CEFET/RJ
DIRETORIA DE PESQUISA E PÓS-GRADUAÇÃO

MODELAGEM DE ASA ADAPTATIVA ATUADA POR ELEMENTOS DE LIGAS COM MEMÓRIA DE FORMA

Bruno Dias Santos

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-graduação em Engenharia Mecânica e Tecnologia de Materiais, do Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca, CEFET/RJ, como parte dos requisitos necessários à obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica e Tecnologia de Materiais

Professor Orientador: Pedro Manuel Calas Lopes Pacheco
Professora Co-orientadora: Cristina Gomes de Souza

Rio de Janeiro
Maio de 2023

MODELAGEM DE ASA ADAPTATIVA ATUADA POR ELEMENTOS DE LIGAS COM MEMÓRIA DE FORMA

Dissertação de Mestrado apresentada ao Programa de Pós-graduação em Engenharia Mecânica e Tecnologia de Materiais do Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca, CEFET/RJ, como requisito necessário à obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica e Tecnologia de Materiais.

Bruno Dias Santos

Aprovado por:

Prof. Pedro Manuel Calas Lopes Pacheco - CEFET/RJ (orientador)

Profa. Cristina Gomes de Souza - CEFET/RJ (coorientadora)

Profa. Luciana Loureiro da Silva Monteiro - CEFET/RJ

Prof. Ricardo Alexandre Amar de Aguiar - CEFET/RJ

Prof. Luiz Carlos da Silva Nunes – UFF

Rio de Janeiro

Maio de 2023

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Central do CEFET/RJ

S237 Santos, Bruno Dias
Modelagem de asa adaptativa atuada por elementos de ligas com memória de forma / Bruno Dias Santos. — 2023.
98f. : il. color. , enc.

Dissertação (Mestrado) Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca, 2023.
Bibliografia : f. 90-98
Orientador: Pedro Manuel Calas Lopes Pacheco
Coorientadora: Cristina Gomes de Souza

1. Materiais inteligentes. 3. Estruturas inteligentes. Ligas com memória de forma. 4. Método de elementos finitos. 5. Aeronaves. I. Pacheco, Pedro Manuel Calas Lopes (Orient.). II. Souza, Cristina Gomes de (Coorient.). III. Título.

CDD 624.171

Elaborada pela bibliotecária Tania Mello – CRB/7 nº 5507/04

RESUMO

As ligas com memória de forma são um dos principais tipos de materiais inteligentes utilizados atualmente. Devido às suas características e propriedades singulares, as ligas com memória de forma se mostram adequadas para aplicações em atuadores na indústria aeronáutica, entre outras. Uma aplicação notável dos atuadores com elementos de ligas com memória de forma ocorre no campo de asas adaptativas de aeronaves. A metodologia empregada no presente trabalho inclui uma busca por documentos patentários, de modo a analisar o estado da técnica referente a essa tecnologia para identificar sua relevância e interesse de pesquisa e desenvolvimento, e a modelagem numérica de uma proposta de geometria de asa adaptativa com um perfil acionado por elementos de ligas com memória de forma. A busca por documentos patentários a respeito de asas adaptativas atuadas por elementos de ligas com memória de forma foi empregada em bases de dados gratuitas. Em relação à modelagem numérica, foram escolhidos três tipos de perfis para a geometria de asa adaptativa: perfil S1223 e os perfis bioinspirados nas aves Gaivota (gênero *Larus*) e Marrequinha-comum (*Anas crecca*). Inicialmente foi desenvolvido um projeto conceitual da geometria da asa e do sistema de atuação, envolvendo a seleção do fio de liga com memória de forma e da mola de torção. Em seguida, foram realizadas simulações numéricas em software gratuito de análises aerodinâmicas pelo método dos painéis para avaliação do desempenho dos perfis selecionados e do carregamento aerodinâmico da asa. Por fim, foram realizadas simulações numéricas em software comercial de elementos finitos com o objetivo de estudar o comportamento termomecânico do atuador e a integridade estrutural do dispositivo. Dentre os três perfis analisados, o perfil da Marrequinha-comum apresentou melhor desempenho no que se refere à variação de sustentação máxima (aumento de 8%), o que é particularmente útil na fase de decolagem do voo. Por sua vez, o perfil Gaivota obteve o melhor resultado em se tratando da variação de sustentação em ângulo de ataque zero (aumento de aproximadamente 40%), o que pode ser uma vantagem na realização de manobras. Os resultados numéricos obtidos permitiram avaliar uma configuração ótima para uma asa adaptativa a ser utilizada em veículos aéreos não-tripulados (VANTs).

Palavras-chave: Estruturas inteligentes, ligas com memória de forma, busca por documentos patentários, método de elementos finitos, asas adaptativas.

ABSTRACT

Shape memory alloys are one of the main types of smart materials used today. Due to their unique features and properties, shape memory alloys are suitable for applications in actuators in the aeronautical industry, among others. One remarkable application of shape memory alloy element actuators is in the field of aircraft morphing wings. The methodology employed in the present work includes a search for patent documents, in order to analyze the state of the art regarding this technology to identify its relevance and research and development interest, and the numerical modeling of a proposed adaptive wing geometry having an airfoil actuated by shape memory alloy elements. The search for patent documents regarding adaptive wings actuated by shape memory alloy elements was conducted in free databases. Regarding numerical modeling, three types of airfoils were chosen for the adaptive wing geometry: airfoil S1223 and bio-inspired avian airfoils of Gull (genus Larus) and Eurasian Teal (Anas crecca). Initially, a conceptual design of the wing geometry and the actuation system was developed, involving the selection of the alloy wire with shape memory and the torsion spring. Next, numerical simulations were carried out using free aerodynamic analysis software using the panel method to evaluate the performance of the selected airfoils and the aerodynamic loading of the wing. Finally, numerical simulations were carried out in commercial finite element software in order to study the thermomechanical behavior of the actuator and the structural integrity of the device. Among the three airfoils analyzed, the Eurasian Teal airfoil showed the best performance regarding the maximum lift variation (8% increase), which is particularly useful in the takeoff phase of the flight. In turn, the Seagull airfoil obtained the best result in terms of lift variation at zero angle of attack (approximately 40% increase), which can be an advantage when performing maneuvers. The obtained numerical results allowed evaluating an optimal configuration for an adaptive wing to be used in unmanned aerial vehicles (UAVs).

Keywords: Smart structures, shape memory alloys, patent search, finite element method, morphing wings.

SUMÁRIO

Capítulo 1 – Introdução 9
Capítulo 2 – Asas adaptativas 12
2.1 Breve histórico sobre aeronaves adaptativas 12
2.2 Definição de aeronaves adaptativas e classificações das asas adaptativas 15
Capítulo 3 – Ligas com Memória de Forma 21
3.1 Aspectos gerais sobre SMAs 21
3.2 Comportamento termomecânico 25
3.2.1 Efeito Memória de Forma 25
3.2.2 Efeito Pseudoelástico 27
3.3 Modelagem matemática das ligas com memória de forma 28
3.3.1 Parâmetros do Modelo de Auricchio e Petrini 33
Capítulo 4 – Buscas por patentes relacionadas a Asas Adaptativas atuadas por elementos de Ligas com Memória de Forma 35
4.1 Estratégia de busca 35
4.2 Resultados da busca por documentos patentários relevantes 36
4.3 Exemplos de dispositivos encontrados na busca por patentes 43
Capítulo 5 – Modelagem Numérica da Geometria Proposta 48
5.1 Geometria e sistema de atuação da asa adaptativa 48
5.1.1 Seleção do fio de SMA e da mola de torção 51
5.2 Análise aerodinâmica dos perfis selecionados 53
5.3 Análise do carregamento aerodinâmica da asa 58
5.4 Análise estrutural do perfil e do sistema de atuação 61
5.5 Resultados das simulações estruturais obtidas com o modelo numérico 64
5.5.1 Perfil S1223 65
5.5.2 Perfil da Gaivota 71
5.5.3 Perfil da Marrequinha-comum 76
5.6 Resultados das simulações aerodinâmicas obtidas com o modelo numérico 81
5.6.1 Perfil S1223 82
5.6.2 Perfil da Gaivota 83
5.6.3 Perfil da Marrequinha-comum 85
Capítulo 6 – Conclusão e sugestões para trabalhos futuros 88
Referências Bibliográficas 90

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1.1 – Aeronaves com asas adaptativas (Barbarino *et al.*, 2011). 13
Figura 2.2.2 – Classificações de asas adaptativas (adaptado de Barbarino *et al.*, 2011). 19
Figura 3.1.1 – Diagrama de fases de equilíbrio do sistema NiTi (Adaptado de Lexcellent, 2013). 23
Figura 3.1.2 – Relação da temperatura inicial de transformação martensítica, Ms, e o teor de níquel (Adaptado de Lexcellent, 2013). 23
Figura 3.2.1 – Efeito Memória de Forma (Adaptado de Emiliavaca, 2016). 26
Figura 3.2.2 – Comportamento Pseudoelástico Induzido por Tensão (Adaptado de Pereira, 2009). 28
Figura 3.3.1 –Representação gráfica dos parâmetros do modelo (Auricchio e Petrini, 2004) 34
Figura 4.2.1 – Evolução temporal da publicação de documentos patentários referentes a asas adaptativas atuadas por elementos de ligas com memória de forma - dados obtidos através da plataforma Lens (2023). 37
Figura 4.2.2 – Maiores depositantes de documentos referentes a asas adaptativas atuadas por elementos de ligas com memória de forma - dados obtidos através da plataforma Lens (2023). 38
Figura 4.2.4 – Documentos patentários por país de residência dos inventores - dados obtidos através da plataforma Lens (2023). 40
Figura 4.2.5 – Cinco classificações internacionais de patentes com maior número de documentos relevantes - dados obtidos através da plataforma Lens (2023). 41
Figura 4.2.6 – Documentos patentários por classificação de asas adaptativas - dados obtidos através da plataforma Lens (2023). 42
Figura 4.2.7 – Documentos patentários por sub-classificação de asas adaptativas - dados obtidos através da plataforma Lens (2023). 42
Figura 4.3.1 – Sistema para modificar a forma de uma superfície aerodinâmica de um veículo aéreo (Brown *et al.*, 2017) 43
Figura 4.3.2 – Asa adaptativa para uma aeronave (Xi *et al.*, 2013) 44
Figura 4.3.3 – Asa adaptativa atuada por molas de SMA (Deng *et al.*, 2018) 45
Figura 4.3.4 – Veículo aeroespacial (Mabe e Yousefiani, 2018) 46
Figura 4.3.5 – Aeronave adaptativa (Pitt e Haudrich, 2016) 47
Figura 5.1.1 – Aeronave com asa adaptativa 48
Figura 5.1.2 – Seção de asa incluindo o perfil 49
Figura 5.1.3 – Mecanismo de travamento (adaptado de Plooij, 2015) 51
Figura 5.1.4 – Diagrama de corpo livre da porção móvel do perfil 52
Figura 5.2.1 – Perfis utilizados na asa adaptativa 55
Figura 5.2.2 – Análise aerodinâmica dos perfis S1223, da Gaivota e da Marrequinha-Comum - *Re* = 200.000 56

Figura 5.2.3 – Análise aerodinâmica dos perfis S1223, da Gaivota e da Marrequinha-Comum - *Re* = 400.000 57
Figura 5.3.1 – Análise aerodinâmica da asa proposta (vista perspectiva) – perfil S1223 . 58
Figura 5.3.2 – Análise aerodinâmica da asa proposta (vista lateral) – perfil S1223 58
Figura 5.3.3 – Análise aerodinâmica da asa proposta (vista perspectiva) – perfil da Gaivota 59
Figura 5.3.4 – Análise aerodinâmica da asa proposta (vista lateral) – perfil da Gaivota .. 59
Figura 5.3.5 – Análise aerodinâmica da asa proposta (vista perspectiva) – perfil da Marrequinha-Comum 60
Figura 5.3.6 – Análise aerodinâmica da asa proposta (vista lateral) – perfil da Marrequinha-Comum 60
Figura 5.4.1 – Malha de elementos finitos e condições de contorno 62
..... 67
Figura 5.5.1 – Comportamento termomecânico do fio de SMA. 67
Figura 5.5.2 – Deformação e tensão equivalente de von Mises no perfil. 70
..... 72
Figura 5.5.3 – Comportamento termomecânico do fio de SMA. 73
Figura 5.5.4 – Deformação e tensão equivalente de von Mises no perfil. 75
..... 78
Figura 5.5.5 – Comportamento termomecânico do fio de SMA. 78
Figura 5.5.6 – Deformação e tensão equivalente de von Mises no perfil. 81
Figura 5.6.1 – Perfil S1223 – configuração original e configurações de decolagem e cruzeiro 82
Figura 5.6.2 – Coeficiente de sustentação x ângulo de ataque – *Re* = 200.000 e *Re* = 400.000 83
Figura 5.6.3 – Perfil da Gaivota – configuração original e configurações de decolagem e cruzeiro 84
Figura 5.6.4 – Coeficiente de sustentação x ângulo de ataque – *Re* = 200.000 e *Re* = 400.000 84
Figura 5.6.5 – Perfil da Marrequinha-comum – configuração original e configurações de decolagem e cruzeiro..... 85
Figura 5.6.6 – Coeficiente de sustentação x ângulo de ataque – *Re* = 200.000 e *Re* = 400.000 86

LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1 – Efeitos dos parâmetros geométricos de asa no desempenho de aeronaves (adaptada de Jha e Kudva, 2004)..... 17
Tabela 5.1 – Seleção do fio de SMA - diâmetro do fio versus estimativa da força de tração (adaptada de Rao *et al.*, 2015)..... 52
Tabela 5.2 – Coeficientes dos perfis da Gaivota e da Marrequinha-comum (adaptada de Liu *et al*., 2006)..... 54
Tabela 5.3 – Parâmetros do fio de memória de forma (adaptado de Ford e White, 1996)..63

Capítulo 1 – Introdução

O desenvolvimento tecnológico moderno permitiu a criação de dispositivos e estruturas inteligentes capazes de operar em diversos ambientes e de se adaptar a estímulos externos. Uma abordagem que tem se mostrado promissora para desenvolver tais dispositivos inteligentes é se inspirar em sistemas existentes na natureza. As estruturas biológicas e seus mecanismos e princípios subjacentes têm o potencial para gerar novas ideias e para aprimorar projetos de dispositivos e controles robóticos convencionais (Egan *et al.*, 2015).

A concepção desses dispositivos bioinspirados geralmente parte de observações de como seres vivos andam, nadam, rastejam, pulam ou mesmo voam. Os dispositivos e estruturas inspiradas na natureza estão se tornando cada vez mais importantes na engenharia, diante de aplicações complexas. Através da bioinspiração, estruturas inovadoras, flexíveis e adaptáveis a diversos ambientes vêm surgindo, sobretudo em aplicações de robótica (Fukuda *et al.*, 2018).

As tecnologias bioinspiradas surgiram principalmente nas áreas de materiais e estruturas inteligentes, sensores e atuadores, modelagem e controle de manipuladores semelhantes a membros biológicos e o controle de forma de sistemas flexíveis. Alguns exemplos de aplicações desses desenvolvimentos tecnológicos são perfis de formato deformável, modelagem e controle de manipuladores antropomórficos e modelagem de ativação muscular e controle para aplicações de próteses e órteses de membros humanos (Lakhtakia e Martín-Palma, 2013).

Os materiais e sistemas inteligentes, pelo fato de se adaptarem a mudanças nas condições ambientais e de operação através de alterações de suas propriedades físicas, são de grande interesse em projetos de dispositivos bioinspirados. Os materiais inteligentes incluem polímeros e cerâmicos piezoelétricos, fluidos magneto-reológicos, materiais magnetoestrictivos e ligas com memória de forma (Soh *et al*., 2012; Trivedi *et al.*, 2008).

As Ligas com Memória de Forma (*Shape Memory Alloys* - SMAs) apresentam características e comportamentos singulares, que são associados a alterações microestruturais. Essas ligas metálicas são chamadas assim por exibirem a capacidade de recuperarem a sua forma inicial após um ciclo termomecânico apropriado. Além disso, sob determinadas condições, as ligas com memória de forma absorvem e dissipam energia mecânica através de uma mudança de forma histerética e reversível, quando submetidas a um carregamento mecânico cíclico. Tais características distintivas das SMAs são responsáveis pela

popularidade dessas ligas para aplicações relacionadas a sensores e atuadores (Lexcellent, 2013; Lagoudas, 2008).

Algumas aplicações das ligas com memória de forma na indústria aeroespacial incluem acopladores hidráulicos, mecanismo de controle de torção da asa, chevrons de geometria variável e flaps adaptativos de borda de fuga. Entretanto, uma das principais limitações para a utilização das ligas com memória de forma é sua suscetibilidade à falha por fadiga (Costanza e Tata, 2020).

Além da variação de carga cíclica, causa típica de fadiga em materiais convencionais, as SMAs apresentam outras formas de fadiga. Como essas ligas são submetidas a transformações de fase, o movimento físico dos átomos associados à essa transformação de fase comumente é uma fonte adicional de fadiga. Assim, a fadiga nas ligas com memória de forma pode ser decomposta em fadiga estrutural, que é devida a altas cargas cíclicas, e fadiga funcional, devida a sucessivas transformações de fase que levam a uma deterioração nas propriedades funcionais (Phillips *et al.*, 2019; Dornelas *et al.*, 2021; Azevedo, 2016).

Este trabalho tem como objetivo desenvolver um projeto de uma asa adaptativa de aeronave com seções de perfil de geometria variável atuadas por elementos de ligas de memória de forma, realizando simulações numéricas utilizando o método dos painéis para análises aerodinâmicas e o método de elementos finitos para analisar o comportamento termomecânico da estrutura proposta. Foram selecionados três tipos de perfis para a geometria de asa adaptativa: o perfil S1223 e os perfis bioinspirados nas aves Gaivota (gênero *Larus*) e Marrequinha-comum (*Anas crecca*).

Conceitos referentes a aeronaves adaptativas são introduzidos, trazendo exemplos de mudanças de geometria e de configuração de elementos de aeronave, como asa, fuselagem, sistema de propulsão e empenagem.

Também é apresentada uma discussão sobre as ligas com memória de forma, compreendendo aspectos gerais sobre tais ligas, como histórico, tópicos sobre metalurgia, comportamento termomecânico de tais ligas e modelagem matemática de seu comportamento.

É apresentada uma breve discussão sobre o estado da técnica referente a asas adaptativas acionadas por meio de elementos de ligas com memória de forma, incluindo uma busca em bases de dados gratuitas por documentos patentários relacionados a tais dispositivos, de modo a mapear a informação tecnológica disponível sobre essas asas adaptativas.

Por último, é apresentada uma proposta de configuração de asa adaptativa atuada por

elementos de ligas com memória de forma, para ser utilizada em aeronaves de pequeno porte, em especial, para veículos aéreos não-tripulados (VANTs). As simulações aerodinâmicas foram realizadas por meio do software XFLR 5, que emprega o método dos painéis, para avaliar o desempenho dos perfis selecionados e o carregamento aerodinâmico da asa. Além disso, simulações utilizando o método de elementos finitos foram realizadas no software comercial Ansys 2019 R2 com o objetivo de estudar o comportamento termomecânico do atuador proposto e a integridade estrutural do dispositivo.

Capítulo 2 – Asas adaptativas

Este capítulo trata de um levantamento das características de asas de aeronave adaptativas e a influência de tais características no comportamento aerodinâmico destas asas.

2.1 Breve histórico sobre aeronaves adaptativas

Aeronave adaptativa pode ser definida como aquela que modifica sua forma para maximizar seu rendimento em condições de voo radicalmente distintas. O projeto de aeronaves adaptativas comumente tem como objetivos maximizar a eficiência em todos os estágios de voo e/ou permitir a execução de diferentes missões que, de outra forma, exigiriam aeronaves diferentes. As aeronaves adaptativas se adaptam a perfis de missão multi-objetivos, operando com maior eficiência (Tavares *et al.*, 2017).

Tais mudanças de configuração podem ocorrer em qualquer parte da aeronave, como fuselagem, asa, sistema de propulsão e empenagem. Alterações na forma da asa são o aspecto mais importante das aeronaves adaptativas pois tal elemento dita o rendimento de uma aeronave em uma dada condição de voo e essas alterações têm interessado projetistas de aeronaves desde os primórdios da aviação, progredindo desde o projeto de superfícies de controle até asas com enflechamento variável (Barbarino *et al.*, 2011).

Projetos que implementem mudanças geométricas de asas de aeronaves estão presentes desde os primórdios da aviação. Por exemplo, os planadores dos irmãos Wright e a aeronave Demoiselle de Alberto Santos-Dumont permitiam o controle de rotação alterando a torção de sua asa usando cabos acionados diretamente pelo piloto (McMasters, 2004; Moens, 2019).

A crescente demanda por maiores velocidades de cruzeiro, cargas úteis e eficiência tem promovido o desenvolvimento de diversas soluções no setor aeronáutico. Flaps ou slats convencionais têm sido usados em aeronaves para alterar a geometria de suas asas durante estágios específicos do voo. As asas adaptativas podem ser uma solução complementar pois são inerentemente deformáveis e adaptáveis a diversos tipos de missão (Stanewsky, 2001).

A habilidade da superfície de uma asa de mudar sua geometria durante o voo tem interessado pesquisadores e projetistas ao longo dos anos, pois uma asa adaptativa pode permitir que a aeronave opere em múltiplas condições de voo. Nesse sentido, a natureza oferece vários exemplos de animais capazes de voar de modo ágil e controlar este voo eficientemente (Dimino *et al.*, 2017; Lilienthal, 1889).

A Figura 2.1.1 apresenta uma linha do tempo desde 1903 até 2010 com um amplo resumo de aeronaves de asa fixa de diferentes categorias e tamanhos implementando tecnologias adaptáveis durante o voo.



Figura 2.1.1 – Aeronaves com asas adaptativas (Barbarino *et al.*, 2011).

Recentes descobertas na mecânica de voo de pássaros e novas ideias bioinspiradas levaram muitos pesquisadores a reconsiderar as aves como modelos para aeronaves adaptativas. No início dos anos 2000, alguns projetos de pesquisa, apoiados principalmente pela Agência de Projetos de Pesquisa Avançada de Defesa (Defense Advanced Research Projects Agency - DARPA) e a Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço (National Aeronautics and Space Administration - NASA) nos Estados Unidos, focaram em alterações de configuração mais acentuadas, por exemplo, variações de 200% no alongamento (aspect ratio) e 50% na área da asa, 5º de mudança na torção da asa e 20º de mudança no enflechamento da asa para permitir o desenvolvimento de aeronaves verdadeiramente multi-missão (Valasek, 2012; Kudva *et al.*, 2002).

Em muitos casos, as diferenças entre os requisitos para voo de animais e sistemas de voo projetados são substanciais, mas ainda assim há um potencial significativo para estudar a natureza e aplicar suas lições para resolver problemas desafiadores que envolvem o voo (Raney e Waszak, 2003). Especialmente no caso de aeronaves de pequeno porte, como os veículos aéreos não tripulados (VANTs), o voo de animais serve como uma excelente base para motivação, inovação e comparação, pois muitas vezes, as condições de voo, como velocidade e número de Reynolds, tipicamente enfrentadas por pássaros e VANTs são similares (Ananda e Selig, 2018).

