UNIVERSIDADE DE CAXIAS DO SUL

**BRUNO MICHAEL MOLLON** 

ANÁLISE DO USO DE LIGA COM EFEITO MEMÓRIA DE FORMA NA ATUAÇÃO DO FLAPE DE UMA AERONAVE RADIOCONTROLADA

CAXIAS DO SUL

## **BRUNO MICHAEL MOLLON**

## ANÁLISE DO USO DE LIGA COM EFEITO MEMÓRIA DE FORMA NA ATUAÇÃO DO FLAPE DE UMA AERONAVE RADIOCONTROLADA

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à Universidade de Caxias do Sul como requisito parcial à obtenção do grau de Engenheiro Mecânico. Área de concentração: Termoelasticidade.

Orientador: prof. Me. Sergio da Silva Kucera

## CAXIAS DO SUL 2017

## **BRUNO MICHAEL MOLLON**

## ANÁLISE DO USO DE LIGA COM EFEITO MEMÓRIA DE FORMA NA ATUAÇÃO DO FLAPE DE UMA AERONAVE RADIOCONTROLADA

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à Universidade de Caxias do Sul como requisito parcial à obtenção do grau de Engenheiro Mecânico. Área de concentração: Termoelasticidade.

Aprovado em: <u>28/11/17</u>

#### **Banca Examinadora**

tters

Prof. Me. Sergio da Silva Kucera Universidade de Caxias do Sul

Varies

Prof. Dr. Alexandre Vieceli Universidade de Caxias do Sul

Prof. Me. Deives Roberto Bareta Universidade de Caxias do Sul

#### **AGRADECIMENTOS**

Aos meus pais Gilberto e Adriana que sempre me apoiaram em toda minha vida acadêmica, dando suporte sempre que necessário para que eu pudesse me dedicar aos estudos. Compreendendo os momentos em que tive que estar afastado para estudar e atingir os objetivos desejados.

A todos os professores que fizeram parte deste longo período de aprendizado e que contribuíram de alguma forma para que essa conclusão de curso se tornasse real. Especialmente ao meu orientador, Me. Eng. Sergio Kucera, que apoiou o desbravamento deste tema, trazendo opiniões, dicas, e observações que foram de extrema importância para que os resultados pudessem ser atingidos.

Aos colegas de trabalho que tive ao longo dos últimos seis anos e que estiveram presentes no meu dia-a-dia, contribuindo para que os ensinamentos da engenharia pudessem ser colocados em prática.

Aos meus colegas de curso que estiveram ao meu lado durante sete anos neste caminho de aprendizado que é a Engenharia. Estes que dividiram comigo não apenas bons momentos, de celebração e comemoração, mas também momentos difíceis, quando parecia que não conseguiríamos. Porém, com extrema dedicação, companheirismo e inúmeras horas de trabalho, ajudaram a atingir minhas e suas metas.

#### **RESUMO**

Este trabalho consiste na avaliação da utilização de ligas com memória de forma como atuadores mecânicos para acionamento de flaps em uma aeronave radiocontrolada. A situação analisada é um comparativo entre o atuador convencional do tipo eletromecânico com um conceito baseado no efeito memória de forma de determinados materiais. Com isso, busca-se simplificar o sistema e verificar o mecanismo com melhor resultado. Para tanto, este relatório inicia-se com uma revisão bibliográfica abordando os conceitos fundamentais sobre as ligas com memória de forma, enfatizando o Nitinol, e os modelos constitutivos para a sua modelagem matemática. Seguem-se então breves discussões sobre forças aerodinâmicas em perfis e dispositivos hipersustentadores, com ênfase em flaps. Pela proposta, o trabalho é iniciado com uma avaliação do sistema atual. A partir dele foi feita uma nova proposta de acionamento, com fios da liga Nitinol. Este novo mecanismo funciona através da recuperação do comprimento inicial do fio de Nitinol após sofrer uma deformação no sentido axial. O deslocamento linear no comprimento do atuador é convertido em giro no dispositivo hipersustentador. Os materiais são caracterizados com testes de laboratório, para assim verificar suas tensões de ruptura e a capacidade de geração de força na recuperação de forma. Na sequência, são avaliados os tempos de resposta para diferentes parâmetros. Após, com um teste experimental, os ângulos obtidos são comparados com os ângulos teóricos esperados validando assim o modelo utilizado. Por fim, os resultados encontrados são comparados com o sistema convencional, concluindo que o Nitinol utilizado apresenta maiores capacidades de geração de força, chegando a mais de 6 vezes o torque obtido com o servo eletromecânico. Contudo, o tempo de acionamento é uma desvantagem, obtendo-se 2 segundos com diferença de potencial de 10 V para novo sistema, enquanto o servo atua em 0,075 segundos.

Palavras-chave: Ligas com memória de forma. Nitinol. Aerodesign. Flaps.

#### ABSTRACT

This work consists in evaluating the use of shape memory alloys as mechanical actuators for activation of the flaps in an unmanned aircraft. The analyzed situation is a comparative between the conventional actuator, which is of the electromechanical type, and the concept based on the shape memory effect of some specific materials. Thereby, trying to simplify the system and verify the mechanism with better results. Therefore, this report begins with a bibliographic revision, containing the fundamental concepts about shape memory alloys, emphasizing the Nitinol, and the constitutive models for the mathematical modeling. Then it follows some brief arguments about the aerodynamic forces on shapes and hypersustainer devices, emphasizing the flaps. By the proposal, the job begins with an evaluation of the current system. From this, it was made a new proposal for activation with Nitinol wires. This new mechanism works based on the starter length recovery after an axial strain. The linear displacement of the actuators length is converted in spin on the high lift device. The materials used are characterized with lab tests to verify their ultimate strength and the capacity to generate strength when recovering the initial length. It follows the time evaluation of the necessary time to activate the wires with different parameters. Then, with an experimental test, the angles achieved are compared with the theoretical angles, validating the used model. Lastly, the results are compared with the conventional system, concluding that the Nitinol used is more able to generate higher forces, achieving a torque 6 times higher than the electromechanical actuator. However, the activation time is a disadvantage, achieving 2 seconds with 10 V for the new system, while the electromechanical actuator achieves in 0,075 seconds.

Keywords: Shape memory alloys. Nitinol. Aerodesign. Flaps.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Modelo simplificado da transformação martensítica	17
Figura 2 – Deformação em um monocristal submetido a tensão cisalhante	18
Figura 3 - Histerese da Temperatura de Transformação em uma LMF	19
Figura 4 – Ciclo de mudança estrutural durante o EMF	21
Figura 5 – Exemplo do ciclo de carregamento em LMF com superelasticidade	22
Figura 6 – Linhas de Transformação das LMF	26
Figura 7 – Nomenclatura das partes de um perfil aerodinâmico	28
Figura 8 – Forças aerodinâmicas em um perfil	29
Figura 9 – Efeito da aplicação de <i>flaps</i>	33
Figura 10 – Principais modelos de <i>flaps</i>	33
Figura 11 – Coeficientes máximos de sustentação em dispositivos hipersustentadores	34
Figura 12 – Representação gráfica do perfil aerodinâmico E423	37
Figura 13 – Esquema hidráulico de acionamento de <i>flaps</i>	38
Figura 14 – Fluxograma de trabalho	39
Figura 15 – Fonte de energia e cabos utilizados para transmissão	40
Figura 16 – Montagem do fio de LMF nas garras para ensaio de tração	42
Figura 17 – Equipamentos utilizados para caracterização do material	43
Figura 18 – Representação de montagem dos fios de NiTi	44
Figura 19 – Representação dimensional da atuação do fio de NiTi	44
Figura 20 – Componentes e montagem do segmento de asa	49
Figura 21 – Montagem dos fios atuadores com os cabos de energia	49
Figura 22 – Resultado do ensaio de tração para NiTi Ø 0,635 mm	50
Figura 23 – Resultado do ensaio de tração para NiTi Ø 1 mm	51
Figura 24 – Ensaio de força na recuperação de forma para NiTi Ø 0,635 mm	52
Figura 25 – Ensaio de força na recuperação de forma para NiTi Ø 1 mm	53
Figura 26 – Gráfico da Mudança de Fase em Função da Temperatura	54
Figura 27 – Gráfico Tempo de Recuperação de Forma x Tensão Elétrica	56
Figura 28 – Ângulo de giro teórico do <i>flap</i> em função da temperatura instantânea	57
Figura 29 – Resultados do ensaio com atuador de Ø 0,635 mm com (a) sendo o acioname	ento
do fio superior e (b) o acionamento do fio interior	58
Figura 30 – Resultados do ensaio com atuador de $\emptyset$ 1 mm com (a) sendo o acionamento do	) fio
superior e (b) o acionamento do fio interior.	59

## LISTA DE QUADRO E TABELAS

Quadro 1 – Lista de trabalhos relacionados a <i>flaps</i> e LMF	35
Tabela 1 – Propriedades das LMF	23
Tabela 3 – Propriedades conhecidas do material	41
Tabela 2 – Propriedades do material obtidas da literatura	48
Tabela 4 – Tempo de Recuperação de Forma para Principais Tensões com Ø 0,635 mm	55
Tabela 5 – Tempo de Recuperação de Forma para Principais Tensões com Ø 1 mm	55
Tabela 4 – Tempo de Resfriamento Teórico	60
Tabela 5 – Comparativo entre os atuadores mecânicos	60

## LISTA DE SIGLAS

- EMF efeito memória de forma
- *FVM* fração volumétrica de martensita
- *LMF* ligas com memória de forma
- *SAE* sociedade dos engenheiros da mobilidade
- SE superelasticidade
- TM transformação martensítica
- TR transformação reversa

# SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	.12	
1.1	CONTEXTUALIZAÇÃO E JUSTIFICATIVA DO TRABALHO	.13	
1.2	OBJETIVOS		
1.2.1	Objetivo Geral	.14	
1.2.2	Objetivos Específicos	.14	
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	.15	
2.1	LIGAS DE MEMÓRIA DE FORMA	.15	
2.1.1	Transformação Martensítica	.16	
2.1.2	Propriedades Especiais	.19	
2.1.2.1	Efeito Memória de Forma	.20	
2.1.2.2	Superelasticidade	.21	
2.1.3	Características da Liga de NiTi	.22	
2.1.4	Modelos Constitutivos	.23	
2.1.4.1	Modelos de Tanaka e de Liang e Rogers	.24	
2.2	ATUADORES DE MATERIAIS INTELIGENTES E NÃO CONVENCIONAIS	.27	
2.3	PERFIS AERODINÂMICOS	.28	
2.3.1	Sustentação	.29	
2.3.2	Arrasto	.30	
2.3.3	Momento	.31	
2.4	FLAPS	.31	
2.4.1	Aerodinâmica de <i>flaps</i>	.31	
2.4.2	Tipos de <i>flaps</i>	.33	
2.5	TRABALHOS RELACIONADOS	.35	
3	MATERIAIS E MÉTODOS	.37	
3.1	CARACTERIZAÇÃO ATUAL	.37	
3.2	ETAPAS DO DESENVOLVIMENTO	.38	
3.3	DESCRIÇÃO DOS EQUIPAMENTOS E SOFTWARES UTILIZADOS	. 39	
3.4	PROCEDIMENTOS EXPERIMENTAIS PARA CARACTERIZAÇÃO DA LMF	.40	
3.4.1	Ensaio de Tração à Temperatura Ambiente	.41	
3.4.2	Ensaio de Força Obtida na Recuperação de Forma	.42	
3.5	PROJETO DO ATUADOR E PROCEDIMENTO NUMÉRICO	.43	

3.5.1	1 Protótipo Funcional e Ensaio de Aplicação do Nitinol Como Atuador Mecânico 48		
4	RESULT	ADOS E DISCUSSÃO	
4.1	CARACTERIZAÇÃO E VALIDAÇÃO DO MATERIAL		
4.1.1	Resultados do Ensaio de Tração à Temperatura Ambiente		
4.1.2	Resultados do Ensaio de Força Obtida na Recuperação de Forma5		
4.2	MODELO ANALÍTICO DO COMPORTAMENTO DO NITINOL		
4.3	DIMENSIONAMENTO DOS FIOS ATUADORES		
4.4	ENSAIOS DE APLICAÇÃO		
4.4.1	Resultados do Ensaio de Aplicação do Nitinol como Atuador Mecânico no <i>Flap</i> 57		
4.4.2	2 Cálculo do Tempo de Resfriamento		
4.5	COMPAR	AÇÃO COM O MODELO ATUAL60	
5	CONSID	ERAÇÕES FINAIS62	
REFF	ERÊNCIAS		
APÊN	NDICE A	DETALHAMENTO DO SEGMENTO DE ASA UTILIZADO NOS	
		ENSAIOS	
APÊN	NDICE B	RELATÓRIO DE ENSAIO DE TRAÇÃO PARA NITINOL Ø 0,635	
		MM	
APÊN	NDICE C	RELATÓRIO DE ENSAIO DE TRAÇÃO PARA NITINOL Ø 1	
		MM	
APÊN	DICE D	RELATÓRIO DE ENSAIO DE FORÇA PARA NITINOL Ø 0,635	
		MM	
APÊN	NDICE E	RELATÓRIO DE ENSAIO DE FORÇA PARA NITINOL Ø 1 MM 70	
APÊN	<b>NDICE F</b>	PARÂMETROS E RESULTADOS DIMENSIONAIS DO FIO	
		ATUADOR SUPERIOR DE LMF71	
APÊN	NDICE G	<b>RESULTADOS DIMENSIONAIS DO FIO ATUADOR INFERIOR</b>	
		DE LMF	
APÊN	NDICE H	MEDIÇÕES DE TEMPO PARA RECUPERAÇÃO DE FORMA Ø	
		0,635 MM	
APÊN	NDICE I	MEDIÇÕES DE TEMPO PARA RECUPERAÇÃO DE FORMA Ø 1	
		MM	

## 1 INTRODUÇÃO

Segundo Callister Junior e Rethwisch (2016), quantidades significativas de energia estão envolvidas na área de transportes. Reduzir o peso de veículos como automóveis, aeronaves e trens e aumentar as temperaturas de operações nos motores é algo indispensável para uma melhor eficiência dos combustíveis.

Hollinger (2016) afirma que há uma obsessão na indústria aeroespacial por redução de peso. Em um avião, o peso é um dos três principais fatores, juntamente com aerodinâmica e performance do motor, que afetam a eficiência de uma aeronave. Além disso, peso inferior acarreta em menor consumo de combustível e consequentemente menor emissão de poluentes, o que traz também benefícios ao meio ambiente e custos operacionais menores para as companhias aéreas. Em um motor de aeronave comercial e de grande porte, por exemplo, uma redução de 454 quilos significa uma redução de 1% no consumo de combustível, isso é um grande ganho tanto financeiro como para o meio ambiente (PARKER, 2016 apud HOLLINGER, 2016).

