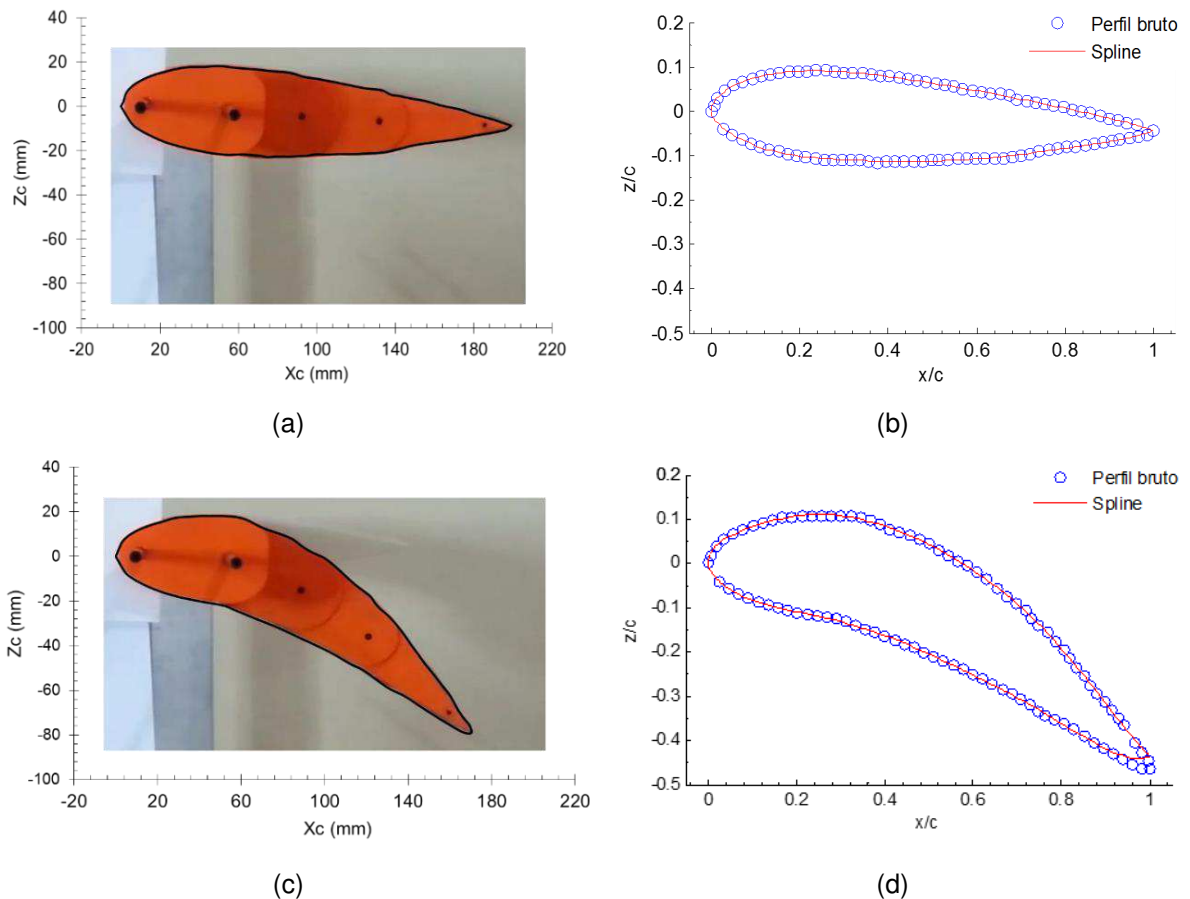
A quarta fase é o pós-processamento dos pontos que definem a fronteira do perfil. São aplicadas *splines* para minimizar o ruído e suavizar a curvatura nas regiões de rotação, simulando o efeito da pele. Nesta fase são calculadas as funções que definem a região do intradorso e do extradorso, obtendo assim o perfil final.

Na Figura 36 podem ser observadas as 2 principais fases do processo de tratamento de imagem. Na Figura 36 (a) é possível observar a imagem do perfil na posição de simetria com a fronteira em destaque (terceira fase), enquanto na Fig. 36 (b) visualiza-se o pós-processamento deste mesmo perfil aplicando *spline* nos pontos que definem a fronteira. A partir destes pontos são calculadas as funções que definem o intradorso e extradorso. Nas Figura 36 (c) e (d) são verificadas estas mesmas fases para uma imagem com 45° de deflexão do protótipo.

Figura 36. Tratamento de imagem para extração do perfil do protótipo.

(a) Fronteira do perfil a 0° de deflexão. (b) Perfil final para 0° de deflexão.

(c) Fronteira do perfil a 45° de deflexão total. (d) Perfil final para 45° de deflexão total.



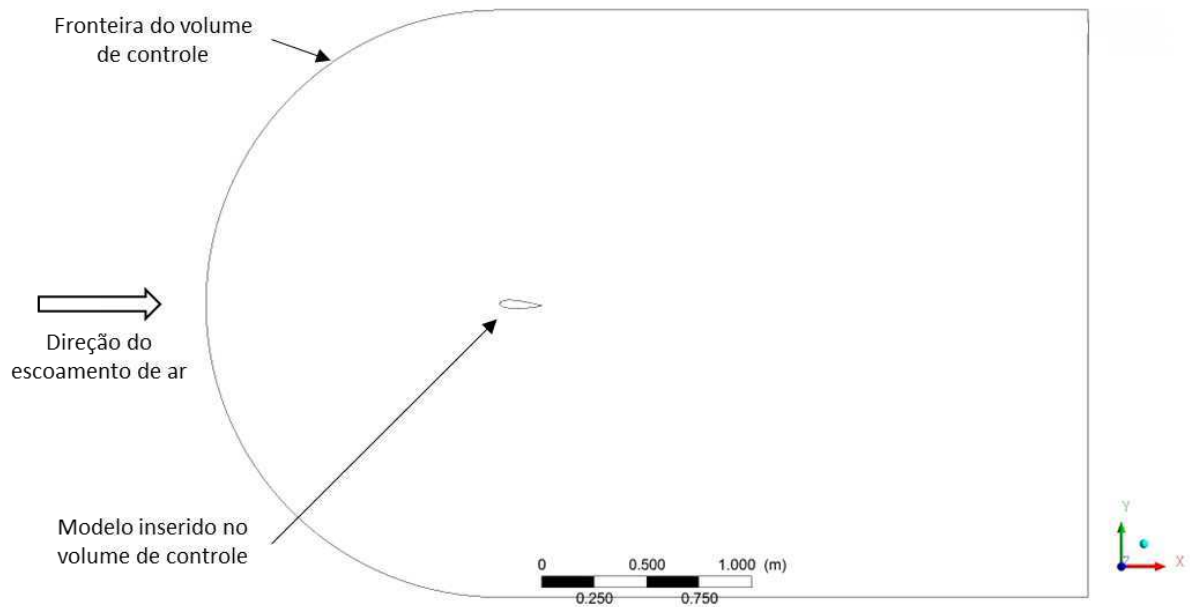
### 3.6 MODELAGEM AERODINÂMICA

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 foram simulados 5 modelos de perfil obtidos de testes em vazio pela ativação simultânea de todas as seções, aplicando o processamento digital de imagens descrito anteriormente. Para simplificar a análise foi utilizado um modelo 2D do perfil aerodinâmico, visto que a asa possui perfil constante ao longo da envergadura.

O modelo foi inserido em um volume de controle 7 vezes maior que a corda media aerodinâmica na montante e 14 vezes maior na jusante para evitar efeitos de borda sobre a distribuição de pressão. A geometria do volume de controle com a posição do perfil pode ser observada na Figura 37.

Figura 37. Geometria do volume de controle para modelagem aerodinâmica do protótipo.



As condições de contorno adotadas para a simulação foram velocidade de entrada  $U$ , fronteira do perfil impermeável (tipo parede), sendo considerado escoamento incompressível (densidade e  $\rho = \text{cte}$ ) desprezando efeitos de transferência de calor. Os valores das condições de contorno e propriedades do ar adotadas estão resumidos na Tabela 3.

Tabela 3. 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	$T = 25 \text{ }^\circ\text{C}$
Número de Reynolds	$Re = 200000$
Comprimento da corda	$X_c = 200\text{mm}$
Erro residual	$10^{-6}$

O número de Reynolds ( $Re$ ) calculado pela Eq. 5, adotando como parâmetro geométrico  $l = x_c$ .

$$Re = \frac{\rho U l}{\mu} \quad (5)$$

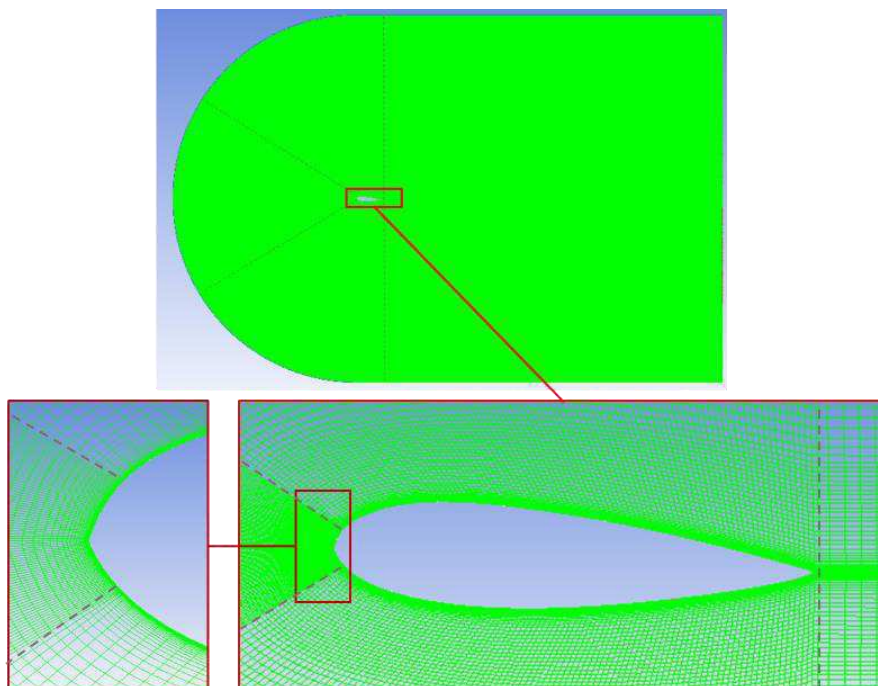
Nas simulações foi utilizado o modelo de turbulência RNG  $k-\epsilon$ , que permite obter a distribuição das forças de arrasto e sustentação a partir da solução de duas equações de transporte: uma para  $k$  (a energia cinética turbulenta) e outra para  $\epsilon$  (a taxa de dissipação da energia cinética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

A malha para simulação foi criada no ICM-ICEM. Para gerar a malha o volume de controle foi particionado em quatro seções, como mostrado na

Figura 38. Estas partições foram preenchidas com elementos quadrilaterais, somando 568236 elementos no caso mais simples e 621568 elementos no caso mais crítico (com deflexão máxima do protótipo). Em todos os casos a malha é mais densa na região próxima às fronteiras do perfil, já que esta é a região de interesse e é onde acontecem as alterações mais significativas. Os detalhes da malha podem ser observados na

Figura 38.

Figura 38. Detalhes da malha desde a partição do volume de controle.



## 4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

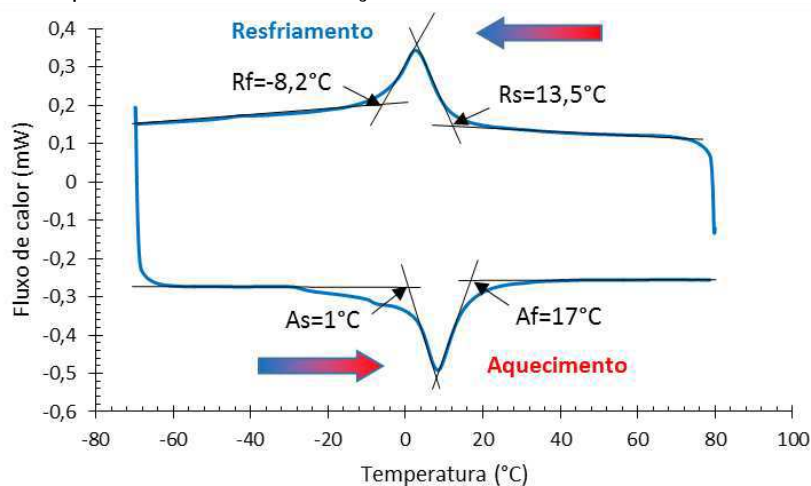
### 4.1 CARACTERIZAÇÃO TERMOMECÂNICA DAS MICROMOLAS DE LMF NiTi

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 apenas o estado inicial dos atuadores antes da sua aplicação. No caso das micromolas, o ensaio de DSC permitiu determinar a temperatura  $A_f$  inicial, da ordem de  $17^\circ\text{C}$ , confirmando o estado superelástico à temperatura ambiente. Conforme pode ser observado na Figura 39.

Figura 39. Temperaturas de transformação das micromolas obtidas do ensaio de DSC.



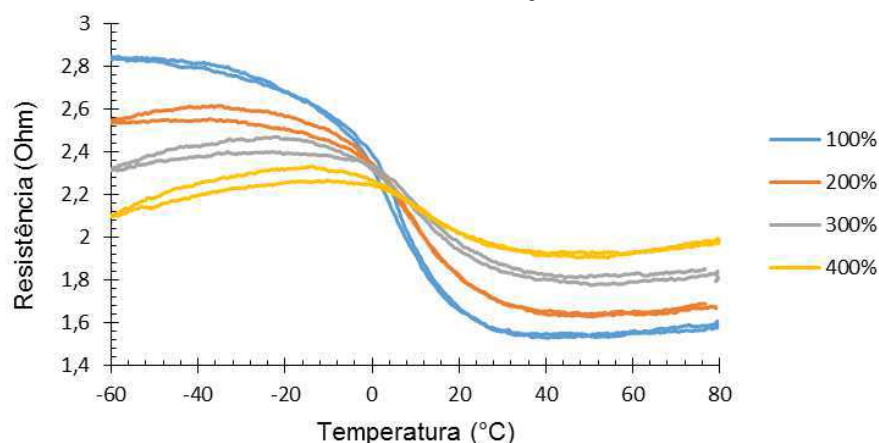
A determinação das fases presentes no material foi baseada nas energias de transformação durante o aquecimento e resfriamento. Estas energias podem ser calculadas pela integral da curva dos picos de transformação definida entre o início e

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 termostático. 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, sendo os pontos de inflexão da curva de resistência elétrica com a temperatura um indicativo das temperaturas de transformação de fase.