Dessa forma, os VANTs são plataformas ideais para experimentar novos conceitos e testar novas soluções estruturais, por causa dos menores requisitos de certificação e restrições de segurança, em comparação com outros setores da aviação. O crescente interesse em aeronaves adaptativas também é alimentado pela diversidade e disponibilidade de materiais inteligentes, como as ligas com memória de forma (SMAs) e polímeros com memória de forma (SMPs), que permitem o projeto de atuadores pequenos e leves (Gomez e Garcia, 2011).

Diferentes soluções envolvendo a aplicação de materiais com memória de forma em aeronaves adaptativas têm sido investigadas, por exemplo, fios de ligas de memória de forma para o acionamento de superfícies de controle e peles de deformação flexíveis à base de borracha, polímero com memória de forma (SMP) e ligas com memória de forma (Zhang *et al.*, 2022).

2.2 Definição de aeronaves adaptativas e classificações das asas adaptativas

De acordo com Friswell (2014), existem diversas definições diferentes para o conceito de aeronaves adaptativas, embora não haja uma definição exata nem um entendimento entre os pesquisadores sobre o tipo ou a extensão das mudanças geométricas necessárias para qualificar uma aeronave como uma aeronave adaptativa.

Para Weisshaar (2006), aeronaves adaptativas são aeronaves multifuncionais que mudam sua forma externa de modo a se adaptarem durante o voo a um determinado ambiente de missão. Para a Organização de Pesquisa e Tecnologia da Organização do Tratado do Atlântico Norte (OTAN RTO), uma aeronave adaptativa é aquela que se adapta em tempo real para permitir o desempenho otimizado multiponto (McGowan *et al.*, 2009). De acordo com Seigler (2005), o programa da DARPA Morphing Aircraft Structures (MAS) define uma aeronave adaptativa como uma plataforma multifuncional que muda seu estado substancialmente para se adaptar durante o voo a ambientes de missão, fornecendo um maior desempenho do sistema que não seria alcançável sem reconfiguração e usando um projeto que integra combinações inovadoras de materiais avançados, atuadores, controladores de fluxo e mecanismos para alcançar essa mudança de estado.

Ademais, existe um entendimento entre pesquisadores dessa área de que sistemas de controle convencionais e dispositivos de alta sustentação, como flaps e ailerons, que proveem mudanças geométricas discretas, não são considerados adaptativos (Sofla *et al.*, 2010).

Cabe pontuar que a mudança na forma geométrica da asa de aeronaves pode trazer grandes vantagens em comparação ao uso superfícies de controle discretas e descontinuas, como flaps e ailerons. Por exemplo, esses mecanismos convencionais são eficazes no controle do fluxo de ar, no entanto, suas articulações e outras junções comumente criam descontinuidades na superfície, resultando em um maior arrasto. Superfícies de controle adaptativas têm o potencial de reduzir o arrasto significativamente e, portanto, compensar potencialmente o aumento do peso para um benefício geral em termos de combustível usado ou alcance (Woods *et al.*, 2014).

A asa é o componente mais influente de uma aeronave, pois ela cria a maior parte da sustentação requerida para o voo. Além disso, o formato do perfil, que é a seção

transversal da asa, afeta a velocidade de cruzeiro, as distâncias de decolagem e pouso, a velocidade de estol e a eficiência aerodinâmica geral durante todas as fases do voo (Raymer, 2018). A nomenclatura comumente empregada para os componentes da asa, como suas superfícies de controle, e as características geométricas do perfil estão ilustradas na Figura 2.2.1.

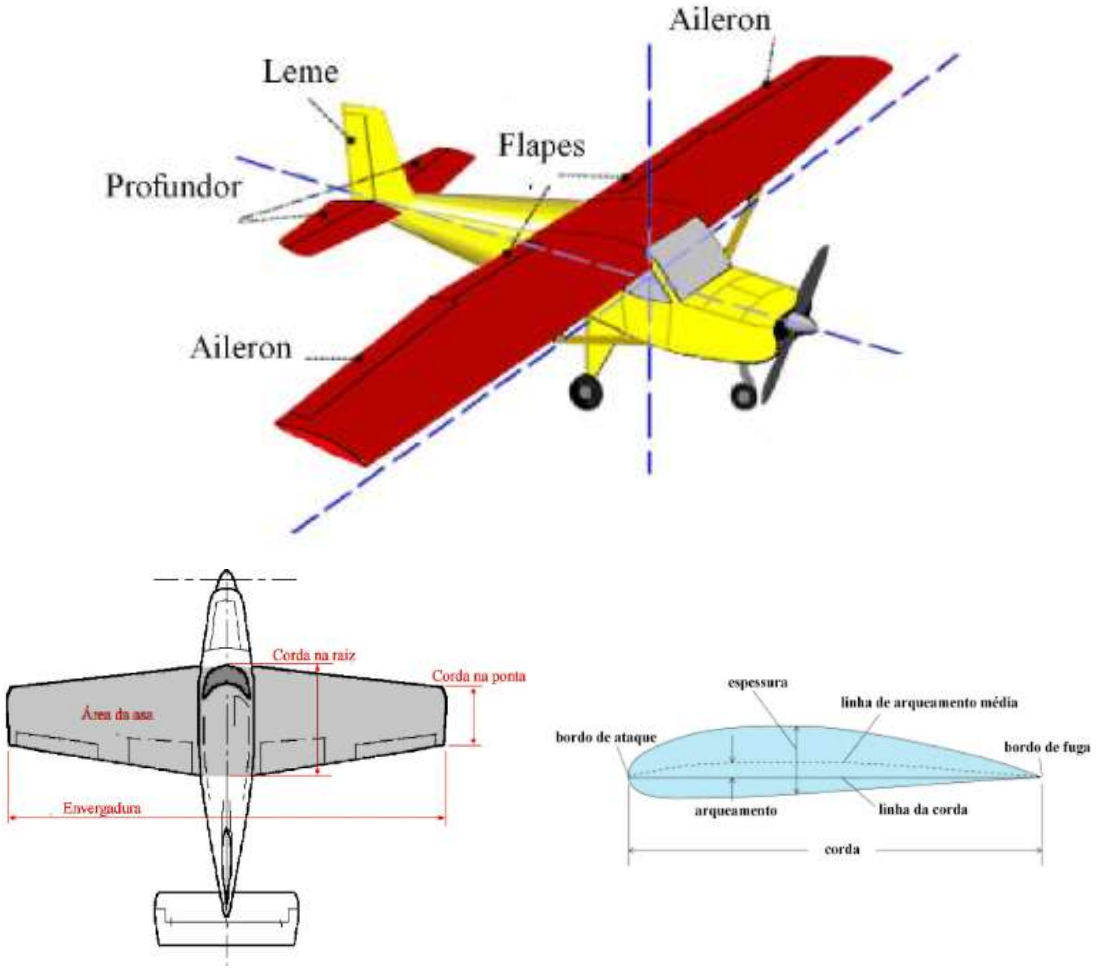


Figura 2.2.1 – Nomenclatura de asas de aeronaves (Rodrigues, 2009).

Ademais, o formato e o tamanho da asa determinam a adequação da aeronave para uma missão particular. As mudanças de geometria da asa e de configuração são extremamente desafiadoras e podem ser conceitualmente alcançadas de diversas maneiras: dobrando, escondendo, movimentando de forma telescópica, expandindo e contraindo uma asa, acoplando e desacoplando diversos segmentos de asa, etc. Esses conceitos podem ser classificados sob algumas categorias independentes e subcategorias, de modo a permitir uma avaliação sistemática dos benefícios e desafios (Jha e Kudva,

2004). A Tabela 2.1 apresenta de forma resumida a influência da variação de alguns parâmetros de asa no desempenho da aeronave.

Tabela 2.1 – Efeitos dos parâmetros geométricos de asa no desempenho de aeronaves (adaptada de Jha e Kudva, 2004)

Parâmetro geométrico	Efeitos da variação – outros parâmetros fixados
Área da asa	↑ aumento da sustentação, capacidade de fator de carga
	↓ diminuição do arrasto parasite
Alongamento da asa	↑ aumento da razão *L/D* (sustentação/arrasto), tempo de espera (loiter time), distância de cruzeiro, taxas de virada; diminuição dos requisitos de propulsão
	↓ aumento da velocidade máxima; diminuição do arrasto parasite
Diedro da asa	↑ maior capacidade de momento de rolamento, estabilidade lateral
	↓ aumento da velocidade máxima
Enflechamento da asa	↑ aumento do número de Mach crítico, efeito diédrico; diminuição do arrasto de alta velocidade
	↓ aumento do C_{Lmax}
Relação de afilamento da asa	eficiência de asa (distribuição de elevação em sentido ascendente); Arrasto Induzido
Distribuição de torção da asa	evita o comportamento de estol na ponta de asa; distribuição de sustentação ao longo da envergadura
Curvatura do perfil	ângulo de ataque de sustentação nula, eficiência do perfil, comportamento de separação
Relação espessura/corda do perfil	↑ melhor desempenho de perfil de baixa velocidade
	↓ melhor desempenho de perfil de alta velocidade
Raio do bordo de ataque	↑ melhor desempenho de perfil de baixa velocidade
	↓ melhor desempenho de perfil de alta velocidade
Distribuição de espessura do perfil	características do perfil, transição laminar/turbulenta

Jha e Kudva (2004) mostram diversas maneiras pelas quais a geometria da asa de uma aeronave pode ser modificada. Especialmente, a adaptação da asa pode ser obtida usando várias técnicas, como esconder uma parte sob a outra, rotação de segmentos ou da asa inteira, etc. Neste trabalho as técnicas de adaptação das asas são sistematicamente categorizadas em dois grupos: a) abordagem robótica e (b) abordagem orgânica.

A abordagem robótica contempla as asas com recursos que não permitem a mudança da área. Portanto, o projeto da asa robótica é basicamente a rotação de toda a asa ou de algumas seções da asa. A rotação de toda a asa leva à alteração do enflechamento, da incidência e do diedro, enquanto a rotação de determinadas seções da asa leva a superfícies de controle de bordos de ataque e de fuga, pontas dobráveis e mecanismos de *spoiler*.

A abordagem orgânica se refere a asas com recursos que permitem que a área da asa varie. A modificação da área da asa pode ser realizada através do esticamento da asa ou de deslizamento de uma seção de asa sobre outra. Exemplos nesta categoria incluem asa telescópica onde a asa completa é dividida em duas partes na direção da envergadura e uma parte se esconde dentro de outra. Um mecanismo semelhante é aplicado para dividir e esconder a asa na direção da corda, dando origem à uma extensão da corda. Outro conceito que tem sido demonstrado nesta categoria é a chamada asa de luva, onde duas asas *tandem* são cobertas por alguns meios para aumentar o comprimento da corda.

Outros autores classificam as asas adaptativas em função das alterações de seus parâmetros geométricos. Por exemplo, Barbarino *et al.* (2011) classificam as asas adaptativas em três subclasses, como mostrado a seguir:

- Alterações geométricas no plano que contém a asa
  - Variação do comprimento da envergadura;
  - Variação do comprimento da corda aerodinâmica;
  - Variação no ângulo de enflechamento
- Alterações do perfil aerodinâmico
  - Variação da linha de curvatura média;
  - Variação da espessura do perfil;
- Alterações fora do plano que contém a asa
  - Flexão na direção da envergadura;
  - Variação do ângulo de diedro;

- Variação do ângulo de torção da asa ao longo da envergadura.

A Fig. 2.2.2 apresenta um diagrama ilustrando a classificação de asas adaptativas proposta por Barbarino *et al.* (2011).

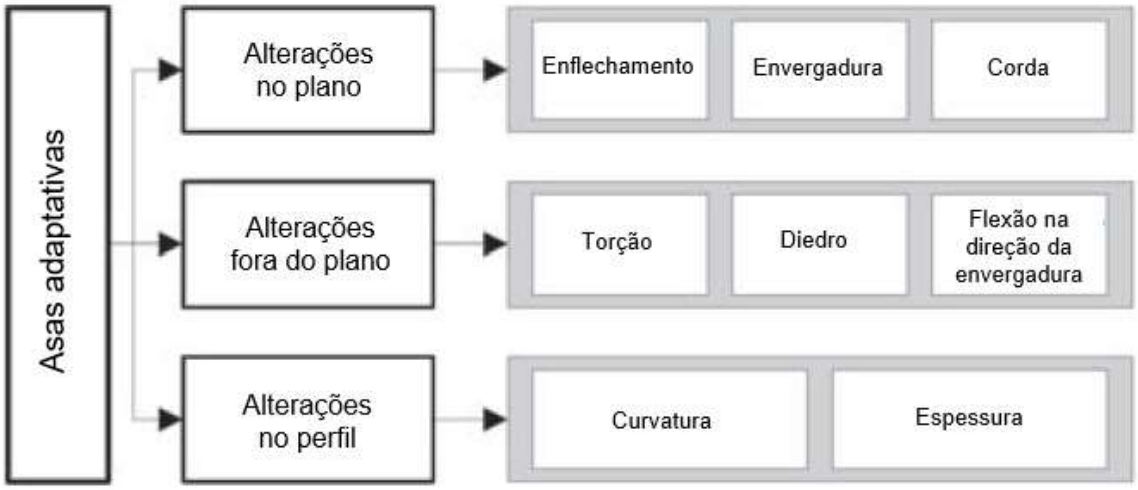


Figura 2.2.2 – Classificações de asas adaptativas (adaptado de Barbarino *et al.*, 2011).

Geralmente, as alterações no plano da asa se referem à configuração da asa e sua área, enquanto as alterações fora do plano relacionam-se a mudanças na seção transversal e ângulo de ataque da asa (Emiliavaca, 2016). As alterações fora do plano da asa e no perfil aerodinâmico necessitam de uma deformação menor para atingir o seu objetivo se comparadas com mudanças no plano da asa.

Esse fato permite a redução do atuador necessário para executar a modificação, e consequentemente diminui o peso da estrutura. Por isso, grande parte das pesquisas relacionadas a aeronvaves com geometria adaptativa têm como objetivo implementar alterações na curvatura do perfil aerodinâmico ou na distribuição da torção ao longo da envergadura da asa (Fichera *et al.*, 2014; Sales e Rade, 2014).

Em especial, de todos os parâmetros geométricos de asa, a modificação da curvatura do perfil tem sido a mais usada e mais comumente alcançada por meio de deflexões nos bordos de fuga e de ataque. Existem diversos motivos para essa tendência (Vasista *et al.*, 2012):

- A curvatura variável do perfil pode resultar em benefícios significativos de desempenho, sobretudo na relação sustentação/arrasto;

- Em geral, a principal estrutura de suporte de carga na asa é a caixa central da mesma, em vez das estruturas dos bordos de ataque e de fuga;
- Os bordos de ataque e de fuga são relativamente livres de restrições, como tanques de combustível, depósitos de asas, suportes de motor, etc;
- A estrutura rígida dos bordos de ataque e de fuga tradicionais podem ser substituídas por estruturas adaptativas da asa e a transformação não uniforme independente dessas estruturas adaptativas pode resultar em torção;
- Bordos de ataque e de fuga suavemente modificados podem ser usados como superfícies de controle mais eficazes em comparação com ailerons, flaps, profundor, e lemes discretos e descontínuos;
- A modificação dos bordos de ataque e fuga pode ser restrita ao movimento plano bi-dimensional, simplificando assim a análise.

Por essas razões, a curvatura variável do perfil da asa por meio da transformação das bordas de ataque e fuga tem sido o parâmetro de forma mais viável para a transformação. Assim, as alterações na geometria da asa influenciam diretamente as características aerodinâmicas da aeronave como a sustentação, o arrasto, eficiência e manobrabilidade. As asas adaptativas podem gerar alguns benefícios como redução de arrasto e vibração, além do aumento de performance e de envelope de voo. Por isso, as asas adaptativas facilitam o desenvolvimento de aeronaves de multifunção (Dimino *et al.*, 2017).

Capítulo 3 – Ligas com Memória de Forma

As Ligas com Memória de Forma (SMA - *Shape Memory Alloy)* são materiais metálicos que apresentam comportamento termomecânico complexo e possuem propriedades únicas. Essas características das SMAs ocorrem devido às transformações de fase martensíticas, que, para tais ligas, podem ser induzidas por temperatura e/ou tensão mecânica. Por possuírem tais características, essas ligas têm sido pesquisadas e utilizadas ao longo de décadas. O presente capítulo será dividido nas seguintes partes: aspectos gerais sobre as SMAs; comportamento termomecânico; e modelagem matemática.

3.1 Aspectos gerais sobre SMAs

As ligas com memória de forma são ligas polimórficas, isto é, que podem ter duas ou mais fases (com diferentes estruturas cristalinas) e as principais características de seu comportamento termomecânico se devem a transformações de fases entre as ditas fases.

As primeiras ligas com memória de forma (SMAs), compostas por Au-Cd, foram criadas nos anos de 1930, entretanto, não atraíram a atenção de pesquisadores e engenheiros nesse primeiro estágio de desenvolvimento. No início da década de 1960, o efeito memória de forma, caracterizado pelo retorno a um formato original não-deformado após um tratamento termomecânico apropriado, por isso chamado de “memória”, foi descoberto também para ligas NiTi, que logo se tornaram populares, tanto pela publicidade dada pelo laboratório norte-americano Naval Ordinance Laboratory, quanto pelas suas propriedades mecânicas, adequadas para diversas aplicações naquele período (Kauffman e Mayo, 1997).

Apesar de tal interesse inicial a respeito das SMAs, a análise dos fenômenos que ocorrem nessas ligas e os processos de transformação de fase martensítica responsáveis por tais fenômenos ainda apresentam lacunas e, portanto, têm sido intensamente estudados, desde a década de 1970, através de extensas pesquisas nessa área (Lexcellent, 2013; Otsuka e Ren, 2005).

As ligas com memória de forma podem existir basicamente em duas fases: a) uma fase estável em altas temperaturas tendo estrutura cristalina cúbica, denominada austenita e b) uma fase estável em baixas temperaturas podendo ter estrutura cristalina ortorrômbica,

tetragonal ou monoclínica, chamada martensita. Nas ligas com memória de forma, a transformação de uma fase em outra ocorre sem difusão dos átomos, mas sim por distorção da estrutura de cisalhamento (Callister, 2008).

Essa transformação de fase é chamada de transformação martensítica. Os cristais que formam a fase martensítica podem se orientar aleatoriamente ou podem possuir uma direção de orientação preferencial. A martensita maclada (induzida por temperatura) é caracterizada pela orientação randômica dos cristais, já a martensita não-maclada (induzida por tensão) apresenta um alinhamento desses cristais (Funakubo e Kennedy, 1987).

Atualmente, as ligas de NiTi são as ligas com memória de forma de maior interesse comercial e industrial, devido a suas características singulares (Mwangi *et al.*, 2019). Tais ligas com memória de forma de NiTi exibem propriedades melhores em composições quase equiatômicas (Otsuka e Ren, 2005). Ademais, pode-se observar algumas propriedades dessas ligas de NiTi por meio de um diagrama de fases de equilíbrio do sistema NiTi, como mostrado na Figura 3.1.1 e de um gráfico que mostra a relação da temperatura inicial de transformação martensítica, M_s, e o teor de níquel, mostrado na Figura 3.1.2.

Tipicamente, quando a composição da liga de NiTi é rica em Ni, exibe precipitados como Ni_4Ti_3, Ni_3Ti e Ni_3Ti_2. Além disso, ocorre a decomposição de NiTi em Ti_2Ni e Ni_3Ti em 650-800 °C. A solubilidade do sistema NiTi em relação à temperatura é mostrada no diagrama de fase de equilíbrio da Figura 3.1.1 a seguir. A região equi-atômica central é delimitada por Ti_2Ni e Ni_3Ti, onde a fase única do NiTi e apresenta propriedades únicas em 1310 °C. A solubilidade diminui com a redução da temperatura em direção ao lado rico em Ni (Velmurugan *et al.*, 2018).

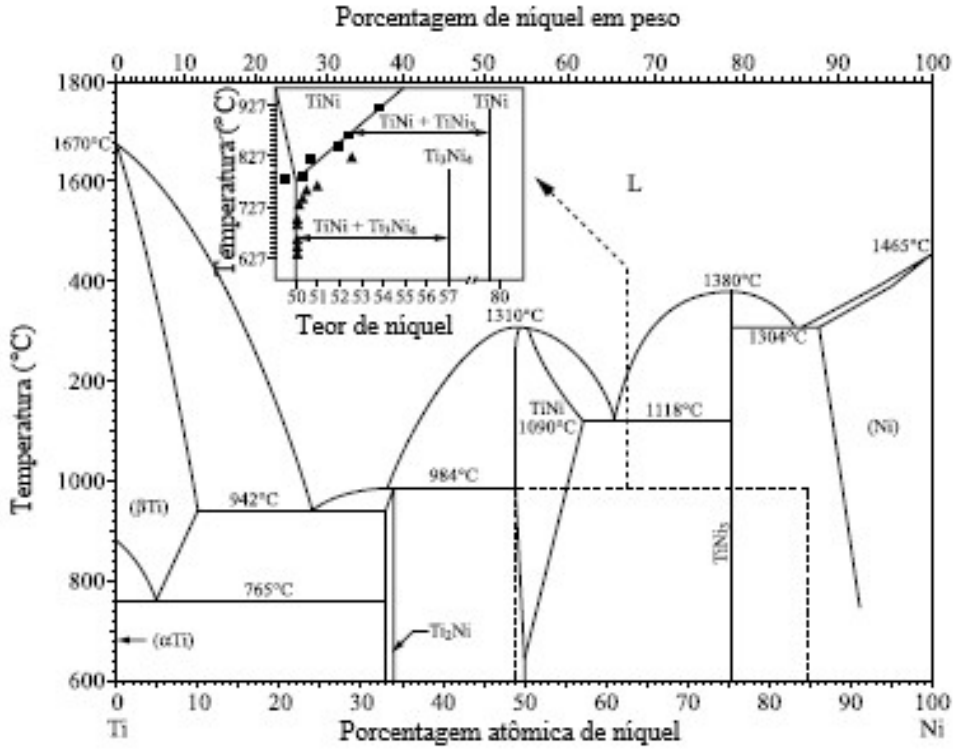


Figura 3.1.1 – Diagrama de fases de equilíbrio do sistema NiTi (Adaptado de Lexcellent, 2013).