As ligas com efeito memória de forma fazem parte de um grupo de materiais de última geração chamados de materiais inteligentes. Estes estão atualmente sendo desenvolvidos e terão uma ampla influência em muitas de nossas tecnologias. Essa denominação surgiu pelo fato desta classe de materiais ser capaz de responder de forma predeterminada a mudanças no ambiente, característica encontrada em organismos vivos (CALLISTER JUNIOR E RETHWISCH, 2016).

Conforme Otsuka e Ren (1998), as ligas com memória de forma atraíram muita atenção devido ao fenômeno característico de recuperar uma deformação aparentemente plástica através do aumento de temperatura, fazendo assim com que um determinado elemento retorne à sua forma original. Ou seja, uma liga com efeito memória de forma pode gerar força e deslocamento durante sua recuperação da forma a partir da aplicação de uma energia térmica.

Com esta característica de resposta e adaptação a um estímulo externo ou sinal de entrada, os materiais que apresentam o efeito memória de forma podem ter aplicação direta como atuadores em sistemas mecânicos. Na função de atuadores, estes materiais são também utilizados como sensores, para detectar um sinal de entrada (variação de temperatura, de campo elétrico, de campo magnético ou de tensão mecânica), e então atuar de forma que modifique as suas propriedades físicas (BORN, 2007 apud COURA, 2016; CALLISTER JUNIOR e RETHWISCH, 2016; OTSUKA e REN, 1998).

Atualmente diversos dispositivos atuadores estão consolidados no mercado. Um setor

da engenharia que utiliza diferentes métodos de atuação em seus dispositivos é o aeronáutico. Os mais variados mecanismos precisam de acionamentos, sendo um deles o sistema de *flaps*. Estes dispositivos hipersustentadores consistem de abas ou superfícies articuladas nas asas para controle da sustentação e do arrasto da aeronave (RODRIGUES, 2014; MUNSON, YOUNG e OKIISHI 2004).

Neste contexto, a aplicação de atuadores acionados através da recuperação de forma de materiais que possuam esta propriedade torna-se uma alternativa de substituição dos sistemas convencionais. Frequentemente, na engenharia mecânica atuadores são na maior parte das aplicações utilizados com mecanismos hidráulicos, pneumáticos ou eletromecânicos. De forma geral, na aeronáutica, os atuadores de *flaps* são servomotores em aeronaves radiocontroladas e sistemas hidráulicos em aeronaves de grande porte. Este conceito tradicional traz mais complexidade e um elevado peso, pois estes sistemas necessitam de diversos componentes para o correto funcionamento, em relação aos atuadores de ligas com memória de forma.

Assim, esta situação traz uma oportunidade para a aplicação do papel do engenheiro. A pesquisa e estudo de aplicação de ligas com memória de forma para utilização como atuador em um *flap* de aeronave torna-se uma possibilidade para substituição dos tradicionais sistemas de atuadores. Este trabalho irá abordar este tema especificando como material inteligente a liga de NiTi, também chamada de Nitinol.

## 1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO E JUSTIFICATIVA DO TRABALHO

O presente trabalho foi desenvolvido em parceria com o projeto Aerodesign da Universidade de Caxias do Sul. Este projeto envolve o desenvolvimento de aeronaves não tripuladas por alunos de graduação, sob orientação de um professor, que devem buscar e colocar em prática seus conhecimentos.

A equipe da universidade trabalha com intuito de participar da competição SAE BRASIL Aerodesign. Este desafio é lançado anualmente aos estudantes com provas baseadas em situações reais enfrentadas pela indústria aeronáutica. Promovida pela filial brasileira da Sociedade dos Engenheiros da Mobilidade (SAE), a competição propõe para os estudantes e futuros profissionais da engenharia de mobilidade experimentar os princípios básicos da aviação, trabalhar em equipe, pesquisar, planejar e desenvolver o projeto completo da aeronave escolhida (SAE BRASIL, 2016).

Dentro desta contextualização, torna-se importante o estudo de aplicação de um novo modelo de atuador para o sistema de *flaps*, em substituição ao mecanismo com servomotor. A

partir das propriedades das ligas com memória de forma, pode-se simplificar o sistema e reduzir peso.

### **1.2 OBJETIVOS**

#### 1.2.1 Objetivo Geral

Analisar a utilização de liga de Nitinol (NiTi) com efeito memória de forma como atuador de um *flap* de aeronave não tripulada.

## 1.2.2 Objetivos Específicos

Para atender o objetivo geral do trabalho, os objetivos específicos são os listados abaixo:

- a) compreender as características dos materiais com memória de forma, com ênfase para a liga NiTi;
- b) compreender a atuação do *flap* em uma aeronave;
- c) definir as especificações e parâmetros da utilização da liga com memória de forma como atuador para acionamento do *flap* da aeronave não tripulada;
- d) desenvolver o projeto do novo atuador;
- e) construir e testar protótipo;
- f) comparar os resultados com o sistema convencional de acionamento.

## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

#### 2.1 LIGAS DE MEMÓRIA DE FORMA

As ligas com memória de forma (LMF) são uma classe específica de materiais na qual uma grande deformação pode ser estimulada, e, posteriormente com uma histerese de temperatura sua forma original é recuperada. Esta característica é denominada efeito memória de forma (EMF), este fenômeno ocorre devido a dois fatores: a transformação martensítica (TM), que é uma transformação de fase em estado sólido na estrutura do material e pela boa elasticidade induzida em temperaturas e tensões elevadas (NARESH; BOSE e RAO, 2016; OTSUKA e WAYMAN, 1998).

Conforme Naresh, Bose e Rao (2016) explicam, estas ligas apresentam duas propriedades que as diferenciam dos materiais comuns, o efeito memória de forma (EMF) e a superelasticidade (SE). Estes atributos os distinguem por se tratarem de transformação em sólidos sem haver difusão. Assim, com estas propriedades únicas das LMF, é possível recuperar uma deformação aparentemente plástica da magnitude de 8% através de processos de variação de temperatura.

Nas LMF tanto a martensita quanto austenita podem se apresentar como a fase estável em condições de temperatura ambiente. Isso é resultado direto do histórico das condições térmicas e mecânicas que foram impostas ao material bem como de sua composição química. Por isso, uma LMF pode apresentar tanto o EMF como a SE sendo esta última propriedade diretamente associada à austenita, que pode ser induzida por tensão, em sua fase mais estável. A austenita resulta nestes casos de uma transformação reversa, ou seja, de martensita para austenita (OTSUKA e WAYMAN, 1998; NARESH; BOSE; RAO, 2016; COURA, 2016).

Vale destacar que metais e ligas distintas apresentam diferentes estruturas cristalinas, porém a maioria das suas mais variadas combinações de elementos não apresenta o efeito memória de forma ou a superelasticidade. Isso se deve ao fato de as mudanças importantes para estas propriedades ocorrerem em nível atômico. A superelasticidade e o efeito memória de forma são obtidos através de uma mudança no estado sólido semelhante a um rearranjamento molecular. Portanto, poucas parametrizações possuem as condições apropriadas para que estas duas propriedades ocorram (NARESH; BOSE e RAO, 2016).

Naresh, Bose e Rao (2016) afirmam que o efeito memória de forma pode ocorrer em duas fases, a fase mãe que é austenítica e a fase filha que é martensítica. Diferentes estruturas cristalinas com algumas possíveis variações podem surgir nestas fases. O EMF e a SE, ocorrem por uma transformação destas fases, a transformação martensítica (TM), que neste caso é considerada termoelástica. Os conceitos e funcionamentos dessa transformação serão apresentados na seção seguinte.

#### 2.1.1 Transformação Martensítica

A transformação martensítica, como já citado anteriormente, é o principal fundamento para ocorrência dos fenômenos do EMF e da SE. Sendo assim, compreender essa transformação é de vital importância para o desenvolvimento de análises e estudos relacionados às ligas com memória de forma.

Otsuka e Wayman (1998) explicam que, de maneira simplificada, a TM é uma transformação de fase em sólidos sem difusão onde há movimentação de átomos de forma cooperativa, usualmente por aplicação de um mecanismo de cisalhamento.

A literatura apresenta a transformação martensítica com duas classificações a termoelástica e a não-termoelástica. A segunda ocorre em ligas ferrosas, como por exemplo no aço quando aplicado um tratamento térmico de têmpera. Neste processo o resfriamento brusco do material gera uma microestrutura extremamente fina que é chamada de martensita. Contudo, o processo não é reversível, por isso não-termoelástico. Já a TM termoelástica que ocorre nas LMF está associada com a interface entre as fases austenita e martensita (NARESH; BOSE e RAO, 2016; FUNAKUBO e KENNEDY, 1987 apud COURA, 2016).

De acordo com Otsuka e Ren (1998), durante a transformação ocorre contração de placas de martensita. Este fato por sua vez é ocasionado com preferência em relação à nucleação da fase austenita em alta temperatura. Isso origina a transformação cristalográfica reversível. Portanto, o EMF e a SE são resultado direto da transformação martensítica termoelástica.

Normalmente, a fase mãe (de alta temperatura) é a austenita de estrutura cristalina cúbica. Já a martensita ocorre em temperaturas menores e com menor simetria em sua estrutura. Esta mudança estrutural surge quando a temperatura, até então elevada no ciclo de transformação, é reduzida abaixo de um ponto crítico. Através do mecanismo de cisalhamento, inicia-se a TM, originando nesta etapa uma nova estrutura cristalina. Quando a temperatura final da transformação é atingida, o processo é concluído (OTSUKA e WAYMAN, 1998).

Quando a martensita é induzida pela temperatura, ela recebe a denominação de martensita maclada. Esta estrutura apresenta baixa simetria e muitas variantes do arranjo dos átomos podem surgir, a transformação chega a apresentar 24 variações em suas orientações cristalográficas. Por outro lado, quando esta fase é induzida por tensão, a martensita é não-

maclada. Neste caso os 24 possíveis casos de orientações são reorientados gerando uma única posição (OTSUKA e WAYMAN, 2016; GARCIA, 2015).

Otsuka e Wayman (1998) explicam a finalização da transformação indicando que ao elevar novamente a temperatura, a martensita se torna instável e ocorre a transformação reversa (TR), sendo uma vez cristalograficamente reversível, a martensita retorna para a fase mãe na orientação original da microestrutura. A Figura 1, a seguir, mostra uma simplificação do ciclo de transformação martensítica e transformação reversa. Nela é possível observar que a fase A e B são ambas martensíticas, porém possuem orientações diferentes.



Fonte: adaptado de Otsuka e Wayman (1998).

No decorrer da transformação da fase martensita em uma LMF, a estrutura atômica é maclada. Callister Junior e Rethwisch (2016) explica que uma macla refere-se a região do material entre um tipo especial de contorno de grão. Nesta região há uma simetria específica de forma espelhada da rede cristalina, ou seja, os átomos em um dos lados do contorno ficam localizados de forma espelhada em relação aos átomos do outro lado do contorno.

Conforme Callister Junior e Rethwisch (2016), a formação de maclas, ou maclação, usualmente, caracteriza uma deformação plástica de alguns materiais. Isto é, a aplicação de uma força de cisalhamento produz um deslocamento atômico tal que o rearranjamento dos átomos se dá de forma que fiquem em posições espelhadas ao plano de macla. Contudo, este fenômeno ocorre nas LMF causando uma deformação considerada apenas aparentemente plástica, isso por ela ser recuperável devido ao EMF.

A deformação plástica em materiais metálicos pode também ocorrer pelo movimento de uma discordância estrutural, ou seja, pelo escorregamento de um plano completo. Este processo possui vários aspectos que o diferem da deformação por maclação que ocorre nas LMF. Pelo escorregamento, não há mudança da orientação cristalográfica acima e abaixo do plano de escorregamento, antes e após a deformação. Por outro lado, na maclação, há uma reorientação através do plano de macla e a deformação cisalhante é homogênea. Esta comparação pode ser visualizada na Figura 2, com o exemplo de um monocristal submetido à uma tensão de cisalhamento (CALLISTER JUNIOR e RETHWISCH, 2016).



Figura 2 – Deformação em um monocristal submetido a tensão cisalhante

Fonte: adaptado de Callister Junior e Rethwisch (2016).

A TM está diretamente associada à mudança de forma e à geração de grandes deformações da variante de martensita quando esta é originada a partir da austenita. No material, a forma macroscópica permanece a mesma da estrutura austenítica, independente do mecanismo de deformação. Contudo, o mecanismo de maclação é necessário pois não há quebra de ligações, ao contrário do escorregamento, isso torna a deformação cristalograficamente reversível (OTSUKA e REN, 2005 apud COURA, 2016).

Na microestrutura das ligas com memória de forma, analisando em uma escala microscópica, a fase com martensita, estável em baixas temperaturas e sem deformação possui mesma forma e tamanho da fase austenita, estável em temperaturas mais elevadas. Para este processo, a austenita é indicada como a fase mãe e a martensita a fase filha. No ciclo de transformação, quatro temperaturas são parâmetros importantes que caracterizam a TM:  $M_s$ ,  $M_f$ ,

#### *A<sub>s</sub>*, *A<sub>f</sub>*. (NARESH; BOSE e RAO, 2016; OTSUKA e REN, 1998).

Conforme Otsuka e Ren (1998) e Naresh, Bose e Rao (2016),  $M_s$  representa a temperatura crítica de início da transformação martensítica sob resfriamento.  $M_f$  designa a temperatura final para o processo de transformação desta fase. Sob o aquecimento, há uma instabilidade da fase martensita, resultando no início da transformação reversa (TR).  $A_s$  e  $A_f$  representam respectivamente as temperaturas de início e fim deste fenômeno.

O efeito memória de forma é percebido quando a temperatura da LMF está inicialmente abaixo da  $M_f$ . Nesta condição, após sofrer deformação, o material apresenta na microestrutura martensita deformada pelo processo de maclação. A LMF poderá recuperar sua forma original sob aquecimento acima da temperatura  $A_f$ . Posteriormente no resfriamento, o material passará pela faixa da transformação martensítica e irá recuperar o estado inicial (NARESH; BOSE e RAO, 2016).



Fonte: adaptado de Naresh, Bose e Rao (2016).

#### 2.1.2 Propriedades Especiais

São resultado da transformação de fase induzida por carregamentos termomecânicos. Como já indicado, duas fases podem ser bem especificadas nestas ligas, a martensita e a austenita. Sem presença de tensão e com baixas temperaturas, a fase estável em temperatura ambiente costuma ser a martensita, nesta condição a microestrutura possui uma excelente deformabilidade (GARCIA, 2015). As propriedades especiais e que caracterizam as LMF são o EMF e a SE. Ambas possuem peculiaridades que são desenvolvidas apenas nestas ligas. É importante ressaltar que estas duas propriedades que estão presentes nas LMF e a combinação de efeitos ditam o funcionamento desses materiais inteligentes.