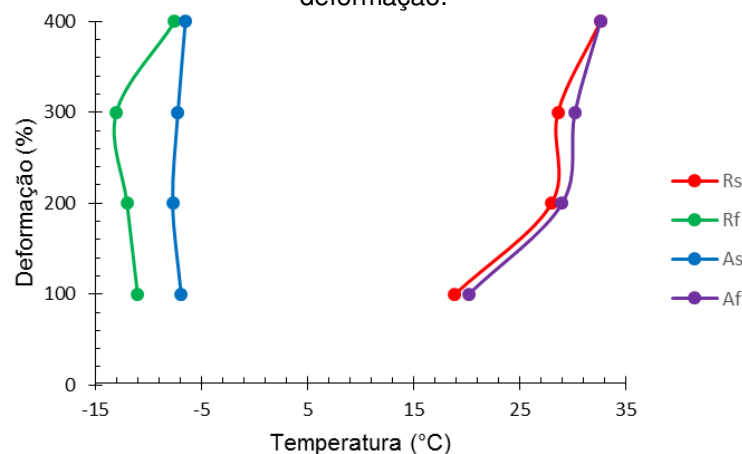
Os ensaios de RET foram feitos com uma variação de temperatura de  $-60^{\circ}\text{C}$  a  $80^{\circ}\text{C}$  a uma taxa suficientemente lenta para que o componente entre em equilíbrio térmico com o fluido. Foram avaliadas as respostas em RET das micromolas com deformação imposta (constante) entre 100 e 400%, a cada 100%. O comportamento em RET segue um padrão típico em “S”, conforme pode ser observado na Fig. 40 para todos os níveis de deformação, sendo as temperaturas de transformação de fase correspondentes aos pontos de inflexão.

Figura 40. Resistência elétrica em função da temperatura para as micromolas de NiTi submetidas a diferentes níveis de deformação constante.



A partir da análise dos resultados dos ensaios de RET observados na Fig. 40, é possível determinar as temperaturas de transformação de fase para cada nível de deformação aplicando o método das tangentes (LAGOUDAS, 2008), de maneira similar àquela definida na Figura 27. Uma outra observação pode ser feita em relação à transformação de fase revelada na Figura 40. Tendo em vista a reduzida histerese em temperatura verificada no gráfico da RET, pode-se afirmar que a transformação de fase que ocorre durante o resfriamento na verdade é da austenita para a martensita conhecida por fase R (OTSUKA; WAYMAN, 1998). Aplicando as tangentes nas regiões de inflexão das curvas RET, obtém-se o comportamento da Fig. 41 para as temperaturas de transformação de fase em função da deformação. A análise destes resultados deixa evidente o ligeiro aumento das temperaturas de transformação da martensita (fase R) para a austenita ( $A_s$  e  $A_f$ ). Uma consideração importante é que o ensaio foi realizado com a deformação constante durante a varredura da temperatura, o que gera tensões internas devido à geração de força durante a mudança de fase (a micromola tende a se contrair por EMF).

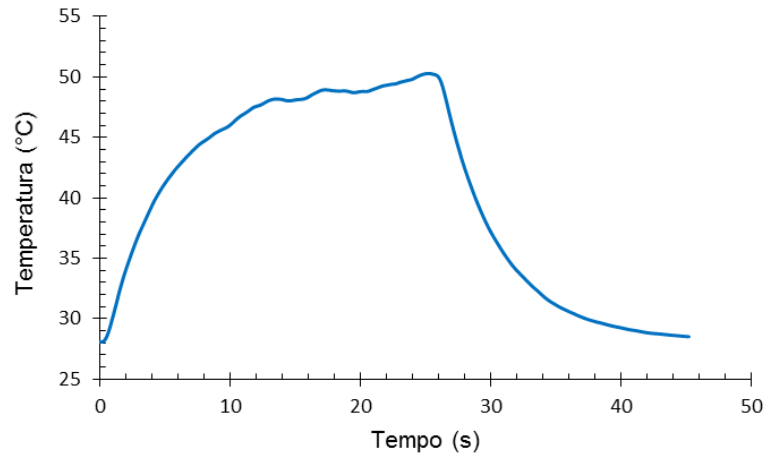
Figura 41. Temperaturas de transformação de fase das micromolas de LMF NiTi em função da deformação.



Com os resultados da Fig. 41 é possível determinar o nível de temperatura que o atuador deve atingir para transformar de fase completamente para austenita, gerando trabalho mecânico capaz de defletir o protótipo. Considerando que as micromolas de LMF NiTi são ativadas por efeito joule, foram realizados alguns ensaios de ativação da mola para verificar o seu comportamento térmico quando da 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 o 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  $A_f$  máxima de 33°C (a 400% de deformação, Figura 41). Este resultado de ativação por pulso de corrente pode ser observado no gráfico da Figura 42.

Figura 42. Comportamento em temperatura da micromola ativada por um pulso de 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, visando determinar em que nível de deformação se deve trabalhar. No caso do presente trabalho, este nível foi de 350% de deformação (como mostrado na Figura 27).

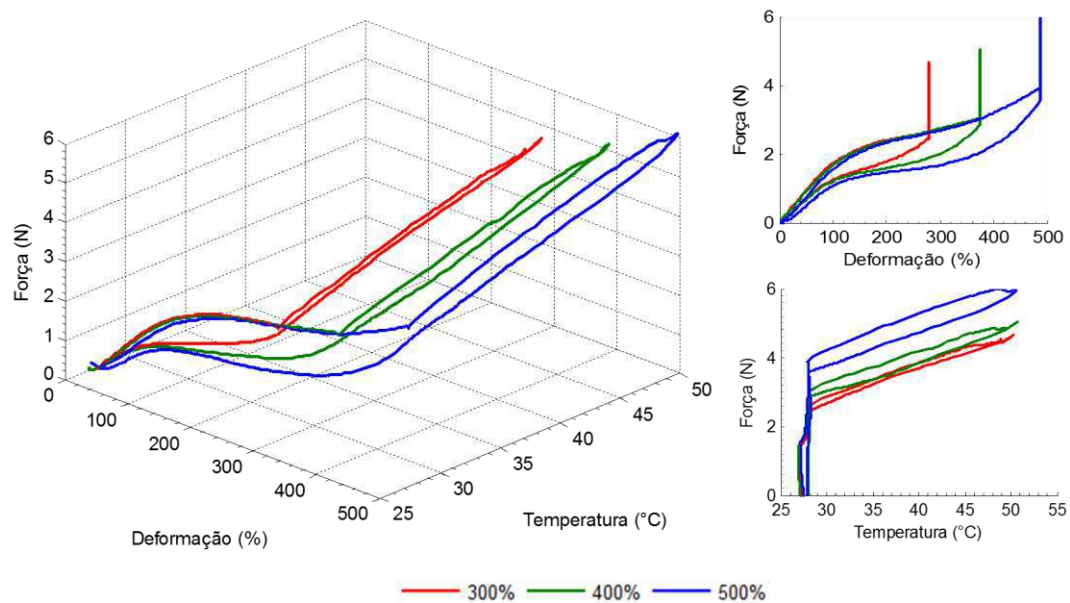
Os ensaios de geração de força são utilizados para medir o potencial de geração de esforço mecânico de um determinado atuador de LMF. Para isso, o material ou componente deve sofrer uma deformação inicial e, mantida a deformação, deve ser submetido a um aumento de temperatura. O aquecimento do atuador fará com que o mesmo tente transformar de fase e como a deformação está bloqueada ocorrerá geração de força para tentar superar a restrição e retornar ao seu estado original. 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 também em materiais ou componentes inicialmente superelásticos, a partir dos quais se deseja obter o efeito memória de forma 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 micro mola foi deformada em 300, 400 e 500%, e ao atingir a deformação máxima de cada teste submeteu-se a micromola a uma corrente de 400mA, monitorando o comportamento da força em função da temperatura e da deformação. Os resultados podem ser observados na Figura 43.

Figura 43. Comportamento termomecânico de uma micro mola de LMF NiTi em ensaios de geração de força.



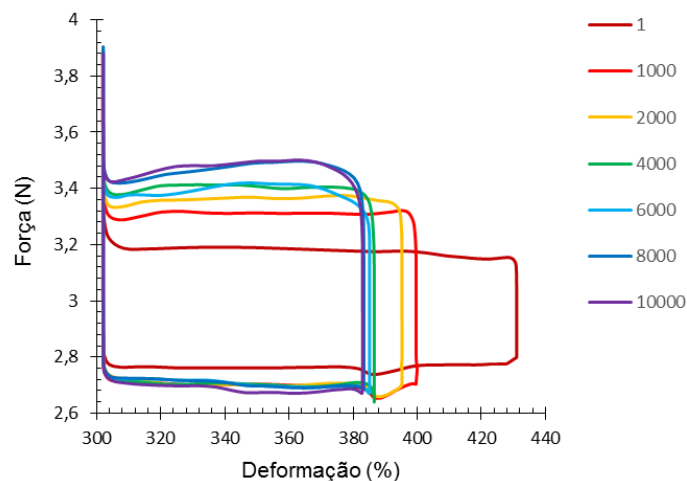
Alguns aspectos importantes podem ser observados na Figura 43. O primeiro deles diz respeito à diferença entre as forças geradas pelo aquecimento e as forças impostas nos ensaios isotérmicos para atingir a deformação máxima desejada. Durante a aplicação no protótipo, as micromolas estão inicialmente sob deformação de 350%. A partir daí, aquelas instaladas no intradorso são ativadas contraindo-se até uma deformação de 300%, correspondendo a uma força total de até 4,5N. Enquanto isso, as micromolas instaladas no extradorso são deformadas para 400% isotermicamente, gerando uma força de resistência de até 3N. Ou seja, efetivamente os atuadores antagônicos nesta condição geram uma força de aproximadamente 1,5N. Para retornar à posição de simetria, os atuadores do extradorso são ativados e

os atuadores do intradorso desativados. Na prática, os atuadores do extradorso irão gerar força a partir de uma deformação de 400% chegando a atingir 5N enquanto que a força de resistência é da ordem de 2,5N. Esta condição é adequada ao sistema devido à ação extra do peso da estrutura que age no sentido de defletir a asa e não está contemplada nesta análise.

Durante sua vida útil as micromolas de LMF estarão sujeitas a ciclos de carregamento distendendo-se até 400% e contraindo-se até 300% 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 vida útil e o comportamento funcional das micromolas, foi realizada uma ciclagem de 10000 ciclos. Nesta ciclagem, o atuador é submetido a uma carga constante de 2,8N (por meio de um peso) que corresponde a uma deformação de aproximadamente 400% a temperatura ambiente. A deformação do atuador foi restrita durante a ativação (contração) em 300% e livre quando da desativação, deformando até 400% pela ação da carga. Assim, durante a ativação o atuador é submetido a uma corrente de 400mA que o aquece até 55°C e o leva a se contrair até um anteparo em 300%, quando passa a gerar força. Os resultados de geração de força nesta ciclagem podem ser observados na Figura 44.

Figura 44. Comportamento mecânico de geração de força de uma micro mola NiTi ao longo da vida útil e na condição de aplicação no protótipo.



Os resultados apresentados na Fig. 44 revelam que a partir de aproximadamente 4000 ciclos, a deformação, contração e força gerada não mais variam ao longo da ciclagem. Na prática isso significa que o atuador possui um regime transiente de operação em que perde um pouco de eficiência até se estabilizar.

Apesar deste inconveniente, os atuadores do intradorso quando ativados mantêm a força gerada contraindo a 300%, ou seja, permanecem capazes de ativar completamente a asa. Os atuadores do extradorso também mantem força suficiente para contrair de 400% para 350%, porém ao longo da vida útil começam a ficar cada vez mais rígidos até atingir 4000 ciclos, quando irão se estabilizar com uma rigidez pouco maior que a inicial. Isso significa que, na prática, os atuadores do extradorso irão precisar gerar mais força para retornar à posição de simetria em função da sua queda de eficiência.

A análise da Fig. 44 pode ainda informar parâmetros relacionados a fadiga do atuador. Para a ciclagem de 10000 ciclos realizados sob condições semelhantes à da aplicação real, não foi observado o fenômeno de fadiga funcional (após 4000 ciclos) ou estrutural do atuador, sendo a queda da deformação máxima provocada pela carga aplicada associada apenas ao aumento de rigidez da mola. Esta queda de eficiência é intrínseca do processo de estabilização de LMF por ciclagem termomecânica e, como observado anteriormente, após atingidos 4000 ciclos as micromolas tornam-se estáveis em relação à deformação e apresentam pequenos aumentos na força gerada devidos ao aumento de rigidez.

#### 4.2 TESTES DE ACIONAMENTO DO PROTÓTIPO EM VAZIO

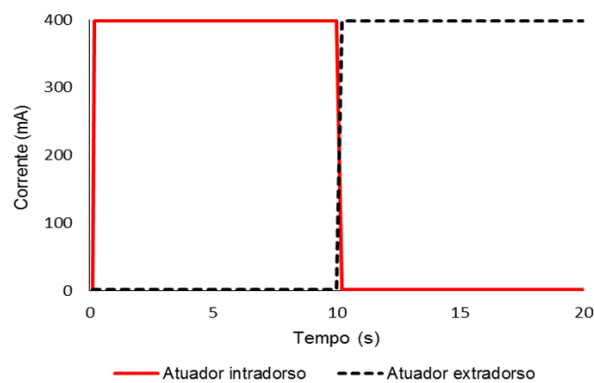
A vantagem do mecanismo adotado neste trabalho é que além de ter sido criado um protótipo de asa adaptativa com curvatura variável, o protótipo pode gerar perfis diversos pela combinação da ativação entre as diferentes seções. As seções do protótipo podem ser ativadas simultaneamente com a mesma deflexão para cada seção, individualmente ou fazendo combinações entre as seções.

Para demonstrar estas possibilidades, o protótipo foi testado em diferentes condições: i) em vazio sem a pele; ii) em vazio com a pele e iii) sob carregamento aerodinâmico. Nesta seção serão abordados os testes do protótipo em vazio, sem e com a pele (condições i e ii).

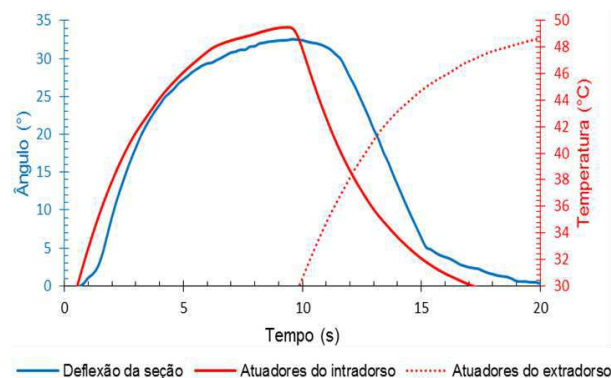
Na condição do protótipo sem a pele foram avaliadas as deflexões resultantes da ativação individual e combinada das seções da asa. A ativação seguiu o procedimento descrito na seção 3.3, selecionando a seção a ser ativada e passando uma corrente de 400mA na série de atuadores responsáveis pela deflexão da seção selecionada.

O teste do protótipo sem pele permite avaliar a interação entre os atuadores e o mecanismo articulado sem interferência da rigidez da pele ou do atrito do mecanismo da pele. Este resultado pode ser observado na Figura 45. Constata-se que a deflexão da seção está diretamente relacionada ao aquecimento do atuador do intradorso, enquanto o retorno a posição de simetria é proporcional ao aquecimento dos atuadores do extradorso combinado com o retorno dos atuadores do intradorso. Verifica-se uma deflexão angular máxima da seção da ordem de  $33^\circ$ . Apesar desse resultado ter sido obtido para a seção 3, o mesmo comportamento qualitativo foi verificado para as demais seções.