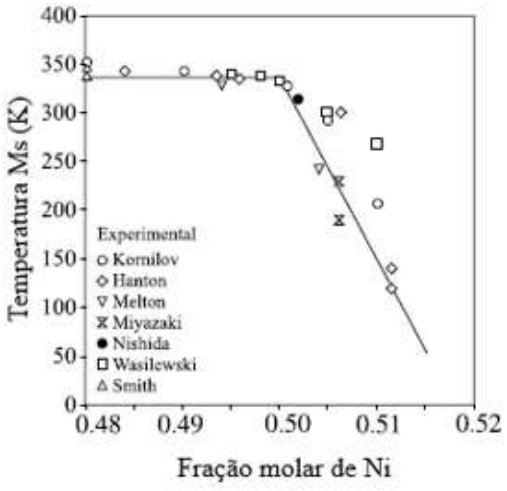


Figura 3.1.2 – Relação da temperatura inicial de transformação martensítica, M_s, e o teor de níquel (Adaptado de Lexcellent, 2013).

De acordo com a Figura 3.1.2, a temperatura de início da transformação martensítica (M_s) máxima no sistema NiTi é próxima de 70°C e que essa temperatura praticamente independe da composição, para ligas com composição entre 48 e 50% de Ni.

Ademais, um pequeno aumento no teor de Ni causa a diminuição da temperatura M_s, para ligas com composição acima de 50% de Ni. Para Lexcellent (2013), tal fenômeno é explicado pela presença de um domínio bi-fásico de $Ti_2Ni + \beta$, com uma concentração da fase β que se mantém equiatômica, no caso de ligas com concentração abaixo de 50% de Ni, como mostrado na Figura 3.1.1.

Lexcellent (2013) também explica que, para ligas com concentração de Ni acima de 50%, é necessário realizar um tratamento térmico, mantendo por período prolongado a liga a 600 °C, a partir do domínio dessa fase β, de modo a permitir a precipitação de $TiNi_3$ ou Ti_2Ni_3, o que diminui o teor de níquel da fase β, aumentando a temperatura de transformação, como mostrado na Figura 3.1.1.

As ligas de NiTi também podem apresentar uma fase intermediária, formada através de resfriamento, antes da transformação martensítica. Essa fase intermediária é comumente conhecida como fase *R*, que costuma ser deletéria para a maior parte das aplicações, pois sua transformação concorre com a transformação martensítica e ainda apresenta pequenos laço de histerese e efeito memória de forma (Lexcellent, 2013; Otsuka e Ren, 2005).

A presença da fase *R* nas ligas de NiTi ricas em Ni geralmente é governada pelos precipitados de Ni_4Ti_3 formados durante o processo de envelhecimento. A densidade, a forma, o tamanho, a coerência e a forma de distribuição dos precipitados de Ni_4Ti_3 estão intimamente relacionados às condições de envelhecimento, bem como ao teor de Ni na matriz (Fraj *et al*., 2019; Liu *et al.*, 2020).

Além disso, as ligas NiTi com memória de forma quase equiatômicas são conhecidas por exibir deformação do tipo Lüders associada a uma transformação induzida por tensão. Verifica-se que a deformação do tipo Lüders ocorre em tração durante a transformação direta no carregamento e a transformação reversa no descarregamento. (Shariat *et al.*, 2022).

O comportamento termomecânico complexo das SMAs, que é originado pelas transformações microestruturais que essas ligas podem ser submetidas, possibilita suas características funcionais. Ressalta-se que tais características funcionais justificam a posição dessas ligas como um dos *materiais inteligentes* de maior interesse no ramo acadêmico e em diversas indústrias nas últimas décadas.

As ligas com memória de forma têm sido um dos materiais mais utilizados em projetos de asas adaptativas, sobretudo como atuadores para modificar a curvatura do perfil aerodinâmico ou o ângulo de torção da asa. As SMAs se destacam nessas aplicações pois podem exercer a função de atuador e agir simultaneamente como um elemento estrutural.

Uma importante característica das ligas com memória de forma que se adequa aos projetos de asas adaptativas é sua relação reduzida de peso-potência produzida, que permite o desenvolvimento de atuadores capazes de executar as alterações de configuração sem contribuir com o aumento de peso da aeronave (Barbarino *et al.*, 2014). Outra grande vantagem da utilização das ligas com memória de forma como atuadores de asas adaptativas é fato de que tais ligas desenvolvem e recuperam deformações consideráveis apresentando deformações residuais nulas ou quase nulas (Lagoudas, 2008).

3.2 Comportamento termomecânico

Os principais fenômenos de interesse que as ligas com memória de forma apresentam são o efeito memória de forma e a pseudoelasticidade, que são relacionados à transformação de fase martensítica. Essas ligas apresentam duas fases: a austenítica e martensítica. Suas frações volumétricas dependem da temperatura e do estado de tensões ao qual a amostra está submetida.

3.2.1 Efeito Memória de Forma

O efeito memória de forma acontece quando a liga está submetida a temperaturas inferiores à de formação da martensita. Uma liga com memória de forma exibe o efeito de memória de forma quando está na fase martensítica maclada e é submetida a um carregamento mecânico que promove sua deformação, seguida de um descarregamento, estando o material a uma temperatura abaixo da temperatura de início de formação da austenita (A_s). Quando a liga é aquecida acima da temperatura final de formação da austenita (A_f), a liga com memória de forma recupera sua forma original, transformando-se novamente na fase austenítica original (Lagoudas, 2008).

O efeito memória de forma pode ser compreendido observando-se o caminho de carregamento termomecânico descrito na Figura 3.2.1. A tensão σ representa a tensão uniaxial na amostra devido a uma carga aplicada. A deformação correspondente ε representa a mudança no comprimento do corpo de prova ao longo da direção da carga aplicada, normalizada pelo comprimento original. A partir da fase austenítica original (ponto A na Fig. 3.2.1), o resfriamento em um processo livre de tensões da austenita abaixo das temperaturas de início e final da transformação martensítica (M_s e M_f) resulta na formação de martensita maclada (ponto B). Quando a martensita maclada é submetida a uma tensão aplicada que excede o nível de tensão crítica (σ_s), o processo de reorientação é iniciado, resultando no crescimento de certas variantes martensíticas favoravelmente orientadas, que crescem às custas de outras variantes menos favoráveis.

O processo de reorientação é concluído em um nível de tensão, σ_f, que é caracterizado pelo final do platô no diagrama σ-ε da Figura 3.2.1. O material é então elasticamente descarregado do ponto C para o ponto D e o estado martensítico não-maclado é mantido. Após o aquecimento na ausência de tensões, a transformação reversa inicia quando a temperatura atinge a temperatura de início da formação de austenita (A_s) no ponto E e é concluída na temperatura A_f (ponto F), acima da qual apenas ocorre a fase austenítica original. Na ausência de deformação plástica permanente gerada durante o processo de reorientação, a forma original da liga com memória de forma SMA é recuperada (indicada por A).

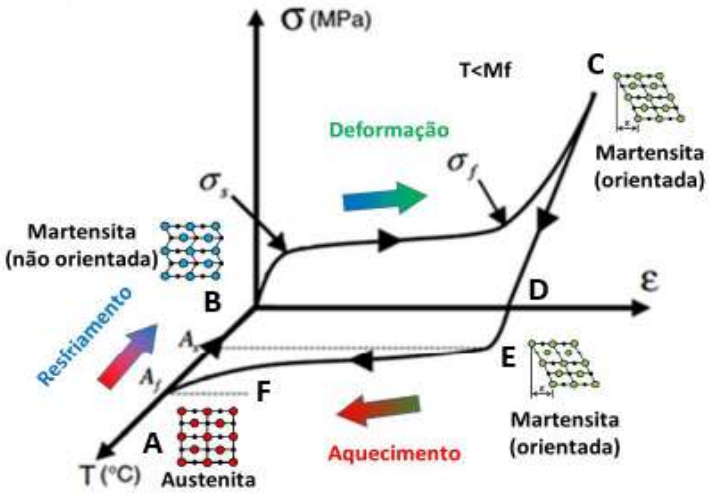


Figura 3.2.1 – Efeito Memória de Forma (Adaptado de Emiliavaca, 2016).

Quando um elemento de liga com memória de forma é submetido a um ciclo térmico em condições de tensão constante como parte do procedimento de treinamento, ocorre a indução do efeito de memória de forma assistido por tensão (*stress-assisted two-way memory effect* - SATWME), no qual a transformação martensítica é assistida por meio de um carregamento de tensão externo (Wada e Liu, 2008).

Umas das aplicações mais bem sucedidas do efeito memória de forma são relacionadas a projeto de atuadores, pois, de forma a recuperar o estado inicial do elemento de liga com memória de forma, é necessário apenas aquecê-lo acima da temperatura A_f, que tipicamente ocorre em temperaturas na faixa de 30 a 60 °C, que podem ser consideradas temperaturas relativamente baixas. Outras aplicações típicas do efeito memória de forma são elementos sensores, por exemplo detectores de fumaça, conectores de tubulações e dispositivos biomédicos como *stents*.

3.2.2 Efeito Pseudoelástico

O efeito pseudoelástico das ligas com memória de forma está associado à transformação martensítica induzida por tensão, o que leva à deformação durante o carregamento e subsequente recuperação de deformação após o descarregamento em temperaturas acima da temperatura final de formação da austenita (A_f). Um caminho de carregamento termomecânico pseudoelástico geralmente começa a uma temperatura suficientemente alta onde existe austenita estável, então se desenvolve sob uma carga aplicada a um estado no qual a martensita não-maclada é estável e, finalmente, retorna à fase austenítica quando retorna ao estado de tensão nula.

Mais comumente, um teste pseudoelástico é realizado a uma temperatura constante acima da temperatura A_f. Um diagrama ilustrativo de um teste pseudoelástico convencional é mostrado na Figura 3.2.2. O fenômeno físico da pseudoelasticidade é relacionado, portanto, às transformações direta e reversa sob influência de tensão. Como os caminhos *A->B* e *C->D*, exemplificados na Figura 3.2.2, não são os mesmos, o comportamento é tipicamente histerético (Lexcellent, 2013; Lagoudas, 2008).

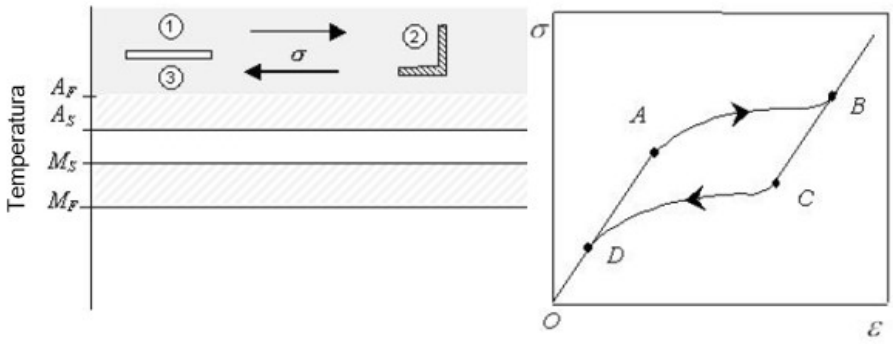


Figura 3.2.2 – Comportamento Pseudoelástico Induzido por Tensão (Adaptado de Pereira, 2009).

A pseudoelasticidade, em decorrência de suas características, como exemplos a dissipação de energia pela formação do laço de histerese e pela possibilidade de recuperação total de deformação, permite a aplicação das SMAs em diversas aplicações. Entre estes pode-se citar: absorvedores de vibrações, que podem ser projetados para apresentar deformação que possibilite a transformação de fase martensítica induzida por tensão; fios ortodônticos, que tipicamente apresentam um platô de tensão durante a transformação direta, exercem assim uma força constante nos dentes; e em armações de óculos, que após serem deformadas, retornam a sua forma original pela simples retirada do carregamento.

3.3 Modelagem matemática das ligas com memória de forma

A partir da década de 1990, foram massivamente publicados documentos científicos sobre as SMAs, possibilitando um suficiente entendimento do comportamento termomecânico dessas ligas, bem como se deu o surgimento de diversos modelos para descrever matematicamente tal comportamento.

O modelo polinomial de Falk (1990) é baseado na teoria de Devonshire e considera uma energia livre de polinomial, sendo um dos primeiros desenvolvidos. Este modelo foi inicialmente proposto para um meio unidimensional e posteriormente estendido para um contexto tridimensional. O modelo de Falk não utiliza variáveis internas nem potencial de dissipação para descrever a pseudoelasticidade e o efeito memória de forma.

As únicas variáveis de estado empregadas nesse modelo são a deformação e a temperatura. Nesse modelo, três fases são consideradas: austenita e duas variantes de martensita, a martensita induzida por tração e a martensita induzida por compresão. Especificamente, no modelo de Falk, a energia livre é escolhida de modo que, para altas temperaturas, tenha apenas um mínimo no estado livre de deformação, representando o equilíbrio da fase austenítica. Em baixas temperaturas, a martensita é estável, e a energia livre possui dois mínimos em estados de deformação diferente de zero. Em situações intermediárias de temperatura, a energia livre tem pontos de equilíbrio correspondentes a ambas as fases. Sendo assim, o modelo de Falk define a energia livre como uma equação polinomial de sexta ordem de uma forma que os pontos mínimos e máximos representam estabilidade e instabilidade de cada fase da SMA.

Embora o modelo de Falk represente qualitativamente de forma coerente os processos de pseudoelasticidade e de demaclação da martensita, ele não considera a martensita maclada nem é capaz de reproduzir o laço de histerese típico das ligas com memória de forma (Paiva e Savi, 2006).

Os modelos com cinética de transformação assumida, ou seja, aqueles que consideram que a transformação de fase é regida por uma função conhecida, tornaram-se muito populares. Pelo fato de esses modelos terem sido extensamente verificados através de experimentos, eles ocupam, desde suas publicações, um importante espaço na modelagem das SMAs (Tanaka e Nagaki, 1982, Liang e Rogers, 1990, Brinson, 1993, Ivshin e Pence, 1994 e Boyd e Lagoudas, 1996 apud Paiva, 2000).

O modelo com cinética de transformação de fase assumida desenvolvido por Tanaka e Nagaki (1982) foi originalmente concebido para descrever problemas tridimensionais envolvendo as ligas com memória de forma, porém sua implementação ficou restrita a contextos unidimensionais. Os autores consideram funções exponenciais para descrever transformações de fase. Uma vez que uma função exponencial é adotada, deve haver uma consideração extra para os limites finais da transformação de fase (quando $\beta = 0{,}99$, a transformação é considerada completa).

Um procedimento análogo é usado para a determinação dos limites finais da transformação reversa. Liang e Rogers (1990) apresentam uma lei de evolução alternativa para a fração volumétrica com base nas funções cosseno. Brinson (1993) oferece uma abordagem alternativa para a cinética de transformação de fase, em que, além de

considerar funções cosseno, a variável interna β é dividida em duas frações martensíticas - uma β_T induzida por temperatura e a outra β_S induzida por tensão, de forma que $\beta = \beta_T + \beta_S$.

O modelo de Brinson também considera diferentes módulos elásticos para austenita E_A e martensita E_M, de modo que o módulo de elasticidade é dado por uma combinação linear tal que: $E(\beta) = E_A + \beta (E_M - E_A)$. O modelo de Brinson (1993) apresenta uma boa concordância com dados experimentais, além de conseguir reproduzir o laço de histerese e quantificar as frações de martensita maclada e não-maclada.

Além disso, outros pesquisadores desenvolveram modelos para as ligas com memória de forma baseados em plasticidade, como Silva (1995), Auricchio e Lubliner (1997), Auricchio *et al.* (1997), Auricchio e Sacco (1997), Souza *et al.* (1998) e Motta *et al.* (1999). Alguns modelos com restrições internas começaram a surgir na década de 1990, como Fremond (1996) e Savi e Braga (1993). Fremond (1996) propôs originalmente um modelo tridimensional considerando três frações volumétricas. A primeira fração está associada à austenita (A), e as outras duas representam variantes da martensita não-maclada, que para o caso unidimensional podem ser interpretadas como induzidas por tensão ($M+$) e por compressão ($M-$).

Em sua formulação, o modelo de Fremond (1996) assume um potencial de energia livre para cada fase em função da deformação e da temperatura. A energia livre global é dada por uma soma balanceada das energias livres parciais, onde os pesos correspondem à fração volumétrica de cada fase. Savi e Braga (1993) propuseram um novo modelo unidimensional, construído com base no modelo de Fremond. Este modelo de Savi e Braga (1993) considera diferentes propriedades do material e uma nova fração volumétrica associada à martensita maclada (M) que auxilia na descrição correta do fenômeno de transformação de fase devido à variação de temperatura.

Adeodato *et al.* (2022) propuseram um modelo constitutivo com cinética de transformação de fase polinomial, onde a principal vantagem é avaliar explicitamente casos orientados por tensão ou por deformação, evitando algoritmos iterativos. Nesse modelo, para casos de deformação prescrita, a equação constitutiva torna-se um polinômio quadrático simples e a tensão pode ser calculada diretamente usando a equação de Bhaskara. Por outro lado, para casos de tensão prescrita, a fração de volume

martensítica é calculada diretamente. Tal abordagem é de interesse especial para aplicações dinâmicas e análise de elementos finitos.

Devido ao grande interesse pelas potencialidades únicas das ligas com memória de forma, que derivam de seu complexo comportamento termomecânico, há um crescente interesse pelo desenvolvimento de modelos matemáticos capazes de descrever as principais características dessas ligas. Segundo Paiva (2000), esse comportamento termomecânico das SMAs pode ser modelado de duas maneiras principais, ou seja, sob perspectivas microscópica e macroscópica. A abordagem macroscópica, aqui discutida, se interessa pelas características fenomenológicas das ligas com memória de forma.

O modelo de Auricchio e Petrini (2004), que explora conceitos da teoria da elastoplasticidade, foi aqui adotado por ser o modelo constitutivo implementado no *software* comercial de análise pelo método de elementos finitos Ansys, que será empregado nas simulações numéricas a realizadas. Esse modelo é desenvolvido a partir da teoria de potencial para a energia livre de Helmholtz:

$$\psi(\varepsilon, \varepsilon_{tr}, T) = \frac{1}{2}E(\varepsilon - \varepsilon_{tr})^2 + \beta\langle \mathrm{T} - M_f \rangle \, \|\varepsilon'_{tr}\| + \frac{1}{2}h\|\varepsilon'_{tr}\|^2 + \mathrm{I}_{\varepsilon'_{tr}}(\varepsilon'_{tr}) \quad (3.1)$$

sendo E o tensor de tensão elástico do material, ε a deformação total, ε_{tr} a deformação de transformação total, ε'_{tr} a deformação de transformação deviatória, β é um parâmetro do material, T é a temperatura, M_f é a temperatura abaixo da qual a austenita não é observada em um estado livre de tensões, h é um parâmetro do material relacionado ao endurecimento do material durante a transformação de fase e $I_{\varepsilon'_{tr}}(\varepsilon'_{tr})$ é uma função introduzida para satisfazer a restrição na norma de transformação definida como:

$$I_{\varepsilon'_{tr}}(\varepsilon'_{tr}) = \begin{cases} 0 & 0 \le \|\varepsilon'_{tr}\| \le \bar{\varepsilon}_L \\ +\infty & caso\ contrário \end{cases} \quad (3.2)$$

Auricchio e Petrini (2004) mostram que:

$$\sigma = \frac{\partial \psi}{\partial \varepsilon} = E(\varepsilon - \varepsilon_{tr})$$

$$X_{tr} = -\frac{\partial \psi}{\partial \varepsilon'_{tr}} = S - [\beta\langle \mathrm{T} - M_f \rangle + h\|\varepsilon'_{tr}\| + \gamma] \, \frac{\varepsilon'_{tr}}{\|\varepsilon'_{tr}\|} \quad (3.3)$$

em que S é a tensão deviatória e γ é uma função definida como:

$$I_{\varepsilon'_{tr}}(\varepsilon'_{tr}) = \begin{cases} 0 & 0 \leq \|\varepsilon'_{tr}\| < \bar{\varepsilon_L} \\ \geq 0 & \|\varepsilon'_{tr}\| = \bar{\varepsilon_L} \end{cases} \tag{3.4}$$

sendo $\bar{\varepsilon_L}$ a máxima deformação de transformação.

De acordo com Paiva *et al.* (2005), diversos testes experimentais mostram um comportamento assimétrico das SMAs em tração e compressão, o que sugere descrever essas ligas como um material isotrópico com uma superfície limite do tipo Prager-Lode. Portanto, assume-se a seguinte função:

$$F(X_{tr}) = \sqrt{2J_2} + m\frac{J_3}{J_2} - R \tag{3.5}$$

onde X_{tr} é a tensão de transformação, J_2 e J_3, são, respectivamente, o segundo e terceiro invariantes da tensão de transformação, m é um parâmetro do material associado com a dependência de Lode, e R é o raio do domínio elástico. A evolução da deformação de transformação de fase é dada por:

$$\dot{\varepsilon_{tr}} = \dot{\xi}\bar{\varepsilon_L}\frac{\partial F}{\partial \sigma} \tag{3.6}$$

onde ξ é uma variável interna denominada multiplicador de deformação de transformação. Segundo Auricchio e Petrini (2004), ξ e $F(X_{tr})$ devem obedecer às condições de Kuhn-Tucker, estas definidas por:

$$\dot{\xi} \geq 0$$

$$\xi F(X_{tr}) = 0 \tag{3.7}$$

Geralmente, os módulos elásticos da austenita e da martensita são diferentes nas ligas com memória de forma. Dessa forma, nota-se que durante a transformação de fase, o tensor de rigidez elástico, E, varia com a deformação. A equação que define esse tensor

de rigidez elástico como função da deformação de transformação, ε_{tr}. E_A é o tensor de rigidez elástico da austenita e E_M, o da martensita:

$$E = \frac{\|\varepsilon'_{tr}\|}{\overline{\varepsilon_L}}(E_M - E_A) + E_A \tag{3.8}$$

O coeficiente de Poisson da austenita e da martensita é considerado igual nesta modelagem.

3.3.1 Parâmetros do Modelo de Auricchio e Petrini

É necessário determinar parâmetros da liga com memória de forma em estudo para implementar o modelo no software Ansys 19.2. Uma característica que faz esse modelo de Auricchio e Petrini (2004) ser de grande utilidade é fato de ele permitir simular tanto o comportamento pseudoelástico, quanto o fenômeno da memória de forma, através da definição de sete parâmetros distintos:

- h – Coeficiente de endurecimento. É o coeficiente angular da curva tensão-deformação durante a transformação de fase direta e reversa. Unidade: Pascal (Pa).
- T_0 – Temperatura de referência em um estado livre de tensões aplicadas. Unidade: Kelvin (K).
- R – Raio do domínio elástico. Representa metade da altura do laço de histerese. Unidade: Pascal (Pa).
- β – Fator de dependência da tensão com a temperatura. É o coeficiente angular da curva tensão-temperatura, modelada como uma reta. Unidade: Pascal sobre Kelvin (Pa/K).
- ε_L – Deformação máxima atingida ao final da transformação de fase. Unidade: adimensional.
- E_M – Módulo de elasticidade da martensita. Unidade: Pascal (Pa).

- m – Parâmetro de dependência de Lode. Indica a simetria ou assimetria entre as tensões características trativas e compressivas das SMAs. Unidade: adimensional.

A Figura 3.3.1 mostra uma representação gráfica dos parâmetros do modelo de Auricchio e Petrini (2004), que tem como grande característica considerar a variação do módulo de elasticidade devido à transformação de fase.