#### 2.1.2.1 Efeito Memória de Forma

Otsuka e Wayman (1998) indicam que o efeito memória de forma foi identificado pela primeira vez em 1951 em uma liga de AuCd, mas só publicado em 1963, na liga NiTi.

Segundo Coura (2016), o efeito memória de forma (EMF) pode ser descrito conforme as transformações que ocorrem na microestrutura da liga. Considera-se inicialmente a estrutura do material com a fase martensita e suas variações de maclas em temperatura inferior à  $A_s$ . Aplicando-se uma tensão no sistema, inicia-se o movimento dos contornos, causando reorientação e demaclação dessa martensita maclada. Nesta etapa, o material apresentará uma deformação aparentemente plástica.

Encerrando o carregamento, uma pequena parte dessa deformação é recuperada, isso devido à elasticidade natural do material. Lembrando-se que esta deformação é causada por maclação e não escorregamento. Contudo, a deformação residual só é recuperada pelo aquecimento da liga em uma determinada temperatura, já denominada  $A_{f.}$  Assim, durante o resfriamento ela sofre a transformação martensítica, a qual faz com que a estrutura retorne para o estado inicial sem sofrer modificações macroscópicas. Na Figura 4 é possível visualizar o ciclo de transformação na microestrutura durante o fenômeno do EMF (COURA, 2016).

Usualmente, o EMF refere-se a recuperação de forma em uma única direção, onde as cargas externas causam a demaclação. Isso faz com que a LMF fique com uma estrutura distorcida que pode ser recuperada com o aquecimento acima do ponto  $A_f$ . Neste procedimento, não há realização de deformação durante a transformação no resfriamento. Outro tipo de EMF é o de duas direções, neste, deformações são recuperadas tanto durante o aquecimento como durante o resfriamento da liga. Contudo, esta característica bidirecional não é uma propriedade essencial do material, mas sim desenvolvida com tratamentos termomecânicos apropriados (PERKINS, 1974 apud NARESH; BOSE e RAO, 2016).

Vale ressaltar que a deformação aplicada no material não deve superar a maior deformação admissível da liga que está sendo trabalhada. Caso isso ocorra, não será possível recuperar completamente a sua forma original (BRINSON, 1993 apud COURA, 2016).



Fonte: adaptado de Chopra (2002 apud Coura, 2016).

#### 2.1.2.2 Superelasticidade

Otsuka e Wayman (1998) afirmam que a SE trata-se de uma propriedade que ocorre nas LMF juntamente com o EMF. O diferencial é que para que haja a recuperação de forma devido a transformação de fase não é necessária uma histerese de temperatura, mas sim uma tensão mecânica externa suficientemente grande para induzir a formação de martensita.

O termo superelasticidade é o mais comumente encontrado na literatura, mas esta propriedade é também chamada por alguns autores de pseudoelasticidade. Envolve a recuperação da deformação pela tensão mecânica induzida, ocorrendo a SE no descarregamento somente à uma temperatura superior à  $A_f$ . A deformação é recuperada quase que imediatamente com a retirada da tensão de carregamento aplicada. De forma geral, o ciclo do carregamento para percepção do efeito superelástico inicia-se com tensão zero, no estado onde a martensita demaclada está estabilizada (NARESH; BOSE e RAO, 2016, OTSUKA e WAYMAN, 1998, FUNAKUBO e KENNEDY, 1987 apud COURA, 2016).

Naresh, Bose e Rao (2016) explicam que durante o carregamento, com temperatura superior a  $M_f$ , a transformação de austenita para martensita ocorre em níveis críticos de tensão

de carregamento. Esta tensão recebe o nome de tensão de transformação, na Figura 5 pode ser identificado este ciclo de carregamento com tensão de transformação no ponto B. A tensão do carregamento apresenta uma variação consideravelmente baixa no intervalo de início ao fim da transformação de fase da martensita (intervalo de pontos B-C). Durante os níveis críticos da tensão induzida, grandes deformações elásticas são percebidas. Caso a carga exceda a região da martensita demaclada, não ocorre mais transformação de fase, e, durante este carregamento haverá reorientação das maclas da martensita. Ao fim do carregamento (D), inicia-se a recuperação elástica e posteriormente a transformação reversa, da martensita para austenita (E). Esta etapa traz a recuperação das deformações elásticas. Ao completar a transformação para austenita na microestrutura (F), ocorre a fase final do ciclo que é identificada como a região de recuperação da deformação residual, neste intervalo irá ocorrer a recuperação da LMF para a deformação zero inicial do ciclo (A).



Fonte: adaptado de Naresh, Bose e Rao (2016).

#### 2.1.3 Características da Liga de NiTi

As propriedades das LMF são determinadas principalmente por sua composição química. Comercialmente, as ligas mais utilizadas são o Nitinol (NiTi) e as ligas baseadas em cobre como CuZnAl e CuAlNi. Algumas das propriedades típicas destas ligas são apresentadas na Tabela 1.

	eaddeb adb Einii	
Propriedade	Nitinol (NiTi)	CuZnAl
Temperatura de fusão (°C)	1300	950-1020
Densidade (g/cm <sup>3</sup> )	6,45	7,64
Resistividade (μΩcm)	70-100	8,5-9,7
Condutividade Térmica (Wcm <sup>-1</sup> °C <sup>-1</sup> )	18	120
Módulo de Elasticidade (GPa)	83 (Austenita) 26-48 (Martensita)	72 (Fase Bheta) 70 (Martensita)
Tensão de Escoamento (MPa)	195-690 (Austenita) 70-140 (Martensita)	350 (Fase Bheta) 80 (Martensita)
Limite de Resistência à Tração (MPa)	895	600
Deformação recuperável (%)	8	4
Faixa de Transformação (°C)	-200-110	<120
Histerese de Transformação (°C)	30-50	15-25
Tensão gerada na recuperação (MPa)	>400	>200
Fadiga	$10^{5} (\varepsilon = 0.02) 10^{7} (\varepsilon = 0.005)$	$10^{2} (\varepsilon = 0.02)$ 10 <sup>5</sup> (\varepsilon = 0.005)

Tabela 1 - Propriedades das LMF

Fonte: adaptado de Naresh, Bose e Rao (2016) e Funakubo e Kennedy (1987 apud Coura, 2016).

#### 2.1.4 Modelos Constitutivos

Buscando descrever de forma precisa o comportamento termomecânico das ligas com memória de forma, vários modelos constitutivos já foram desenvolvidos. As principais bases para a concepção destes modelos são a micromecânica, combinação de micro e macro mecânica, estatísticas e métodos cinemáticos (COURA, 2016).

Coura (2016) indica que procedimentos com elementos finitos e métodos numéricos também são bem difundidos. Estes muitas vezes apresentam preferência pelo fato de utilizarem constantes típicas da engenharia como parâmetros de cálculo.

Pelo fato de uma enorme variedade de resultados e simulações com diferentes modelos estarem presentes, isso deixa claro que, embora o assunto tenha sido extensamente estudado, a modelagem destes materiais ainda é um assunto aberto (PAIVA, SAVI e PACHECO, 2003).

A cinética de transformação assumida baseada na termodinâmica dos processos irreversíveis também é aplicada. Estes modelos além de considerar a deformação e a temperatura, avaliam também uma constante interna escalar que representa a fração volumétrica da fase martensítica (PEREIRA, 2009; PAIVA, SAVI e PACHECO, 2003).

A relação constitutiva entre a tensão e as demais variáveis citadas em uma LMF é descrita em forma de taxas pela Equação 1:

$$\dot{\sigma} = E\dot{\varepsilon} - \alpha\dot{\beta} - \Omega\dot{T} \tag{1}$$

24

onde: E é o tensor elástico ou módulo de elasticidade;

 $\alpha$  é o tensor transformação de fase;

 $\Omega$  é o tensor termoelástico, associado ao coeficiente de dilatação do material;

 $\varepsilon$  é a taxa de deformação;

 $\beta$  é a taxa de variação da fração volumétrica da fase martensítica;

*T* para taxa de variação de temperatura

De forma geral, estes tensores são expressos como constantes (PAIVA, SAVI e PACHECO, 2003).

Devido a transformação martensítica não ser difusiva, a fração em volume deve ser expressa como função de valores instantâneos de tensão e temperatura:  $\beta = \beta(\sigma, T)$ . Diversos modelos foram baseados neste conceito (PAIVA, SAVI e PACHECO, 2003; PEREIRA 2009).

Diversos modelos constitutivos já foram desenvolvidos para a aplicação das LMF. Dentre os principais podem ser citados os de Tanaka, Liang e Rogers, Brinson e Boyd e Lagoudas. Devido a sua relativa simplicidade e efetividade de aplicação, a seguir são apresentados os modelos de Tanaka e Liang e Rogers.

#### 2.1.4.1 Modelos de Tanaka e de Liang e Rogers

Foi o primeiro e mais popular já desenvolvido. Inicialmente o objetivo era descrever problemas tridimensionais das LMF. Contudo, sua aplicação tornou-se restrita para avaliação unidimensional. É baseado na segunda lei da termodinâmica e mostra que a tensão total do sistema é constituída de três partes: a tensão mecânica, a tensão termoplástica e a tensão induzida pela transformação de fase (COURA, 2016; PAIVA, SAVI e PACHECO, 2003).

O módulo de elasticidade, *E*, e o coeficiente de transformação  $\alpha$ , são dados em função da fração volumétrica de martensita conforme as Equações 2 e 3:

$$E(\beta) = E_A + \beta(E_M - E_A) \tag{2}$$

$$\alpha(\beta) = -\varepsilon_L + E(\beta) \tag{3}$$

onde:  $E_A e E_M$  são os módulos de elasticidade da fase austenita e martensita, respectivamente.  $\varepsilon_L$  é a máxima deformação recuperável.

No modelo de Tanaka, a variação da fração volumétrica de martensita (FVM) é descrita como uma função exponencial dependente do estado de tensão da liga e de sua temperatura (COURA, 2016; PAIVA, SAVI e PACHECO, 2003; Pereira, 2009). Para a transformação de austenita para martensita tem-se a Equação 4:

$$\beta = 1 - \exp[a_M(M_s - T) + b_M\sigma] \tag{4}$$

onde:  $a_M e b_M$  são constantes do material para fase martensita;  $\sigma$  é a tensão.

Já a transformação da martensita para austenita ou transformação reversa (TR) é descrita por outra função exponencial, apresentada na Equação 5:

$$\beta = \exp[a_A(A_s - T) + b_A \sigma]$$
(5)

onde:  $a_A e b_A$  são constantes do material para fase austenita.

As constantes do material são relacionadas às temperaturas de transição:  $M_s$ ,  $M_f$ ,  $A_s$ ,  $A_f$ . Como usual na metalurgia, as transformações são consideradas completas quando os valores das taxas  $\beta$  atingem a marca de 0,99. Ao aplicar este valor com sua temperatura correspondente nas equações, é encontrada a expressão correspondente para as constantes, descritas nas Equações 6 e 7 (HUANG, 1998; COURA, 2016):

$$a_A = \frac{2\ln(10)}{(A_f - A_s)}$$
(6)

$$a_M = \frac{-2\ln(10)}{(M_s - M_f)}$$
(7)

As demais constantes são definidas pelas Equações 8 e 9:

$$b_A = \frac{a_A}{C_A} \tag{8}$$

$$b_M = \frac{a_M}{C_M} \tag{9}$$

onde:  $C_A \in C_M$  correspondem respectivamente aos coeficientes de influência da tensão para as fases austenita e martensita, sendo definidos pelas Equações 10 e 11:

$$C_A = \tan \beta_{austenita} \tag{10}$$

$$C_M = \tan \beta_{martensita} \tag{11}$$

Os ângulos  $\beta_{austenita}$  e  $\beta_{martensita}$  são obtidos pela interpretação das linhas de transformação das LMF (HUANG, 1998). Estas linhas representam a relação da temperatura de transformação com o estado de tensão a que o material está submetido. As constantes  $C_A$  e  $C_M$  são definidas como a inclinação destas retas, conforme a Figura 6 (COURA, 2016).



Fonte: adaptado de Huang (1998).

Conforme Huang (1998), o modelo constitutivo de Tanaka é considerado simples e baseado em parâmetros do material que podem ser facilmente obtidos.

Segundo Coura (2016) e Huang (1998), para o modelo de Liang e Rogers, as

considerações numéricas são muito semelhantes ao modelo de Tanaka. No entanto, este difere pelo fato de os autores descreverem a fração volumétrica de martensita em relação à temperatura e a tensão com uma função cosseno.

A transformação de austenita para martensita é descrita pela Equação 12:

$$\beta = \frac{1 - \beta_0}{2} \cos[a_M (T - M_f) + b_M \sigma] + \frac{1 + \beta_0}{2}$$
(12)

A transformação de martensita para austenita é descrita pela Equação 13:

$$\beta = \frac{\beta_0}{2} \{ \cos[a_A(T - A_s) + b_A \sigma] + 1 \}$$
(13)

As constantes  $b_A$  e  $b_M$  são definidas da mesma forma do modelo de Tanaka, contudo com sinal negativo na equação. As constantes para austenita são apresentadas nas Equações 14 e 15:

$$a_A = \frac{\pi}{(A_f - A_s)} \tag{14}$$

$$a_M = \frac{\pi}{(M_s - M_f)} \tag{15}$$

## 2.2 ATUADORES DE MATERIAIS INTELIGENTES E NÃO CONVENCIONAIS

Os atuadores baseados em LMF fazem parte de um seleto grupo de atuadores não convencionais. Esta classe apresenta considerações de ordem prática e objetiva para controle e conversão de energia, combinando funções baseadas nos mais diversos fenômenos físicos. Com esta definição, é englobada uma grande variedade de princípios de atuação, incluindo alguns que não são muito relevantes em aplicações práticas (JANOCHA,2004).

Os principais atuadores de materiais inteligentes em sistemas mecânicos são: materiais piezelétricos e magneto-estrictivos, ligas metálicas e polímeros com memória de forma e os fluidos eletrorreológicos (CHOPPRA, 2002; COURA, 2016; JANOCHA, 2004).

Janocha (2004) explica que para classificação de um atuador como não convencional dois critérios são considerados. Primeiramente, eles devem ser baseados em propriedades

especiais, como SE e EMF para as LMF. A segunda consideração é que para aplicações práticas, o princípio de funcionamento deve ter passado pelo estágio de desenvolvimento em laboratórios e precisa apresentar uma margem de aplicação industrial de larga escala.

Atuadores baseados em ligas bimetálicas e em EMF, apesar de dependerem de aquecimento e resfriamento, apresentam uma densidade de energia (relação potência x volume) extremamente elevada. Assim, são muito atraentes para aplicações em microatuadores (JANOCHA, 2004).

## 2.3 PERFIS AERODINÂMICOS

Os perfis aerodinâmicos, também chamados de aerofólios, são superfícies projetadas com o objetivo de ter uma reação aerodinâmica. Este fenômeno ocorre devido ao escoamento de um fluido ao seu redor. Em uma aeronave, isso pode ser exemplificado como o perfil da seção de corte da asa (HOMA, 2004; RODRIGUES,2014).