Figura 45. Deflexão da seção 3 do protótipo em relação a temperatura dos atuadores. (a) Excitação aplicada; (b) Resposta do sistema.

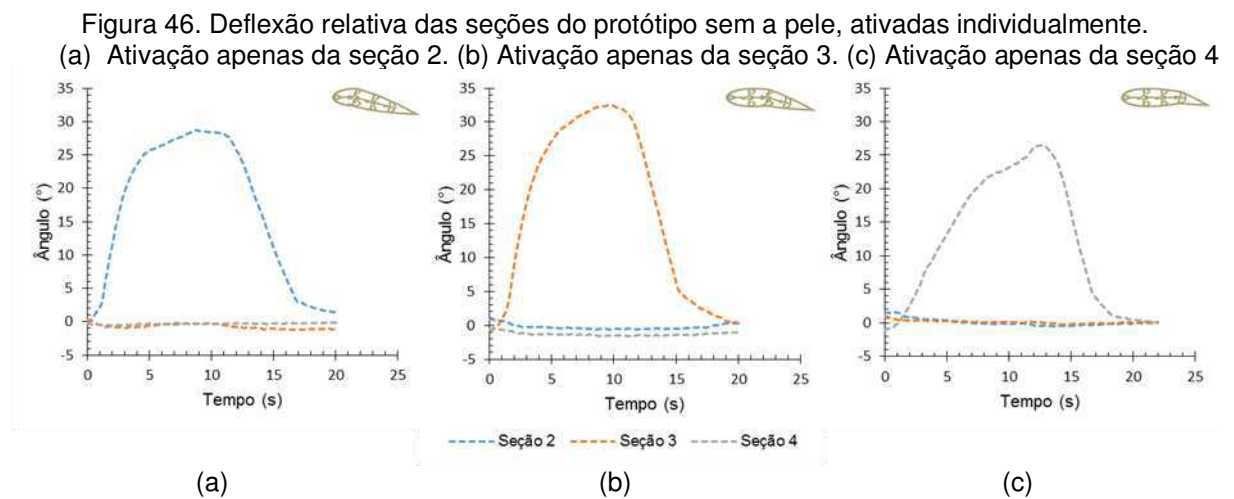


(a)



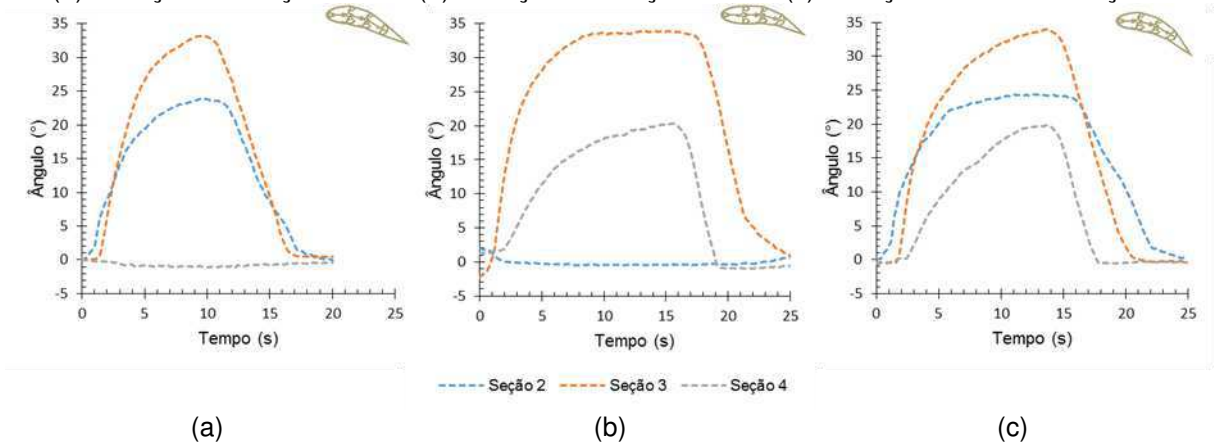
(b)

Na Figura 46 é possível avaliar a deflexão da asa sem a pele e ativando individualmente cada seção. Da análise do comportamento da Fig. 46 (a) nota-se que a deflexão máxima obtida pela ativação da seção 2 foi de  $28^\circ$  enquanto as demais seções permaneceram na posição de equilíbrio ( $0^\circ$ ). A deflexão máxima verificada na seção 3 foi de  $33^\circ$  (conforme nota-se na Fig. 46 b), levemente superior à deflexão da seção 2. Esse comportamento deve-se ao fato de a seção 2 possuir 2 nervuras de reforço para equilibrar a força peso, sendo que ao defletir a seção os atuadores se distendem e a força de resistência ao movimento aumenta. Já a seção 4 apresenta uma deflexão máxima de aproximadamente  $26^\circ$  (Figura 46 c). Esta deflexão é menor que as demais devido ao momento gerado pelo atuador ser menor que o momento atuante nas demais seções.



Como dito anteriormente ainda há a possibilidade de combinar a atuação simultânea das seções. Algumas destas possibilidades foram testadas através da ativação simultânea das seções 2 e 3, das seções 3 e 4 e de todas as seções. Os resultados destes testes podem ser observados na Figura 47.

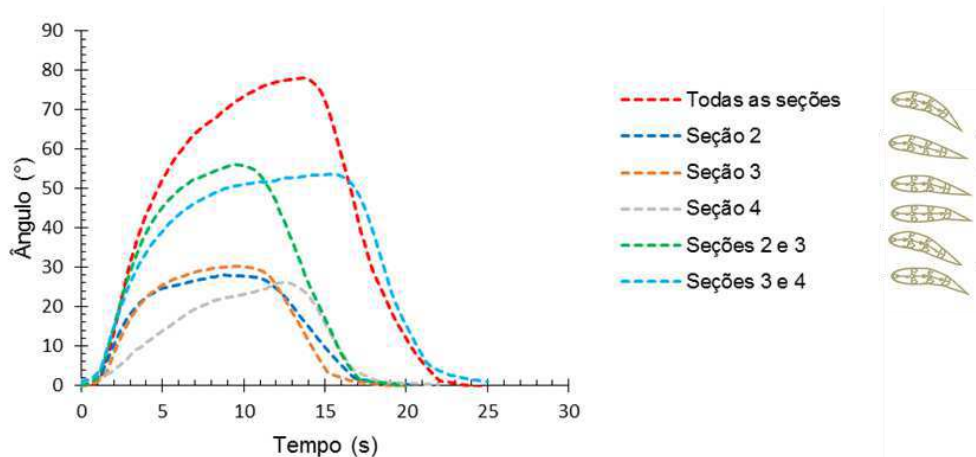
Figura 47. Deflexão relativa das seções do protótipo sem a pele, ativadas de forma combinada. (a) Ativação das seções 2 e 3. (b) Ativação das seções 3 e 4. (c) Ativação de todas as seções.



Outros aspectos importantes merecem destaque na Fig. 46, dentre eles o fato de as seções apresentarem a mesma deflexão máxima independentemente da combinação realizada. Isto fica claro quando observada a deflexão da seção 3 nos três casos, cujo o ângulo obtido é sempre constante, de aproximadamente  $33^\circ$ . O mesmo comportamento pode ser observado na seção 2 (Figuras 47 a e 47 c) e seção 4 (Figs. 47 b e 47 c), diferindo apenas no tempo que permanecem ativados.

Uma outra forma de representar a deflexão da asa é através da deflexão total ou absoluta, conforme é possível observar na Fig. 48 para todos os testes realizados sem a pele apresentados anteriormente. Esta deflexão pode ser calculada pela soma das deflexões relativas das seções ou pela resposta do acelerômetro da seção 4 subtraindo a resposta do acelerômetro da seção 1 (ângulo de atitude da asa).

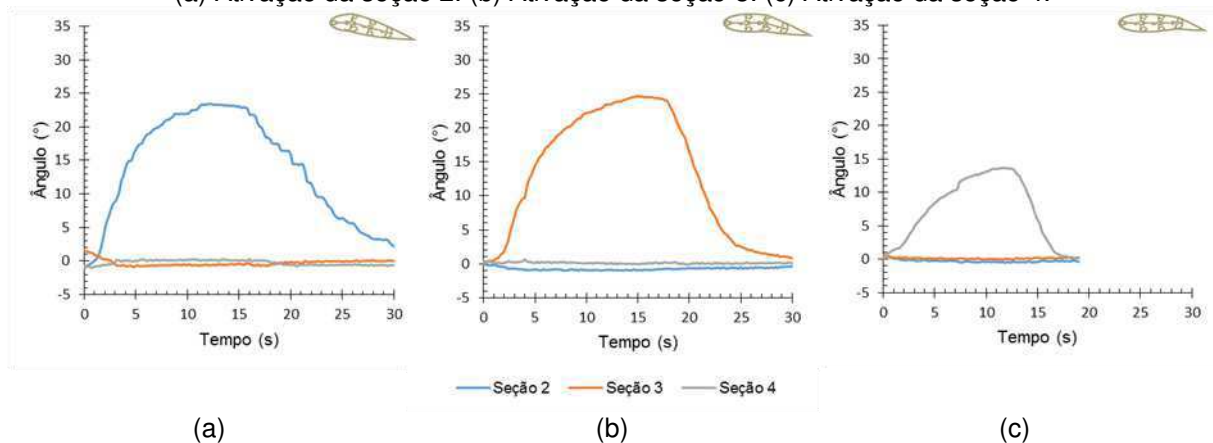
Figura 48. Deflexão total do protótipo sem a pele.



Os resultados apresentados na Fig. 48 reforçam a independência das seções, principalmente quando analisadas as deflexões das seções 2 e 3 e seções 3 e 4, mostrando que as deflexões totais das mesmas são aproximadamente iguais apesar de serem combinações distintas de seções. Nessa figura é possível observar que a deflexão máxima possível ocorre quando defletidas as 3 seções simultaneamente, levando a uma deflexão total de aproximadamente  $78^\circ$ .

Os mesmos testes descritos anteriormente foram realizados com o protótipo recoberto com a pele (condição ii). Os resultados da ativação individual das seções podem ser verificados na Figura 49. A partir destes resultados constata-se que a deflexão máxima apresentada pela ativação da seção 2 foi reduzida de  $28^\circ$  (sem pele) para  $23^\circ$ . A deflexão máxima apresentada pela seção 3 diminuiu de  $33^\circ$  para  $25^\circ$ . A seção 4 foi a que apresentou uma maior queda na deflexão máxima pela introdução da pele, que foi de  $26^\circ$  para  $14^\circ$ . Esta redução na deflexão máxima já era esperada em todas as seções devido à interferência da rigidez da pele e ao atrito do mecanismo de deslizamento da mesma, sendo mais acentuada na seção 4 em função do maior atrito provocado pelas guias de deslizamento do tipo gaveta.

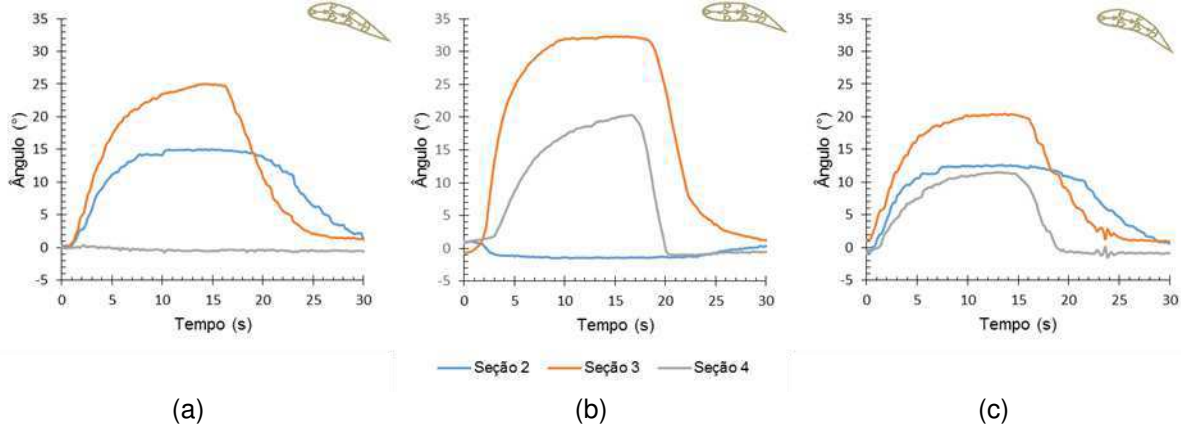
Figura 49. Deflexão relativa das seções do protótipo com a pele, ativadas individualmente.  
(a) Ativação da seção 2. (b) Ativação da seção 3. (c) Ativação da seção 4.



Assim como no caso anterior, também foram testadas combinações da ativação das seções com o protótipo recoberto pela pele. Na Figura 50 podem ser verificados os resultados da ativação combinada das seções 2 e 3 (Fig. 50 a), seções 3 e 4 (Fig. 50 b) e todas as seções (Fig. 50 c). Nestes testes a influência da pele na deflexão da seção fica ainda mais evidente e pode ser observada comparando as deflexões por seção em diferentes combinações. Apesar de estarem sendo ativadas pelo mesmo

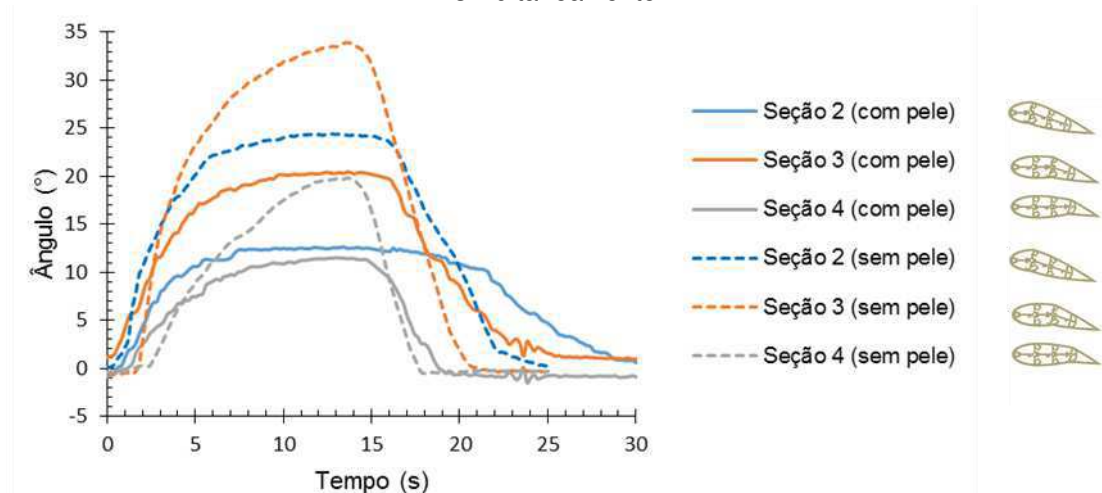
nível de corrente e pelo mesmo tempo, as seções apresentam amplitudes diferentes para cada combinação.

Figura 50. Deflexão relativa das seções do protótipo com a pele, ativadas de forma combinada. (a) Ativação das seções 2 e 3. (b) Ativação das seções 3 e 4. (c) Ativação de todas as seções.