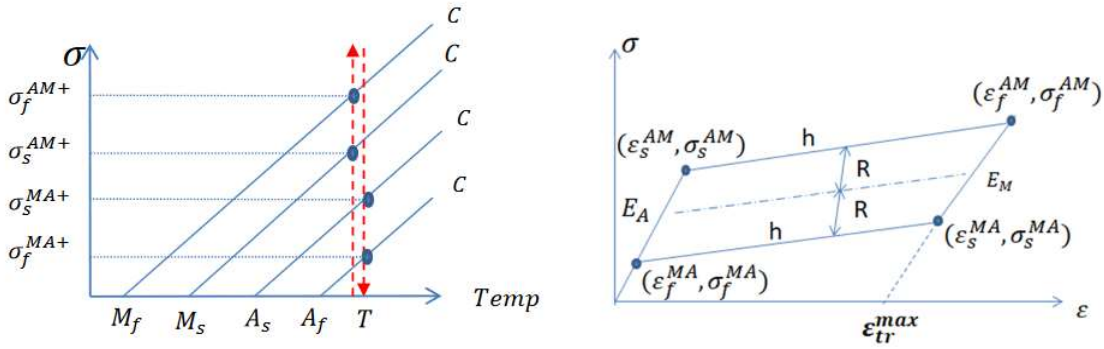


Figura 3.3.1 – Representação gráfica dos parâmetros do modelo (Ben Jaber, 2018)

Capítulo 4 – Buscas por patentes relacionadas a Asas Adaptativas atuadas por elementos de Ligas com Memória de Forma

O presente capítulo trata do estado da técnica relacionado a asas adaptativas atuadas por meio de elementos de ligas com memória de forma. Serão apresentados os resultados quantitativos e qualitativos de uma busca por documentos patentários a respeito dessa tecnologia através da base de dados gratuita Lens, que concentra documentos depositados nos principais escritórios patentários do mundo.

4.1 Estratégia de busca

A presente busca por documentos patentários concentrou-se nos documentos depositados em mais de cem escritórios nacionais de patentes de todo o mundo através da base Lens. Embora seja possível identificar algumas tendências, como o aumento do interesse da indústria por uma determinada tecnologia, através de uma busca por termos presentes em todo o texto integral de documentos patentários,o levantamento dos documentos mais relevantes para uma dada tecnologia muitas vezes requer uma estratégia de busca mais eficiente.

Uma estratégia comumente empregada para identificar tais documentos relevantes é restringir a busca ao título, resumo ou às reivindicações. Especificamente, chama-se atenção para as reivindicações pois esta seção dos documentos patentários é responsável por delimitar a proteção legal dada por uma patente.

Uma vantagem da utilização de documentos patentários para o mapeamento de tecnologias é o fato de que esses documentos são organizados por meio de sistemas de classificação adotados internacionalmente. A Classificação Internacional de Patentes (*International Patent Classification* - IPC) é um sistema hierárquico de classificação de patentes usado em mais de 100 países para classificar o conteúdo das patentes de maneira uniforme.

As publicações de documentos patentários recebem, cada uma, pelo menos um símbolo de classificação indicando o assunto ao qual a invenção se refere e também

podem ser atribuídos outros símbolos de classificação e códigos de indexação para fornecer mais detalhes sobre o conteúdo divulgado nos documentos (WIPO, 2007).

A busca por documentos patentários do presente trabalho se restringiu aos documentos que apresentação em seu texto integral e nas reivindicações, por exemplo, os termos *morphing wings*, *adaptive wings*, *reconfigurable wings*, *actuator*, *shape memory alloy*, *nitinol*, *memory metal*, *memory alloy* entre outros.

Além disso, restringiu-se os documentos à classificação B64C, que se refere a aeroplanos; helicópteros. Os resultados obtidos por essa busca por documentos patentários serão mostrados e discutidos a seguir.

4.2 Resultados da busca por documentos patentários relevantes

A partir dessa busca, foram encontrados 68 documentos, agrupados em 56 famílias de patentes. Esclarece-se que uma família de patentes é um conjunto de documentos patentários depositados em diferentes países com o propósito de proteger uma mesma invenção.

A Figura 4.2.1 mostra uma evolução temporal dos documentos patentários relevantes. A análise da Figura 4.2.1 sugere que o interesse pela proteção de invenções referentes a asas adaptativas atuadas por elementos de ligas com memória de forma pode ter surgido no início da década de 1990.

Especificamente, os documentos patentários mais antigos referentes a asas adaptativas atuadas por elementos de ligas com memória de forma encontrados na presente busca foram publicados em 1991. Verificou-se também que o número de publicações de documentos patentários a respeito dessa tecnologia aumentou consideravelmente na última década, com picos nos anos de 2012 e 2017.

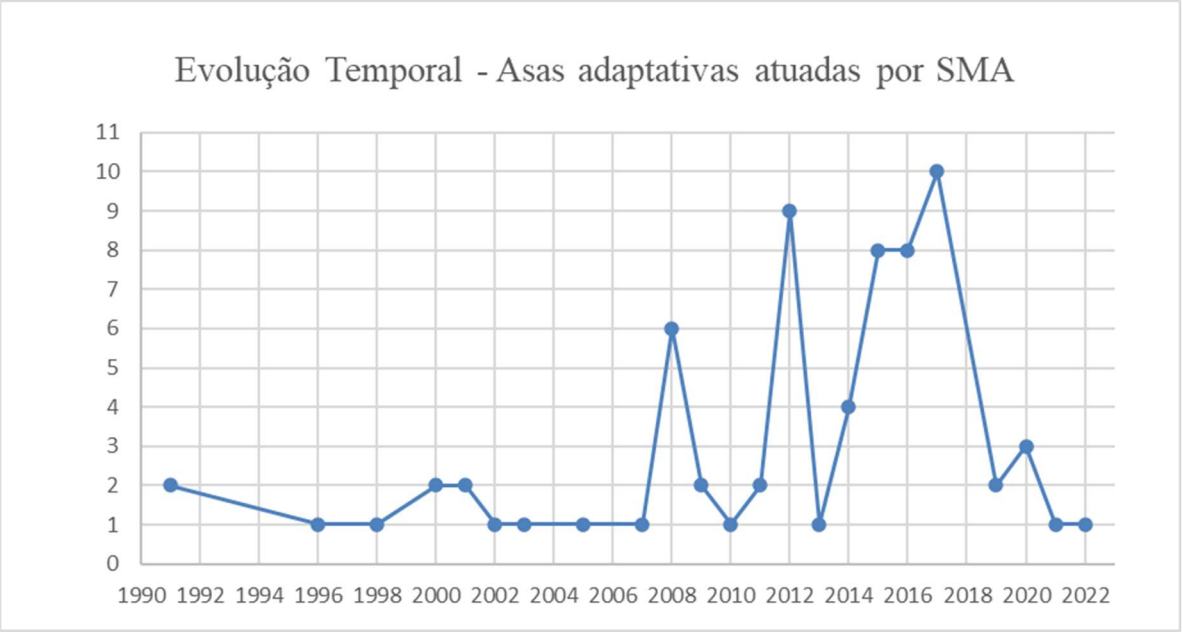


Figura 4.2.1 – Evolução temporal da publicação de documentos patentários referentes a asas adaptativas atuadas por elementos de ligas com memória de forma - dados obtidos através da plataforma Lens (2023).

Cabe ressaltar que a redução observada no número de documentos patentários nos anos de 2010, 2013, 2019, 2020 e 2022 provavelmente não reflete uma diminuição real na quantidade de depósitos de pedidos relacionados à tecnologia em lide nesses períodos. Antes de serem publicados, os documentos patentários tipicamente permanecem em sigilo durante 18 meses a partir de seu depósito. Sendo assim, os documentos ainda em sigilo não foram indexados na base de dados patentários, constituindo o chamado efeito de borda.

As estatísticas referentes aos maiores depositantes pode ser encontrada na Figura 4.2.2. A empresa com o maior número de documentos patentários referentes à tecnologia em questão foi a norte-americana Boeing, com 14 documentos, seguida pelo instituto chinês Shenyang Aircraft Design Institute, com 4 documentos. Outras grandes instituições da indústria aeronáutica/aeroespacial como a NASA, a EMBRAER, a Airbus (2 documentos cada) e a Raytheon (3 documentos) estão listadas dentre as maiores depositantes de documentos patentários a respeito de asas adaptativas acionadas por elementos de SMA.

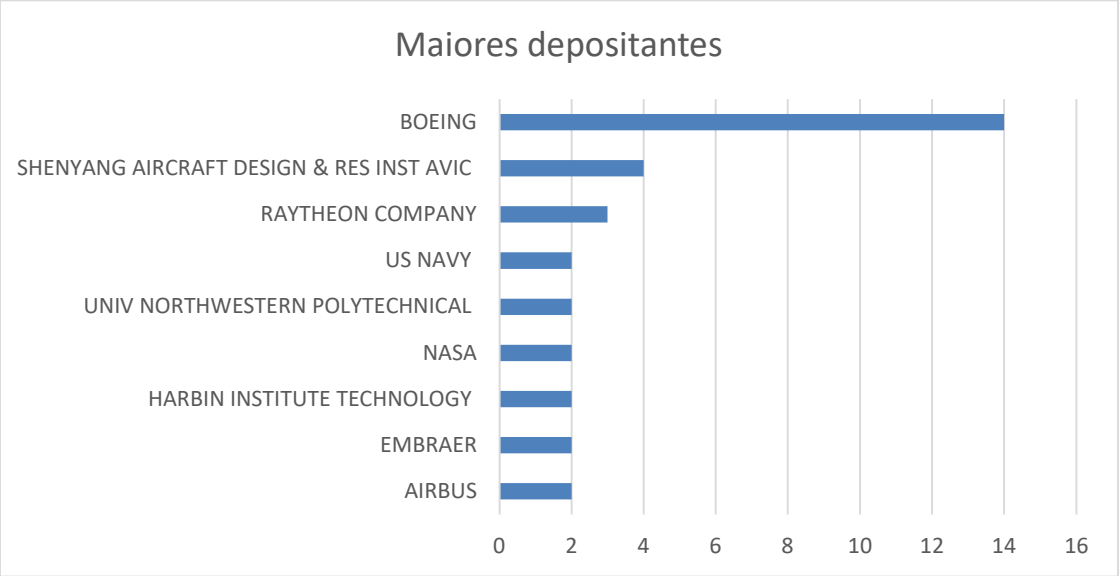


Figura 4.2.2 – Maiores depositantes de documentos referentes a asas adaptativas atuadas por elementos de ligas com memória de forma - dados obtidos através da plataforma Lens (2023).

A Figura 4.2.3 apresenta as jurisdições com maior quantidade de documentos relevantes para essa tecnologia. A análise por jurisdições com maior quantidade de pedidos de patentes busca apontar as regiões em que há maior interesse de proteção por parte dos agentes econômicos. Verifica-se que o país com maior número de depósitos de documentos relevantes são os Estados Unidos, com 40 documentos (59% do total), seguido pela China, com 11 documentos, assim como há 7 documentos depositados no Escritório Europeu de Patentes e 3 depositados na Coreia do Sul. Além disso, há 5 pedidos depositados via PCT (*Patent Cooperation Treaty* – Tratado de Cooperação em Matéria de Patentes) entre os documentos considerados relevantes. Isso evidencia o interesse em proteger tecnologias associadas às asas adaptativas atuadas por elementos de ligas com memória de forma nas principais economias globais.

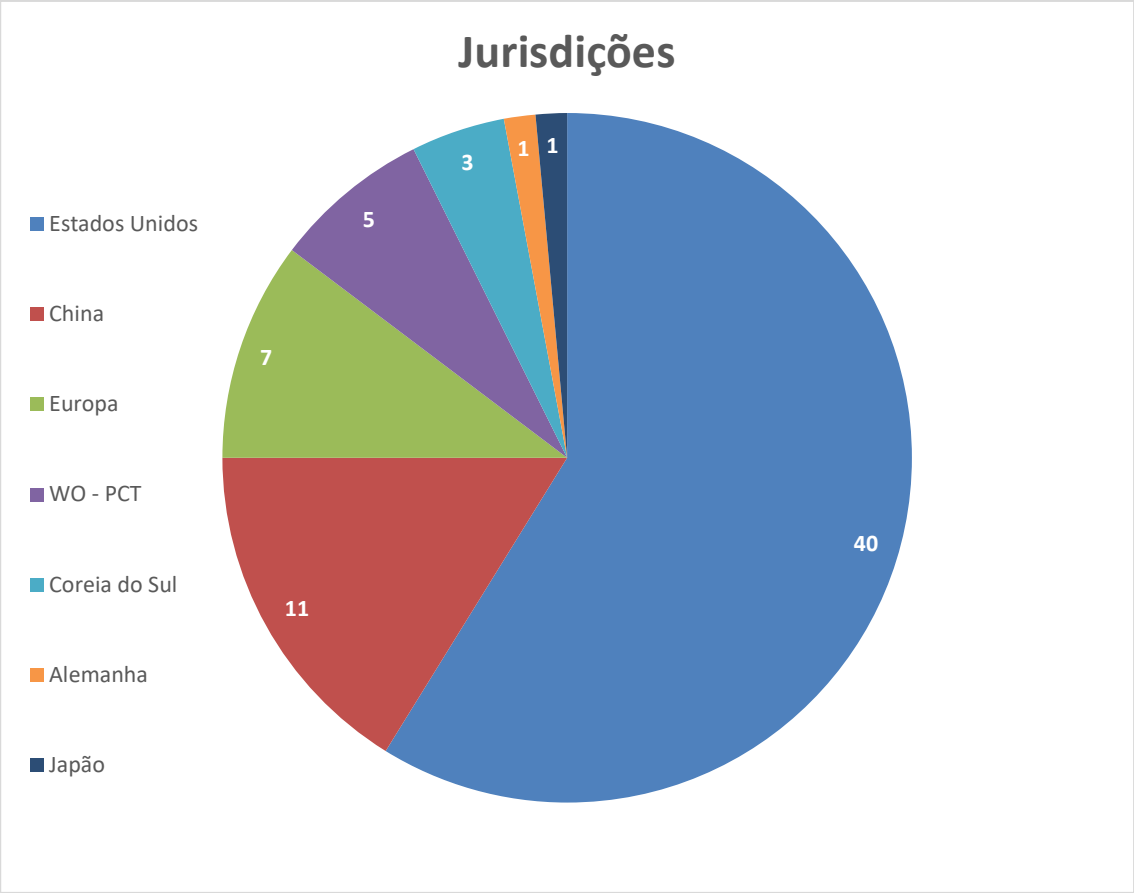


Figura 4.2.3 – Jurisdições com maiores números de documentos relevantes - dados obtidos através da plataforma Lens (2023).

De modo a investigar em quais países mais se produz informação tecnológica por meio de documentos patentários a respeito de asas adaptativas atuadas por elementos de ligas com memória de forma, determinou-se o país de residência dos inventores dos pedidos de patentes referentes a essa tecnologia. Cabe pontuar que a informação sobre o país de residência dos inventores é amplamente divulgada nos documentos patentários.

Partindo-se da Figura 4.2.4, constata-se que 34 documentos possuem inventores residentes nos Estados Unidos, 12 documentos são de inventores residentes na China, 4 documentos de inventores residentes na Alemanha e 3 documentos de inventores residentes na Coreia do Sul. Dois pedidos são de inventores residentes no Brasil e outros dois, de residentes na Itália. Países como Canadá, Espanha, França, Reino Unido, Índia e Japão também são o local de residência dos inventores de documentos patentários para essa tecnologia (um documento para cada uma dessas localidades).

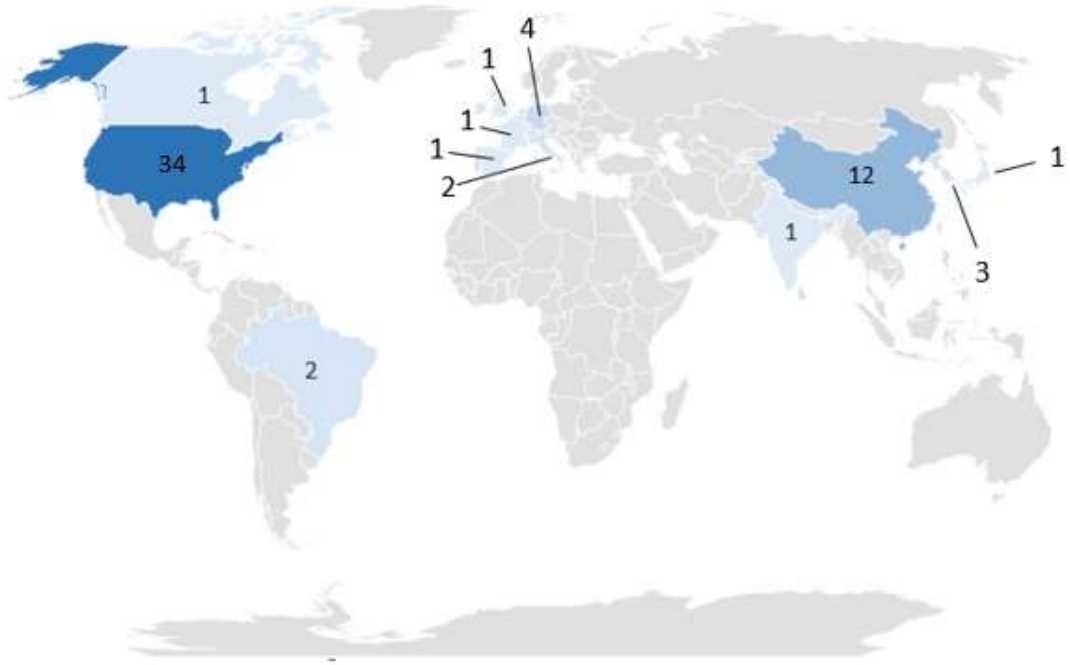


Figura 4.2.4 – Documentos patentários por país de residência dos inventores - dados obtidos através da plataforma Lens (2023).

A Figura 4.2.5 mostra as cinco classificações internacionais de patentes com maior quantidade de documentos relevantes. A classificação de patentes presente em um maior número de documentos foi a regulagem das asas através da variação de curvatura do perfil (B64C3/44). Outras aplicações notáveis foram a regulagem das asas através da variação de curvatura do perfil por meio de partes relativamente móveis das estruturas das asas (B64C3/48), mecanismos produtores de força mecânica usando a dilatação ou a contração dos corpos devido a aquecimento, resfriamento, secagem ou similares (F03G7/06), regulagem das asas por meio de variação da área (B64C3/54) e regulagem das asas completas ou de partes das mesmas (B64C3/38).

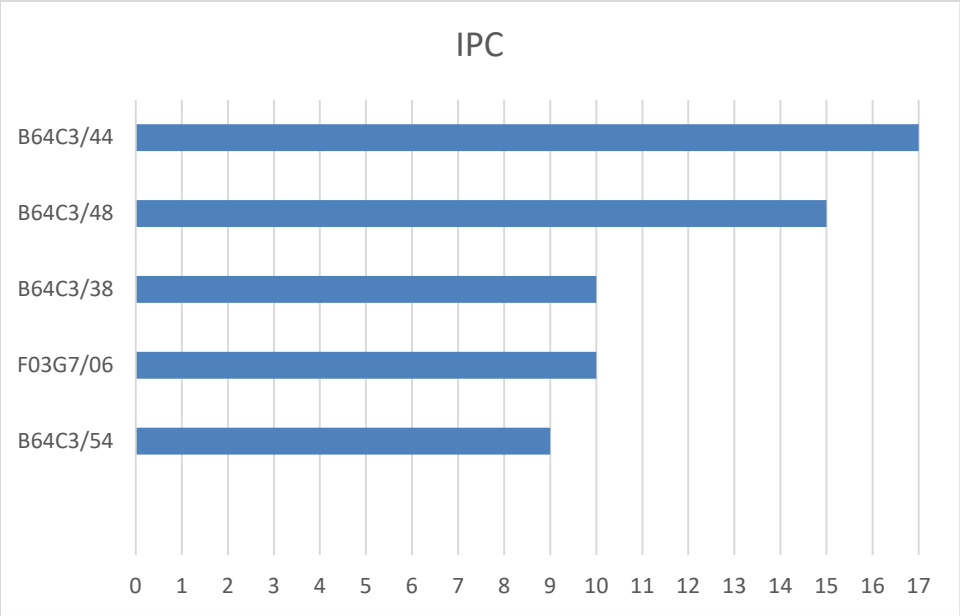


Figura 4.2.5 – Cinco classificações internacionais de patentes com maior número de documentos relevantes - dados obtidos através da plataforma Lens (2023).

De modo a possibilitar uma análise mais detalhada das invenções referentes a asas adaptativas atuadas por meio de elementos de ligas com memória de forma, os resultados da busca por documentos patentários serão classificados de acordo com a classificação de asas adaptativas proposta por por Barbarino *et al.* (2011).

A Figura 4.2.6 mostra a quantidade de documentos patentários encontrados na busca para cada tipo de classificação de asas adaptativas. As invenções apresentando modificações no perfil aerodinâmico se mostraram as mais frequentes, correspondendo a mais de 152% da soma das invenções com modificações no plano e fora do plano.

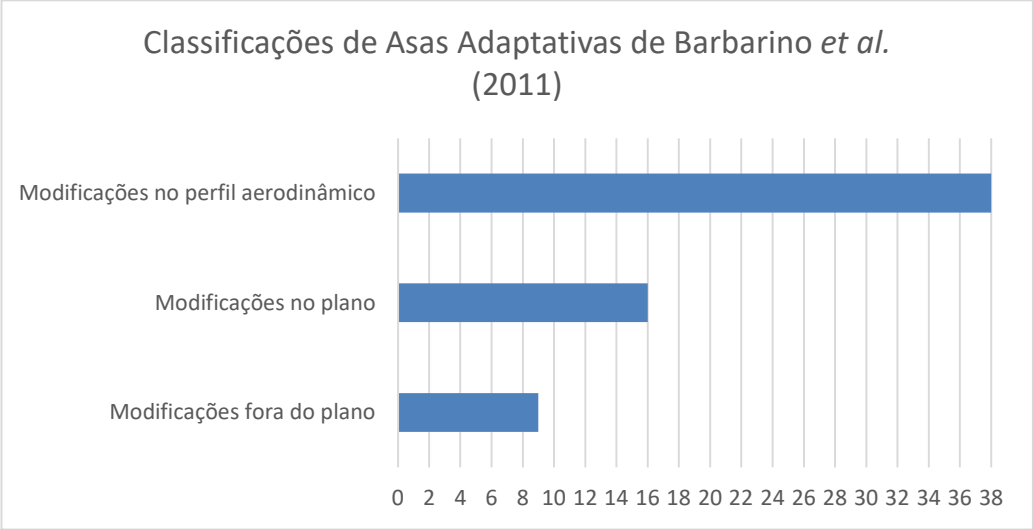


Figura 4.2.6 – Documentos patentários por classificação de asas adaptativas - dados obtidos através da plataforma Lens (2023).