Na aeronáutica, os perfis aerodinâmicos tem como objetivos produzir sustentação e arrasto enquanto também geram um momento resultante destas forças. Quando posicionados com determinado ângulo de ataque, o aerofólio produz mais sustentação do que arrasto. A sua posição é de extrema importância para o controle da aeronave (ROSKAM; LAN, 1997).

De forma geral, na Figura 7 é indicada a nomenclatura utilizada para especificar cada região do perfil aerodinâmico da asa de uma aeronave.





O ângulo de ataque (α) é o ângulo formado entre a linha de corda de um perfil e a direção do vento relativo. Este parâmetro de voo está relacionado matematicamente com a sustentação e o arrasto através de coeficientes adimensionais (RODRIGUES, 2014; ROSKAM; LAN, 1997; ANDERSON JUNIOR, 2012).

Fonte: adaptado de Rodrigues (2014).

Quando um perfil aerodinâmico confronta em um fluxo de ar, uma força aerodinâmica é criada sobre o aerofólio. Esta força pode ser representada como um vetor, que por sua vez é decomposto em duas componentes distintas, sendo uma paralela e outra vertical ao vento relativo. (ROSKAM; LAN, 1997; ANDERSON JUNIOR, 2012).

Anderson Junior (2012) e Roskam e Lan (1997) explicam que a componente da força aerodinâmica perpendicular ao vento relativo é definida como força de sustentação. Ainda conforme estes autores, e também Saintive (2006 apud SOUZA; RIGOTO FILHO; LEÃO NETO, 2015), a componente paralela ao vento relativo é chamada de força de arrasto.

Segundo Anderson Junior (2012), em adição às componentes das forças de sustentação e de arrasto, a distribuição de pressões e tensões no perfil aerodinâmico criam um momento que tende a rotacionar a asa.

Estes parâmetros apresentados podem ser observados na Figura 8.



Figura 8 – Forças aerodinâmicas em um perfil.

Fonte: adaptado de Roskam e Lan (1997).

## 2.3.1 Sustentação

A sustentação é a propriedade que define a habilidade de um avião se manter em voo. Resumidamente, pode ser explicada como a força necessária para vencer o peso da aeronave e garantir o voo (RODRIGUES, 2014).

Conforme Rodrigues (2014), alguns princípios fundamentais da física podem ser utilizados para compreender como a força de sustentação é criada. Os principais conceitos usados são a terceira lei de Newton e o princípio de Bernoulli.

Com o deslocamento do ar, o escoamento que ocorre na asa da aeronave é divido em

duas partes: uma para a região superior e outra para a região inferior do perfil. A fração do fluxo na parte inferior da asa é forçada para baixo, e, devido à reação para essa mudança de direção do escoamento na parte inferior, a asa é forçada para cima. O perfil aplica uma força para baixo no ar e o mesmo reage aplicando uma força para cima. Neste sentido, a criação da força de sustentação é explicada pela terceira lei de Newton: para qualquer força de ação aplicada existe uma reação de mesma intensidade, direção e sentido oposto (RODRIGUES, 2014).

Outra explicação física aceita pela bibliografia é através do princípio de Bernoulli: se a velocidade de uma partícula de um fluido aumenta enquanto ela escoa ao longo de uma linha de corrente, a pressão dinâmica do fluido deve aumentar e vice-versa. Assim, a velocidade do ar é maior na parte superior (uma partícula percorre uma distância maior e no mesmo intervalo de tempo, em comparação à parte inferior). Portanto, conclui-se que a pressão estática na superfície superior é menor do que na inferior, resultando assim em uma força de baixo para cima (RODRIGUES, 2014).

A força de sustentação por unidade de envergadura gerada na seção de um perfil é calculada pela seguinte equação:

$$L = \frac{1}{2}\rho v^2 c C_l \tag{16}$$

onde:  $\rho$  é a densidade do ar ;

v é a velocidade do escoamento;

c é a corda do perfil;

 $C_l$  é o coeficiente de sustentação;

#### 2.3.2 Arrasto

Para Saintive (2006 apud SOUZA; RIGOTO FILHO; LEÃO NETO, 2015), o arrasto é ocasionado principalmente pela força de atrito que age sobre à superfície em deslocamento. Além disso, devido às forças de pressões dinâmicas que atuam no perfil, principalmente no bordo de ataque e de fuga ou ainda na área perpendicular ao plano de movimento.

Todos os objetos em deslocamento apresentam resistência do ar ao avanço. Esta resistência é produzida pela redução de pressão na parte posterior dos objetos em relação ao deslocamento. A presença do arrasto indica que as linhas de deslocamento do ar não estão conseguindo acompanhar suavemente o contorno do objeto (HOMA, 2004).

De forma similar a sustentação, porém utilizando o coeficiente de arrasto ( $C_d$ ), a força de arrasto é obtida pela seguinte Equação 17:

$$D = \frac{1}{2}\rho v^2 c C_d \tag{17}$$

#### 2.3.3 Momento

O momento é criado considerando a distribuição de pressão sobre o perfil. Estas pressões são distintas entre as partes inferior e superior do perfil aerodinâmico, ou seja, essa disparidade é o que cria a tendência de rotacionar o aerofólio (ANDERSON JUNIOR, 2012).

As pressões aplicadas nas superfícies do perfil dão origem às forças equivalentes. De forma geral, a pressão na parte superior origina uma força para baixo e na parte inferior uma força para cima. Uma vez que, estas forças atuam em pontos diferentes do perfil, o resultado é a criação do momento ao redor do centro aerodinâmico (ANDERSON JUNIOR, 2012).

O momento pode ser definido pela Equação 18.

$$M = C_M \frac{1}{2} \rho v^2 c^2 \tag{18}$$

onde:  $C_M$  é o coeficiente de momento;

## 2.4 FLAPS

Os *flaps* são dispositivos de hipersustentação com forma de abas ou superfícies articuladas localizados nos bordos de fuga das asas das aeronaves. Durante o acionamento, estes mecanismos são estendidos, causando uma alteração na geometria do perfil que, por sua vez, implica no aumento da sustentação e do arrasto (RODRIGUES, 2014).

### 2.4.1 Aerodinâmica de flaps

Anderson Junior (2012) explica que um avião apresenta dois momentos onde a velocidade de voo possui os valores mínimos: durante as etapas de decolagem e de pouso. Estes períodos são extremamente cruciais para a segurança da aeronave. A velocidade mínima para

que haja as condições de voo reto e nivelado é chamada de velocidade de estol ( $V_{estol}$ ). Por isso, compreender os métodos e mecanismos da aerodinâmica de voo utilizados para permitir que a velocidade seja a menor possível é de extrema importância. Em termos do coeficiente de sustentação máximo, denotado  $C_{Lmáx}$ , e área da asa exposta ao fluxo (S), a velocidade de estol é obtida pela Equação 19:

$$V_{estol} = \sqrt[2]{\frac{2L}{\rho S C_{Lmáx}}}$$
(19)

Com este conceito, Rodrigues (2014) indica que a utilização dos *flaps* é realizada nestes dois momentos críticos do voo. Primeiro, durante a decolagem quando o *flap* precisa ter um ajuste adequado para ter a melhor combinação possível de sustentação e arrasto. A função do *flap* nesta etapa é permitir que possa ser percorrida a menor distância possível em solo até que a velocidade de decolagem da aeronave seja atingida. Neste ajuste, a sustentação deve ter o valor máximo, enquanto o arrasto deve ser mínimo.

Conforme Rodrigues (2014) a segunda situação crítica de utilização do *flap* é na aproximação da aeronave com a pista no momento do pouso. Os *flaps* devem estar posicionados de forma que a deflexão seja máxima. Neste movimento, a função do dispositivo é viabilizar a redução da velocidade da aeronave evitando que ocorra o estol.

Portanto, com a utilização correta dos *flaps* é possível tocar o solo com a velocidade mais baixa admissível, obtendo assim um melhor resultado da frenagem em solo e reduzindo consideravelmente o comprimento necessário da pista de pouso (RODRIGUES, 2014).

Quando os *flaps* são aplicados ocorre um aumento do arqueamento do perfil. Assim, há um deslocamento da curva no gráfico de sustentação em função do ângulo de ataque. Isso ocorre para a esquerda e para cima, mudando desta forma o ângulo de ataque necessário para uma sustentação nula. Também um menor ângulo de estol em comparação a situação sem o acionamento de *flaps* (RODRIGUES, 2014).

Esta situação apresentada pode ser visualizada na Figura 9, conforme mostrado na sequência. Esta figura trata-se da curva para o coeficiente de sustentação, em função do ângulo de ataque utilizado na aeronave. Neste caso, trata-se de um modelo genérico, porém, nele é possível observar os deslocamentos das curvas em três situações distintas, sem o acionamento dos *flaps*, com o acionamento em um ângulo de 15° e por fim com o acionamento em um ângulo de 50°.



Fonte: adaptado de Anderson Junior (2012).

## 2.4.2 Tipos de flaps

Para Rodrigues (2014) e Anderson Junior (2012), os *flaps* são utilizados nas aeronaves como um mecanismo para se obter maiores valores do coeficiente de sustentação ( $C_{Lmáx}$ ), uma vez que este não é suficiente em um perfil comum de aerofólio. Os tipos mais usuais são mostrados na Figura 10.



Fonte: adaptado de Rodrigues (2014).

Na Figura 11 é possível identificar valores aproximados para o coeficiente de sustentação máximo em diversos dispositivos hipersustentadores.



Figura 11 - Coeficientes máximos de sustentação em dispositivos hipersustentadores

Fonte: adaptado de Anderson Junior (2012).

O modelo *flap* plano possui a seção traseira articulada para que possa ser rotacionado para baixo. Apresenta um valor para o coeficiente de sustentação de quase duas vezes o valor natural da asa, o qual é de 1,4. Assim, é possível superar a marca de 2,4. Um *flap* plano cria maior sustentação simplesmente por aumentar o arqueamento efetivo da asa. Aumenta também o arrasto gerado no perfil (ANDERSON JUNIOR, 1999).

Já no *flap* dividido apenas a parte inferior do perfil é articulada. Este tipo possui um coeficiente de sustentação levemente superior ao tipo plano, apresentando a mesma funcionalidade deste modelo, ou seja, variação da sustentação pela ampliação do arqueamento. Produz maior arrasto e menor variação do momento. Este modelo foi criado por Orville Wright em 1920 e foi aplicado em muitas aeronaves das décadas de 30 e 40 devido a sua simplicidade. Caiu em desuso nas aeronaves mais modernas devido ao elevado arrasto gerado durante sua aplicação (ANDERSON JUNIOR, 1999).

Conforme Anderson Junior (1999), o Fowler flap quando implantado, não apenas deflete para baixo aumentando o arqueamento, mas também modifica o bordo de fuga aumentando a área exposta da asa ampliando significativamente a sustentação. Atualmente, este modelo é combinado com outras variantes da parte frontal do perfil.

Os modelos de *flap* fendido simples apresentam uma lacuna entre as superfícies superior e inferior da asa. Esta fenda permite que o ar em alta pressão flua por este espaço, modificando e estabilizando a camada limite formada sobre o *flap*. Este mecanismo permite que o fluxo permaneça colado na superfície da asa mesmo em elevadas deflexões do *flap*. Os modelos fendido apresentam valores de  $C_{Lmáx}$  consideravelmente maiores do que o tipo plano (ANDERSON JUNIOR, 1999).

### 2.5 TRABALHOS RELACIONADOS

A aplicação de atuadores com LMF em aeronaves não tripuladas é um conceito recente. Entretanto, já existem estudos e análises interessantes sobre este tema. Afim de demonstrar e exemplificar algumas pesquisas e testes semelhantes a esta análise, abaixo é apresentado um quadro de trabalhos relacionados:

Quadro 1 – Lista de trabalhos relacionados a <i>flaps</i> e LMF (Continua			
Autor (ano) País de origem	Abordagem do trabalho		
Coura (2016) BrasilAnalisou a aplicação de dois fios com memória de forma da NiTi para o movimento de um <i>flap</i> . Cada fio com a função realizar a rotação da articulação do <i>flap</i> em um determin sentido. O aquecimento para recuperação da forma foi aplic 			
Souza et al.(2015) Brasil	Desenvolveu um protótipo para o sistema de acionamento de <i>flaps</i> de um aeromodelo cargueiro utilizando molas de aço juntamente com molas de fios com memória de forma. Por fim, o projeto consistiu no desenvolvimento de módulo que pode ser acoplado à asa do aeromodelo que foi estudado. A aeronave avaliada, também participou da competição SAE Brasil Aerodesign no ano de 2013.		

(Conclusão)

36

Autor (ano)	
País de origem	Abordagem do trabaino
	Verificou a aplicação da liga com memória de forma Nitinol
	(NiTi) como atuador linear para acionamento do flap. Realizou
Silva et al. (2005)	testes com atuador tipo fio e tipo fita delgada. Obteve como
Brasil	resultado a resposta em termos de tempo de ativação e ângulo
	obtido em função da corrente elétrica utilizada para o
	aquecimento por efeito Joule.
D" Öl (2011)	Projetou o sistema de controle do <i>flap</i> de um veículo aéreo não
Donmez e Ozkan (2011)	tripulável usando dois fios com efeito memória de forma. Modelo
Turquia	matemático obtido através de testes de caracterização.
	Estudou o projeto de uma asa adaptável composta de 3 elementos
	utilizando fios de liga com efeito memória de forma para as
Karagiannis et al. (2014)	mudanças de forma. Baseou a análise em elementos finitos
Grécia	combinados com critérios de projeto formulados analiticamente.
	Os resultados experimentais demonstraram uma capacidade
	satisfatória para a aplicação do projeto.
	Utilizou atuadores com efeito memória de forma para
Senthilkumar (2012)	acionamento de um <i>flap</i> . Análise das características
Índia	aerodinâmicas e conclusão de que os atuadores com EMF são
	eficientes em asas adaptáveis.
	Desenvolveu um sistema de atuador utilizando materiais com
Hutapea et al. (2008)	molas de efeito memória de forma para controle das posições dos
EUA	flaps. Construiu um protótipo para testes que foi validado e
	apresentou bom potencial para aplicações futuras.
	Propôs um modelo de asa adaptável utilizando atuadores com
$\mathbf{V}_{\mathbf{r}}$ , $\mathbf{D}_{\mathbf{r}}$ , $\mathbf{D}_{\mathbf{r}}$ , $(2014)$	efeito memória de forma. Realizou o projeto e fabricação com
Ko, Bae e Kho $(2014)$	teste das propriedades aerodinâmicas. O perfil foi projetado com
Coréia do Sul	múltiplos elementos que permitem rotações relativas dos
	elementos adjacentes.