A influência da pele na deflexão do protótipo pode também ser observada na Fig. 51 que apresenta um comparativo entre as duas configurações quando ativadas simultaneamente todas as seções. Em ambos os casos há uma diferença entre a deflexão relativa entre as seções sendo que a seção 2 teve uma redução de  $10^\circ$ , a seção 3 de  $14^\circ$  e a seção 4 uma redução de  $8^\circ$ . No entanto, se calculada a redução percentual tomando como referência a deflexão do protótipo sem pele, tem-se uma redução da ordem de 40% em todas as seções.

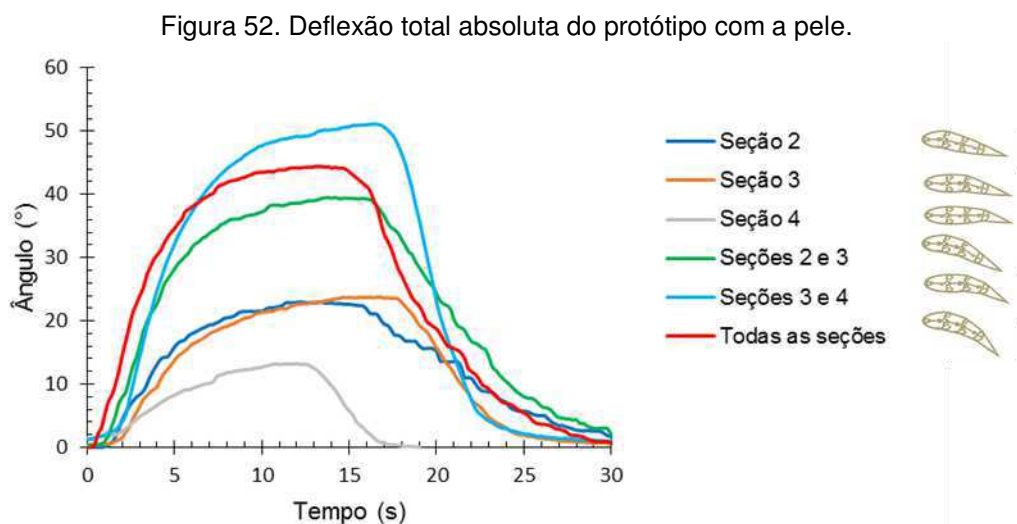
Figura 51. Deflexões relativas das seções do protótipo com e sem pele, ativando todas as seções simultaneamente.



A deflexão total absoluta da asa também foi analisada para o caso do protótipo recoberto com a pele. Os resultados obtidos podem ser observados na Figura 52.



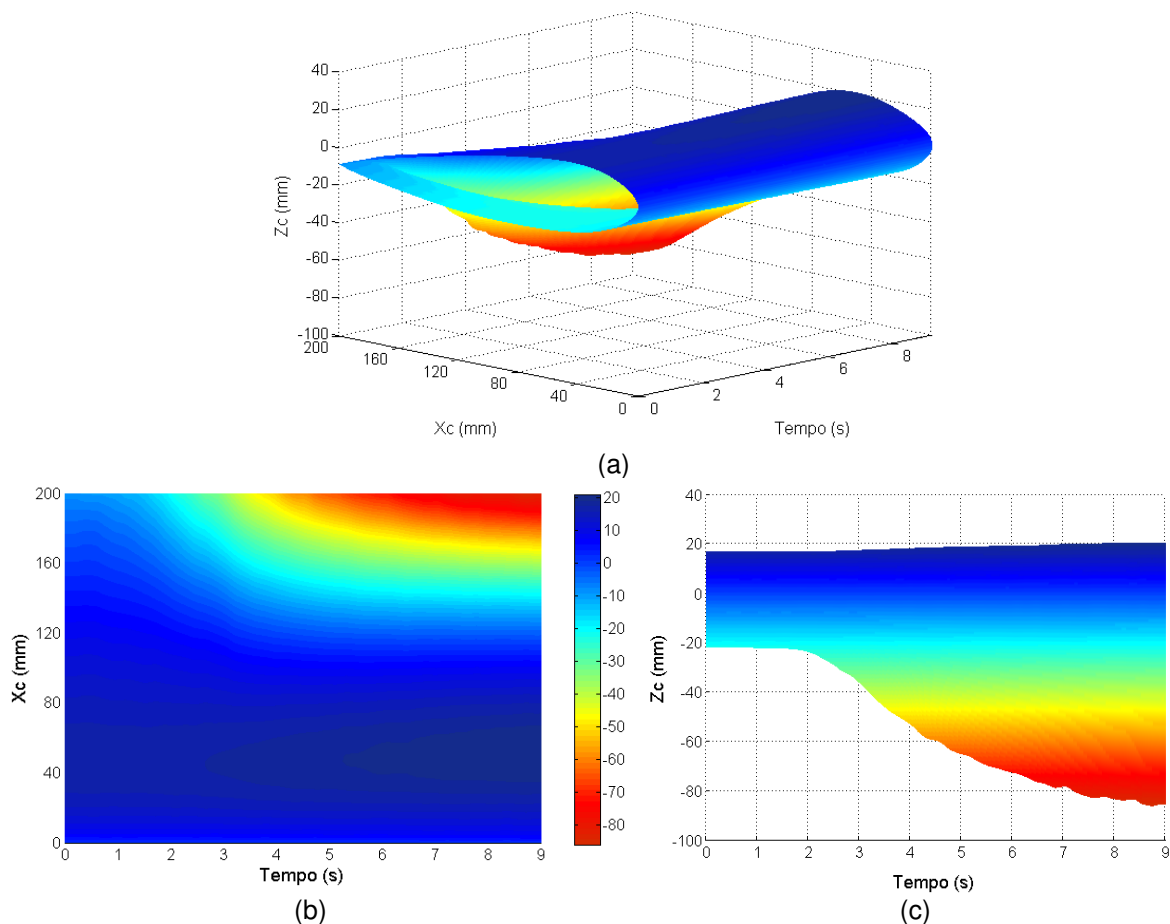
Como era de se esperar, a deflexão total do protótipo também apresentou uma redução devido à inclusão da pele. Porém, o comportamento mostrado na Fig. 52 revela um outro fato interessante, relacionado à deflexão total resultante da ativação das seções 3 e 4 ser maior que a deflexão total resultante da ativação de todas as seções simultaneamente. O curso das guias do mecanismo deslizante da pele possui limitação de comprimento e na condição de ativadas todas as seções simultaneamente este limite é atingido na seção 4. O comprimento necessário nesta seção será a soma do aumento da corda no extradorso pela deflexão de cada seção e redução da corda no intradorso, sendo o curso disponível insuficiente para se obter a deflexão máxima possível.



Apesar da limitação descrita anteriormente o protótipo com pele apresentou uma deflexão total máxima de  $50^\circ$  ativando as seções 3 e 4 e de  $44^\circ$  ativando todas as seções simultaneamente.

Os testes de acionamento do protótipo em vazio serviram como base para extração do perfil aerodinâmico em cada instante de tempo durante a ativação, seguindo o procedimento descrito na seção 3.5. Este procedimento é fundamental para determinar o perfil aerodinâmico resultante da reconfiguração de forma e posterior análise aerodinâmica via simulação computacional (CFD). A Figura 53 permite visualizar os perfis aerodinâmicos transientes da asa desde a sua posição de simetria até atingir sua deflexão máxima.

Figura 53. Perfis da asa para cada instante de tempo ativando todas as seções simultaneamente.  
 (a) Vista 3D dos perfis; (b) Vista a partir do extradorso; (c) Vista a partir do bordo de ataque



Uma outra forma bastante utilizada para representar a curvatura do perfil é expressar a deflexão total pela variação da posição do bordo de fuga ( $Z_c$ ) em percentual do comprimento da corda ( $X_c$ ). Para o caso mostrado na Fig. 53 (c) esse valor seria de 42%.

#### 4.3 TESTES DE ACIONAMENTO DO PROTÓTIPO SOB CARREGAMENTO AERODINÂMICO

O protótipo *SMart Morphing Wing* foi testado em túnel de vento para avaliar a resposta dos atuadores e conseqüentemente a deflexão da asa sob carregamento aerodinâmico. Durante estes testes de acionamento, também foram avaliadas as variações da força de arrasto e sustentação pelas medições feitas na balança aerodinâmica construída especificamente para esse trabalho.

Os testes em túnel de vento foram conduzidos simulando a condição de cruzeiro da aeronave sob escoamento de ar de 6 a 14m/s (limites mínimo e máximo do túnel de vento utilizado) e ângulo de atitude nulo, sendo feitos com passos de 2m/s até a velocidade máxima.

O protótipo foi ativado para permanecer na posição de simetria até que o túnel atingisse a velocidade alvo. Ao verificar que a velocidade do escoamento atingiu o patamar desejado iniciaram-se os testes de acionamento seguindo a mesma sequência dos demais testes. Foi testado o acionamento individual de cada seção a diferentes velocidades e em seguida foi testado o acionamento combinado das seções.

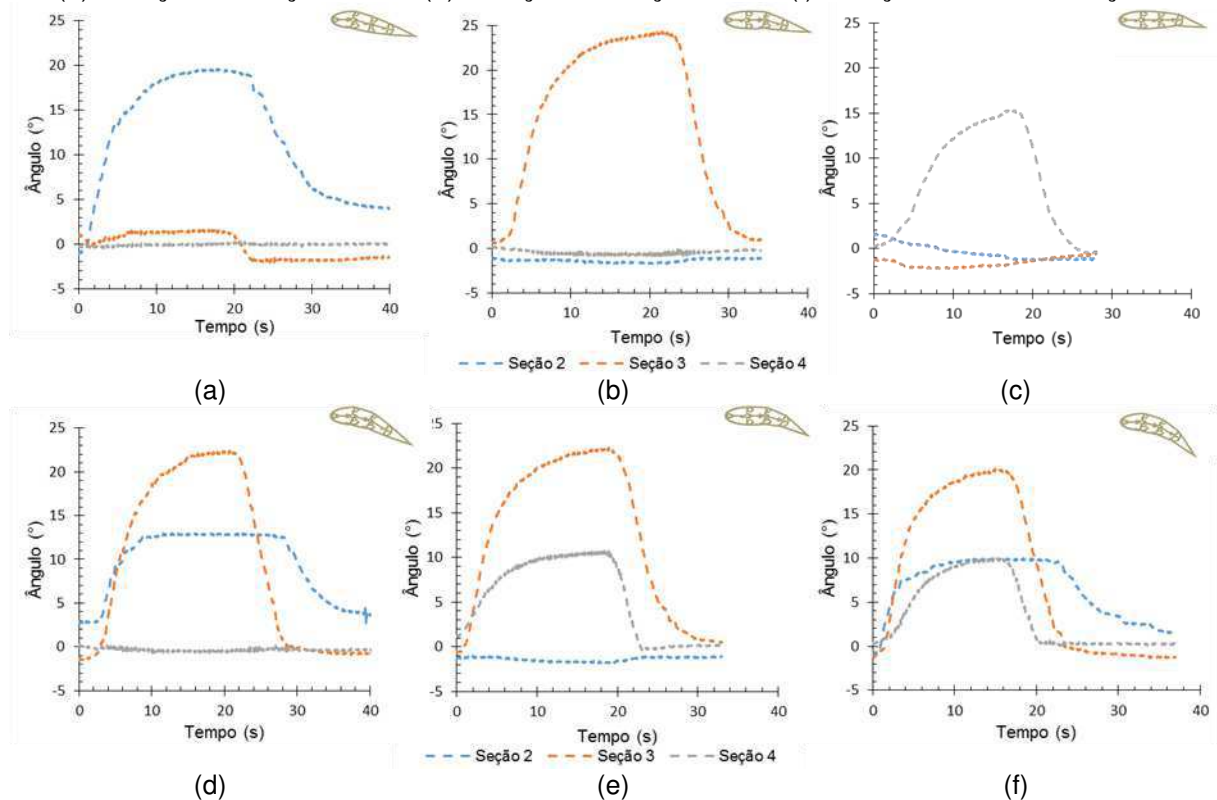
Em função da gama de resultados obtidos nestes testes, serão discutidas com mais ênfase as condições mais críticas para o protótipo, que são as velocidades mínima e máxima do escoamento.

Na Figura 54 podem ser verificadas a deflexão máxima obtida por cada seção na condição de escoamento a uma velocidade de 6m/s.

Figura 54. Deflexão relativa das seções do protótipo sob velocidade de 6m/s.

(a) Ativação da seção 2. (b) Ativação da seção 3. (c) Ativação da seção 4.

(d) Ativação das seções 2 e 3. (e) Ativação das seções 3 e 4. (f) Ativação de todas as seções.

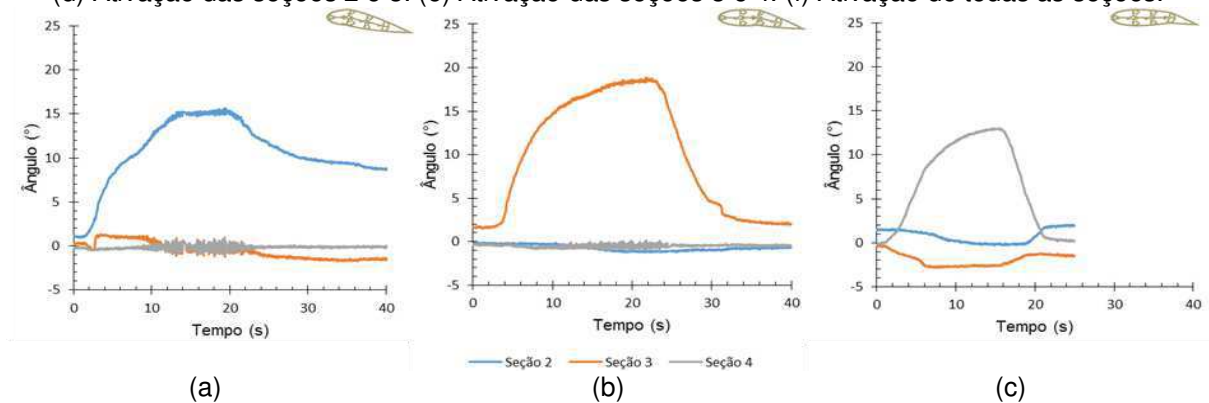


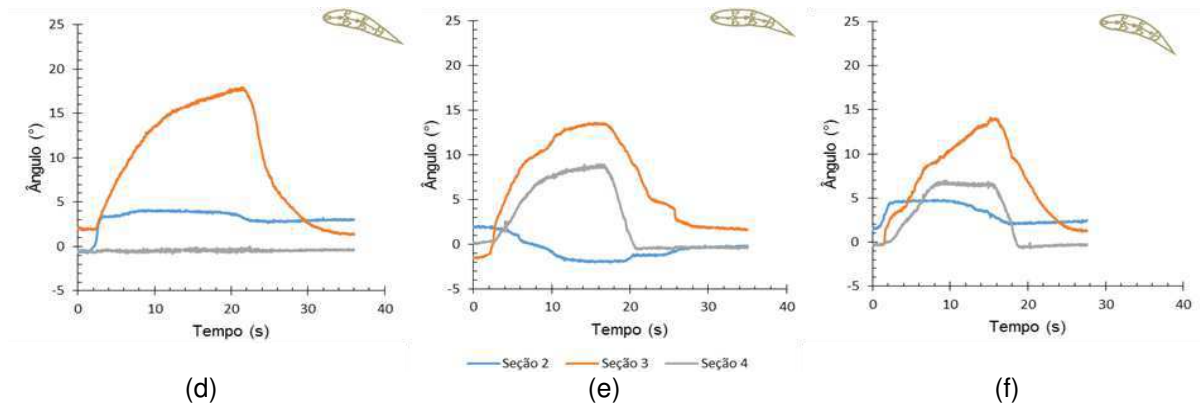
Conforme Fig. 54, nesta condição de escoamento houve uma redução de  $5^\circ$  na deflexão máxima das seções nos casos de maior reconfiguração geométrica, quando ativadas a seção 2 (Fig. 54 a), seções 2 e 3 (Fig. 54 d), e seções 3 e 4 (Figura 54 e). A ativação da seção 2 assim como das seções 3 e 4 (simultaneamente) promovem um aumento considerável na área frontal do perfil. Na condição de escoamento, esta área adicional reflete no aumento na força de arrasto e conseqüentemente na força necessária nos atuadores para mantê-la na posição desejada, tendendo assim a uma redução na deflexão máxima. Já no caso da ativação simultânea de todas as seções não houve redução na deflexão máxima, visto que a mesma foi subestimada no teste em vazio por limitações de curso da pele.