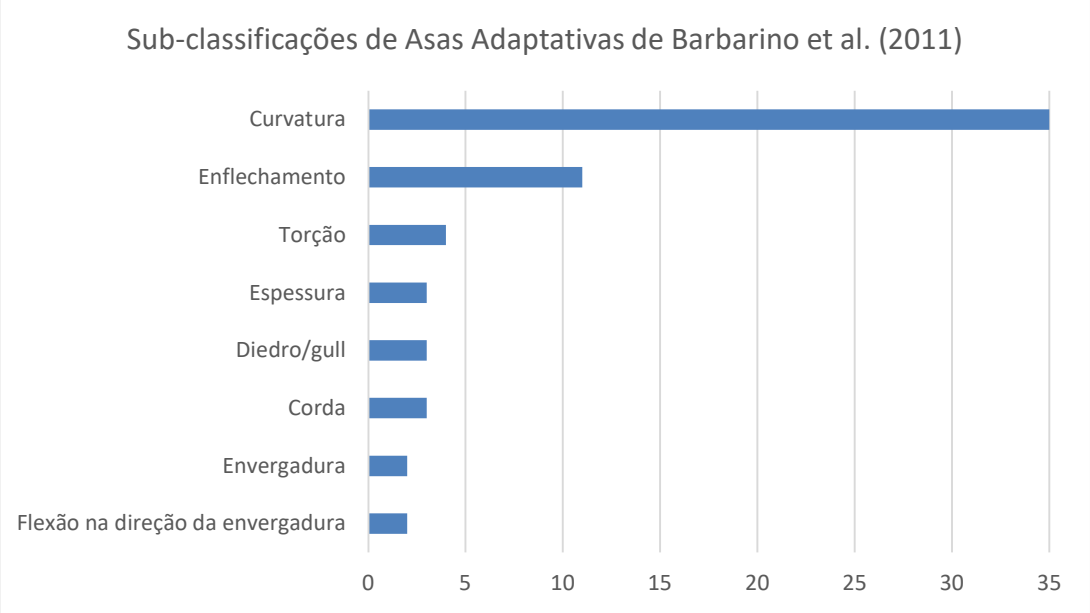


Figura 4.2.7 – Documentos patentários por sub-classificação de asas adaptativas - dados obtidos através da plataforma Lens (2023).

A Figura 4.2.7 ilustra a quantidade de documentos patentários encontrados para cada subclassificação de asas adaptativas. As modificações na curvatura do perfil aerodinâmico se mostraram as mais frequentes, com 35 documentos, seguidas das

modificações no enflechamento (11 documentos). Cabe pontuar que a quantidade total de documentos patentários refletidos nas Figuras 4.2.6 e 4.2.7 excedem a quantidade total de documentos encontrados na busca. Isso se dá pelo fato de que alguns documentos patentários revelam invenções que se enquadram e mais de uma classificação e/ou subclassificação de asas adaptativas.

4.3 Exemplos de dispositivos encontrados na busca por patentes

Serão apresentados exemplos de aplicações de asas adaptativas atuadas por elementos de SMA presentes nos documentos patentários levantados na busca.

Brown *et al.* (2017), no pedido de patente US20170203829A1, ensinam um sistema para modificar a forma de uma superfície aerodinâmica de um veículo aéreo que compreende uma longarina estrutural tendo um ou mais conjuntos de atuador de liga com memória de forma (SMA), um sistema de controle de temperatura fixado à longarina estrutural para controlar uma temperatura de pelo menos um atuador de SMA treinado e pelo menos um elemento de aquecimento para aplicar calor a pelo menos um atuador de SMA treinado. O sistema revelado nesse documento é mostrado na Figura 4.3.1.

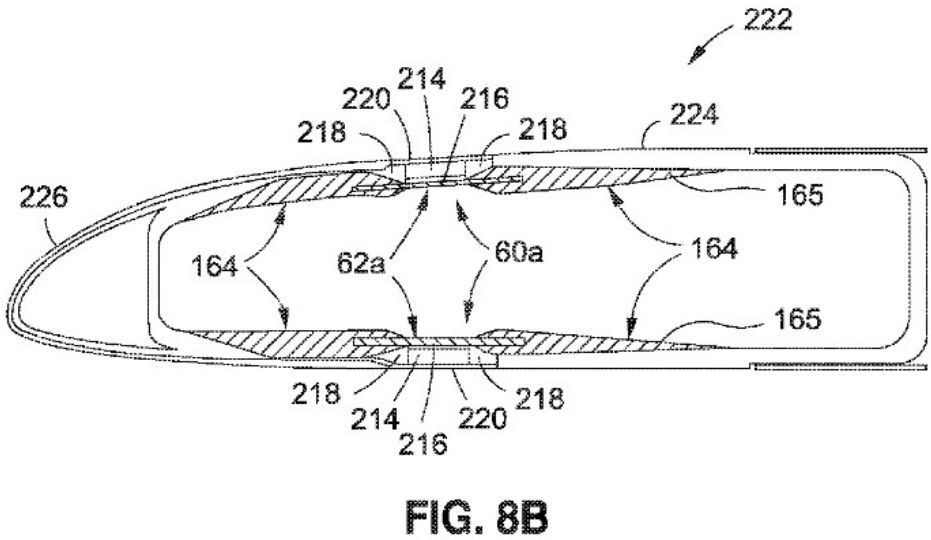


FIG. 8B

Figura 4.3.1 – Sistema para modificar a forma de uma superfície aerodinâmica de um veículo aéreo (Brown *et al.*, 2017)

Xi *et al.* (2013), no pedido de patente CA2876985A1, revelam uma asa adaptativa para uma aeronave que inclui uma superfície superior, uma superfície inferior, uma borda de ataque, um bordo de fuga, uma ponta e uma raiz. Nessa asa, uma pluralidade de nervuras estruturais é disposta entre a raiz e a ponta de modo que se estendam entre a superfície superior e a superfície inferior e se cruzem com um eixo lateral das mesmas. Pelo menos um membro ativo, fabricado em SMA, se conecta entre duas nervuras estruturais adjacentes ao longo ou em um primeiro ângulo com o eixo lateral. Pelo menos um membro passivo se conecta entre as duas nervuras estruturais adjacentes ao longo ou em um segundo ângulo com o eixo lateral. O membro passivo é passivamente ajustável. O ajuste de pelo menos um membro ativo move as nervuras estruturais adjacentes em relação umas às outras, transformando assim a asa de uma primeira configuração para uma segunda configuração. A asa adaptativa revelada nesse documento é mostrada na Figura 4.3.2.

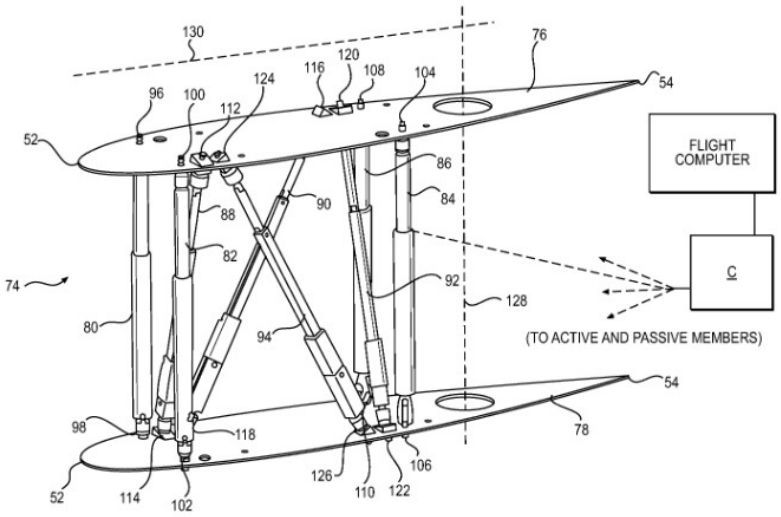


Figura 4.3.2 – Asa adaptativa para uma aeronave (Xi *et al.*, 2013)

Deng *et al.* (2018), no pedido de patente CN108116657A, divulgam uma asa adaptativa atuada por molas de SMA. A asa inclui uma mola de SMA, uma placa em forma de V dupla, um eixo giratório, uma pele flexível, um eixo giratório de placa em forma de V, um pino de eixo e um mecanismo de travamento. A asa é retangular e as duas placas duplas em forma de V são interligadas por meio do eixo da placa em forma de V e do pino do eixo. A placa em forma de V duplo é uma estrutura simétrica das duas camadas superior e inferior. As placas em forma de V duplo superior e inferior são

conectadas por um eixo giratório e estão localizadas em cada eixo giratório. O mecanismo de travamento evita que a rotação do eixo rotativo faça com que a estrutura deslize, o eixo rotativo da placa em forma de V é conectado fixamente com a asa e o eixo rotativo da placa em forma de V é impedido de se mover ao longo da corda da asa. O sistema revelado nesse documento é ilustrado na Figura 4.3.3.

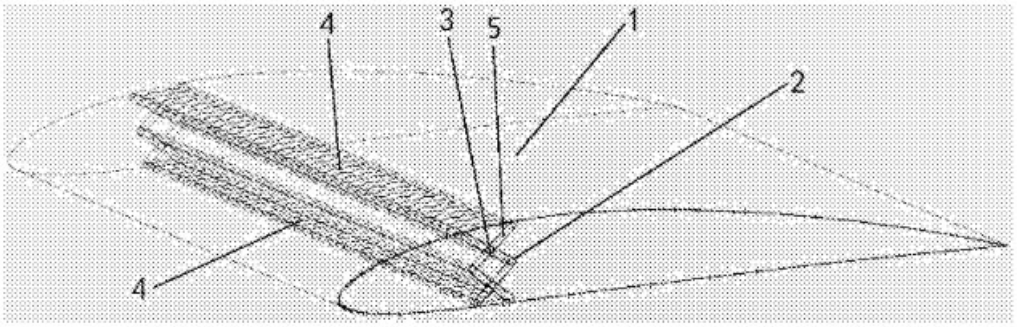


Figura 4.3.3 – Asa adaptativa atuada por molas de SMA (Deng *et al.*, 2018)

Mabe e Yousefiani (2018), na patente US10053239B2, revelam um veículo aeroespacial compreendendo uma estrutura, uma estrutura celular multifuncional acionável conectada à estrutura e acionável incluindo um primeiro membro de face e um segundo membro de face e um núcleo de liga com memória de forma acoplado ao primeiro membro de face e ao segundo membro de face; e em que pelo menos um do primeiro membro de face e o segundo membro de face é uma estrutura térmica graduada configurada de modo que o calor transferido através da estrutura térmica graduada em um padrão térmico predeterminado para o núcleo de liga com memória de forma efetua uma mudança predeterminada em uma forma de o núcleo da liga com memória de forma e efetua uma mudança na forma da estrutura celular multifuncional acionável. O mecanismo revelado nesse documento é mostrado na Figura 4.3.4.

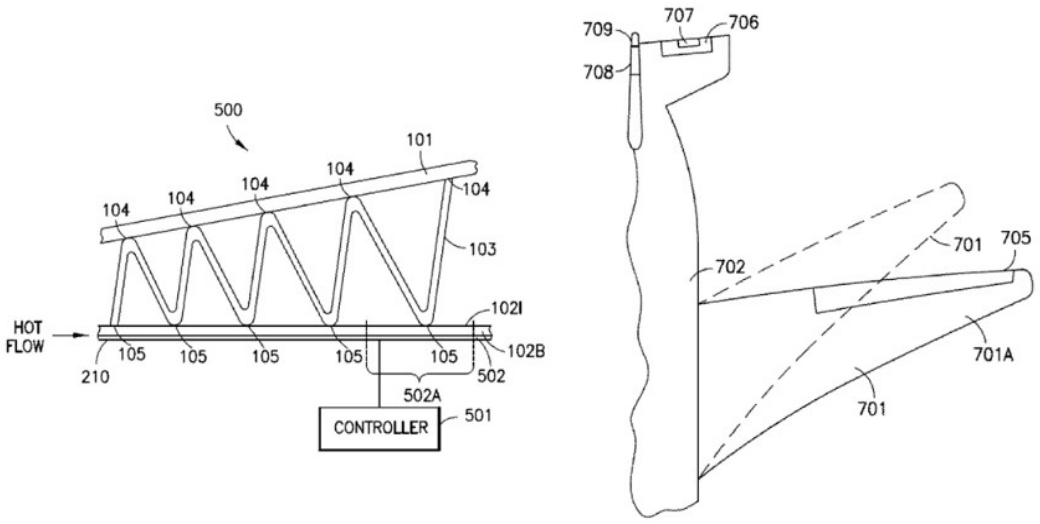


Figura 4.3.4 – Veículo aeroespacial (Mabe e Yousefiani, 2018)

Pitt e Haudrich (2016), na patente US9481450B2, revelam uma aeronave adaptativa tendo uma fuselagem e uma asa fixa se estendendo da fuselagem; um primeiro suporte tendo uma primeira extremidade e uma segunda extremidade oposta à primeira extremidade, a primeira extremidade acoplada à fuselagem e a segunda extremidade acoplada à asa; uma segunda escora tendo uma terceira extremidade e uma quarta extremidade oposta à terceira extremidade, a terceira extremidade acoplada à fuselagem e a quarta extremidade acoplada à asa, a primeira escora e a segunda escora acoplada à asa ao longo de uma corda que se estende de uma parte dianteira borda da asa a uma borda posterior da asa; um primeiro atuador compreendendo um fio de SMA acoplado ao primeiro suporte para alterar um comprimento efetivo do primeiro suporte; um segundo atuador acoplado ao segundo suporte para alterar um comprimento efetivo do segundo suporte; um sensor para medir uma deflexão da asa para fora da corda; e um controlador para, com base na deflexão da asa, acionar pelo menos um dentre o primeiro atuador ou o segundo atuador para alterar um ângulo da asa na corda. A aeronave revelada nesse documento é mostrada na Figura 4.3.5.

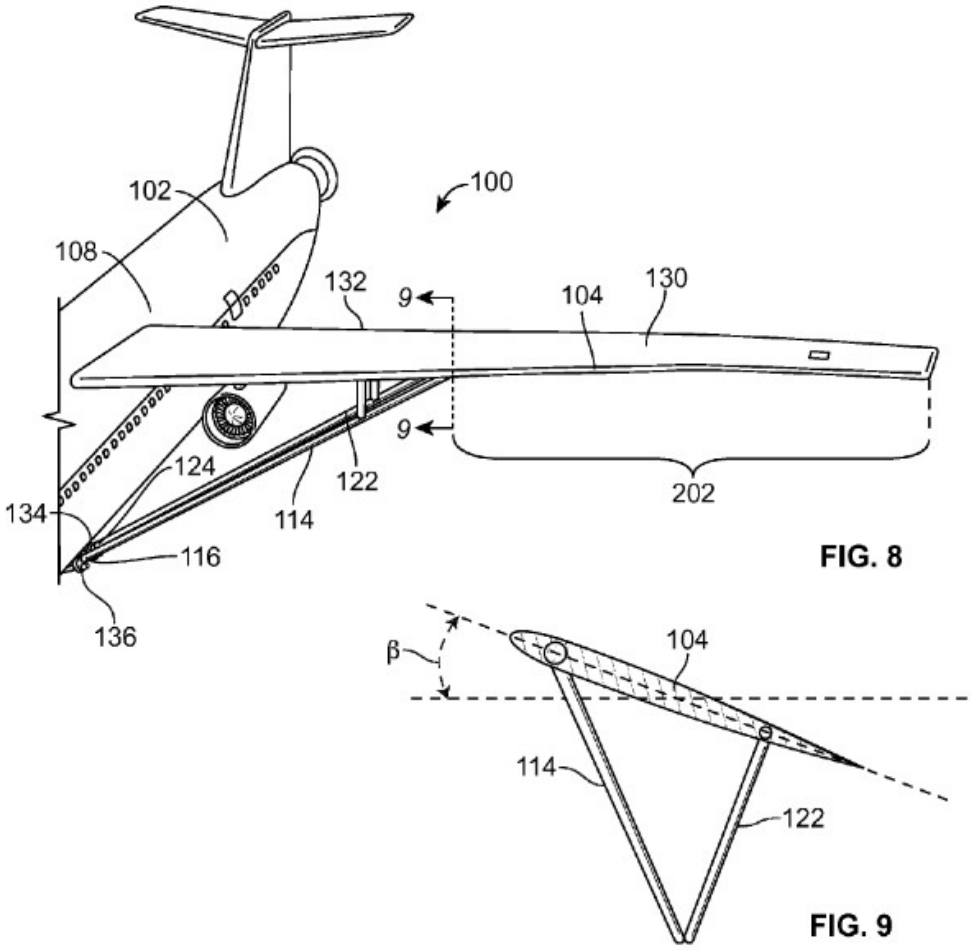


Figura 4.3.5 – Aeronave adaptativa (Pitt e Haudrich, 2016)

Capítulo 5 – Modelagem Numérica da Geometria Proposta

O presente trabalho propõe uma geometria de asa adaptativa com seções de asa atuadas por elementos de ligas de memória de forma. As escolhas de projeto serão discutidas e as simulações usando o método de elementos finitos para a análise estrutural e o método dos painéis para a análise aerodinâmica serão apresentadas.

5.1 Geometria e sistema de atuação da asa adaptativa

A asa adaptativa desenvolvida no presente trabalho compreende seções de asa que são atuadas por elementos de ligas de memória de forma. Esta asa adaptativa é projetada para aeronaves de pequeno porte, em especial, para veículos aéreos não-tripulados (VANTs). A Figura 5.1.1 ilustra a aeronave com asa adaptativa proposta por este trabalho.

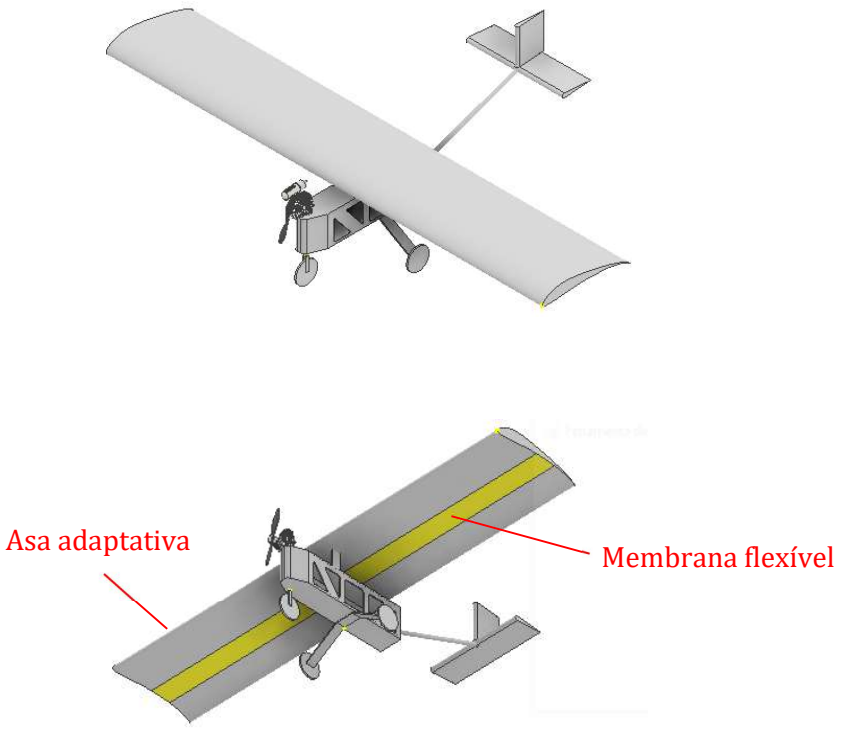


Figura 5.1.1 – Aeronave com asa adaptativa

A geometria proposta compreende uma asa retangular tendo uma envergadura de 2 m e um comprimento de corda de 0,4 m. Além disso, a asa inclui uma membrana flexível destinada a formar uma superfície contínua durante a modificação da forma da asa. Embora a membrana flexível seja uma característica importante no presente projeto, um projeto detalhado da mesma não será incluído no escopo do trabalho, no entanto, assume-se que sua rigidez é muito menor do que a rigidez da estrutura do perfil e, portanto, o a influência desta membrana flexível pode ser desprezada.

Cada seção de asa possui um perfil, um fio de liga com memória de forma e uma mola de torção. No presente trabalho, investiga-se três tipos de perfis para a asa: S1223 (Selig et al., 1995) e os perfis bioinspirados nas aves Gaivota (gênero *Larus*) e Marrequinha-comum (*Anas crecca*), que foram descritos matematicamente por Liu *et al*. (2006). Esses perfis são adequados para regimes de baixo número de Reynolds, típicos dos veículos aéreos não-tripulados.

A Figura 5.1.2 mostra uma seção de asa incluindo o perfil da aeronave com asa adaptativa proposta.

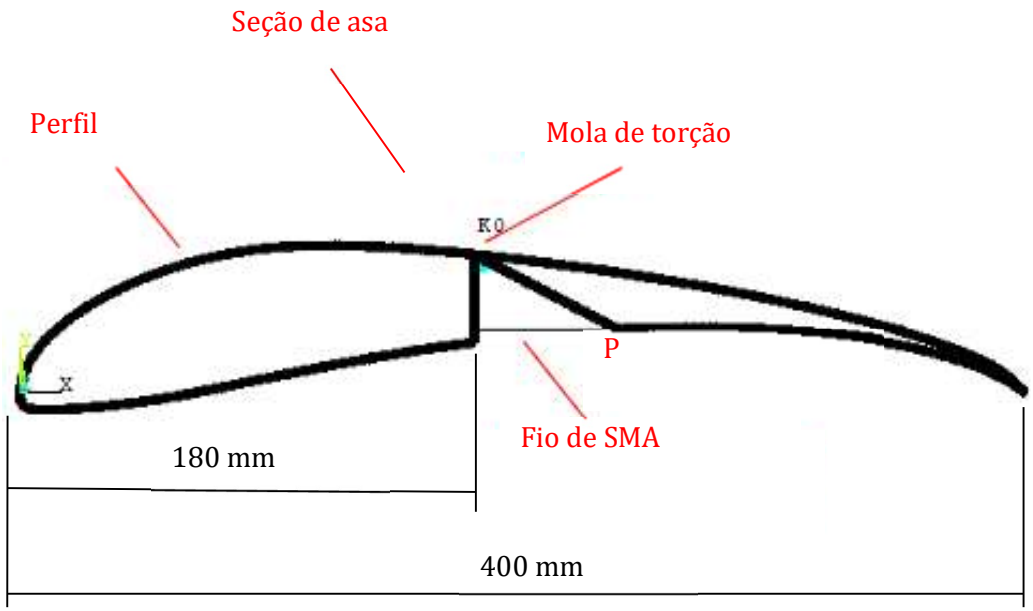


Figura 5.1.2 – Seção de asa incluindo o perfil

A aeronave é projetada para ter uma massa total de até 30 kg. O fio de SMA com diâmetro de 0,2 mm e comprimento de 54 mm é posicionado no intradorso do perfil de

cada seção de asa em uma configuração com martensita não-maclada induzida por tensões trativas promovidas pela fixação à mola de torção. Quando o fio é aquecido por efeito Joule através de uma corrente elétrica, ocorre uma transformação de fase de martensita não-maclada para austenita. Este processo de aquecimento resulta na redução de seu comprimento o que promove a atuação do bordo de fuga da seção de asa. Tal atuação é configurada para gerar um aumento da curvatura (arqueamento) do perfil, visando um aumento na força de sustentação.