Fonte: o autor (2017).
## **3 MATERIAIS E MÉTODOS**

Neste capítulo é abordada a atual situação, juntamente com os materiais e métodos que foram utilizados para o desenvolvimento do projeto. A proposta de trabalho consiste em apresentar uma alternativa para o sistema de atuadores dos *flaps* de aeronaves radiocontroladas, com foco em um modelo participante da competição SAE Aerodesign. Para isso, o intuito é trazer um conceito relativamente novo para o sistema convencional.

De maneira geral, as aeronaves radiocontroladas utilizam servomotores elétricos para o acionamento dos *flaps*, enquanto aeronaves de grande porte trabalham com sistemas hidráulicos ou eletro-hidráulicos para este fim. Assim, na parte inicial deste capítulo é apresentada uma descrição em detalhes da situação atual.

Na sequência, a proposta é abordada, onde são apresentados os procedimentos utilizados para o desenvolvimento do projeto e para o levantamento dos resultados necessários, a fim de se obter uma conclusão consistente sobre a utilização das LMF como atuadores de aeronaves radiocontroladas.

# 3.1 CARACTERIZAÇÃO ATUAL

O perfil aerodinâmico usado em 2017 pela equipe de Aerodesign da Universidade de Caxias do Sul, e que será aplicado neste trabalho, é o Eppler-423 (E423), de alta sustentação, mostrado na Figura 12.



Figura 12 – Representação gráfica do perfil aerodinâmico E423.

Fonte: airfoiltools (2017).

Considerando o ponto de origem no bordo de ataque, este perfil aerodinâmico apresenta a sua maior espessura em 23,7% do comprimento total de corda. Já o camber, que é a distância perpendicular da linha média de curvatura em relação à linha de corda, atinge o seu máximo em 41,4 % do comprimento total (AIRFOILTOOLS, 2017).

O conceito de superfície controladora de voo utilizado na aeronave de 2017 é baseada em um *flaperon*. Este dispositivo consiste de uma superfície aerodinâmica que atua como *flap* (controle de arrasto e sustentação) e/ou aileron (controle de rolagem da aeronave).

Para fazer uma correlação, aeronaves para transporte de cargas e pessoas utilizam de forma geral atuadores hidráulicos com uma grande diversidade de componentes. Estes sistemas possuem elevado peso o que tem como consequência, maior consumo de combustível e menor desempenho. Uma esquematização simples dos circuitos hidráulicos para acionamento de *flaps* pode ser visualizado na Figura 13.



Fonte: adaptado de Homa (2004).

Na aeronave abordada no trabalho a ideia de funcionamento é a mesma, diferindo pela atuação de um servomotor elétrico rotativo ao invés da energia hidráulica. A relação apresentada demonstra que há a necessidade de melhorias nos sistemas de atuação das superfícies de controle tanto nas aeronaves radiocontroladas como nas de grande porte.

O modelo de servomotor elétrico especificado pela equipe do Aerodesign para o acionamento do *flaperon* trata-se de um CS238MG da marca Corona. Este atuador tem uma massa de aproximadamente 45 g com um dimensional de 29 x 13 x 30 milímetros. A velocidade de atuação é de 0,15 segundos para gerar um movimento rotativo de 60°. O torque máximo obtido com este modelo é de 0,46 Nm (CORONA, 2017).

#### 3.2 ETAPAS DO DESENVOLVIMENTO

Para concepção do novo sistema de acionamento do *flaperon* foi definida uma sequência de procedimentos que foram realizados para viabilizar as análises e a obtenção dos resultados desejados. O fluxograma das etapas é mostrado na Figura 14.



Fonte: o autor (2017).

O desenvolvimento experimental do projeto ocorreu através da caracterização do material e simulação do efeito pelos modelos constitutivos. Para realização dos testes, o protótipo foi constituído de um segmento de asa real, com o mesmo perfil aerodinâmico utilizado na aeronave da competição SAE Aerodesign.

### 3.3 DESCRIÇÃO DOS EQUIPAMENTOS E SOFTWARES UTILIZADOS

Para o projeto das peças e da montagem dos componentes do protótipo de testes foi utilizado o software SolidWorks 2017 da Dassault Systèmes Corp. Esta ferramenta de CAD permite criar e simular diversas etapas no processo de desenvolvimento de projetos. Isso possibilita o aproveitamento da tecnologia 3D para que projetistas e engenheiros possam implementar projetos (SOLIDWORKS, 2017).

A etapa de desenvolvimento dos cálculos para representação do comportamento da liga com memória de forma foi realizada através do software Microsoft Office Excel 2013. Este componente do pacote Office auxilia no trabalho com dados, organização e verificação das etapas de procedimentos numéricos (MICROSOFT, 2017). Para tanto, uma planilha foi criada para a organização e verificação das equações aplicadas nos cálculos da descrição do comportamento da liga com memória de forma e obtendo assim os resultados teóricos para o atuador da aeronave.

Com a função de fornecer a energia necessária para o aquecimento dos fios de Nitinol, foi utilizada uma fonte de alimentação digital regulável da marca Best, modelo PS-1502DD. Optou-se por este modelo, uma vez que os testes foram realizados em bancada. Aplicando esta fonte possibilitou-se regular a tensão de saída entre 0 e 15 V. Assim, pode-se realizar testes com diferentes parâmetros. Para a transmissão da corrente elétrica até os fios atuadores, foram utilizados dois pares de cabos de testes para fontes de alimentação com ponteiras do tipo banana e jacaré. Estes itens podem ser vistos na Figura 15.



Figura 15 – Fonte de energia e cabos utilizados para transmissão.

Fonte: o autor (2017).

#### 3.4 PROCEDIMENTOS EXPERIMENTAIS PARA CARACTERIZAÇÃO DA LMF

Nestes ensaios experimentais foram realizados testes para caracterizar a LMF. Devido ao dimensional do material, estes foram desenvolvidos no laboratório de Polímeros da Universidade de Caxias do Sul. O objetivo desta etapa foi obter parâmetros consistentes para validar o material e realizar as demais análises, além de também validar os conhecimentos obtidos sobre o comportamento das LMF.

Para o projeto do atuador, a LMF escolhida foi o Nitinol. Dois modelos com dimensionais diferentes puderam ser analisados, ambos cedidos pela empresa estadunidense Fort Wayne Metals:

Tabela 3 – Propriedades conhecidas do material							
Propriedade	Amostra						
	А	В					
Diâmetro (mm)	0,635	1,00					
Limite de resistência à tração (MPa)	1103	1103					
Deformação Máxima (%)	> 10	> 10					
Temperatura de ativação (°C)	60	60					

Fonte: adaptado de Fort Wayne Metals (2017).

Ambos os materiais utilizados apresentam as mesmas características, diferindo apenas pelo diâmetro e pelo acabamento superficial. Enquanto que a amostra A possui um acabamento *Etch (E)*, que consiste na remoção dos óxidos da superfície (apresenta uma aparência brilhante), o material B possui acabamento superficial com *Light Oxide (LO)*, ou oxidação leve, apresentando um tom entre dourado e marrom.

#### 3.4.1 Ensaio de Tração à Temperatura Ambiente

Neste ensaio, foram realizados testes de tração com o intuito de verificar o comportamento mecânico do material, relacionando assim o seu deslocamento com às cargas mecânicas aplicadas. Também foi possível comparar os resultados obtidos com as informações de catálogo, validando o material utilizado.

Para isso, os corpos de prova foram ensaiados em uma máquina Emic DL2000 com capacidade de 20 kN e utilizada uma célula de carga de 2000 N. Por não ter sido usado um extensômetro, a variação da tensão foi em função do deslocamento axial e não da deformação.

Durante a fixação dos corpos de prova nas garras da máquina, foi necessário realizar uma conformação mecânica com geometria de anéis em suas extremidades. Tal procedimento foi preciso para evitar escorregamentos durante o ensaio, uma vez que os diâmetros são muito pequenos. Afim de manter esta forma, os materiais precisaram ser aquecidos na região conformada.

A montagem de um dos corpos de prova nas garras da máquina pode ser visualizada na Figura 16.



Figura 16 - Montagem do fio de LMF nas garras para ensaio de tração.

Fonte: o autor (2017).

## 3.4.2 Ensaio de Força Obtida na Recuperação de Forma

Outra avaliação experimental desenvolvida foi a verificação da máxima força gerada no material durante a recuperação de forma. Ou seja, foi analisada a capacidade de gerar força do material funcionando como um atuador mecânico. Este procedimento foi realizado na mesma máquina utilizada para o ensaio de tração.

Nesta etapa, os corpos de prova foram tracionados na máquina Emic DL2000, sofrendo uma deformação no sentido axial até uma magnitude pré-determinada, dependente do resultado do ensaio de tração. Na sequência, a aplicação do carregamento foi interrompida, mantendo os corpos de prova com a deformação aparentemente plástica sofrida.

Então os corpos de prova foram aquecidos para induzir à recuperação de forma. Para isso, utilizou-se um soprador térmico modelo HL 1800E de 2000 W com capacidade de elevação de temperatura entre 100 e 600 °C e com uma vazão de 300-500 L/min de ar.

Assim, com a célula de carga foi possível identificar as forças geradas em função do tempo de aplicação de temperatura. A máquina para os ensaios de tração, o soprador térmico e os corpos de prova podem ser visualizados na Figura 17.



Figura 17 – Equipamentos utilizados para caracterização do material.

Fonte: o autor (2017).

Neste ensaio, o fio de Ø 0,635 mm foi deformado com 25% do comprimento base. Após, aquecido durante 160 segundos e os dados coletados até 320 segundos. Já o material com Ø 1 mm foi deformado até 30% de seu comprimento inicial e aquecido durante 120 segundos. Os dados foram coletados até 320 segundos. Portanto, foi também possível analisar o fenômeno durante o corte no aumento de temperatura e consequentemente o seu resfriamento.

#### 3.5 PROJETO DO ATUADOR E PROCEDIMENTO NUMÉRICO

O projeto dimensional do atuador consistiu num procedimento similar ao desenvolvido por Coura (2016). O modelo é fundamentado no uso de fios de Nitinol como atuadores mecânicos. Os fios sofrem aquecimento para a recuperação de forma através do efeito Joule, gerado por uma corrente elétrica aplicada nos atuadores.

Desta forma, a metodologia foi aplicada em um segmento de asa com o perfil aerodinâmico idêntico ao utilizado pela equipe de aerodesign da Universidade de Caxias do Sul. O dimensional projetado não sofreu alterações, portanto, o segmento de asa empregado está em escala 1:1 em relação à aeronave radiocontrolada que foi desenvolvida para a competição SAE Aerodesign de 2017.

No projeto do atuador foi considerada a seguinte lógica de funcionamento: dois fios de Nitinol foram deformados no sentido axial, com aproximadamente metade de sua capacidade de deformação máxima. Um é posicionado na alavanca de acionamento superior do *flaperon* e o outro, na alavanca inferior. A Figura 18 representa este esquema de montagem.



Figura 18 – Representação de montagem dos fios de NiTi.

Fonte: o autor (2017).

Ao aquecer o fio posicionado na parte superior, quando ele atinge a temperatura necessária ocorre o efeito memória de forma. O fio encurta até recuperar a sua dimensão original antes da deformação. Com este acionamento, o *flaperon* gira com sentido anti-horário e gera uma força de tração no fio inferior. A deformação gerada no fio 2, com o acionamento do superior, justifica o fato de a deformação aplicada antes da instalação dos atuadores não ser maior do que 50% da capacidade total do material.

A recuperação desta deformação é função do comprimento inicial. De tal modo, este parâmetro é calculado com base na quantidade de giro que se deseja obter com o *flap*.

Considerando o movimento de rotação do *flap*, a quantidade de giro realizada é obtida através do cálculo do comprimento do arco. A recuperação de forma no comprimento do atuador é definida em função da deformação do fio (COURA, 2016). Na Figura 19 é apresentada esta relação dimensional.



Figura 19 – Representação dimensional da atuação do fio de NiTi.

Fonte: adaptado de Coura (2016).

Conforme Coura (2016), através desta geometria o comprimento do arco obtido com o giro do *flap* ( $L_a$ , em m) é função do ângulo movimentado ( $\gamma$ , em graus) e do raio entre o ponto de aplicação da força e o centro de giro (r, em m), conforme a Equação 20.

$$L_a = \frac{\pi r \gamma}{180} \tag{20}$$

Já a deformação recuperável no fio ( $\varepsilon_r$ , adimensional), é obtida pelo quociente entre a deformação recuperada pelo fio ( $\Delta l$ , em m) e o seu comprimento inicial indeformado ( $l_0$ , em m) (COURA, 2016), conforme a Equação 21.

$$\varepsilon_r = \frac{\Delta l}{l_0} \tag{21}$$

Coura (2016) afirma que é possível aproximar a quantidade de giro  $(L_a)$  pelo comprimento recuperado no dimensional do fio  $(\Delta l)$ , uma vez que a trajetória é tangencial à circunferência obtida pelo movimento. Portanto, igualando as Equações (20) e (21), é obtida a Equação 22, que define o comprimento inicial do fio.

$$l_0 = \frac{\pi r \gamma}{180\varepsilon_r} \tag{22}$$

Para a definição do tempo aproximado de atuação do sistema, também há uma sequência, de cálculos específicos desenvolvida por Coura (2016). Essa metodologia consiste em relacionar a corrente elétrica utilizada com a temperatura e o tempo de aplicação no material.

Inicialmente, o procedimento consiste na definição da corrente elétrica e da resistência do fio de LMF, pelas Equações (23) e (24), respectivamente (COURA, 2016).

$$V = RI \tag{23}$$

$$R = \frac{\rho l_0}{A} \tag{24}$$

Nestas equações, V é a tensão elétrica oriunda da fonte (V), I corresponde a corrente

elétrica (A), *R* é a resistência elétrica do fio ( $\Omega$ ),  $\rho$  é a resistividade do material ( $\Omega$ m) e *A* é a área da seção transversal do material (m<sup>2</sup>).

Da mesma forma que ocorre com outras propriedades do material, a resistividade das LMF varia conforme a fase cristalográfica em sua microestrutura. Portanto, a resistividade é em função da fração volumétrica de martensita transformada durante o processo de aquecimento (Coura, 2016). Esta variação é descrita pela Equação 25.

$$\rho = \rho_A + \beta(\rho_M - \rho_A) \tag{25}$$

Para esta equação,  $\rho_A$  é a resistividade na fase austenita ( $\Omega$ m) e  $\rho_M$  é a resistividade da fase martensita ( $\Omega$ m).

A quantidade de energia para o aquecimento (Q, em J) é calculada com a Equação 26. Esta relaciona a corrente elétrica e o tempo aplicado ( $\Delta t$ , em s) (Coura, 2016).

$$Q = I^2 R \Delta t \tag{26}$$

Coura (2016) relaciona a quantidade de energia térmica com a variação da temperatura do fio através da Equação 27.

$$Q = mc\Delta T \tag{27}$$

onde:  $\Delta T$ , é a variação de temperatura, em K;

*m*, é a massa do material, em kg;

*c* é o calor específico do material, em J/(kgK).