Já na condição de escoamento a uma velocidade de 14m/s, conforme é possível verificar na Fig. 55, a redução nas deflexões máximas das seções foram significativas e acentuadas nos casos de maior reconfiguração geométrica. Uma outra observação é o comportamento da deflexão de cada seção no tempo, que revela oscilações e, em alguns casos, variação abrupta na deflexão do perfil. Este comportamento pode estar associado a fenômenos aeroelásticos na asa, fenômenos vibracionais na viga que compõe a balança aerodinâmica, assim como a instabilidades nos atuadores, já que nessa condição as micromolas de LMF se encontram em estado de solicitação máxima.

Figura 55. Deflexão relativa das seções do protótipo sob velocidade de 14m/s.

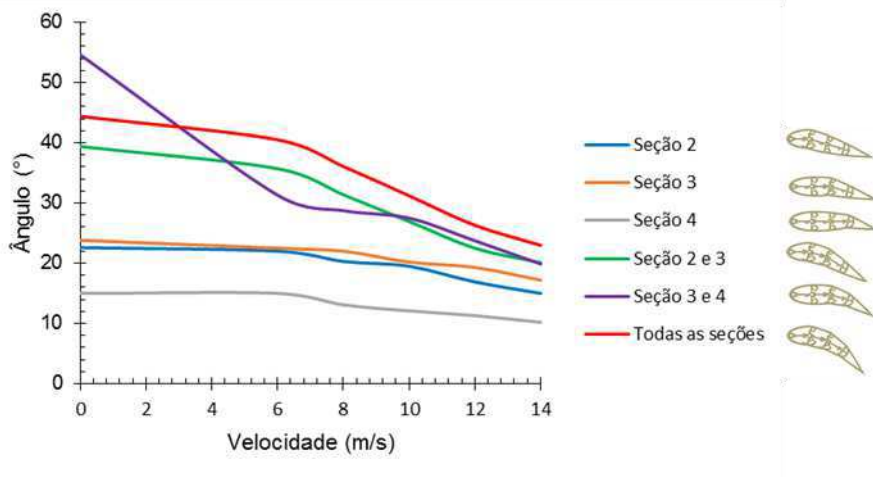
(a) Ativação da seção 2. (b) Ativação da seção 3. (c) Ativação da seção 4.  
(d) Ativação das seções 2 e 3. (e) Ativação das seções 3 e 4. (f) Ativação de todas as seções.





A redução na deflexão máxima das seções já era esperada em função das limitações de força dos atuadores em relação ao carregamento aerodinâmico induzido. Sob carregamento aerodinâmico, na faixa de velocidades testada esta redução na deflexão angular é aproximadamente linear e pode ser visualizada na Fig. 56 em função da velocidade do escoamento de ar.

Figura 56. Deflexão total do protótipo sob carregamento aerodinâmico.



Os resultados de deflexão total apresentados na Fig. 56 são compatíveis com resultados obtidos por outros pesquisadores, respeitadas as proporções e o propósito ao qual destina-se o protótipo. A deflexão máxima obtida para a velocidade máxima testada (14m/s) foi da ordem de 23° ativando todas as seções.

Alguns exemplos de resultados da literatura internacional para protótipos 3D (asa e não apenas nervuras) são:

- o protótipo *Mission Adaptive Compliant Wing*, com faixa de deflexão de -10 a 40° (MILLER et al., 2015) em teste de voo a 100m/s;

- o protótipo apresentado por Kang et al. (2012) com deflexão máxima de 21° em vazio, e simulado (via CFD) de 0 a 15,8° a uma velocidade de 20m/s;
- o protótipo desenvolvido por Hutapea et al. (2008), com deflexão máxima de 20°, testado em túnel de vento a 21,3m/s.

Vale salientar que dos 3 protótipos mencionados, apenas os últimos 2 (HUTAPEA et al., 2008; KANG et al., 2012) utilizam LMF como atuador, sendo o protótipo de Hutapea et al. (2008) acionado por molas de LMF.

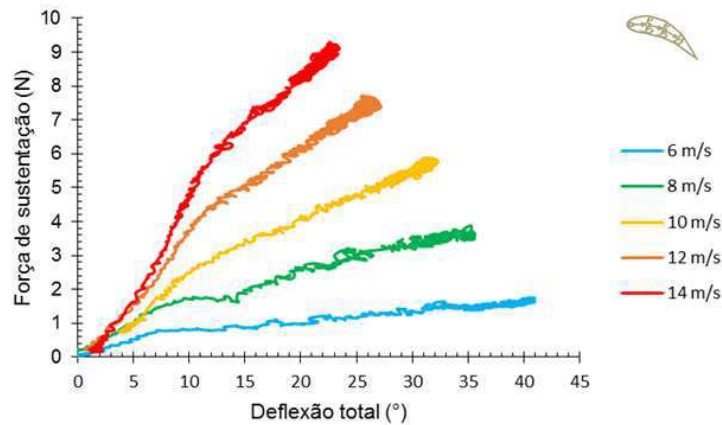
Em âmbito nacional os protótipos desenvolvidos são apenas de nervuras (2D) acionadas por atuadores de LMF. Em geral, tratam-se trabalhos teóricos baseados em simulação computacional e modelos fenomenológicos de fios de LMF, com testes de acionamento em vazio. Alguns exemplos são:

- o protótipo desenvolvido na UNESP, com deflexão máxima e mínima de uma das seções de -10 a 15° (MAESTÁ et al., 2014), com potencial para atingir -30 a 45° de deflexão total em vazio se ativadas todas as seções simultaneamente;
- o protótipo desenvolvido no ITA, com deflexão máxima de 6,4° em vazio e 4,38° sob carregamento aerodinâmico a uma velocidade de 17,46m/s, determinada através de simulação computacional (ALMEIDA; SANTOS; OTUBO, 2015).

Neste trabalho, durante os testes em túnel de vento foram obtidas também as forças resultantes do carregamento aerodinâmico sobre a asa nos eixos X e Y (considerando o mesmo sistema coordenado da nervura) para estimar a variação das forças de arrasto e sustentação do protótipo em função da deflexão da asa e da velocidade do escoamento de ar.

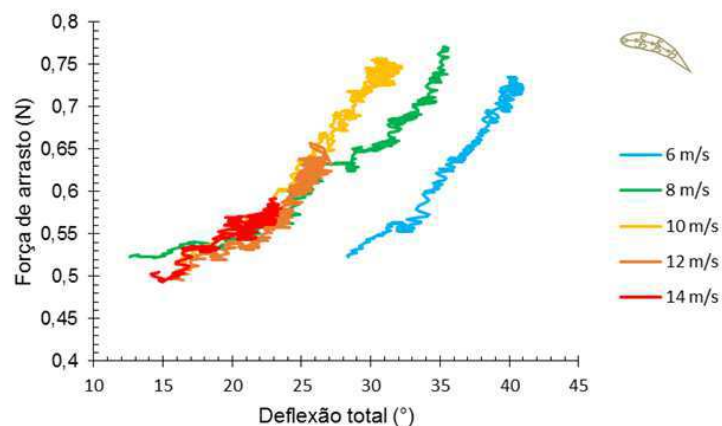
O comportamento da força de sustentação em função da deflexão angular total foi obtido para todas as combinações de ativação descritas em ensaios anteriores para as velocidades de 6, 8 10, 12 e 14 m/s. O comportamento global da força de sustentação segue o perfil mostrado na Fig. 57, tomando como exemplo a força de sustentação na asa com todas as seções ativadas simultaneamente.

Figura 57. Força de sustentação no protótipo com todas as seções ativadas.



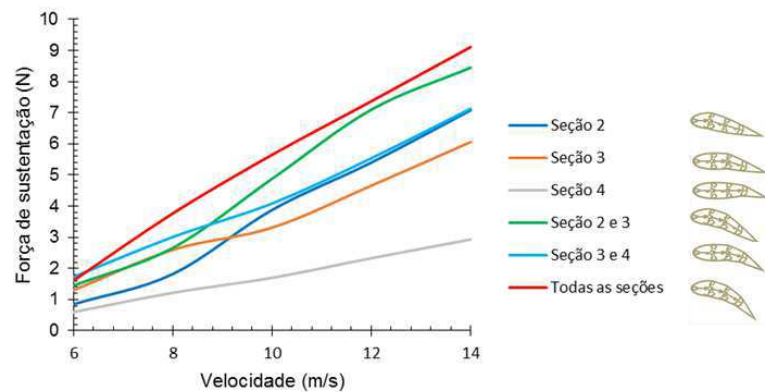
O mesmo procedimento foi feito para obter as forças de arrasto em função da deflexão angular total, cujo comportamento global é mostrado na Fig. 58, tomando como exemplo a força de arrasto na asa com todas as seções ativadas simultaneamente. No entanto, a estimativa das forças de arrasto só foi possível para forças acima de 0,5N, tendo em vista que abaixo deste nível o ruído se sobrepõe ao sinal devido à imprecisão da balança no eixo X.

Figura 58. Força de arrasto no protótipo com todas as seções ativadas.



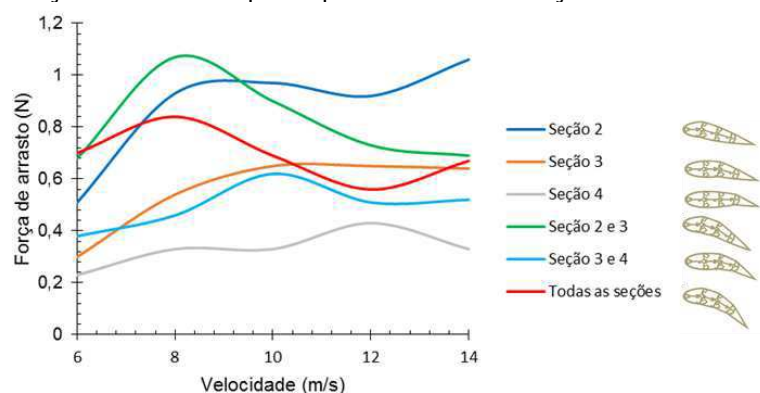
Para as demais combinações, os resultados de forças de sustentação associadas à deflexão máxima de cada seção em função da velocidade do escoamento podem ser observados na Figura 59. A variação das forças de sustentação na asa com a velocidade é aproximadamente linear, sendo máxima na condição da ativação simultânea de todas as seções.

Figura 59. Força de sustentação no protótipo com todas as seções defletidas ao máximo.



Conforme pode ser observado na Fig. 60, o comportamento da força de arrasto é irregular, sendo esta força maior quando ativada a seção 2. Com o aumento da velocidade de escoamento a deflexão total tende a reduzir, conforme mostra a Figura 56. Durante o movimento de deflexão algumas seções mais próximas ao bordo de ataque sofrem maior esforço devido ao carregamento aerodinâmico e se defletem menos. Esta redução na deflexão é, em parte, compensada pela deflexão de outra seção. Nestes casos a força de sustentação é proporcional majoritariamente à ação de resistência do atuador ao movimento, enquanto a força de arrasto varia de forma não linear com a variação da curvatura do perfil. Isso acontece principalmente nos casos de maior reconfiguração geométrica.

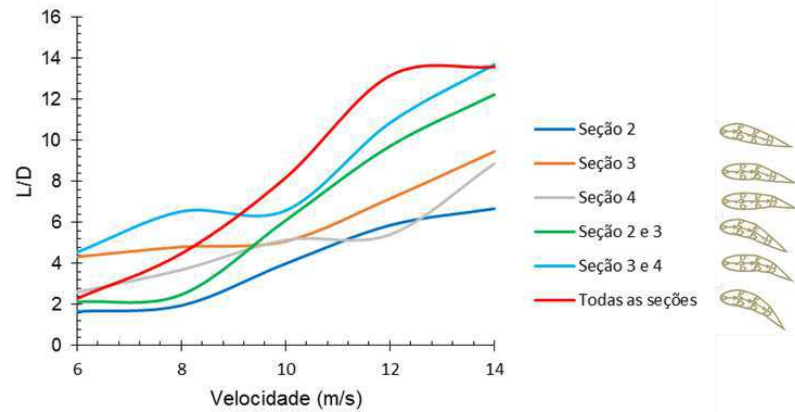
Figura 60. Força de arrasto no protótipo com todas as seções defletidas ao máximo.



A mudança na eficiência aerodinâmica foi avaliada através da razão sustentação/arrasto para cada velocidade de teste, conforme pode ser verificado na Figura 61. Como esperado, os melhores desempenhos foram observados para condições de maiores reconfigurações geométricas, como no caso da ativação de todas as seções simultaneamente.

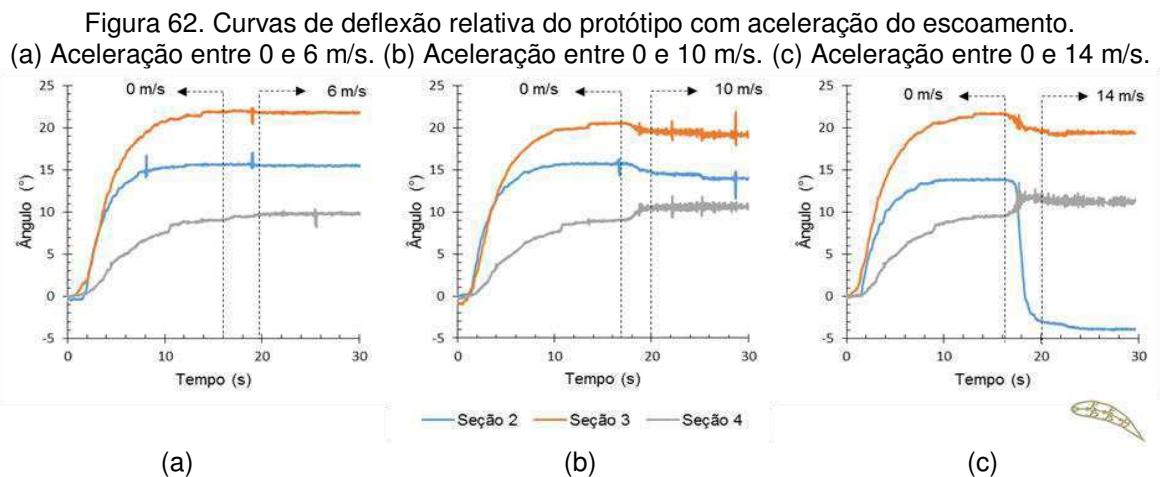


Figura 61. Desempenho aerodinâmico do protótipo em diferentes condições de escoamento.