Após o resfriamento do fio de liga com memória de forma por convecção, a mola de torção, que é posicionada na região da rótula do perfil, atua de modo a trazer este perfil para uma segunda configuração, que é uma aproximação da configuração original do perfil, na qual o fio retorna a um estado de martensita não-maclada induzida pela tensão promovida pela mola de torção.

Portanto, a asa adaptativa proposta é projetada para possuir duas configurações. A primeira configuração, definida após o aquecimento do elemento de memória de forma e consequente atuação do bordo de fuga do perfil, possui uma maior curvatura e é propícia para situações de decolagem.

A segunda configuração, após o arrefecimento do elemento de memória de forma e da restituição promovida pela mola de torção, é propícia para o voo em cruzeiro. Nas situações de decolagem, aproveita-se o aumento da força de sustentação devido ao aumento do arqueamento da primeira configuração. No voo em cruzeiro, aproveita-se a maior eficiência (razão de sustentação/arrasto) promovida pela segunda configuração.

A asa proposta pode incluir um mecanismo de travamento com o objetivo de manter a geometria modificada após o aquecimento do fio de SMA, mesmo com a incidência de rajadas de vento. Por exemplo, o mecanismo de travamento pode incluir uma lingueta e um gancho e deverá ser acionado concomitantemente com a atuação do fio de SMA.

Um exemplo de mecanismo de travamento aplicável a presente asa adaptativa é ilustrado na Figura 5.1.3. No entanto, o projeto detalhado do mecanismo de travamento não será incluído no escopo do presente trabalho.

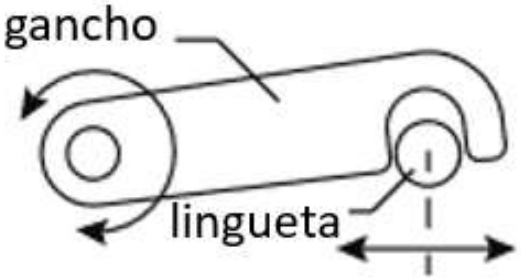


Figura 5.1.3 – Mecanismo de travamento (adaptado de Plooij, 2015)

Dessa forma, o objetivo da asa adaptativa proposta é fazer com que a aeronave decole com um comprimento de pista menor e que, em cruzeiro, permita uma redução no consumo de energia, aumentando assim o alcance do veículo.

5.1.1 Seleção do fio de SMA e da mola de torção

A escolha das propriedades do fio de SMA e da mola de torção para a atuação do bordo de fuga da asa adaptativa será discutida a seguir.

Os fios de SMA comerciais estão disponíveis em diâmetros específicos com processamento termomecânico limitado e opções de acabamento de superfície devido às dificuldades de fabricação e processamento (Rao *et al.*, 2015). A Tabela 5.1 fornece uma estimativa razoável da força de recuperação/tração para diferentes diâmetros de fio de SMA comercialmente encontrados.

O fio de SMA do dispositivo proposto possui diâmetro de 0,2 mm, que poderia gerar uma força de tração durante o aquecimento de 5,58 N, de acordo com a Tabela 5.1. Os fios de SMA em geral podem recuperar 6 ou 8% de deformação sob condições ideais, no entanto, a deformação do fio de SMA foi limitada a 5% no dispositivo proposto para reduzir possível efeitos de falhas por fadiga, tanto a estrutural como a funcional (Dornelas *et al.*, 2021).

Tabela 5.1 – Seleção do fio de SMA - diâmetro do fio versus estimativa da força de tração (adaptada de Rao *et al.*, 2015)

Diâmetro (mm)	Força de tração durante o aquecimento (N)	Força de tração durante o resfriamento (N)
0,025	0,09	0,04
0,038	0,2	0,08
0,05	0,35	0,14
0,076	0,78	0,31
0,1	1,4	0,56
0,13	2,186	0,87
0,15	3,14	1,26
0,2	5,58	2,24
0,25	8,73	3,49
0,31	12,55	5,02
0,38	22	8,83
0,51	34,91	13,96

O desempenho do atuador em regime permanente, isto é, depois que o fio de SMA é aquecido pela corrente elétrica, considerado ao final do tempo de contração máximo, pode basear a seleção do elemento de mola (Chaitanya e Dhanalakshmi, 2014). Partindo da força de tração máxima exibida pelo fio de SMA, a conservação de energia na parte móvel do perfil em regime permanente é estabelecida.

O diagrama de corpo livre da parte móvel do perfil é mostrado na Figura 5.1.4, indicando as forças e momentos que atuam sobre ela, onde H é o comprimento da parte móvel, igual a 51 mm, θ é o ângulo de rotação no regime permanente, estimado em 4°, F_{SMA} é a força promovida pelo fio de SMA no regime permanente, de 5,58 N, R é a força de reação na rótula e M_{mola} é o momento produzido devido ao acúmulo de energia potencial na mola de torção.

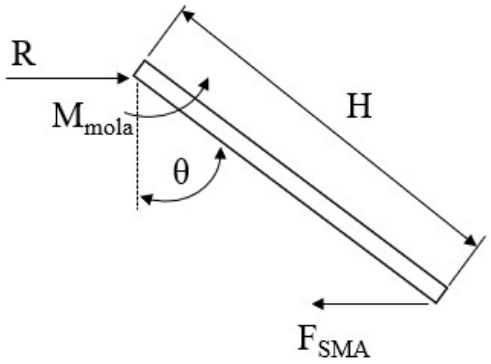


Figura 5.1.4 – Diagrama de corpo livre da porção móvel do perfil

Quando o fio de SMA é termicamente ativado, o trabalho (W) realizado pela parte móvel do perfil para atingir sua posição final em regime permanente é dado por:

$$W = F_{SMA} \cdot (H \cdot \theta) \tag{5.1}$$

O trabalho realizado pelo fio de SMA é acumulado na forma de energia potencial (ΔE) na mola de torção. A energia potencial armazenada é:

$$\Delta E = \frac{1}{2} \cdot k \cdot \theta^2 \tag{5.2}$$

onde k é constante da mola de torção (N.m/rad).

Pelo princípio da conservação de energia mecânica, pode-se igualar as Equações 5.1 e 5.2, de modo a se determinar o valor mínimo para a constante da mola de torção do dispositivo proposto.

$$\begin{aligned} W &= \Delta E \\ F_{SMA} \cdot (H \cdot \theta) &= \frac{1}{2} \cdot k \cdot \theta^2 \\ k &= \frac{2 \cdot F_{SMA} \cdot (H \cdot \theta)}{\theta^2} = 8{,}15 \text{ N.m/rad} \end{aligned} \tag{5.3}$$

5.2 Análise aerodinâmica dos perfis selecionados

De modo a verificar o comportamento dos perfis aerodinâmicos utilizados na asa adaptativa do presente trabalho, foram realizadas simulações numéricas no software gratuito XFLR5 para os perfis S1223 (Selig *et al.*, 1995) e os perfis da Gaivota e da Marrequinha-comum descritos por Liu *et al*. (2006).

O XFLR5 é um programa voltado para a área acadêmica que realiza a solução de problemas aerodinâmicos utilizando o código XFOIL desenvolvido por Drela (1989) como seu núcleo de computação e permite a modelagem e análise de perfis e de asas tridimensionais.

Liu *et al*. (2006) apresentam uma metodologia para definir matematicamente a geometria da superfície das asas de algumas aves como Gaivota, Marrequinha-comum e Coruja, usando um sistema de varredura tridimensional a laser para extrair propriedades

geométricas da asa como a linha de curvatura, distribuição de espessura, forma planificada, distribuição de corda e distribuição de torção. As superfícies superior e inferior de um perfil são expressas por meio da adição e subtração da linha de curvatura e distribuição de espessura, $z_{superior} = z_{(c)} + z_{(t)}$ *e* $z_{inferior} = z_{(c)} - z_{(t)}$, respectivamente. Para extrair a linha de curvatura média das medições da superfície da asa das aves, pode-se usar a linha de curvatura Birnbaum-Glauert:

$$\frac{z_{(c)}}{c} = \frac{z_{(c)max}}{c}\,\eta(1-\eta)\sum_{n=1}^{3} S_n(2\eta-1)^{n-1} \tag{5.4}$$

onde $\eta = x/c$ é a coordenada normalizada em relação à corda do perfil, $z_{(c)max}$ é a coordenada de curvatura máxima e c é a corda local da asa. A distribuição da espessura é dada por:

$$\frac{z_{(t)}}{c} = \frac{z_{(t)max}}{c}\sum_{n=1}^{4} A_n\left(\eta^{n+1} - \sqrt{\eta}\right) \tag{5.5}$$

em que $z_{(t)max}$ é a coordenada de espessura máxima e a espessura máxima é $2z_{(c)max}$.

Os coeficientes S_n e A_n para os perfis da Gaivota e da Marrequinha-comum foram obtidos por meio do método dos mínimos quadrados e são mostrados na Tabela 5.2.

Tabela 5.2 – Coeficientes dos perfis da Gaivota e da Marrequinha-comum (adaptada de Liu *et al*., 2006)

Coeficiente	Gaivota	Marrequinha-comum
S_1	3,8735	3,9917
S_2	−0,807	−0,3677
S_3	0,771	0,0239
A_1	−15,246	1,7804
A_2	26,482	−13,6875
A_3	−18,975	18,276
A_4	4,6232	−8,279

Nos perfis da Gaivota e da Marrequinha-comum da asa adaptativa proposta no presente trabalho, utilizou-se os mesmos valores de coordenadas de linha de curvatura

máxima e de espessura máxima do perfil S1223, isto é, $z_{(c)max}/c$ = 0,0852 e $z_{(t)max}/c$ = 0,0579. A Figura 5.2.1 ilustra os três perfis utilizados na asa adaptativa proposta. É possível verificar que os perfis da Gaivota e o S1223 têm geometria similar, sobretudo na região do bordo de ataque.

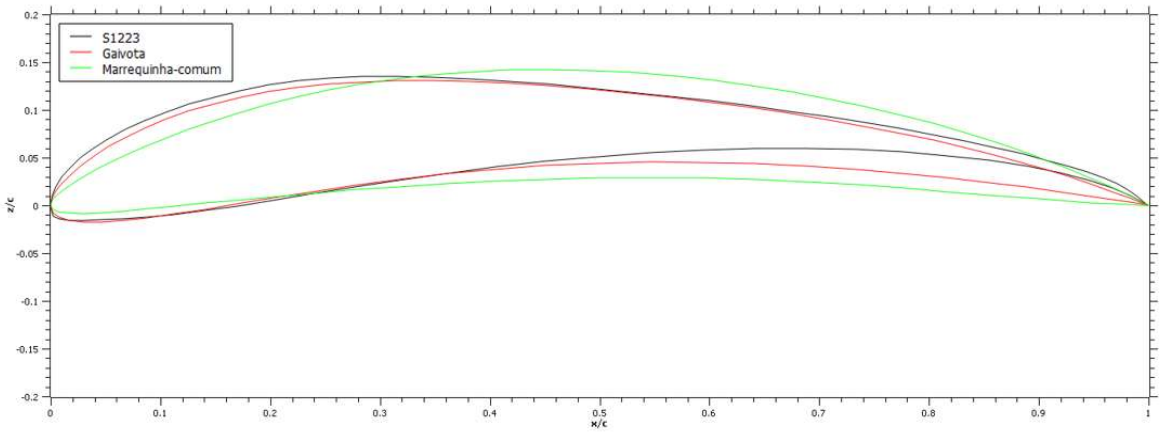


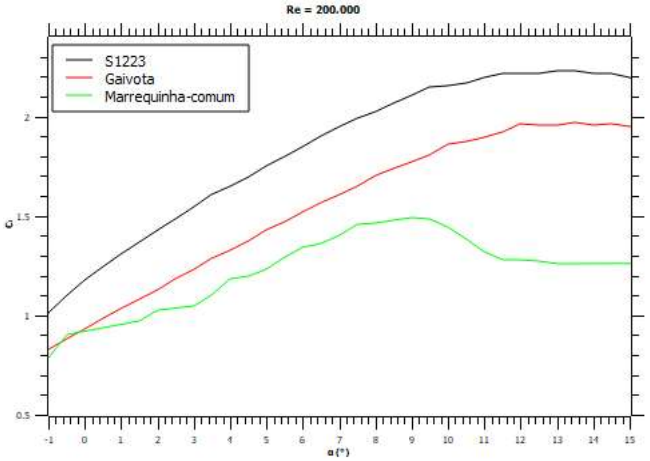
Figura 5.2.1 – Perfis utilizados na asa adaptativa

As Figuras 5.2.2 e 5.2.3 ilustram as análises aerodinâmicas realizadas para os perfis S1223, da Gaivota e da Marrequinha-comum. As simulações no XFLR5 foram implementadas considerando-se ângulos de ataque entre -1° e 15° e número de Mach igual a 0,06.

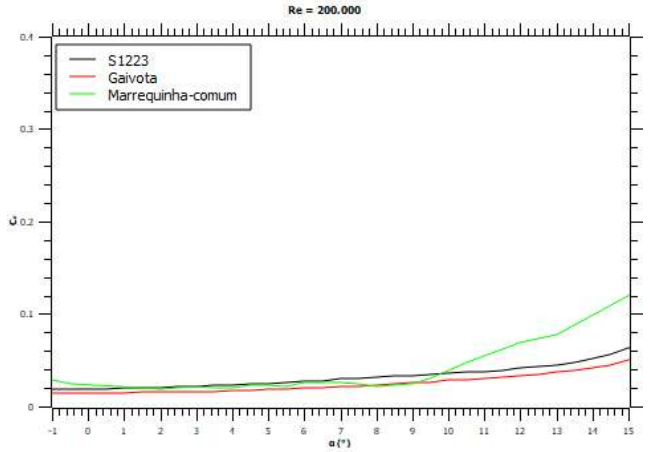
A faixa de número de Reynolds estudada foi entre 200.000 e 400.000. Os valores de número de Mach e Reynolds estudados são típicos do regime de baixo número de Reynolds enfrentados por veículos aéreos não-tripulados e aves como a Gaivota (Sun *et al.*, 2018; Liu *et al.*, 2006).

Como pode ser verificado pelas Figuras 5.2.2 e 5.2.3, os perfis S1223 e Gaivota possuem, nas condições verificadas, características aerodinâmicas semelhantes. Embora o perfil S1223 consiga promover uma maior sustentação, medida pelos valores de C_l máximos de suas curvas, ele gera um arrasto maior que o arrasto gerado pelos perfis da Gaivota e da Marrequinha-comum, para os números de Reynolds analisados. Já o perfil da Marrequinha-comum gerou a menor sustentação dentre os três perfis.

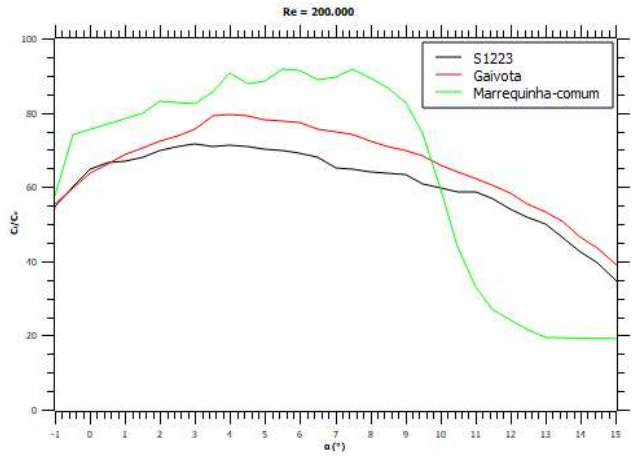
É possível verificar que o perfil da Marrequinha-comum apresenta eficiência aerodinâmica (relação C_l/C_d) máxima para as condições analisadas. Além disso, o perfil da gaivota apresenta relações C_l/C_d maiores que aquelas apresentadas pelo perfil S1223 no intervalo entre 2 e 15°.



(a)

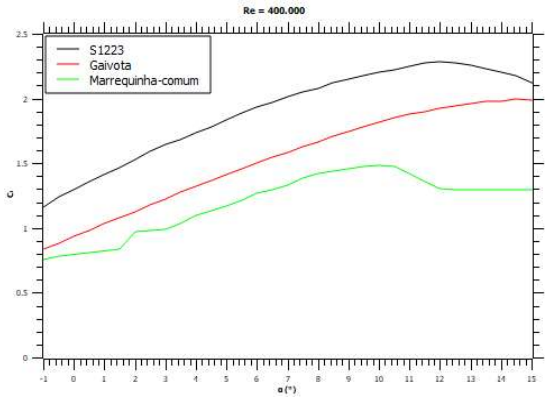


(b)

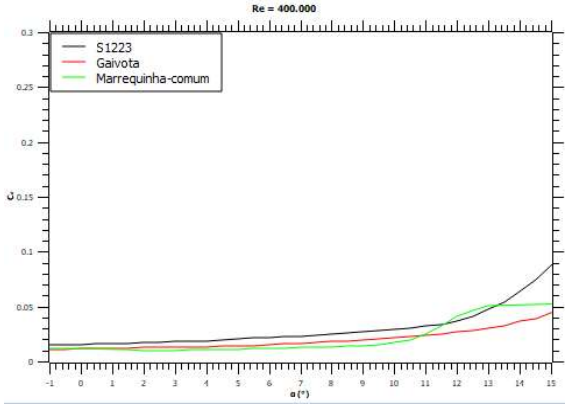


(c)

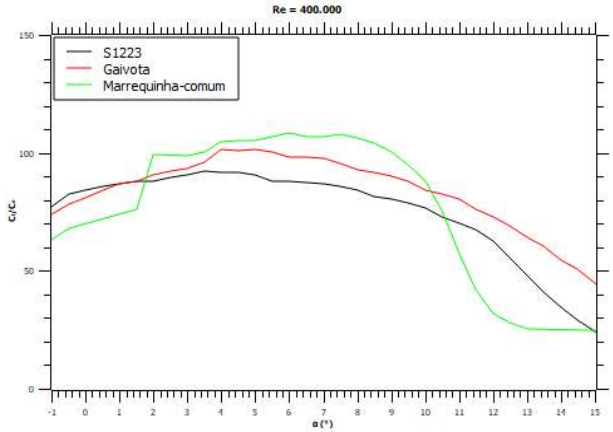
Figura 5.2.2 – Análise aerodinâmica dos perfis S1223, da Gaivota e da Marrequinha-Comum - *Re* = 200.000 - (a) C_l x α, (b) C_d x α, (c) C_l/C_d x α



(a)



(b)



(c)

Figura 5.2.3 – Análise aerodinâmica dos perfis S1223, da Gaivota e da Marrequinha-Comum - *Re* = 400.000 - (a) C_l x α, (b) C_d x α, (c) C_l/C_d x α

Os resultados obtidos para as análises aerodinâmicas dos perfis S1223, da Gaivota e da Marrequinha-comum estão consistentes com os resultados das simulações numéricas desenvolvidas por Liu *et al*., 2006. Ainda, pontua-se que os perfis S1223, da Gaivota e

da Marrequinha-comum são adequados para tipos diferentes de missão. Por exemplo, o perfil S1223 é o que gera maior sustentação para as faixas de Reynolds e número de Mach estudadas, entre os perfis selecionados.

Já o perfil da Gaivota, gera uma sustentação menor que aquela gerada pelo S1223, mas com uma eficiência aerodinâmica maior que a deste perfil. Por fim, o perfil da Marrequinha-Comum gera menor sustentação entre os perfis estudados, porém possui a maior eficiência aerodinâmica considerando ângulos de ataque entre 0° e 10°.

5.3 Análise do carregamento aerodinâmica da asa

Para estimar o carregamento aerodinâmico ao qual a asa adaptativa proposta é submetida, simulações numéricas da asa foram realizadas no software XFLR5. Essas simulações foram realizadas considerando ângulos de ataque entre 0° e 15° e velocidade de 20 m/s, que são parâmetros esperados para a fase de decolagem.

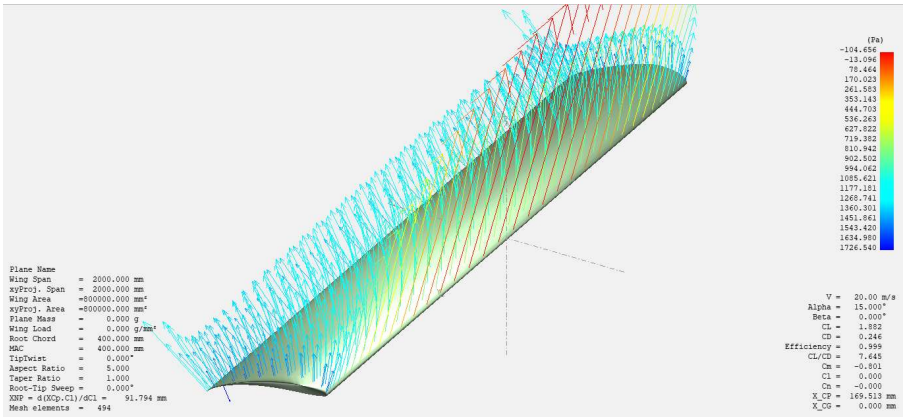


Figura 5.3.1 – Análise aerodinâmica da asa proposta (vista perspectiva) – perfil S1223

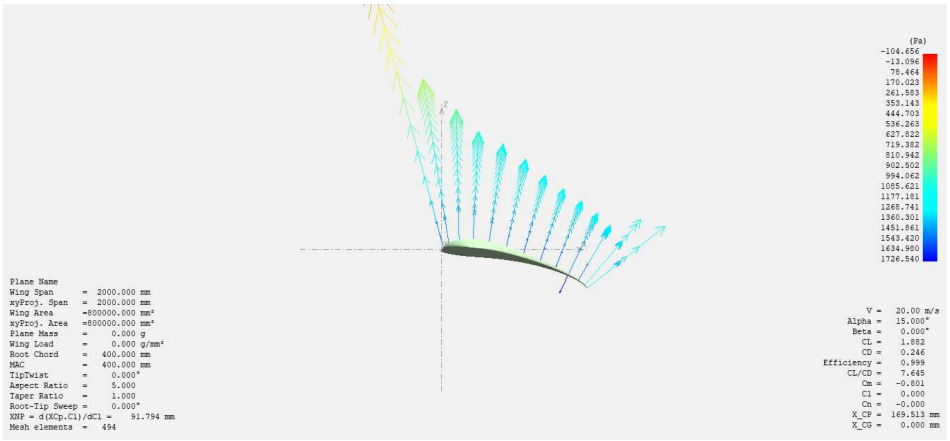


Figura 5.3.2 – Análise aerodinâmica da asa proposta (vista lateral) – perfil S1223

As Figuras 5.3.1 e 5.3.2 ilustram as análises aerodinâmicas realizadas para a asa com o perfil S1223, as Figuras 5.3.3 e 5.3.4, para a asa com o perfil da Gaivota, e as Figuras 5.3.5 e 5.3.6, para a asa com o perfil da Marrequinha-comum. Para melhor visualização dos carregamentos aerodinâmicos, as Figuras 5.3.1, 5.3.3 e 5.3.5 mostram vistas em perspectiva da asa enquanto as Figura 5.3.2, 5.3.4 e 5.3.6 exibem vistas laterais dela.