Relacionando a massa específica ( $M_e$ , em kg/m<sup>3</sup>) com o volume do fio atuador utilizado, é obtida a massa total que é aplicada nas equações de energia térmica. Este procedimento é realizado através da Equação 28 (COURA, 2016).

$$m = M_e A l_0 \tag{28}$$

Por fim, Coura (2016) aplica as definições da corrente elétrica (Equação 23) e da resistência do material (Equação 24), na Equação 26. Igualando este resultado com a Equação

27 e substituindo a massa pela definição da Equação 28, é obtida a função que descreve o tempo aproximado para o aquecimento dos fios com a corrente elétrica. Essa função é apresentada na Equação 29.

$$\Delta t = \frac{M_e \rho l_0^2 c \Delta T}{V^2} \tag{29}$$

Há também uma definição semelhante para obter a função do tempo de resfriamento necessário na atuação dos fios. Para isso, é analisada a quantidade de energia dissipada pelo sistema (COURA, 2016).

Uma vez que o diâmetro dos fios é muito pequeno, é considerado o resfriamento por convecção pura. Sendo assim, a potência dissipada (P, em W) é definida pelo produto da área da superfície ( $A_{sup}$ , em m<sup>2</sup>), do coeficiente de transferência de calor por convecção (h, em W/(m<sup>2</sup>K)) e da variação de temperatura desejada durante o processo de resfriamento do material (COURA, 2016).

$$P = hA_{sup}\Delta T \tag{30}$$

Para finalizar esta etapa, Coura (2016) considera outra definição para a potência dissipada, a quantidade de energia térmica emitida em termos de taxa. Esta definição é mostrada na Equação 31.

$$P = \frac{Q}{\Delta t} \tag{31}$$

Igualando as Equações 30 e 31, é obtido o tempo necessário para o resfriamento dos fios até a temperatura desejada (COURA, 2016), conforme a Equação 32.

$$\Delta t = \frac{MeAl_0c}{hA_{sup}} \tag{32}$$

Unindo esta metodologia com os modelos constitutivos descritos na revisão bibliográfica, é possível descrever a variação da resistividade do material durante a variação de temperatura. Assim, pode-se descrever o comportamento do Nitinol nesta aplicação específica. Algumas propriedades do material que não puderam ser obtidas em catálogo ou ensaios, foram retiradas na literatura e são descritas na Tabela 2.

Tabela 2 – Propriedades do material obtidas da literatura							
Massa específica	6450 kg/m³						
Coeficiente de expansão térmica da Austenita	$0,000011 \text{ K}^{-1}$						
Coeficiente de expansão térmica da Martensita	$0,000007 \ \mathrm{K^{-1}}$						
Resistividade térmica da Austenita	0,000011 Ωm						
Resistividade térmica da Martensita	0,000007 Ωm						
Calor específico	329 J/kgK						
Coeficiente de transferência de calor por convecção	10-150 W/m²K						
Condutividade térmica	18 W/mK						

Fonte: adaptado de (CHOPRA, 2002; RAO, SRINIVASA E REDDY, 2015; UCHIL et al., 1999; VAN WYLEN, SONNTAG E BORGNAKKE, 2007 apud COURA, 2016).

#### 3.5.1 Protótipo Funcional e Ensaio de Aplicação do Nitinol Como Atuador Mecânico

Este ensaio consistiu na aplicação do material como um atuador mecânico. Iniciou-se pelo projeto do segmento de asa. A partir deste conceito, foram realizadas as modificações necessárias para a substituição do acionamento com servomotor elétrico pelo princípio dos atuadores de LMF.

Nesta etapa, foram escolhidos pontos na estrutura para posicionar as extremidades fixas dos fios atuadores. Este dimensionamento ocorreu em função do cálculo do comprimento de instalação dos fios.

Outra modificação necessária no segmento da asa foi a adição de uma nova alavanca no *flaperon*. Isso pelo fato de que o modelo original possui apenas um ponto de acionamento, diferindo do conceito utilizado pelas LMF que necessitam de dois, um para o fio superior e outro para o inferior.

O segmento de asa utilizado nos ensaios teve seus perfis cortados em madeira balsa de espessura 3 mm. A largura total do segmento ficou dimensionada em 285 mm. O comprimento total, incluindo o *flaperon* ficou em 564,8 mm.

A modelagem do protótipo em CAD 3D pode ser visualizada no Apêndice A. Na Figura 20 são apresentados os principais componentes e a montagem do segmento de asa utilizado no protótipo funcional.



Figura 20 – Componentes e montagem do segmento de asa.

Fonte: o autor (2017).

Após este procedimento, foram analisados os tempos de resposta para o acionamento a partir do aquecimento dos fios. Esta análise foi realizada deformando o material no sentido axial conforme os dimensionamentos calculados. Na sequência, foram aplicadas diversas tensões elétricas e com o fio em cima de uma escala, foi possível cronometrar o tempo necessário para retornar ao comprimento pré-deformação.

Na etapa seguinte, os fios de Nitinol foram testados como os atuadores mecânicos. Neste teste, os fios foram aplicados no protótipo funcional com o objetivo de verificar os ângulos máximos obtidos no *flaperon* e assim possibilitar a validação dos cálculos desenvolvidos com a comparação dos resultados experimentais com os valores teóricos esperados.

A partir do protótipo funcional construído e do dimensionamento dos fios, estes foram instalados conforme apresentado na Figura 21.



Figura 21 – Montagem dos fios atuadores com os cabos de energia.

Fonte: o autor (2017).

#### **4 RESULTADOS E DISCUSSÃO**

Neste capítulo estão apresentados os resultados obtidos com os procedimentos experimentais e os processos analíticos. Ao final, uma comparação entre as informações obtidas com o atuador de LMF e o sistema convencional com servomotor elétrico é apresentada.

## 4.1 CARACTERIZAÇÃO E VALIDAÇÃO DO MATERIAL

Nesta seção são apresentados os resultados dos ensaios de caracterização do Nitinol.

#### 4.1.1 Resultados do Ensaio de Tração à Temperatura Ambiente

Para a amostra com Ø 0,635 mm, foram realizados três corpos de prova. Estes foram dimensionados com comprimento base médio (entre garras da máquina) de 48,8 mm, sendo o menor 46,9 mm e o maior com 50,3 mm. Os deslocamentos axiais até o ponto de ruptura ficaram com média de 16,1 mm (entre 15,05 mm e 17 mm). Ou seja, o deslocamento máximo admissível até a ruptura para esta amostra é de aproximadamente 33%.

O relatório completo do ensaio está no Apêndice B. O corpo de prova 4, indicado no apêndice, deve ser desconsiderado e sua curva continuada no corpo de prova 3. Esta foi uma falha na programação da máquina que parou durante o ensaio. As curvas geradas, já com a correção do escorregamento podem ser vistas na Figura 22.



Figura 22 – Resultado do ensaio de tração para NiTi Ø 0,635 mm.

Já a tensão de ruptura para o limite de tração ficou com média de 1044,5 MPa, sendo a máxima obtida igual a 1074 MPa e a mínima em 1015 MPa. A média dos resultados teve seu valor com variação de 5,3% em relação ao indicado pelo fabricante.

Os resultados deste ensaio apresentam uma boa regularidade entre os corpos de prova, assim, possibilita-se ter uma maior confiabilidade dos resultados e um bom padrão para o material fornecido pelo fabricante.

O mesmo ensaio foi realizado para o material com  $\emptyset$  1 mm. Neste, durante a aplicação de tração no corpo de prova 1, ocorreu um escorregamento, soltando um dos nós realizados para sua fixação. Contudo, o ensaio continuou sem pausas. Assim, o valor do deslocamento máximo atingido para este corpo de prova deve ser desconsiderado, utilizando para avaliação apenas a tensão máxima obtida. O resultado pode ser visualizado na Figura 23.





Fonte: o autor (2017).

Para este ensaio, o comprimento base médio (entre garras da máquina) foi de 47,1 mm, sendo o menor com 46,2 mm e o maior com 47,8 mm. As deformações no ponto de ruptura para os 2 corpos de prova válidos com  $\emptyset$  1 mm ficaram com média de 16,6 mm (entre 16,33 mm e 16,94 mm). Ou seja, o deslocamento máximo admissível até o ponto de ruptura para este material ficou em aproximadamente 35%.

A tensão de ruptura no limite de tração teve seu valor médio em 1099 MPa, sendo a máxima 1148 MPa e a mínima 1015 MPa. O resultado teve uma variação inferior a 1% em relação ao informado pelo fabricante. O relatório completo do ensaio pode ser visualizado no Apêndice C, ao final deste trabalho.

#### 4.1.2 Resultados do Ensaio de Força Obtida na Recuperação de Forma

Os resultados deste ensaio foram muito satisfatórios, uma vez que o atuador com Ø 0,635 mm gerou uma força máxima média de aproximadamente 190,4 N, sendo a menor obtida na magnitude de 181,4 N e a maior 197 N. Ou seja, considerando a alavanca de 0,015 m do *flaperon*, o torque com mecanismo é de 2,86 Nm. Este valor é 6,2 vezes maior do que o atuador convencional utilizado na aeronave.

As curvas obtidas para os três corpos de prova ensaiados podem ser visualizadas na Figura 24. O relatório completo deste ensaio se encontra no Apêndice D ao final deste trabalho.



Fonte: o autor (2017).

Observa-se também que após interromper a aplicação de calor, o material retorna ao seu comprimento deformado, uma vez que este está fixado nas garras da máquina. Nota-se, que após o resfriamento, as forças não chegam a zero, mantendo uma força residual de aproximadamente 15 N.

Realizando o mesmo ensaio para a amostra com  $\emptyset$  1 mm, o valor médio de força máxima gerada na recuperação de forma foi de 147,62 N. Contudo, os resultados foram muito divergentes entre cada uma das amostras ensaiadas. Para o corpo de prova 1, foi obtida uma força máxima de 229,58 N, o corpo de prova 2 gerou 86,51 N, enquanto o terceiro, 126,77 N.

Neste material, a presença de uma força residual após o corte da aplicação de calor é ainda maior e proporcional à força máxima obtida. Desta forma, é perceptível que, para este material exclusivamente, há uma grande variação na força gerada durante a recuperação de forma. Supõe-se que a necessidade de realizar um breve treinamento do material, processo no

qual a LMF é deformada com aquecimento, possa ter interferido nos resultados. Isso foi necessário pela instabilidade da fixação nas garras sem a conformação com aquecimento das extremidades.

Além disso, um fator importante que o difere do material com  $\emptyset$  0,635 mm é o acabamento superficial. Uma vez que óxidos são isolantes térmicos e elétricos, esta característica pode afetar na resposta do material. Além das diferenças de características mecânicas entre material base e revestimento.

Os resultados obtidos neste ensaio podem ser visualizados na Figura 25. No apêndice E, é apresentado o relatório completo do ensaio. No Apêndice, exclusivamente, o corpo de prova identificado como 3 falhou devendo ser ignorado em qualquer tipo de análise.



Figura 25 – Ensaio de força na recuperação de forma para NiTi Ø 1 mm.

Fonte: o autor (2017).

# 4.2 MODELO ANALÍTICO DO COMPORTAMENTO DO NITINOL

Aplicando-se as Equações 4 e 5 dos modelos constitutivos, com os parâmetros do material utilizado, foi possível descrever o comportamento da microestrutura em função da temperatura.

No gráfico da Figura 26, a linha em vermelho representa a mudança na microestrutura durante o aquecimento do fio. Conforme descrito na revisão bibliográfica, esta é a transformação reversa, ou de Martensita para Austenita. Já a linha azul corresponde a transformação Martensítica que ocorre durante o resfriamento do material.

O perfil descrito pode ser comparado ao que é apresentado na Figura 3 (página 18) da revisão bibliográfica. Esta referência indica que há coerência entre o procedimento utilizado e

o resultado esperado conforme a literatura, havendo uma pequena incerteza nos pontos de início e fim das transformações, as quais iniciam de forma instantânea no modelo. O resultado obtido é apresentado na Figura 26.





Fonte: o autor (2017).

## 4.3 DIMENSIONAMENTO DOS FIOS ATUADORES

O dimensionamento dos atuadores iniciou-se pela consideração da deformação recuperável máxima do material. Embora a informação no catálogo do fornecedor indique que o material suporta deformações superiores a 10%, como a literatura trabalha com aplicações de deformações em aproximadamente 5%, optou-se por utilizar este valor como  $\varepsilon_r$ .

Desejando-se obter um ângulo de atuação de aproximadamente 30°, ao aplicar a Equação 22, foi encontrado um comprimento para o fio, sem deformação, de aproximadamente 330,7 mm. Assim, alongando o atuador com metade da deformação admitida pelo material (2,5%), ele foi instalado na estrutura da asa com 339 mm. Os resultados dos cálculos juntamente com os parâmetros calculados do material, podem ser visualizados nos Apêndices F e G.

## 4.4 ENSAIOS DE APLICAÇÃO

No primeiro ensaio realizado nesta etapa, foi analisado o tempo de resposta do material, ou seja, quanto tempo a LMF precisou para ser acionada e recuperar totalmente a sua forma.

Em ambas as amostras, o fio teve como comprimento inicial 330,7 mm. Este foi

deformado para um comprimento de 339 mm. Nesta avaliação, foram levantados dados para aplicações de diferentes tensões elétricas. Além disso, aplicando as equações do modelo constitutivo, foi possível fazer um comparativo entre os resultados experimentais e teóricos.

No primeiro teste ( $\emptyset$  0,635 mm) aplicando-se uma tensão elétrica de 1,5 V, obteve-se um tempo total médio, para a plena recuperação de forma, de aproximadamente 55,6 segundos. Tal resultado deixa clara a necessidade de uma maior tensão elétrica, uma vez que, um tempo desta magnitude é completamente inviável para a aplicação desejada. Ao aumentar a tensão, foi possível obter um tempo total médio de 2,8 segundos para 10 V. Os resultados para alguns parâmetros de tensão analisados são apresentados na Tabela 4.

Tabela 4 – Tempo de Recuperação de Forma para Principais Tensões com Ø 0,635 mm.

Tensão (V)	1,5	4,8	7,2	10	11	12	15
Tempo Médio (s)	55,6	7,5	4,74	2,8	2,52	2,38	2
Fonte: o autor (2017).							

No ensaio com o fio de  $\emptyset$  1 observa-se comportamento similar ao ensaio anterior, porém com tempos maiores para as mesmas tensões. Com 1,5 V de tensão elétrica, foram necessários aproximadamente 105 segundos para atingir-se o comprimento inicial. De forma similar à amostra A, os tempos começaram a estabilizar a partir de 10 V, com média de 20,1 segundos. Os resultados para alguns parâmetros de tensão são apresentados na Tabela 5.

Tabela 5 – Tempo de Recuperação de Forma para Principais Tensões com Ø 1 mm.