Foram também realizados ensaios com aceleração do escoamento (semelhante à condição de decolagem) para verificar se os atuadores do tipo micromolas de LMF conseguem manter a deflexão máxima da asa durante o regime transiente do escoamento até a atingir a condição de cruzeiro. Nestes testes o protótipo *SMArt Morphing Wing* foi ativado para atingir a deflexão máxima sem escoamento, e em seguida o túnel de vento foi ligado promovendo escoamento de ar até se atingir a velocidade desejada. A deflexão de cada seção foi monitorada até que o escoamento atingisse o regime permanente.

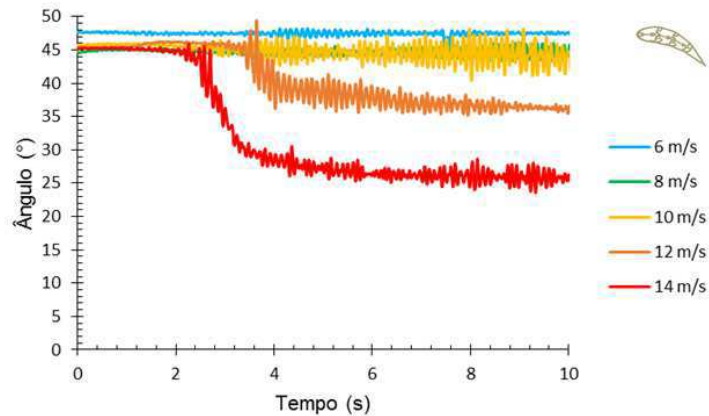
O comportamento típico da curva de deflexão angular das seções neste ensaio pode ser observado na Fig. 62, para as velocidades de escoamento de 6, 10 e 14 m/s.



Apesar do comportamento de cada seção ser diferente com o aumento da velocidade do escoamento de ar, conforme revela a Fig. 62, o comportamento da deflexão total absoluta não reproduz o mesmo efeito, como se pode observar na Fig. 63, apresentando apenas redução quanto maior for a velocidade. Estes resultados

exemplificam a questão da compensação da deflexão entre as seções sob carregamento aerodinâmico mais intenso, sem produzir uma redução mais abrupta na deflexão total.

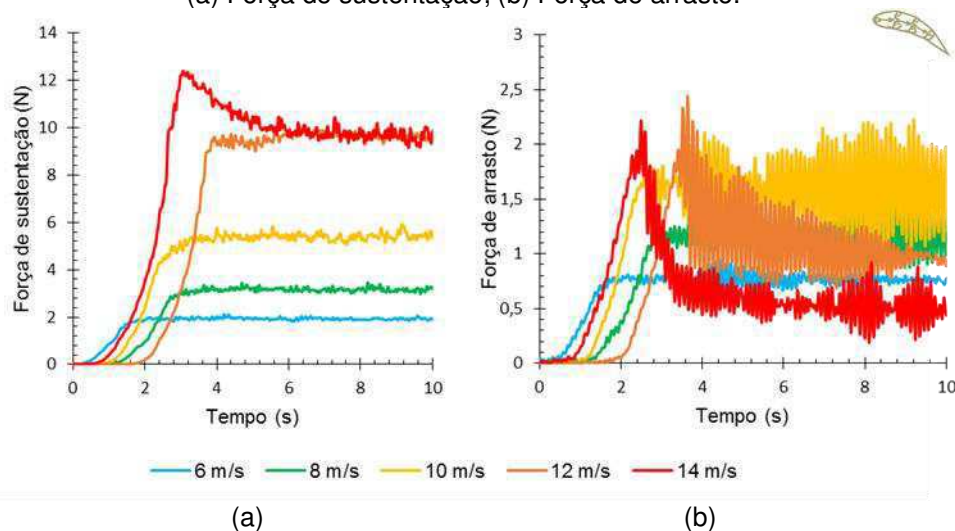
Figura 63. Deflexão total absoluta do protótipo sob aceleração do escoamento.



A Figura 63 revela ainda que o carregamento aerodinâmico não afeta significativamente a deflexão total da asa até a condição de 10 m/s. Já na condição de velocidade máxima a redução de deflexão angular é mais acentuada, atingindo aproximadamente  $20^\circ$ .

Durante estes testes também foram obtidas as forças de sustentação e arrasto sobre o protótipo de asa. Os resultados da Fig. 64 permitem observar o comportamento das forças de sustentação e arrasto durante aceleração do escoamento até atingir diferentes velocidades.

Figura 64. Forças aerodinâmicas sobre o protótipo em diferentes condições de escoamento. (a) Força de sustentação; (b) Força de arrasto.



#### 4.4 ANALISE AERODINÂMICA

Conforme mencionado anteriormente foi realizada uma análise aerodinâmica baseada nos perfis obtidos a partir de testes em vazio. Foi simulado o comportamento aerodinâmico da asa sob escoamento de 14m/s e ângulo de atitude nulo afim de verificar o comportamento da asa com a reconfiguração geométrica.

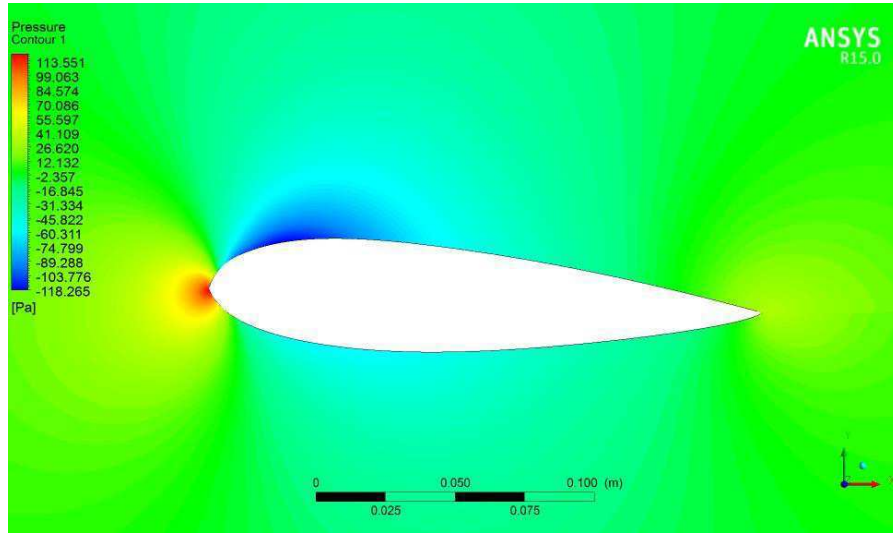
Esta análise foi feita com o teste de acionamento simultâneo de todas as seções, mostrado na Figura 53. Deste teste foram extraídos 5 quadros, para uma deflexão máxima de 25°, o que corresponde a ativação de 0 a 4,5s. Este limite foi estipulado em função da deflexão máxima obtida nos testes em túnel de vento para a mesma velocidade. Os detalhes de cada quadro como a posição (deflexão total) e instante de tempo estão resumidos Tabela 4.

Tabela 4. Instante e deflexão total dos frames simulados.

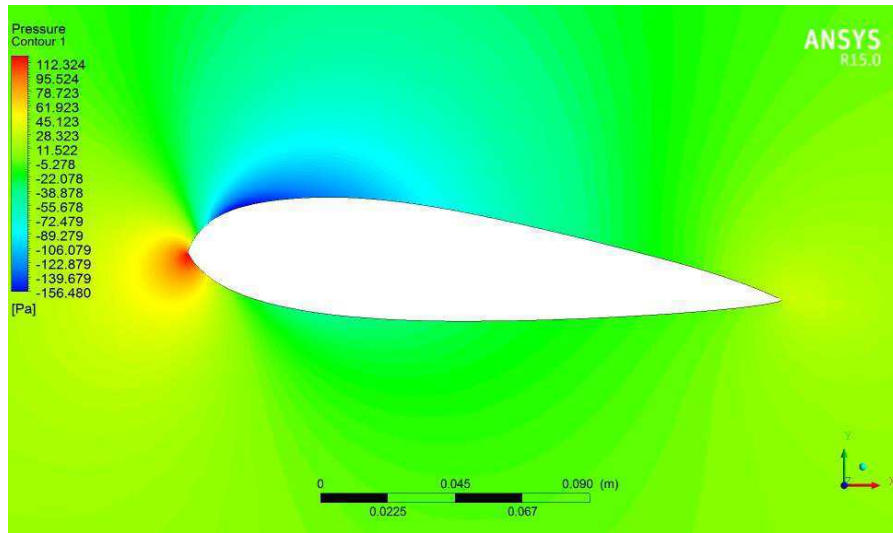
Posição	Tempo (s)	Deflexão (°)
1	0,9	2,169
2	1,8	3,000
3	2,7	6,963
4	3,6	15,709
5	4,5	25,388

Baseado na simulação destes perfis foram obtidos os contornos de pressão e as linhas de corrente de cada posição. Na Figura 65 é possível observar os contornos de pressão para as posições mínima (posição 1), uma intermediária (posição 3) e máxima (posição 5). Com a ativação do protótipo, o ponto de pressão compressiva máxima deixa de ser no bordo de ataque, se deslocando para o intradorso do perfil enquanto a pressão de sucção cresce no extradorso do perfil. Este resultado é favorável para o aumento da força sustentação no perfil.

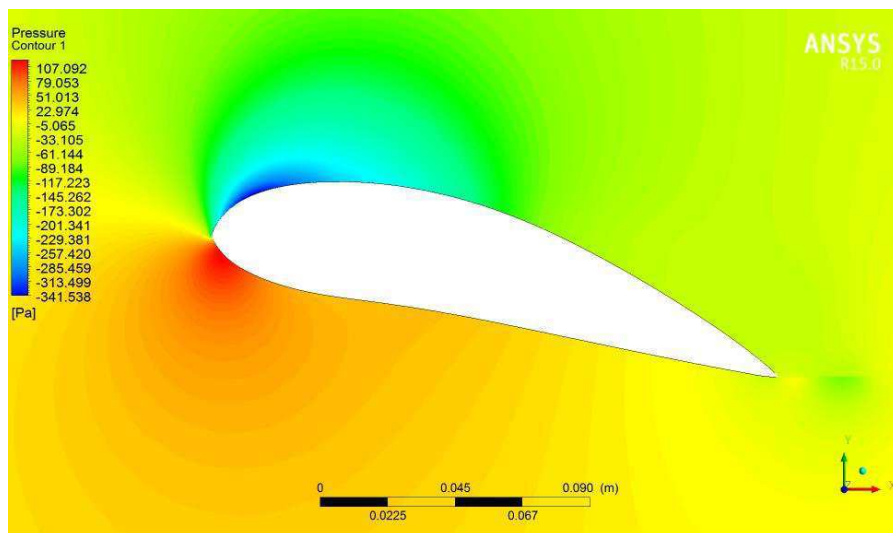
Figura 65. Contornos de pressão para diferentes posições do protótipo.  
 (a) Posição 1 (2,169°). (b) Posição 3 (6,963°). (c) Posição 5 (25,388°).



(a)



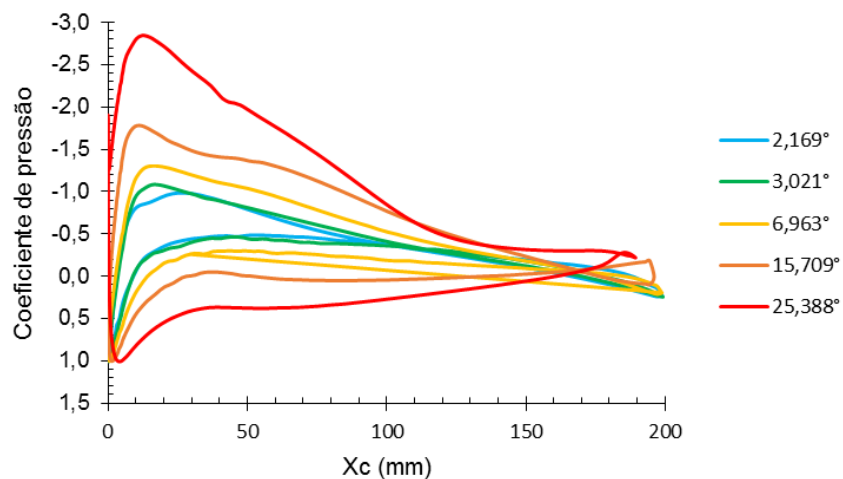
(b)



(c)