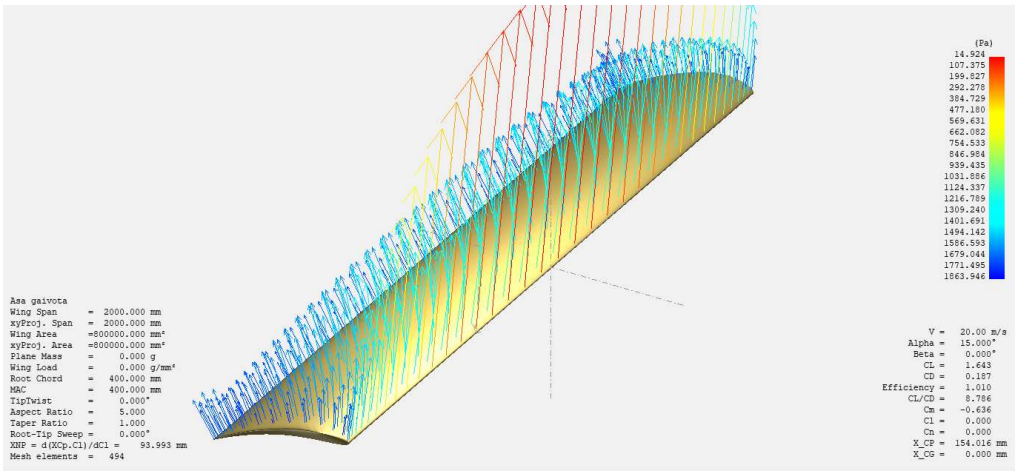


Figura 5.3.3 – Análise aerodinâmica da asa proposta (vista perspectiva) – perfil da Gaivota

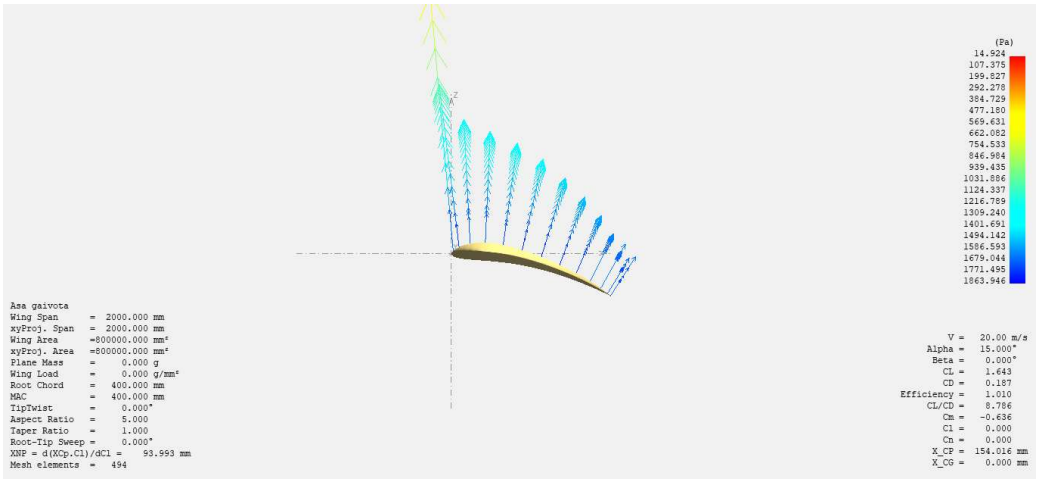


Figura 5.3.4 – Análise aerodinâmica da asa proposta (vista lateral) – perfil da Gaivota

Pode-se observar, a partir das Figuras 5.3.1 a 5.3.4 que, para um ângulo de ataque de 15°, pressões de aproximadamente 1,7 kPa, para a asa com o perfil S1223, e pressões próximas a 1,9 kPa, para a asa com o perfil da Gaivota, atuam na região do bordo de fuga.

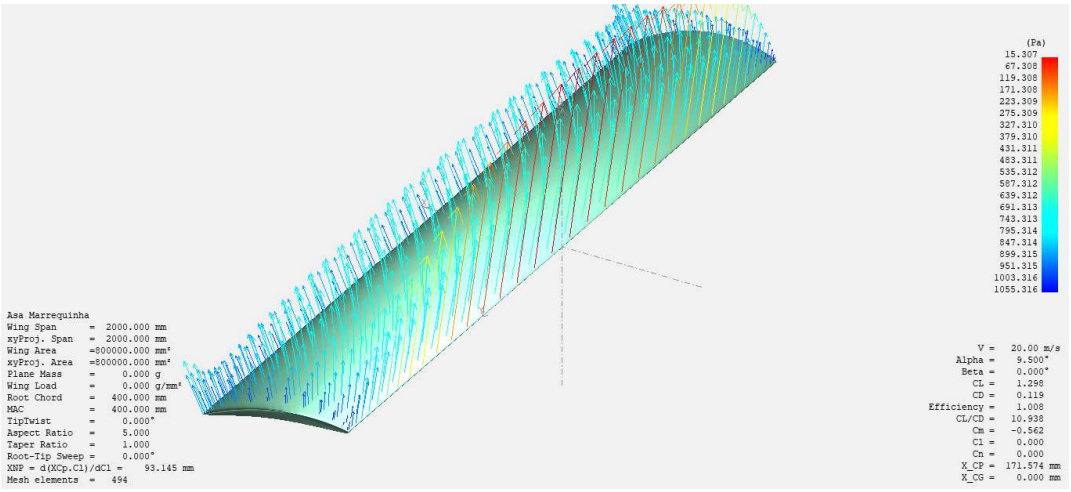


Figura 5.3.5 – Análise aerodinâmica da asa proposta (vista perspectiva) – perfil da Marrequinha-Comum

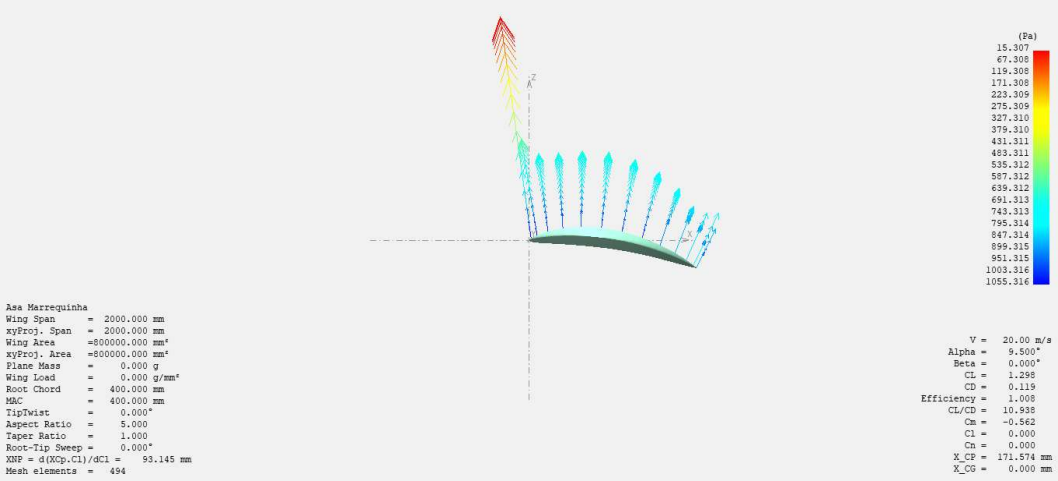


Figura 5.3.6 – Análise aerodinâmica da asa proposta (vista lateral) – perfil da Marrequinha-Comum

A partir das Figuras 5.3.5 e 5.3.6, verifica-se que, para um ângulo de ataque de 9,5°, pressões de aproximadamente 1,1 kPa, atuam na região do bordo de fuga da asa com o perfil da Marrequinha-Comum.

Os valores de pressão mencionados acima foram incluídos nas análises de elementos finitos como uma pressão constante atuando no bordo de fuga do perfil de forma a estimar o carregamento dinâmico gerado pelo escoamento de ar. Cabe pontuar que a definição da pressão tendo um valor constante, além de simplificar a modelagem

computacional do dispositivo proposto, é uma escolha conservativa, uma vez que foi adotado o valor máximo de pressão.

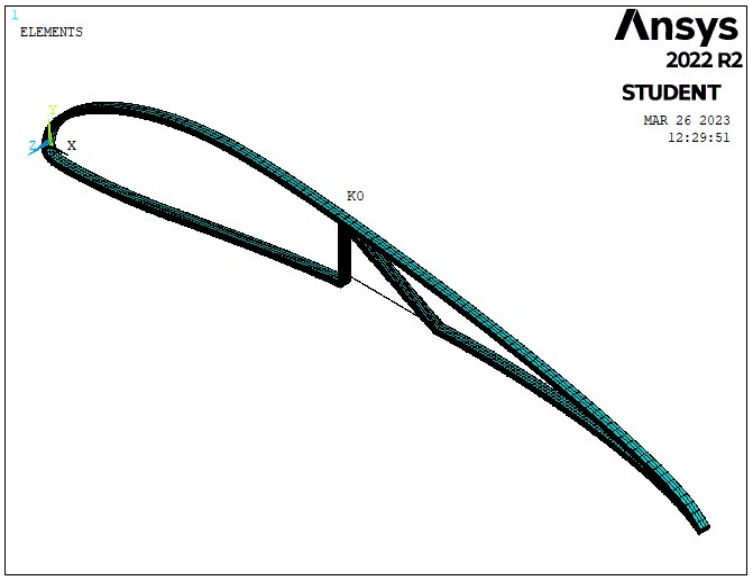
5.4 Análise estrutural do perfil e do sistema de atuação

O objetivo das simulações numéricas é avaliar a integridade estrutural do perfil e a capacidade do dispositivo proposto em promover a alteração da configuração geométrica do perfil para as condições após aquecimento e após resfriamento.

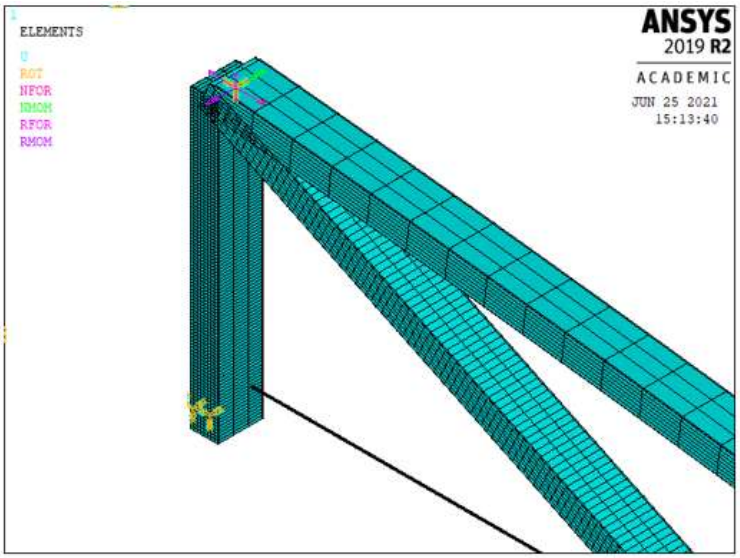
A geometria proposta foi modelada e analisada usando o pacote comercial de análise de elementos finitos Ansys 2019 R2. O material selecionado para o perfil foi o polímero de ácido polilático (PLA), pois este é frequentemente utilizado em impressoras 3D o que facilita na obtenção da geometria. As propriedades mecânicas do PLA utilizadas na simulação foram o módulo de elasticidade de 3,5 GPa, coeficiente de Poisson de 0,36 e limite de escoamento de 50 MPa (Farah, 2016).

O perfil foi modelado utilizando elementos de viga BEAM188, devido à versatilidade deste tipo de elemento, bem como as diversas possibilidades de geometrias de seção transversal. A seção transversal do perfil é retangular com largura igual a 5 mm e altura igual a 3 mm.

A mola de torção foi modelada como um elemento COMBIN14, que é um elemento de mola. A constante elástica da mola de torção selecionada é 8,15 N.m/rad. O fio de SMA foi simulado como um elemento de viga BEAM188. Este elemento foi escolhido por não só reproduzir as características geométricas do fio, mas também porque este elemento suporta a função TB, SMA do Ansys, que é a função que reproduz o comportamento dos SMAs. A Figura 5.4.1 ilustra a malha de elementos finitos e as condições de contorno usadas nas simulações.



(a)



(b)

Figura 5.4.1 – Malha de elementos finitos e condições de contorno. (a) malha completa, (b) detalhe ampliado

Os parâmetros do fio de SMA implementados nesta simulação são apresentados na Tabela 5.3. O módulo de elasticidade da austenita do fio SMA é 45 GPa e seu coeficiente de Poisson é 0,33. O fio de SMA selecionado também possui massa específica de 6.448,1 kg/m^3, resistência elétrica de 2 Ω/m e capacidade calorífica específica de 465 J/(kg°C) (Pereira, 2009).

Tabela 5.3 – Parâmetros do fio de memória de forma (adaptado de Ford e White, 1996)

Parâmetro	Valor	Descrição
h	1 GPa	Parâmetro de Endurecimento
T_0	315,15 K	Temperatura de Referência
R	50 MPa	Limite Elástico
β	7 MPa/K	Parâmetro de escala de temperatura
$\overline{\varepsilon_L}$	0,07 mm/mm	Deformação máxima de transformação
E_m	25 GPa	Módulo de elasticidade da Martensita
m	0,0	Parâmetro de dependência do Lode
A_f	311 K	Temperatura final de transformação austenítica
A_s	300 K	Temperatura inicial de transformação austenítica
M_s	290 K	Temperatura inicial de transformação martensítica
M_f	273 K	Temperatura final de transformação martensítica

O sistema é modelado como um sistema concentrado (Pereira, 2009) e assim, a transferência de calor é regida pela equação 5.6:

$$\rho V r - h_{conv} A (T - T_{amb}) = c \rho V \frac{dT}{dt} \tag{5.6}$$

onde ρ é a massa específica, V é o volume do fio, r é a geração de calor por unidade de volume fornecida por uma fonte externa de energia, h_{conv} é o coeficiente de transferência de calor, A é a área de superfície de convecção, T é a temperatura do fio de SMA, T_{amb} é a temperatura ambiente e c é a capacidade calorífica específica do fio de SMA.

Pontua-se que o fio de SMA está localizado no interior da asa, a qual possui uma membrana flexível para permitir a sua alteração de forma. Assim, o fluxo de ar externo à asa não penetra nessa região e o fio de SMA não está submetido a um fluxo de ar que venha a promover uma convecção forçada.

Nas simulações numéricas, o fio de SMA é aquecido por uma corrente elétrica de 1 A durante 20 s em cada ciclo de aquecimento e o coeficiente de convecção adotado é de 20 W/m^2. Tais simulações foram desenvolvidas para dois ciclos, de modo a avaliar a repetibilidade do comportamento do atuador proposto. Para simular a variação da curvatura do perfil através do acionamento do fio de SMA, foi simulado um carregamento termomecânico.

No estado inicial, considera-se o fio SMA está em uma temperatura igual à temperatura ambiente. Para avaliar o efeito da temperatura ambiente no desempenho do dispositivo proposto foram consideradas 5 valores para a temperatura ambiente: 8, 13, 18, 23 e 28 °C.

Essa faixa de temperaturas ambientes tem como temperatura mínima (8 °C) aquela estimada para uma altitude de 1000 m pela Atmosfera Padrão Norte-Americana (U.S Standard Atmosphere, 1976) e como temperatura máxima (28 °C) um valor típico de temperatura média para o Brasil.

A Figura 5.4.2 ilustra de forma esquemática a operação do atuador proposto.

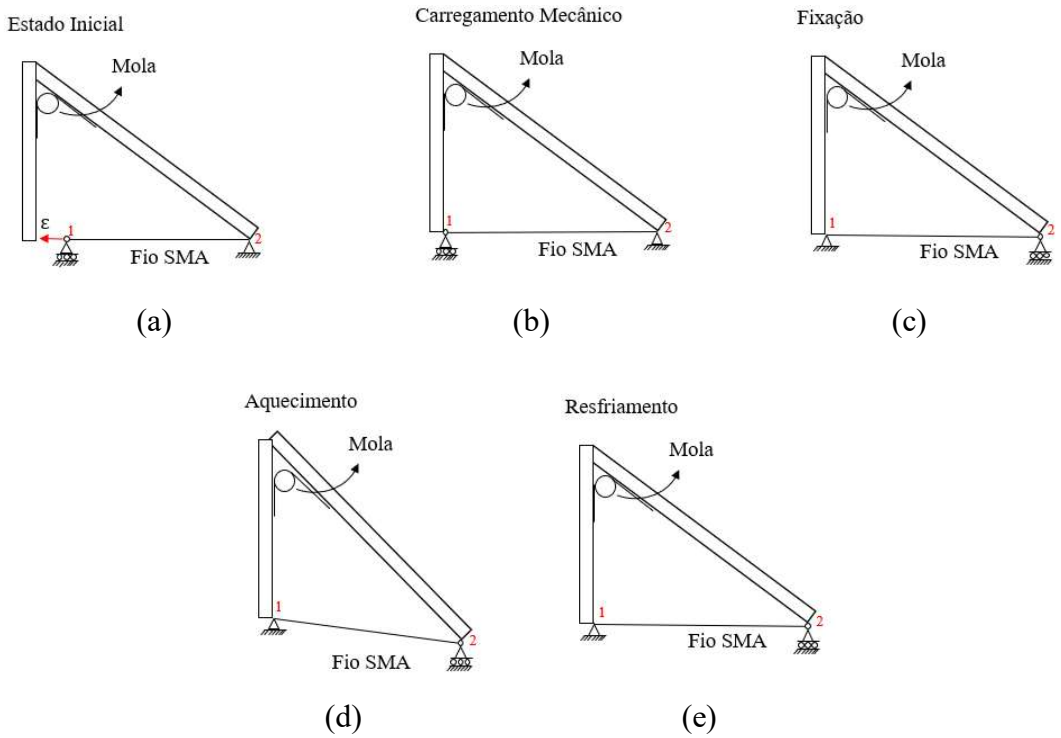


Figura 5.4.2 – Diagrama esquemático do processo de operação do atuador

Partindo do estado inicial (Figura 5.4.2(a)), a extremidade 1 do fio é submetida a uma carga mecânica (deslocamento prescrito) até atingir uma deformação de 5%, enquanto a extremidade 2 do fio permanece fixada à estrutura do perfil (Figura 5.4.2(b)).

Na etapa de fixação (Figura 5.4.2(c)), a condição de contorno fixa na extremidade 2 do fio e a carga mecânica são completamente removidas e a extremidade 1 do fio é definida como uma condição de contorno fixa.

Após a fixação da extremidade 1 na estrutura e a remoção das restrições da extremidade 2 do fio, ele é aquecido pela corrente elétrica para austenitização completa do elemento de SMA, deformando assim o bordo de fuga do perfil (Figura 5.4.2(d)).

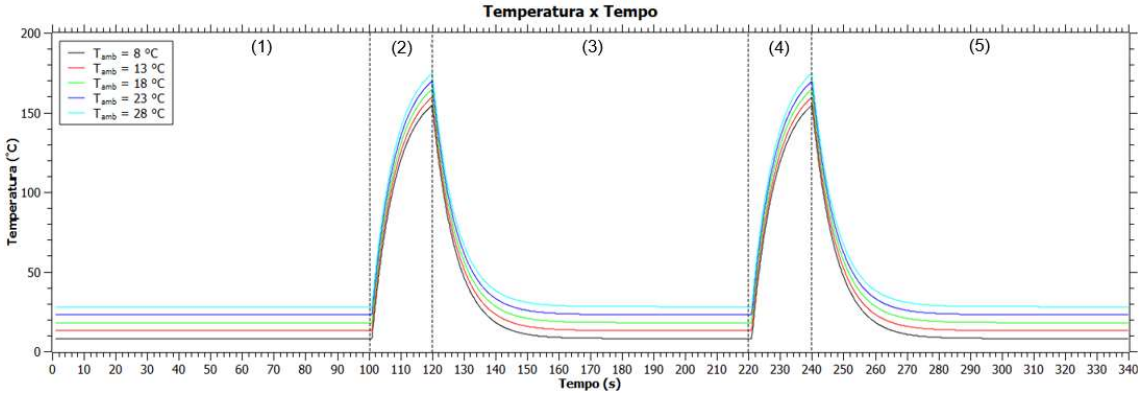
O fio é então resfriado por convecção natural e retorna por meio da atuação pela mola de torção (Figura 5.4.2(3)). Um ciclo térmico subsequente compreendendo outras etapas de aquecimento e resfriamento é realizado para evidenciar a resposta periódica do sistema.

5.5 Resultados das simulações estruturais obtidas com o modelo numérico

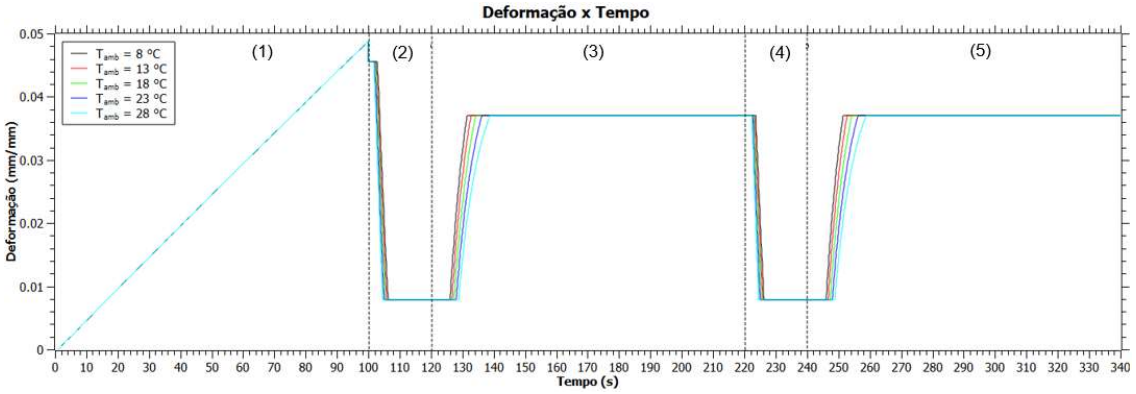
A presente seção apresenta os resultados das simulações de elementos finitos realizadas com o modelo numérico proposto. Foram utilizados os perfis S1223, da Gaivota e da Marrequinha-comum.