Tempo Médio (s) 104,6 40,1 24,2 20,1 19,5 19 18,1	Tensão (V)	1,5	4,8	7,2	10	11	12	15
	Tempo Médio (s)	104,6	40,1	24,2	20,1	19,5	19	18,1

Fonte: o autor (2017).

Afim de realizar um comparativo e validar os procedimentos numéricos aplicados a partir dos modelos constitutivos de Tanaka e de Liang e Rogers, foram obtidos os tempos de recuperação de formar para as mesmas tensões elétricas.

A correlação entre a tensão elétrica e os modelos constitutivos foi realizada conforme descrito no Capítulo 3, utilizando a Equação 29. Esta, por sua vez, considera a variação da resistividade, a qual muda conforme a mudança da fase cristalográfica. Isto é descrito conforme a equação da fração volumétrica de martensita na microestrutura, apresentada nas Equação 5, para o modelo de Tanaka e na Equação 13 para o modelo de Liang e Rogers.

Como a recuperação de forma ocorre no aquecimento, há transformação de fase de

martensita para austenita, uma vez que o material já encontra-se deformado pela aplicação do carregamento mecânico. O fenômeno da recuperação de forma ocorre transformando martensita demaclada em austenita. Assim, considerou-se a plena recuperação de forma quando, analiticamente, a fração volumétrica de martensita chega a zero e portanto a austenita ocupa 100% da microestrutura do material.

A partir deste resultados, pode-se perceber que há coerência entre a curva de descrição do comportamento para os dois modelos constitutivos e o material com Ø 0,635mm. Destacase o fato de que em aplicação de baixas tensões, a disparidade entre o resultado experimental e os modelos constitutivos é maior. A diferença é reduzida na medida em que as tensões elétricas tomam valores maiores. Isso é perceptível acima de 6 V, e, diverge de forma irrelevante acima de 10 V, quando os resultados ficam próximos de 2 segundos. Os resultados obtidos são apresentados na Figura 27. Os dados completos das medições estão nos Apêndice H e I.





Fonte: o autor (2017).

Diferente das situações anteriores, percebe-se uma grande disparidade quando há comparação desses resultados com os do material de Ø 1 mm. Embora ele tenha diâmetro 36,5% maior e massa 59,5% maior, os valores de tempo são até 9 vezes maiores. Sugere-se que esta situação ocorra novamente por causa do acabamento superficial de óxidos leves, os quais agem como isolantes no contato do material com as garras do cabeamento elétrico.

Após estes testes experimentais, destaca-se o fato de que os resultados encontrados

sobre o tempo de resposta foram muito próximos aos obtidos em trabalhos com o mesmo objetivo. Coura (2016) chegou a 1,83 s para o aquecimento, enquanto Silva et al. (2005) obtiveram 2 s.

#### 4.4.1 Resultados do Ensaio de Aplicação do Nitinol Como Atuador Mecânico no Flap

Na sequência, foi realizado um teste com a real aplicação dos fios atuadores. Este teste teve como objetivo analisar o máximo ângulo de inclinação obtido com a atuação dos fios. Para a realização deste ensaio, foi preciso reforçar a alavanca de acionamento do *flap* com uma peça metálica. A aplicação direta na madeira balsa de 3 mm não foi possível, uma vez que ao acionar um dos fios, a alavanca sofreu cisalhamento. Optou-se por não modificar o material da estrutura para manter fidelidade ao modelo real.

Como indicado na seção 4.2, os atuadores foram dimensionados para obtenção de um ângulo de 30°. Contudo, este cálculo foi realizado para a alavanca superior. Avaliando a alavanca inferior, para a mesma parametrização dos fios atuantes, era esperado um ângulo total de aproximadamente 18°. Esta limitação ocorreu devido ao fato de que, inicialmente, a alavanca inferior foi desenvolvida para um tipo de fixação que não pode ser realizada.

A ideia inicial era posicionar ambos os fios atuadores no mesmo ponto rígido, próximo à longarina estrutural e com comprimento absoluto menor. Contudo, este apresentou problemas no acionamento, obtendo-se pequenos ângulos, muito abaixo do esperado, inviabilizando assim a proposta. Por isso, o ponto de fixação foi modificado, mantendo-se os dois fios de LMF paralelos e fixados diretamente no perfil central da estrutura. Ao aplicar as equações do modelo constitutivo obteve-se um gráfico do giro teórico do *flap* em função da temperatura instantânea dos fios de LMF. O resultado obtido pode ser visualizado na Figura 28.



Figura 28 – Ângulo de giro teórico do *flap* em função da temperatura instantânea.

Fonte: o autor (2017).

Avaliando os tempos de resposta obtidos no ensaio anterior, os quais estabilizam conforme descrito anteriormente, optou-se por realizar os ensaios com 12 V de tensão elétrica. O teste foi repetido para as duas amostras do material. Os resultados obtidos para o fio atuador com  $\emptyset$  0,635 mm são apresentados na Figura 29.

Na Figura 29a, com o atuador superior sendo aquecido, foi obtido um ângulo de giro total de 31°, praticamente o valor previsto no modelo. O fio superior, que teve seu comprimento original recuperado no processo, obteve um comprimento final de 332 mm. Sendo assim, ele praticamente recuperou todo o seu comprimento indeformado.

O mesmo pode ser observado na Figura 29b, quando o aquecimento ocorre no fio de LMF inferior. Atingiu-se um ângulo máximo de 15°, quando o dimensionado foi 18°. Este resultado apresentou uma diferença maior. O fio inferior finalizou o processo com 335 mm de comprimento, ou seja, faltaram 4 mm para a plena recuperação de forma do dimensional.

Figura 29 – Resultados do ensaio com atuador de  $\emptyset$  0,635 mm com (a) sendo o acionamento do fio superior e (b) o acionamento do fio interior.



Fonte: o autor (2017).

Este procedimento, ao se repetir para a amostra de Ø 1mm, teve resultados muito semelhantes. Os ângulos máximos obtidos para o mesmo dimensionamento utilizado no ensaio anterior, foram 32° e 15° para os acionamentos superior e inferior, respectivamente.

A recuperação de forma, durante o aquecimento do fio superior, fez com que ele finalizasse com um comprimento de 332 mm. Já o inferior conseguiu recuperar seu comprimento até 333 mm.

Os ângulos obtidos para o atuador estão apresentados na Figura 30, onde 30a indica o acionamento do fio superior, e 30b apresenta o acionamento do fio interior.

Figura 30 – Resultados do ensaio com atuador de Ø 1 mm com (a) sendo o acionamento do fio superior e (b) o acionamento do fio interior.



Fonte: o autor (2017).

Para finalizar a validação, conforme descrito no cronograma, foi variada a geometria para uma nova avaliação. Uma vez que os resultados foram muito próximos para ambos os atuadores, este novo teste foi realizado apenas para o fio de seção menor. Desta vez, o comprimento indeformado do material foi dimensionado em 238 mm, sendo esperado um ângulo de acionamento superior de 21,5° e inferior de 13°.

Os resultados obtidos foram novamente muito próximos do esperado. Para o acionamento superior, obteve-se um ângulo total de giro de 22°. Tendo a recuperação de forma resultando num comprimento para o atuador superior de 240 mm. Já no acionamento do fio inferior, para giro no outro sentido, obteve-se um ângulo final de 12°, com comprimento final do atuador, após a recuperação de forma, de 239 mm.

Com base nestes resultados, pode-se dizer que o modelo prevê bem a realidade. Os pequenos erros podem ser atribuídos a fatores como imprecisão nas medidas, escorregamento dos fios nas suas fixações e folgas nas articulações.

#### 4.4.2 Cálculo do Tempo de Resfriamento

O cálculo para se obter o tempo de resfriamento do material é obtido através da Equação 32. A literatura considera que o coeficiente de transferência de calor por convecção para este material varia de 10 a 150 W/m<sup>2</sup>K.

Uma vez que este dado está no denominador da equação, é interessante que seu valor seja o maior possível para que o tempo de resfriamento seja reduzido. Caso contrário as aplicações com necessidade de maior sequência de acionamentos em um menor intervalo de tempo são prejudicadas.

Nesta aplicação, especificamente, é sugerido que os fios tenham o maior contato possível com o fluxo de ar durante o voo. Esta é uma situação que deve ser analisada e levada em consideração em um projeto de aplicação. Para tanto, os tempos de resfriamento foram avaliados com o pior e com o melhor coeficiente de transferência de calor. Os resultados são apresentados na Tabela 4.

1								
Diâmetro do Material	Coeficiente de Transferência de Calor							
	150 W/m²K	10 W/m²K						
Ø 0,635 mm	2,25 s	33,7 s						
Ø 1 mm	3,54 s	53,05 s						

Tabela 4 – Tempo de Resfriamento Teórico

Fonte: o autor (2017).

## 4.5 COMPARAÇÃO COM O MODELO ATUAL

A partir das análises desenvolvidas ao longo deste trabalho, é possível desenvolver um comparativo entre o sistema de atuadores com LMF e o conceito tradicional utilizando o servomotor elétrico.

Os principais dados de análises são apresentados na Tabela 5. O torque máximo foi avaliado considerando a alavanca de acionamento com 0,015 m. Já para o tempo de acionamento, considerou-se a aplicação com 12 V. As massas indicadas são apenas dos atuadores, sem os sistemas elétricos.

1									
Coractorístico	Atuador Mecânico								
Característica	Nitinol Ø 0,635 mm	Nitinol Ø 1 mm	Servomotor CS238MG						
Massa	0,68 g	1,68 g	45 g						
Torque Máximo	2,856 Nm	1,298 – 3,444 Nm	0,46 Nm						
Tempo de Acionamento	2,44 s	19,7 s	0,075 s						

Tabela 5 – Comparativo entre os atuadores mecânicos.

Fonte: o autor (2017).

Com este comparativo, pode-se observar que os atuadores com LMF apresentam como principal vantagem em relação à aplicação de servomotores o torque máximo obtido, que pode ser ainda maior já que é proporcional ao braço de alavanca. Para o fio com Ø1 mm, que apresentou grande variação da força desenvolvida na recuperação de forma, mesmo quando é considerado o valor mínimo obtido, ele possui uma grande superioridade em relação ao servomotor.

O fato do peso do servo ser 68 vezes maior do que o do fio de LMF torna-se irrelevante frente aos valores absolutos das suas massas.

Contudo, as ligas com memória de forma apresentam como principal desvantagem o tempo de resposta, cerca de 32 vezes maior do que o servomotor, na melhor situação. Quando trata-se do Nitinol com Ø1 mm, especificamente para o modelo analisado com revestimento, a sua aplicação torna-se completamente inviável. Contudo, essa é uma questão relacionada à temperatura de ativação do material. Para este estudo foram analisados materiais com temperaturas de 60 °C, porém comercialmente são encontrados outros com ativações em temperaturas inferiores.

#### **5 CONSIDERAÇÕES FINAIS**

Partindo dos objetivos específicos, pode-se compreender atuação do flap em uma aeronave através das pesquisas realizadas na revisão bibliográfica. Este conhecimento teórico serviu como base para a correta análise da aplicação das LMF como atuadores no acionamento do flaperon da aeronave radiocontrolada.

Com as informações pesquisadas sobre as LMF, foi possível embasar os estudos analíticos e experimentais sobre este material, enfatizando a liga Nitinol, que foi avaliada e ensaiada com maiores detalhes. Com isso, juntamente com a metodologia adotada, foram determinados os parâmetros para a utilização deste material como acionador do flaperon. Assim, viabilizou-se verificar a sua resposta às aplicações realizadas através do desenvolvimento do protótipo do atuador e do segmento funcional da asa estudada.

Ao realizar os ensaios para caracterização do material, algumas conclusões foram obtidas. Inicialmente, a análise da curva do ensaio de tração, em comparação com a Figura 5 e os dados da literatura, comprovaram a mudança da rigidez conforme a fase cristalográfica. Assim, validou-se a informação de que a austenita apresenta maior rigidez do que a martensita.

Também com os resultados dos testes experimentais, percebe-se a grande capacidade de geração de força do material quando aquecido após uma deformação axial. Isso revela um grande potencial para aplicações onde sejam exigidas grandes forças em função de pequenos atuadores. Destaca-se o fato de que o acabamento superficial pode ter influência direta nas respostas obtidas. E, na aplicação direta como atuador, a magnitude da deformação inicial é diretamente relacionada à quantidade de giro obtida. Portanto, os resultados demonstraram a adequação do modelo desenvolvido na previsão do comportamento do material.

Em comparativo com o sistema convencional, o tempo de resposta dos materiais especificamente ensaiados, é a principal desvantagem. Sugere-se para esta situação avaliar os resultados obtidos com materiais que possuam temperaturas de ativação menores.

Como sugestões para trabalhos futuros, recomenda-se realizar um estudo de fadiga com o material para verificar a vida útil do EMF na sua aplicação como atuador. Além disso, também ficam abertas as avaliações de controle deste tipo de atuador. Uma vez que, nos estudos realizados, as avaliações foram feitas nas condições completamente acionadas e sem acionamento do atuador, ou seja, o ângulo obtido é mínimo ou máximo, sem pausas intermediárias.

De forma geral, o sistema de atuação proposto, dentro de suas limitações já citadas, mostra-se interessante para aplicações que exigem força e maior tempo de resposta.

# REFERÊNCIAS

ANDERSON JUNIOR, John D. Aircraft Performance and Design. Maryland: Wcb Mcgraw-hill, 1999. 580 p.

ANDERSON JUNIOR, John D. Introduction to Flight. 7. ed. Maryland: Mcgraw-hill, 2011. 925 p.

CALLISTER JUNIOR., William D.; RETHWISCH, David G. Ciência e engenharia de materiais: uma introdução. 8.ed. Rio de Janeiro, RJ: LTC, 2016.

COURA, Edcarlos A.N. **Estudo de aplicação da Liga NiTi com Efeito Memória de Forma em Atuadores de Aeronaves**. 2016. 72 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia de Estruturas) – Universidade Federal de Minas Gerais – UFMG – Belo Horizonte, 2016.

CORONA. **Product center CS238MG.** 2009. Disponível em: <a href="http://www.corona-rc.com/coproductshowE.asp?ArticleID=176">http://www.corona-rc.com/coproductshowE.asp?ArticleID=176</a>. Acesso em 06 nov. 2017.

DÖNMEZ, Burcu; ÖZKAN, Bülent. Design And Control Of A Shape Memory Alloy Actuator For Flap Type Aerodynamic Surfaces. In: WORLD CONGRESS THE INTERNATIONAL FEDERATION OF AUTOMATIC CONTROL, 18., 2011, Milano (Italy). **Proceedings...** 2011: IFAC, 2011. p. 8138 - 8143.