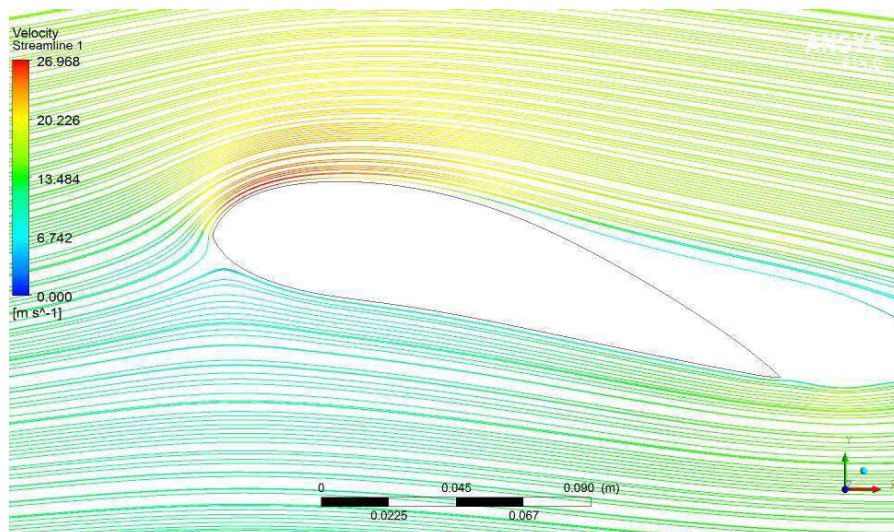
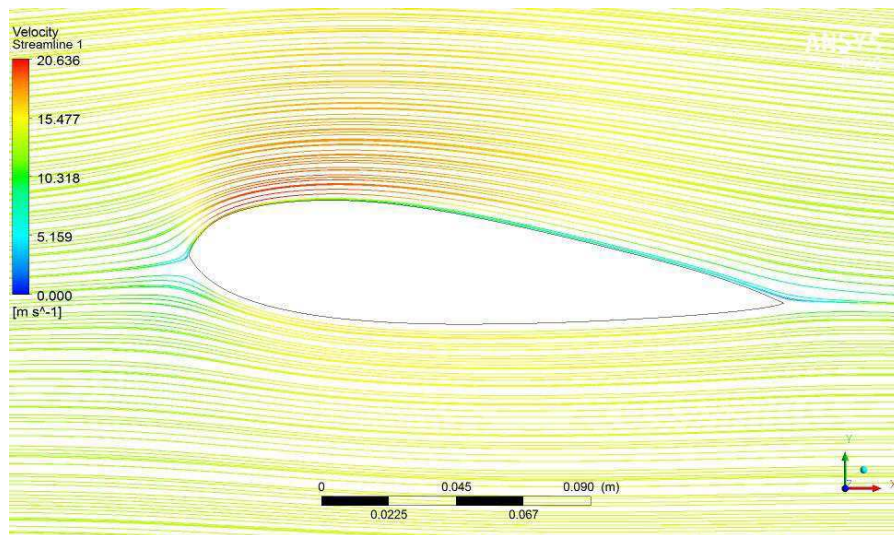
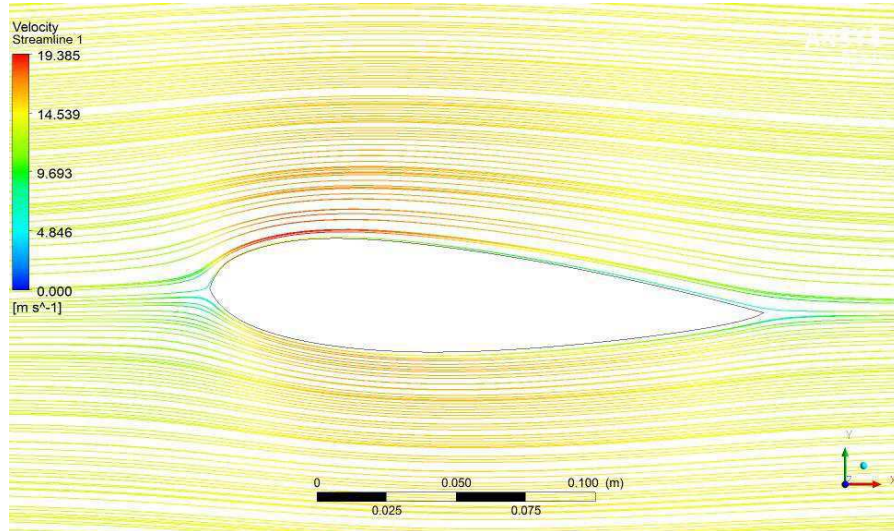
O efeito da distribuição da pressão fica ainda mais evidente quando analisado a partir do coeficiente de pressão ao longo da corda do perfil, cujo resultado pode ser verificado na Figura 66. Os resultados indicam ainda que a pressão atuante, e, conseqüentemente, as forças resultantes do carregamento aerodinâmico em cada seção, são maiores nas seções mais próximas do bordo de ataque, como discutido anteriormente.

Figura 66. Coeficiente de pressão ao longo da corda do perfil do protótipo.



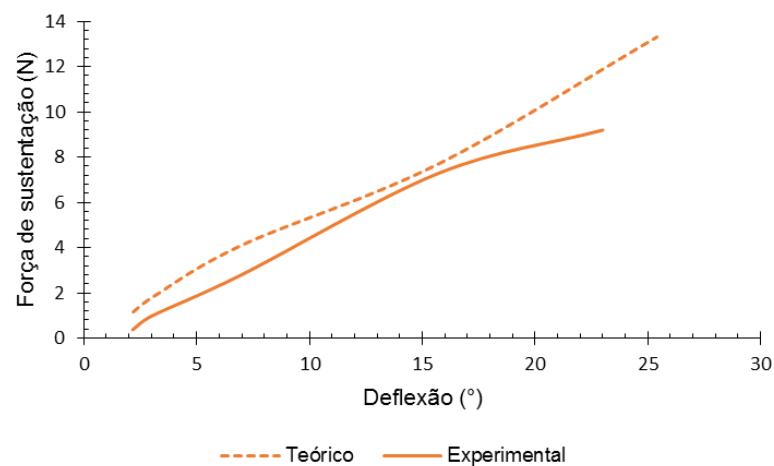
Já a análise das linhas de corrente indica a evolução da posição de descolamento da camada limite. Estas linhas de corrente podem ser visualizadas na Fig. 67, sendo possível observar que apesar do aumento da velocidade sobre o extradorso do perfil não há descolamento da camada limite até a posição 3 (6,963°). Já na posição 5 (25,388°), a região de descolamento se inicia a aproximadamente 60% da corda, impactando diretamente no aumento da força de arrasto devido ao arrasto parasita.

Figura 67. Linhas de corrente para diferentes posições do protótipo.  
(a) Posição 1 ( $2,169^\circ$ ). (b) Posição 3 ( $6,963^\circ$ ). (c) Posição 5 ( $25,388^\circ$ ).



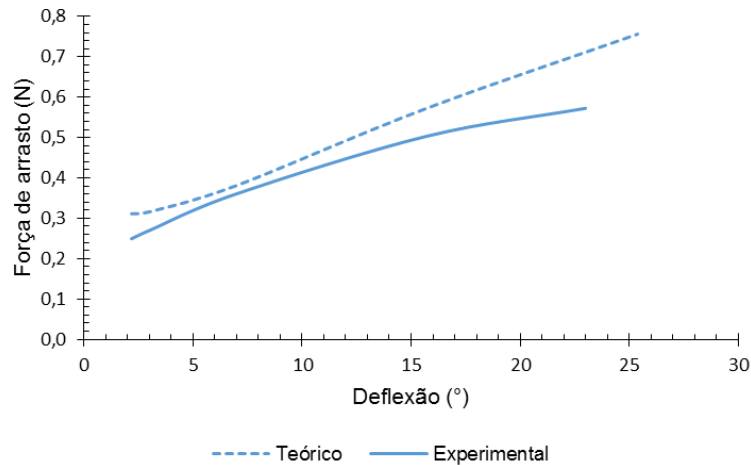
Os resultados das forças de sustentação teóricas, obtidas via simulação numérica, foram comparados aos resultados experimentais. Estes resultados experimentais foram obtidos dos testes em túnel de vento ativando todas as seções simultaneamente (ver Figura 55 f) a uma velocidade de 14m/s, cujos resultados das forças de sustentação foram discutidos na Figura 57. A comparação entre estes resultados pode ser observada na Figura 68. É possível constatar uma aproximação satisfatória dentro do intervalo analisado.

Figura 68. Comparação das forças de sustentação teóricas e experimentais agindo no protótipo.



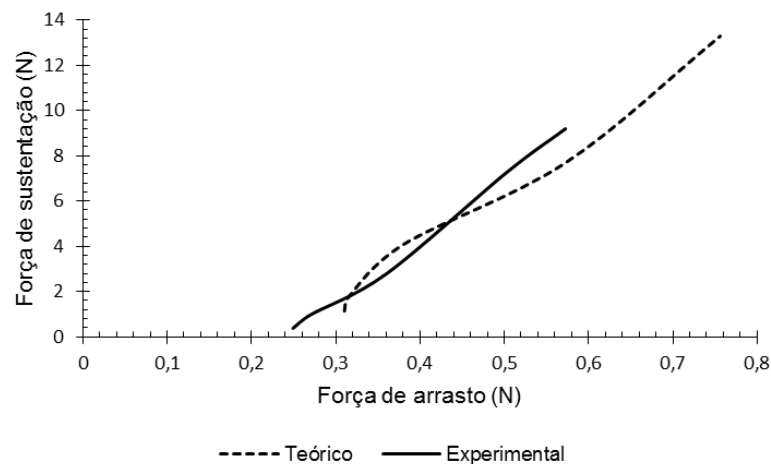
A mesma análise foi realizada para os resultados das forças de arrasto, conforme é possível verificar na Figura 69. No entanto, como as forças de arrasto experimentais só puderam ser medidas a partir de 0,5N, foi feita uma extrapolação dos resultados experimentais a partir do ajuste da curva da força de arrasto para a velocidade de 14m/s da Figura 58. Apesar do comportamento aproximado entre as curvas até 16° de deflexão, a estimativa do arrasto para forças abaixo de 0,5N é meramente qualitativa.

Figura 69. Comparação das forças de arrasto teóricas e experimentais agindo no protótipo.



Na Figura 70 visualiza-se a representação polar da força de arrasto, revelando também valores bastante próximos. 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, sem variar o ângulo de atitude, é possível obter uma relação aproximadamente linear entre a força de sustentação e a força de arrasto, dentro do intervalo de deflexão testado, conforme mostra o polar de arrasto da Figura 70.

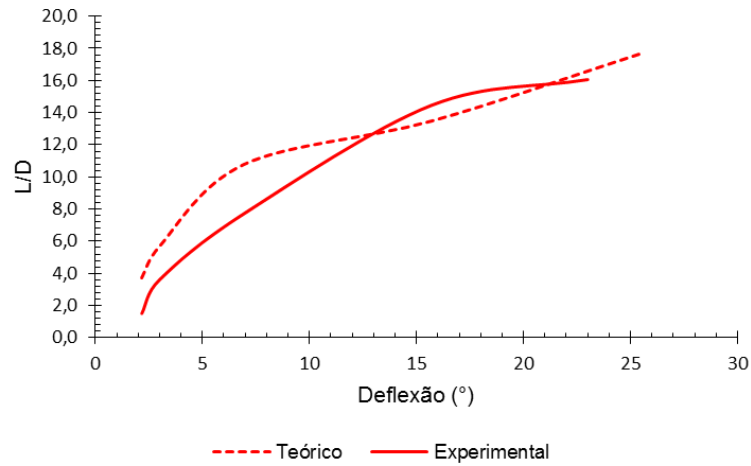
Figura 70. Curvas teórica e experimental do polar de arrasto.





A performance aerodinâmica também pode ser avaliada por meio da razão das forças de sustentação/arrasto em função da deflexão, já que neste caso a variação do ângulo de atitude não se aplica. Este resultado pode ser observado na Figura 71, revelando que o protótipo *SMart Morphing Wing* pode aumentar a eficiência aerodinâmica do perfil consideravelmente na faixa de velocidades testadas.

Figura 71. Razão sustentação/arrasto teóricas e experimentais para o protótipo desenvolvido.



## 5 CONCLUSÕES

Neste trabalho foi apresentado o desenvolvimento de um protótipo 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.

Foram abordados 3 dos desafios impostos ao desenvolvimento deste tipo de tecnologia, a saber: mecânica estrutural da asa durante a reconfiguração, eliminação de descontinuidades no perfil da asa e o sistema de acionamento.

Em relação ao sistema de acionamento, a proposta de utilizar micromolas de LMF disponíveis comercialmente para fins ortodônticos, se mostrou eficiente na aplicação como atuadores sob EMF termicamente ativado a partir da martensita induzida por tensão. Utilizando este efeito as micromolas podem gerar até 4,5N a 300% e 5N 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 protótipo foi capaz de assumir diversas configurações de perfis diferentes, mudando localmente a curvatura em função da rotação das seções, quando ativadas. Os testes de acionamento do protótipo sem a pele mostraram que a asa é capaz de defletir até 78° se ativadas todas as seções simultaneamente. Esta deflexão corresponde a deflexão máxima possível utilizando o mecanismo e o sistema de acionamento proposto.

Foi desenvolvido também um sistema de pele para recobrir a asa, composto por chapas finas de acetato deformáveis e sobrepostas para eliminar descontinuidades na superfície aerodinâmica do protótipo. Este sistema foi capaz de suportar o carregamento aerodinâmico sem apresentar deformações consideráveis sob compressão (intradorso) ou descolamento sob sucção (extradorso). O sistema de deslizamento proposto para a pele atendeu as expectativas mantendo o formato do perfil em diversas condições, apesar de ter limitado a deflexão em alguns casos. Apesar deste inconveniente, a asa apresentou uma deflexão total de 50° quando ativadas as seções 3 e 4 simultaneamente, e de 44° quando ativadas todas as seções

simultaneamente, sendo estas deflexões obtidas nos testes de acionamento do protótipo em vazio.

Foram conduzidos testes de acionamento do protótipo sob carregamento aerodinâmico para verificar os limites de deflexão da asa em diferentes velocidades. Como esperado, o aumento da velocidade do fluxo impacta diretamente na deflexão máxima atingida, devido à limitação de força nos atuadores de LMF, causando uma redução gradual e aproximadamente linear da deflexão angular com o aumento da velocidade. Mesmo em condições mais críticas, como o escoamento a 14m/s, o protótipo apresentou deflexão máxima de 25°, o que é compatível e, em alguns casos superior, ao desempenho de outros protótipos apresentados na literatura.

A análise aerodinâmica utilizando fluidodinâmica computacional nos modelos extraídos a partir do processamento digital de imagens se mostrou eficiente, revelando resultados compatíveis com aqueles obtidos experimentalmente em túnel de vento.

Ressalta-se que o *SMArt Morphing Wing* é o primeiro protótipo 3D em âmbito nacional que chega a testes em túnel de vento e um dos poucos, frente a literatura internacional, 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 curvatura variável sem descontinuidades no perfil aerodinâmico.

Seguindo o conceito de plataforma demonstradora tecnológica aeronáutica, este trabalho de dissertação se encontra em nível de maturidade tecnológica TRL 3, sendo o protótipo *SMArt Morphing Wing*, uma prova de conceito com potencial a ser aperfeiçoado em outros níveis.

## 6 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Com base nos resultados obtidos nesta pesquisa, é possível sugerir os seguintes estudos:

- Implementar um controlador inteligente para controle de forma da asa, adaptando-a a condição de fluxo;
- Modelar a dinâmica do mecanismo articulado;
- Modelar o comportamento dos atuadores de LMF, sob as mesmas condições que de solicitação em serviço;
- Analisar via CFD outras configurações de ativação já testadas em túnel de vento e compará-las;
- Fazer uma análise fluido-estrutura para verificar o comportamento aeroelástico da estrutura.