FORT WAYNE METALS. **Nitinol Wire**. 2017. Disponível em: < http://www.fwmetals.com/materials/nitinol/wire/>. Acesso em 09 ago. 2017

GARCIA, Maurício Sanches. Análise experimental do comportamento termomecânico das ligas com memória de forma. 2015. 77 f. Tese (Doutorado) - Curso de Engenharia Mecânica, Ufrj, Rio de Janeiro, 2015.

HOLLINGER, Peggy. Airlines bid to beat their weight problem. 2016. Disponível em: < https://www.ft.com/content/6ce66d16-bd6a-11e6-8b45-b8b81dd5d080>. Acesso em: 13 mar. 2016.

HOMA, Jorge M.. Aerodinâmica e Teoria de Voo. 22. ed. São Paulo: Asa, 2004. 92 p.

HUANG, Weimin. **Shape Memmory Alloys and their Applications to Actuators for Deployable Structures.** 1998. 175 f. Tese (Doutorado) - Curso de Post Doctoral In Engineering, Department Of Engineering, University Of Cambridge, Peterhouse, 1998.

HUTAPEA, Parsaoran et al. Development of a smart wing. Aircraft Engineering And Aerospace Technology: An International Journal. Philadelphia (USA), p. 439-444. jan. 2008.

JANOCHA, Hartmut. Actuators: Basic and Applications. New York: Springer, 2004. 343 p.

KARAGIANNIS, Dimitri et al. Airfoil morphing based on SMA actuation technology. Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal. Athens (Greece), p. 295-306. 2014.

KO, Seung-hee; BAE, Jae-sung; RHO, Jin-ho. Development of a morphing flap using shape

memory alloy actuators: the aerodynamic characteristics of a morphing flap. **Smart Materials and Structures.** Korea, p. 1-21. 17 jun. 2014.

MICROSOFT. Excel 2013 features and highlights. 2017. Disponível em: <a href="https://products.office.com/en-us/microsoft-excel-2013">https://products.office.com/en-us/microsoft-excel-2013</a>. Acesso em: 25 set. 2017.

MUNSON, Bruce R.; YOUNG, Donald F.; OKIISHI, Theodore H. **Fundamentos da** mecânica dos fluidos. 1.ed. São Paulo, SP: E. Blücher, 2004.

NARESH, C; BOSE, P S C; RAO, C S P. Shape memory alloys: a state of art review. **Iop Conference Series: Materials Science and Engineering**, [s.l.], v. 149, p.1-13, set. 2016.

OTSUKA, Kazuhiro; REN, Xiaobing. **Recent developments in the research of shape memory alloys.** Institute of Material Science, University of Tsukuba, Tsukuba, Japan. 1998.

OTSUKA, Kazuhiro; WAYMAN, Clarence Marvin. **Shape Memory Materials.** Cambridge: Cambridge University Press, 1999. 284 p.

PAIVA, Alberto; SAVI, Marcelo Amorim; PACHECO, Pedro Manuel C. L. Modelos Constitutivos para Ligas com Memória de Forma. In: CONGRESSO TEMÁTICO DE APLICAÇÕES DE DINÂMICA E CONTROLE DA SOCIEDADE BRASILEIRA DE MATEMÁTICA APLICADA E COMPUTACIONAL (SBMAC). 2., 2003, Rio de Janeiro. **Anais...** São José dos Campos: J. M. Balthazar, 2003. v2. p. 1 - 30.

PEREIRA, Juliana Hoyer Insaurrauld. **Um estudo sobre atuadores lineares com molas helicoidais de ligas com memória de forma.** 2009. 108 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Mestrado em Tecnologia, CEFET, Rio de Janeiro, 2009.

RODRIGUES, Luiz E.M.J. Fundamentos da engenharia aeronáutica com aplicação ao projeto SAE – aerodesign: volume único. 1.ed. Salto, SP: LEMJR, 2014.

ROSKAM, Jan; LAN, Chuan-Tau Edward. Airplane Aerodynamics and Performance. Lawrence: Darcorporation, 1997. 711 p.

SAE BRASIL. **Aerodesign.** 2016. Disponível em: < http://portal.saebrasil.org.br/programasestudantis/sae-brasil-aerodesign>. Acesso em: 13 mar. 2016.

SENTHILKUMAR, M.. Analysis of SMA Actuated Plain Flap Wing. Journal of Engineering Science and Technology. Coimbatore, India, p. 39-43. abr. 2012.

SILVA, Jobson Alberto et al. **Projeto e Testes de um Flape Ativado por Atuadores NiTi com Memória de Forma:** Aplicação ao Aeromodelo da Equipe Parahyasas da UFCG para a Competição SAEBrasil. São Paulo: SAE Technical Paper Series, 2008.

SOLIDWORKS. **Sobre o Solidworks**. 2017. Disponível em: < http://www.solidworksbrasil.com.br/sw/6453\_PTB\_HTML.htm>. Acesso em: 25 set. 2017.

SOUZA, Leonardo Martins da Conceição de; RIGOTO FILHO, Marcos Alves; LEÃO NETO, Waldyr Cardoso de Castro. Acionamento de Flaps de um Aeromodelo por meio de Molas com Comportamento de Memória de Forma. 2015. 164 f. TCC (Graduação) - Curso

de Engenharia Mecânica, Departamento de Educação Superior, CEFET, Rio de Janeiro, 2015.



APÊNDICE A - DETALHAMENTO DO SEGMENTO DE ASA UTILIZADO NOS ENSAIOS

Fonte: o autor (2017).

# APÊNDICE B – RELATÓRIO DE ENSAIO DE TRAÇÃO PARA NITINOL Ø 0,635 MM

# UCS - CCET - Laboratório de Polímeros

LPOL-FG142 Rev00 (03/2016)

#### Relatório de Ensaio

metodo de Ensaio. En OL-TEO-TO Intilior Inacato - REO	17-10
Cliente: Bruno Mollon (CEMEC) Operador: Gláucio C	arva
Força Deformação Força Deformação Mo a Max @Força Max. @Ruptura @Ruptura	od.Elá
(N) (mm) (N) (mm)	(N
54.89 16.40 354.31 16.26	55
38.52 15.05 334.87 15.14 00.31 14.74 15.78 0.68	75
46.85 3.36 344.88 3.44	281
4 4 4 4	
335.1 12.39 262.5 8.879 342.7 14.89 330.9 9.288	11
24.17 6.062 164.6 7.967	11
300.3 3.357 15.78 0.6804	4
354.9 16.40 354.3 16.26	28
	+
	+
	+
	+
	+
	_
	$\perp$
4.00 30.00 Deformação (mm)	
CP 5	



# APÊNDICE C - RELATÓRIO DE ENSAIO DE TRAÇÃO PARA NITINOL Ø 1 MM

Fonte: o autor (2017).

# APÊNDICE D – RELATÓRIO DE ENSAIO DE FORÇA PARA NITINOL Ø 0,635 MM



# APÊNDICE E – RELATÓRIO DE ENSAIO DE FORÇA PARA NITINOL Ø 1 MM

## UCS - CCET - Laboratório de Polímeros LPOL-FG142 Rev00 (03/2016)

Relatório de Ensaio Máquina: Emic DL2000 Célula: Trd 23 Extensômetro: - Data: 10/11/2017 Hora: 12:53:06 Trabalho nº 6173 Método de Ensaio: LPOL-PE040 Nitinol Acao Temperatura - R2017-10-30 Programa: Tesc versão 3.01 Ident. Amostra: >>>>>>> Amostra: Nitinol lmm Cliente: Bruno Mollon (CEMEC) Operador: Gláucio Carvalho Corpo de Compr. Base Área Força @Força Max Prova (mm2) (mm) (N) 0.95 229.58 CP 1 46.69 CP 2 39.49 0.82 86.51 80.00 0.79 38.80 CP 3 0.82 CP 4 45.90 126.77 Número CPs 4 4 Média 53.02 0.8425 120.4 106.6 Mediana 46.29 0.8171 18.27 0.07343 Desv.Padrão 81.17 0.7854 39.49 38.80 Minimo 80.00 0.9503 229.6 Máximo Força (N) 400.0 320.0 240.0 160.0 80.0 0.0 0.0 80.0 160.0 240.0 320.0 400.0 Tempo (s) CP 1 CP 2 CP 3 CP 4 CP 5

# APÊNDICE F – PARÂMETROS E RESULTADOS DIMENSIONAIS DO FIO ATUADOR SUPERIOR DE LMF

Dados de entrada							
Propriedade do material	Sigla	Valor	Unidade				
Massa específica	Me	6450	kg/m <sup>3</sup>				
Resistividade térmica (Austenita)	ρΑ	0,000011	Ωm				
Resistividade térmica (Martensita)	ρM	0,00007	Ωm				
Módulo de Elasticidade (Austenita)	EA	93350,00	MPa				
Módulo de Elasticidade (Martensita)	EM	21710,00	MPa				
Máxima deformação recuperável	εL	0,0475	-				
Coeficiente de influência da fase (Austenita)	CA	8	MPa/K				
Coeficiente de influência da fase (Martensita)	CM	8	MPa/K				
Temperatura de início da transformação Martensítica	Ms	291,45	K				
Temperatura de fim da transformação Martensítica	Mf	279,4	K				
Temperatura de início da transformação Austenítica	As	333,15	K				
Temperatura de fim da transformação Austenítica	Af	354,97	K				
Coeficiente de expansão térmica	Ω	0,000085	°C <sup>-1</sup>				
Calor específico	с	329	J/kgK				
Parâmetros do atuador	Sigla	Valor	Unidade				
Angulo de inclinação deseiado no flap	Yg	30	0				
Ângulo de inclinação desejado no flap	уг	0.5236	rad				
Raio da circunferência da trajetória	r	0,015	m				
Diâmetro do fio de LMF	dm	0,001	m				
Parâmetros da fonte de energia	Siela	Valor	Unidade				
Tensão elétrica da fonte	V	12	V				
Procedimentos de Cálculo	o dos Parâmetros p	ara os Modelos					
Parâmetro	Siola	Valor estaulado	Unidada				
Parametro	oigia	valor calculado	Unique				
Consistente indefense de de Co	εĸ	0,02375	mvm				
Comprimento indeformado do fio	10	0,5507	m				
Alea da seção dansversal do no	A	7,855986-07	m- v-1				
Constante do material na fase Austenita	aA bA	0,2111	MD1				
Constante do material na fase Mastansita	aM	0,0204	WPa -				
Constante do material na fase Martensita Constante do material na fase Martensita	aM	-0,3822	MD1				
Constante do material na fase Mariensita	DIVI	-0,0478	MPa -				

# APÊNDICE G - RESULTADOS DIMENSIONAIS DO FIO ATUADOR INFERIOR DE LMF

Parâmetros do atuador	Sigla	Valor	Unidade
Ângulo de inclinação desejado no flap	γg	18	0
Ângulo de inclinação desejado no flap	γr	0,3142	rad
Raio da circunferência da trajetória	r	0,025	m
Diâmetro do fio de LMF	dm	0,001	m
Parâmetros da fonte de energia	Sigla	Valor	Unidade
Tensão elétrica da fonte	V	12	V
Procedimentos de Cá	ilculo dos Parâmetros p	ara os Modelos	
Procedimentos de Cá Parâmetro	ilculo dos Parâmetros p Sigla	ara os Modelos Valor calculado	Unidade
Procedimentos de Cá Parâmetro Deformação recuperável	ilculo dos Parâmetros p Sigla εR	ara os Modelos Valor calculado 0.02375	Unidade m/m
Procedimentos de Cá Parâmetro Deformação recuperável Comprimento indeformado do fio	ilculo dos Parâmetros p Sigla εR Ιο	ara os Modelos Valor calculado 0,02375 0,3307	Unidade m/m m
Procedimentos de Cá Parâmetro Deformação recuperável Comprimento indeformado do fio Área da seção transversal do fio	ilculo dos Parâmetros p Sigla εR Io Α	ara os Modelos Valor calculado 0,02375 0,3307 7,85398E-07	Unidade m/m m m²
Procedimentos de Cá Parâmetro Deformação recuperável Comprimento indeformado do fio Área da seção transversal do fio Constante do material na fase Austenita	ilculo dos Parâmetros p Sigla εR Io A aA	ara os Modelos Valor calculado 0,02375 0,3307 7,85398E-07 0,2111	Unidade m/m m m <sup>2</sup> K <sup>-1</sup>
Procedimentos de Cá Parâmetro Deformação recuperável Comprimento indeformado do fio Área da seção transversal do fio Constante do material na fase Austenita Constante do material na fase Austenita	ilculo dos Parâmetros p Sigla εR lo A aA bA	<b>Valor calculado</b> 0,02375 0,3307 7,85398E-07 0,2111 0,0264	Unidade m/m m m <sup>2</sup> K <sup>-1</sup> MPa <sup>-1</sup>
Procedimentos de Cá Parâmetro Deformação recuperável Comprimento indeformado do fio Área da seção transversal do fio Constante do material na fase Austenita Constante do material na fase Austenita Constante do material na fase Martensita	ilculo dos Parâmetros p Sigla €R lo A aA bA aM	<b>Valor calculado</b> 0,02375 0,3307 7,85398E-07 0,2111 0,0264 -0,3822	Unidade m/m m <sup>2</sup> K <sup>-1</sup> MPa <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup>

Fonte: o autor (2017).

# APÊNDICE H –MEDIÇÕES DE TEMPO PARA RECUPERAÇÃO DE FORMA Ø 0,635 MM

Niemana da	Tensão (V)									
Ensaio	1,5 V	3,6 V	4,8 V	6 V	7,2 V	8 V	10 V	11 V	12 V	15 V
1	54	16	7,8	6,2	5,1	4,3	2,9	2,5	2,4	1,8
2	58	12	7,9	5,6	4,8	4,5	2,8	2,5	2,4	1,7
3	54	12,3	7,6	5,5	4,5	4,2	2,7	2,6	2,3	2,2
4	52	11,4	6,8	5,1	4,9	4,4	2,9	2,4	2,4	2,1
5	60	12,7	7,5	5,9	4,4	4,4	2,7	2,6	2,4	2,2
Média (s)	55,6	12,88	7,5	5,66	4,74	4,36	2,8	2,52	2,38	2

Fonte: o autor (2017).

# APÊNDICE I – MEDIÇÕES DE TEMPO PARA RECUPERAÇÃO DE FORMA Ø 1 MM

Niemana da	Tensão (V)									
Ensaio	1,5 V	3,6 V	4,8 V	6 V	7,2 V	8 V	10 V	11 V	12 V	15 V
1	96	52	37	29,1	24,6	21,9	20,6	19,7	18,6	18
2	101	55	43	26,6	21,9	23,2	20	19,8	19,1	17,1
3	116	49	35	24,6	26,1	22,5	19,5	18,8	18,8	18,8
4	98	53	45	25,8	21,8	19,9	20,4	20,2	19,4	17,4
5	112	58	40	27	26,6	22,5	20,1	19,1	19,2	19,1
Média (s)	104,6	53,4	40,1	26,6	24,2	22	20,1	19,5	19	18,1