## REFERÊNCIAS

- ABBOTT, I. H.; VON DOENHOFF, A. E. VON. **Theory of wing sections, including a summary of airfoil data.** Courier Corporation, 1959.
- ABDI. **Plataformas Demonstradoras Tecnológicas Aeronáuticas Experiências com programas internacionais , modelagem funcional aplicável ao Brasil e importância da sua aplicação para o País.** Brasília, 2014.
- ABDULLAH, E. J.; BIL, C.; WATKINS, S. **Numerical Simulation of an Adaptive Airfoil System using SMA Actuators.** 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, n. January, p. 1–10, 2010.
- ALMEIDA, T. C.; SANTOS, O. D. S.; OTUBO, J. **Construction of a Morphing Wing Rib Actuated by a NiTi Wire.** Journal of Aerospace Manager, v. 7, p. 454–464, 2015.
- BARBARINO, S.; SAAVEDRA FLORES, E. I.; AJAJ, R. M.; DAYYANI, I.; FRISWELL, M. I. **A Review of Morphing Aircraft.** Journal of Intelligent Material Systems and Structures, v. 22, n. 9, p. 823–877, 2011.
- BARBARINO, S.; BILGEN, O.; AJAJ, R. M.; FRISWELL, M. I. INMAN, D. J. **A review on shape memory alloys with applications to morphing aircraft.** Smart Materials and Structures, v. 23, n. 6, p. 063001, 2014.
- BARROS, H. L. DE. **Santos Dummont e a invenção do avião.** Centro Brasileiro de Pesquisas Físicas, Rio de Janeiro. 2006.
- BERG, D. E.; BERG, J.; WILSON, D.; WHITE, J.; RESOR, B.; RUMSEY, M. **Design, Fabrication, Assembly and Initial Testing of a SMART Rotor.** Proceedings of 29th ASME Wind Energy Symposium (49th AIAA Aerospace Sciences Meeting). 2011
- BOWMAN, J.; SANDERS, B.; CANNON, B.; KUDVA, J.; JOSHI, S.; WEISSHAAR, T. **Development of Next Generation Morphing Aircraft Structures.** Journal of Aircraft, v. 1730, n. April, p. 2007, 2007.
- CALKINS, F. T. **Boeing ' s Morphing Aerostructures.** Boeing. 2004.
- CAMPANILE, L. F.; SACHAU, D. **The Belt-Rib Concept : A Structronic Approach to Variable Camber.** Journal of Intelligent Material Systems and Structures, v. 11, n. March, p. 215–224, 2000.
- CHEN, Y.; YIN, W.; LIU, Y.; LENG, J. **Structural design and analysis of morphing skin embedded with pneumatic muscle fibers.** Smart Materials and Structures, v. 085033, n. 20, p. 8, 2011.
- DAI, F.; LI, H.; DU, S. **A multi-stable wavy skin based on bi-stable laminates.** Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, v. 45, p. 102–108, 2013.
- DE ABREU, G. L. C. M.; MAESTA, M. F.; JUNIOR, V. L.; JUNIOR, C. D. M.; FARIA,

C. T.; INMAN, D. J. **Active angular control of a sectioned airfoil using shape memory alloys and fuzzy controller.** Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, p. 1–13, 2014.

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

DIMINO, I.; CIMINELLO, M.; CONCILIO, A.; GRATIAS, A.; SCHUELLER, M.; PECORA, R. **Control System Design for a morphing wing trailing edge** 7th ECCOMAS Thematic Conference on Smart Structures and Materials. 2015

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

DÖNMEZ, B.; ÖZKAN, B. **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, 2011.

FARIA, C. T. DE. **Controle da Variação do Arqueamento de um Aerofólio Utilizando Atuadores de Memória de Forma.** Dissertação de Mestrado. Universidade Estadual Paulista. Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira, 2010.

FENG, N.; LIU, L.; LIU, Y.; LENG, J. **A bio-inspired, active morphing skin for camber morphing structures.** Smart Materials and Structures, v. 24, n. 3, p. 7, 2015.

FICHERA, S.; JIFFRI, S.; WEI, X.; MOTTERSHEAD, J. E. **High Bandwidth Morphing Aerofoil.** ICAST2014: 25nd International Conference on Adaptive Structures and Technologies. Hague: 2014

FIGUEIREDO, B. **Biografia de Leonardo Da Vinci.** Espiritualismo, 2005.

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

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

FRISWELL, M. I.; INMAN, D. J. **Morphing concepts for UAVs.** 21st International Unmanned Air Vehicle Systems Conference. 2006

FUJIWARA, G. E. C.; NGUYEN, N. T. **Adaptive Aeroelastic Wing Shape High-Lift Configurations.** 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference. 2015

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

GANDHI, F.; ANUSONTI-INTHRA, P. **Skin design studies for variable camber**

**morphing airfoils.** *Smart Materials and Structures*, v. 17, n. 1, p. 015025, 2008.

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

GRASSI, E. N. D. **Comportamento Termomecânico de Minimolas Superelásticas de NiTi: Influência de Tratamentos Térmicos.** Dissertação de Mestrado. Programa de Pós Graduação em Engenharia Mecânica. Universidade Federal de Campina Grande. Campina Grande. 2014.

GRIGORIE, T. L.; BOTEZ, R. M.; POPOV, A. V. **Adaptive neuro-fuzzy controllers for an open loop morphing wing system.** *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, v. 223, n. 7, p. 965–975, 2009.

GRIGORIE, T. L.; BOTEZ, R. M.; POPOV, A. V. **Fuzzy Logic Control of a Smart Actuation System in a Morphing Wing.** *Fuzzy Controllers- Recent Advances in Theory and Applications*, p. 1–22, 2012.

HAIFENG, P.; ERBAO, D.; SHIWU, Z.; JIE, Y. **Research on Flexible Honeycomb Structure Design for Morphing Aircraft.** *International Conference on Electronic & Mechanical Engineering and Information Technology Research*. 2011

HETRICK, J. A.; OSBORN, R. F.; KOTA, S.; FLICK, P. M.; PAUL, D. B. **Flight Testing of Mission Adaptive Compliant Wing.** *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, p. 1–17, 2007.

HUTAPEA, P.; KIM, J.; GUION, A.; HANNA, C.; HEULITT, N. **Development of a smart wing.** *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, v. 80, n. 4, p. 439–444, 2008.

JANI, J. M.; LEARY, M.; SUBIC, A.; GIBSON, M. A. **A review of shape memory alloy research, applications and opportunities.** *Materials and Design*, v. 56, p. 1078–1113, 2014.

JANI, J. M.; LEARY, M.; SUBIC, A. **Shape Memory Alloys in Automotive Applications.** *Applied Mechanics and Materials*, v. 663, p. 248–253, 2014.

JUTTE, C.; STANFORD, B. K. **Aeroelastic Tailoring of Transport Aircraft Wings: State-of-the-Art and Potential Enabling Technologies.** NASA Center for AeroSpace Information. 2014.

KAMMEGNE, M. J. T. et al. **Nonlinear Control Logic for an Actuator To Morph a Wing: Design and Experimental Validation.** *IASTED Modelling, Identification and Control Conference*. 2015

KANG, W. R.; KIM, E. H.; JEONG, M. S.; LEE, I.; AHN, S. M. **Morphing wing mechanism using an SMA wire actuator.** *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, v. 13, n. 1, p. 58–63, 2012.

KO, S. H.; BAE, J. S.; RHO, J. H. **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, 2014.

KOTA, S.; OSBORN, R.; ERVIN, G.; MARIC, D.; FLICK, P.; PAUL, D. **Mission Adaptive Compliant Wing – Design , Fabrication and Flight Test Mission Adaptive Compliant Wing**. RTO Applied Vehicle Technology Panel (AVT) Symposium. 2006.

KUDVA, J. N.; SANDERS, B. P.; PINKERTON-FLORANCE, J. L. GARCIA, E. **The DARPA/AFRL/NASA Smart Wing Program - Final Overview**. SPIE 4698, Smart Structures and Materials 2002: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. 2002.

KUDVA, J. N.; SANDERS, B.; GARCIA, E. **Overview of the DARPA / AFRL / NASA Smart Wing Phase 2 Program**. Smart Materials and Structures, v. 4332, p. 383–389, 2001.

LAGOUDAS, D. C. **Shape Memory Alloys: Modeling and Engineering Applications**. Springer, 2008.

LIMA JUNIOR, L. C. **OTIMIZAÇÃO DO ARQUEAMENTO DE UM AEROFÓLIO UTILIZANDO LIGAS COM MEMÓRIA DE FORMA**. Trabalho de Conclusão de Curso. Departamento de Engenharia Mecânica. Universidade Federal do Rio de Janeiro. Rio de Janeiro. 2013.

JUNIOR, L. C. L.; SAVI, M. A.; HARTL, D. J.; LAGOUDAS, D. C. **Morphing Airfoil : Camber Optimization Using Shape**. 22nd International Congress of Mechanical Engineering. Ribeirão Preto. 2013.

MABE, J.; CALKINS, F.; BUTLER, G. **Boeing’s Variable Geometry Chevron, Morphing Aerostructure for Jet Noise Reduction**. 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 14th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 7th. 2006.

MADSEN, H. A.; GAROLERA, A. C.; SCHETTLER, T. **Towards an industrial manufactured morphing trailing edge flap system for wind turbines**. Proceedings of EWEC. 2014.

MAESTA, M. F. **Controle Nebuloso Aplicado em Asas Adaptativas Utilizando Ligas de Memória de Forma**. Dissertação de Mestrado. Universidade Estadual Paulista. Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira, p. 1–92, 2012.

MANZO, J.; GARCIA, E.; WICKENHEISER, A. M.; HORNER, G. C. **Adaptive structural systems and compliant skin technology of morphing aircraft structures**. Smart Structures and Materials 2004: Smart Structures and Integrated Systems, v. 5390, p. 225–234, 2004.

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

MARZOCCA, P. **The NACA Airfoil Series**, 2009.

MCGOWAN, A. M. R.; WASHBURN, A. E.; HORTA, L. G.; BRYANT, R. G.; COX, D. E.; SIOCHI, E. J.; PADULA, S. L.; HOLLOWAY, N. M. **Recent Results from NASA’s**



**Morphing Project.** SPIE's 9th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials. 2002

MEDEIROS, R. R. DE. **Projeto, construção e testes de um modelo de asa de perfil variável.** Trabalho de Conclusão de Curso. Engenharia Aeronáutica. Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2011.

MILLER, E. J.; LOKOS, W. A.; CRUZ, J.; CRAMPTON, G.; STEPHENS, C. A.; KOTA, S.; GREGORY, E.; FLICK, P. **Approach for structurally clearing an adaptive compliant trailing edge flap for flight.** Society of Flight Test Engineers International Annual Symposium, 46th. 2015.

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

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

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

MURUGAN, S.; FRISWELL, M. I. **Morphing Wing Flexible Skins with Curvilinear Fiber Composites.** Composite Structure, 2012.

NESPOLI, A.; BESSEGHINI, S.; PITTACCIO, S.; VILLA, E.; VISCUSO, S. **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, 2010.

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

PARKER, H. F. **Variable-camber rib for aeroplane-wings.** Patent US1341758, 1 jun. 1920a.

PARKER, H. F. The Variable Camber Wing. **Scientific American**, v. 2, n. 3, p. 264–267, 1 nov. 1920b.

PENDLETON, E. W.; BESSETTE, D.; FIELD, P. B.; MILLER, G. D.; GRIFFIN, K. E. **The Active Aeroelastic Wing Flight Research Program: Technical Program & Model Analytical Development.** Journal of aircraft. 1998.

PENDLETON, E. W.; BESSETTE, D.; FIELD, P. B.; MILLER, G. D.; GRIFFIN, K. E. **Active Aeroelastic Wing Flight Research Program: Technical Program and Model Analytical Development.** Journal of Aircraft, v. 37, n. 4, p. 554–561, 2000.

PERRY, III, B.; COLE, S. R.; MILLER, G. D. **Summary of an Active Flexible Wing program.** Journal of Aircraft, v. 32, n. 1, p. 10–15, 1995.

PICCIRILLO, V. **Aeroelastic Dynamical Response and Control of an Airfoil Section With Shape Memory Alloy (SMA).** 21st Brazilian Congress of Mechanical

Engineering. 2011.

PREVITALI, F.; MOLINARI, G.; ARRIETA, A. F.; GUILLAUME, M.; ERMANNI, P. **Design and experimental characterisation of a morphing wing with enhanced corrugated skin.** Journal of Intelligent Material Systems and Structures, p. 1–15, 31 jul. 2015.

QIU, J.; WANG, C.; HUANG, C.; JI, H.; XU, Z. **Smart skin and actuators for morphing structures.** Procedia IUTAM, v. 10, p. 427–441, 2014.

REICH, G.; SANDERS, B. P. **Introduction to Morphing Aircraft Research.** JOURNAL OF AIRCRAFT, v. 44, n. 4, p. 28287, 2007.

RIM, M.; KIM, E. H.; KANG, W. R.; LEE, I. **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, 2014.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica.** 1ª. ed. São Paulo. 2013.

ROH, J. H.; KIM, K. S.; LEE, I. **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, 2009.

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

SANDERS, B.; COWAN, D.; SCHERER, L. **Aerodynamic Performance of the Smart Wing Control Effectors.** Journal of Intelligent Materials Systems and Structures, v. 15, n. 4, p. 293–303, 1 abr. 2004.

SCHORSCH, O.; LÜHRING, A.; NAGEL, C.; PECORA, R.; DIMINO, I. **Polymer based morphing skin for adaptive wings.** 7th ECCOMAS Thematic Conference on Smart Structures and Materials. IDMEC, 2015.

SMITH, S. B.; NELSON, D. W. **Determination of the Aerodynamic Characteristics of the Mission Adaptive Wing.** Journal of Aircraft, v. 27, n. 11, p. 950–958, 1990.

SOFLA, A. Y. N.; MEGUID, S. A.; TAN, K. T.; YEO, W. K. **Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges.** Materials & Design, v. 31, n. 3, p. 1284–1292, 2010.

SOFLA, A. Y. N.; ELZEY, D. M.; WADLEY, H. N. G. **An Antagonistic Flexural Unit Cell for Design of Shape Morphing Structures.** ASME 2004 International Mechanical Engineering Congress and Exposition. American Society of Mechanical Engineers. 2004.

SONG, D.; KANG, G.; KAN, Q.; YU, C.; ZHANG, C. **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. 7, p. 075004, 2015.

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

STANEWSKY, E. **Adaptive wing and flow control technology.** Progress in Aerospace Sciences, v. 37, n. 7, p. 583–667, 2001.

STEFFEN, V.; RADE, D. A. **Fundamentos e Aplicações de Materiais Inteligentes Introdução Materiais Piezelétricos.** 3º Congresso Temático de Dinâmica e Controle da SBMAC. 2004.

STRELEC, J. K.; LAGOUDAS, D. C.; KHAN, M. A.; YEN, J. **Design and Implementation of a Shape Memory Alloy Actuated Reconfigurable Airfoil.** Journal of Intelligent Material Systems and Structures, v. 14, n. May, p. 257–273, 2003.

THILL, C.; ETCHES, J.; BOND, I.; POTTER, K.; WEAVER, P. **Morphing skins.** The Aeronautical Journal, n. 3216, p. 1–23, 2008.

THILL, C.; ETCHES, J. A.; BOND, I. P.; POTTER, K. D.; WEAVER, P. M. **Composite corrugated structures for morphing wing skin applications.** Smart Materials and Structures, v. 19, p. 10, 2010.

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

WANG, Y. **Development of Flexible-Rib Morphing Wing System.** Thesis for the Degree Master of Applied Science. Department of Mechanical and Industrial Engineering. University of Toronto, 2015.

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

WHELAN, D. **Impact of Technology Readiness Levels on Aerospace R&D.** Fusion Energy Science Advisory Committee. 2008.

WIGGINS, L. D.; STUBBS, M. D.; JOHNSTON, C. O.; ROBERTSHAW, H. H.; REINHOLTZ, C. F.; INMAN, D. J. **A design and analysis of a morphing Hyper-Elliptic Cambered Span (HECS) wing.** Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, v. 5, n. April, p. 3979–3988, 2004.

ZHANG, S.; MCCORMICK, P. G. **Thermodynamic Analysis of Shape Memory Phenomena - I. Effect of Transformation Plasticity on Elastic Strain Energy.** Acta Materialia, v. 48, p. 3091–3101, 2000.