5.5.1 Perfil S1223

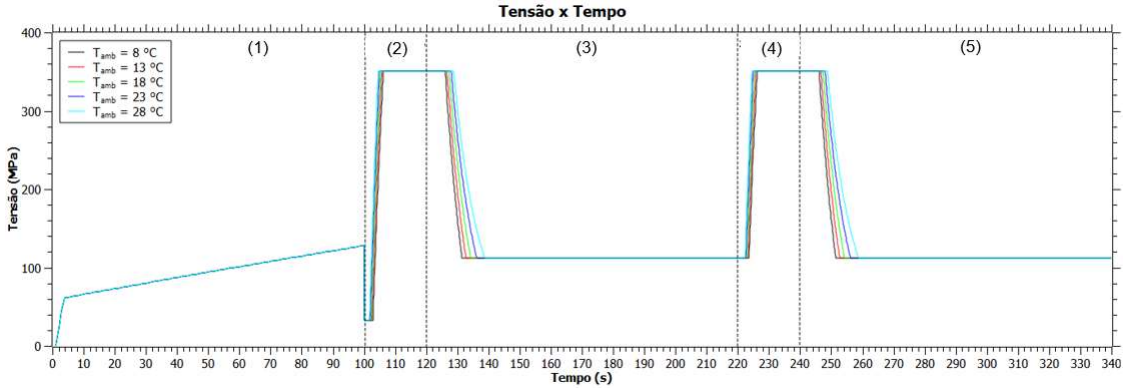
As Figuras 5.5.1(a)-(f) mostram o comportamento termomecânico do fio SMA submetido ao carregamento termomecânico proposto para a geometria com o perfil S1223. O carregamento termomecânico possui as seguintes etapas, indicadas nas figuras: (1) Carregamento Mecânico (de 0 a 100 s), (2) Primeiro Aquecimento (de 100 a 120 s), (3) Primeiro Resfriamento (de 120 a 220 s), (4) Segundo Aquecimento (de 220 a 240 s) e (5) Segundo Resfriamento (de 240 a 340 s).



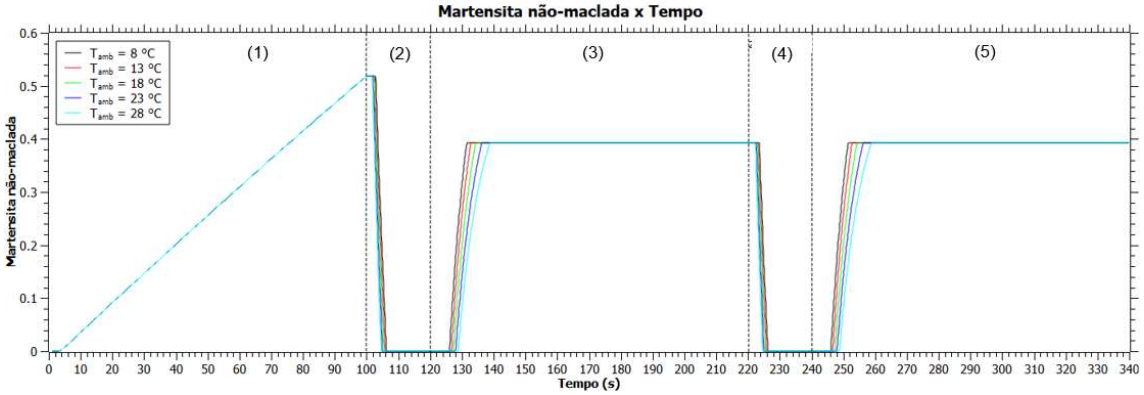
(a)


Deformação x Tempo
Deformação (mm/mm)
Tempo (s)
(1)
(2)
(3)
(4)
(5)
T_amb = 8 °C
T_amb = 13 °C
T_amb = 18 °C
T_amb = 23 °C
T_amb = 28 °C

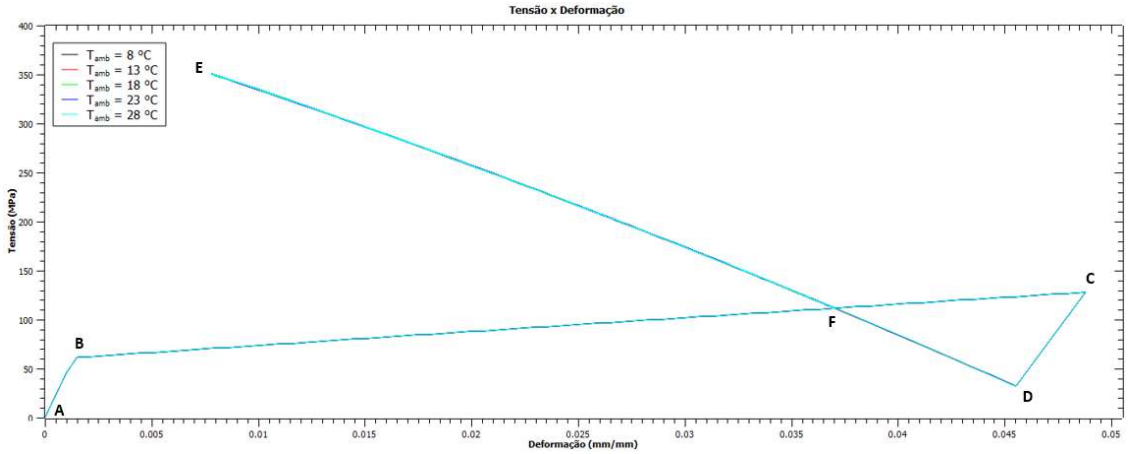
(b)


Tensão x Tempo
Tensão (MPa)
Tempo (s)
(1)
(2)
(3)
(4)
(5)
T_amb = 8 °C
T_amb = 13 °C
T_amb = 18 °C
T_amb = 23 °C
T_amb = 28 °C

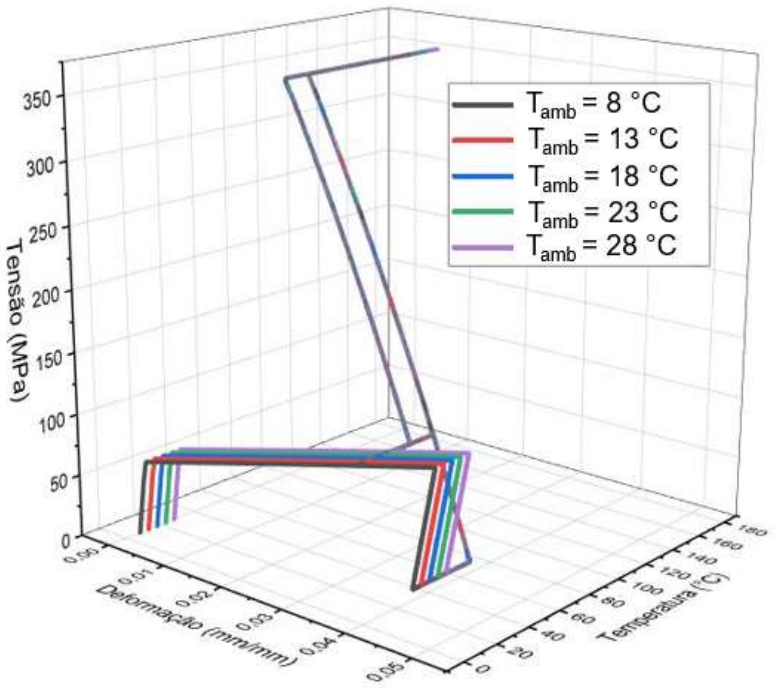
(c)


Martensita não-maclada x Tempo
Martensita não-maclada
Tempo (s)
(1)
(2)
(3)
(4)
(5)
T_amb = 8 °C
T_amb = 13 °C
T_amb = 18 °C
T_amb = 23 °C
T_amb = 28 °C

(d)



(e)



(f)

Figura 5.5.1 – Comportamento termomecânico do fio de SMA. Evolução no tempo da temperatura (a), deformação (b), tensão (c) e fração volumétrica da martensita não-maclada (e), curva tensão x deformação (e) e curva tensão x deformação x temperatura (f)

Pode-se notar que para cada temperatura ambiente testada, a deformação, a tensão e a fração de martensita não-maclada ao final de cada uma das 2 etapas de aquecimento (tempo = 120 s e 240 s) foram as mesmas, bem como ao final de cada uma das 2 etapas de resfriamento (tempo = 220 s e 340s). Isso indica que o sistema apresenta um comportamento consistente para a faixa estudada de temperatura ambiente.

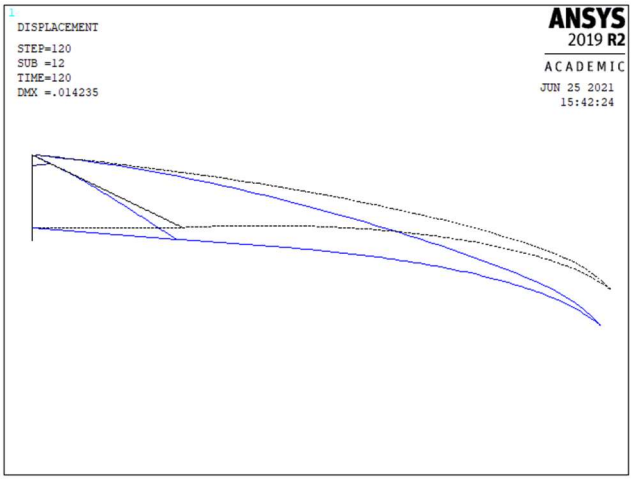
Na Figura 5.5.1(e), o trajeto A-B-C representa o carregamento mecânico, enquanto o trajeto C-D representa uma diminuição da tensão no fio devido à fixação do mesmo à estrutura, onde é observada um relaxamento elástico. O trajeto D-E se refere ao 1º aquecimento, onde há um aumento de tensão no fio devido à redução do comprimento do fio promovido pela transformação de fase.

A mola não tem força suficiente para fazer o fio retornar ao ponto D, conforme também demonstra a fração volumétrica na figura 5.5.1(d). O trajeto E-F representa a resposta cíclica que se observa durante as etapas do 1º resfriamento ao 2º resfriamento. Além disso, a figura 5.5.1(f) ilustra o laço de histerese (tensão x temperatura) apresentado pelo fio de SMA durante o carregamento térmico.

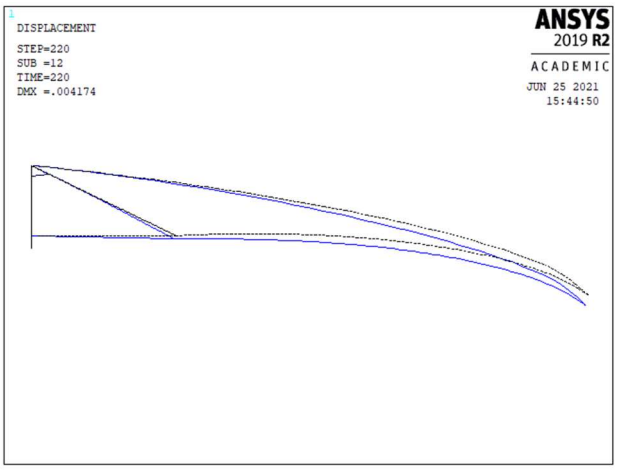
A Figura 5.5.2 mostra as configurações do perfil após aquecimento (Figuras 5.5.2(a) e 5.5.2(c)) e após resfriamento (Figuras 5.5.2(b) e 5.5.2(d)) promovido pelo acionamento termomecânico do fio de SMA para os 2 ciclos estudados.

Como pode ser observado, houve uma deflexão máxima de 14 mm (aproximadamente 4°) na extremidade do bordo de fuga e a deflexão da borda no estado resfriado foi de 4 mm (aproximadamente 1°), o que representa uma deflexão residual promovida pela fixação do fio à mola/estrutura.

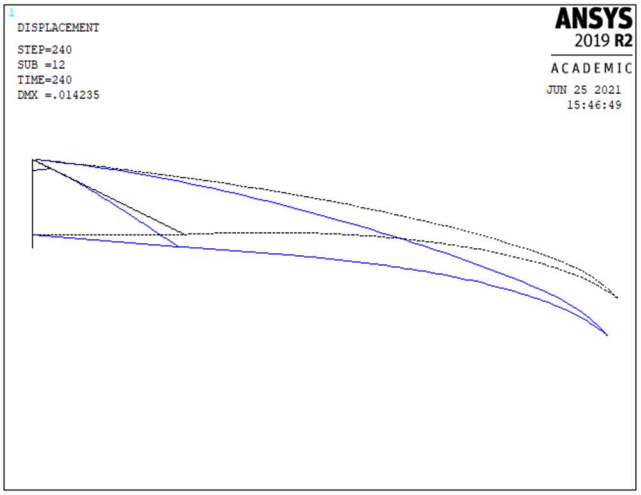
Tal deflexão residual, que gera a configuração de cruzeiro do perfil, possui um efeito benéfico para o aumento de sustentação em ângulo de ataque zero, como será discutido na seção 5.6.



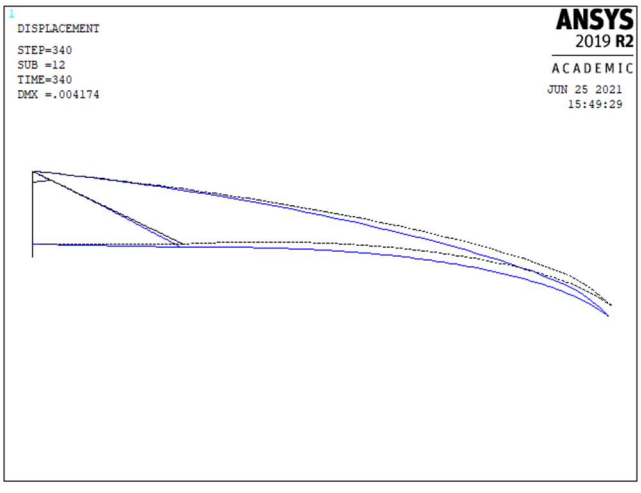
(a)


DISPLACEMENT
STEP=220
SUB =12
TIME=220
DMX =.004174
ANSYS
2019 R2
ACADEMIC
JUN 25 2021
15:44:50

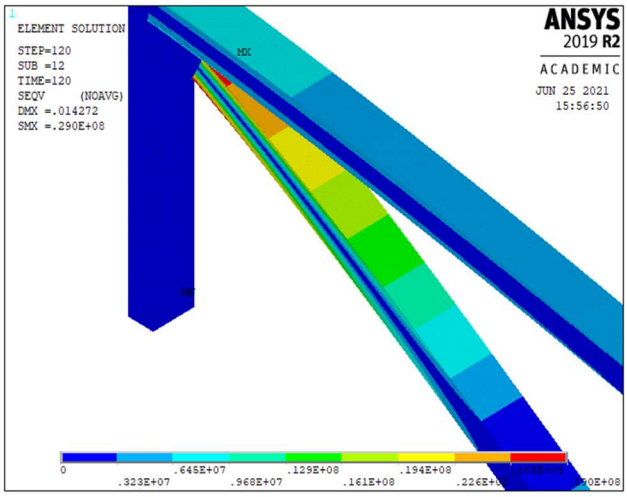
(b)


DISPLACEMENT
STEP=240
SUB =12
TIME=240
DMX =.014235
ANSYS
2019 R2
ACADEMIC
JUN 25 2021
15:46:49

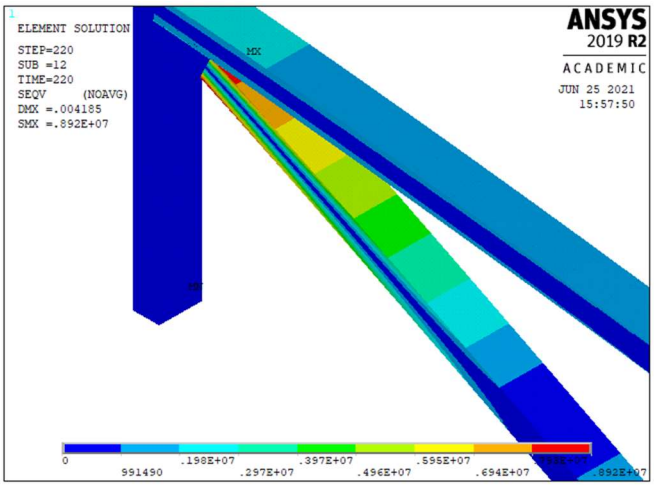
(c)


DISPLACEMENT
STEP=340
SUB =12
TIME=340
DMX =.004174
ANSYS
2019 R2
ACADEMIC
JUN 25 2021
15:49:29

(d)



(e)



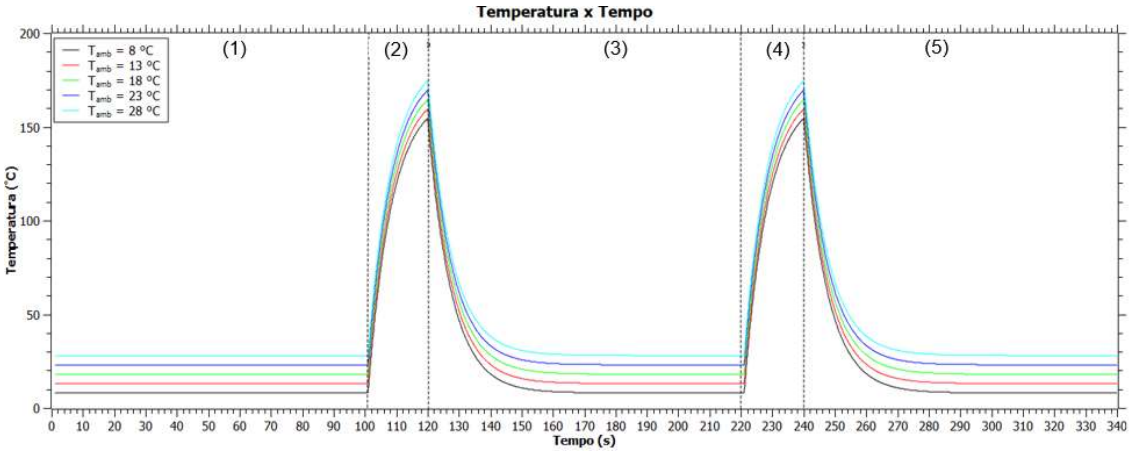
(f)

Figura 5.5.2 – Deformação e tensão equivalente de von Mises no perfil. (a) Configuração após o primeiro aquecimento (t = 120 s), (b) configuração após o primeiro resfriamento (t = 220 s), (c) configuração após o segundo aquecimento (t = 240 s), (d) configuração após o segundo resfriamento (t = 340 s), (e) tensão após o primeiro aquecimento (t = 120 s), (f) tensão após o primeiro resfriamento (t = 220 s)

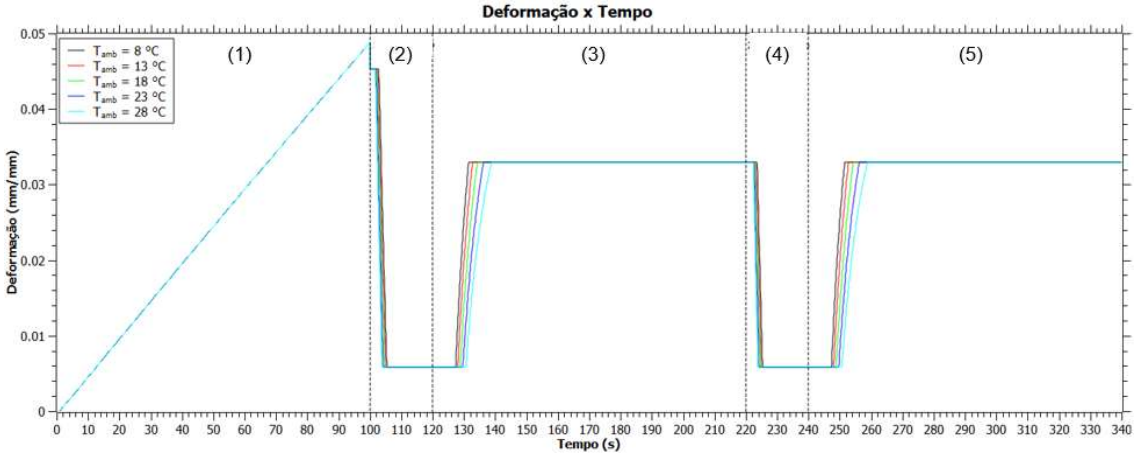
As Figuras 5.5.2(e) e 5.5.2(f) ilustram a tensão equivalente de von Mises na estrutura do perfil após o aquecimento e após o resfriamento, respectivamente. Pode-se notar que após o aquecimento ocorre uma tensão equivalente de von Mises máxima de 29 MPa na estrutura, enquanto após o resfriamento ocorre uma tensão equivalente de von Mises máxima de 9 MPa. Assim, a atuação promovida pelo fio SMA não leva a uma falha na estrutura do perfil.

5.5.2 Perfil da Gaivota

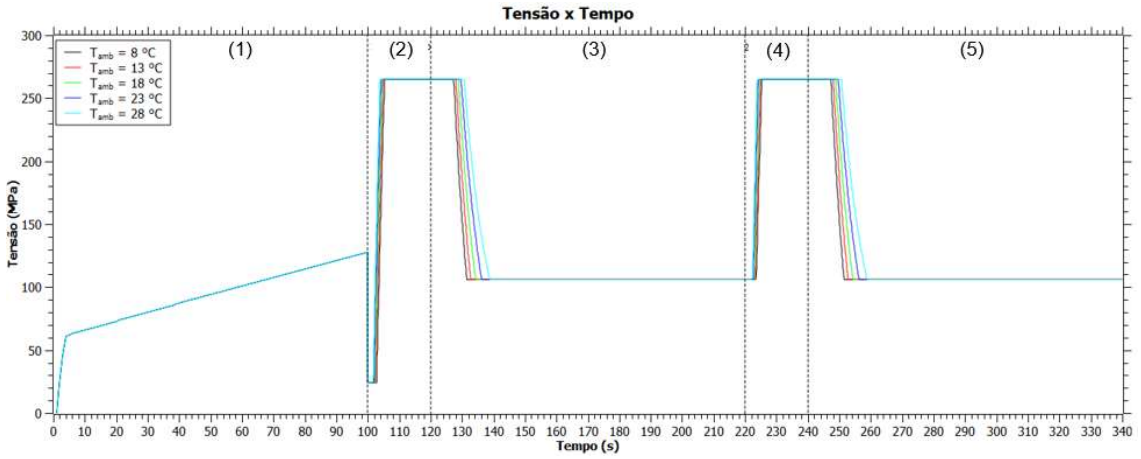
As Figuras 5.5.3(a)-(f) mostram o comportamento termomecânico do fio SMA submetido ao carregamento termomecânico proposto para a geometria com o perfil da Gaivota. Assim como é observado nas análises feitas para o perfil S1223, pode-se notar que para cada temperatura ambiente testada, a deformação, a tensão e a fração de martensita não-maclada após as etapas de aquecimento (tempo = 120 s e 240 s) foram as mesmas, bem como ao final das etapas de resfriamento (tempo = 220 s). s e 340s). Isso indica que o sistema apresenta um comportamento uniforme nesta faixa de temperatura ambiente.



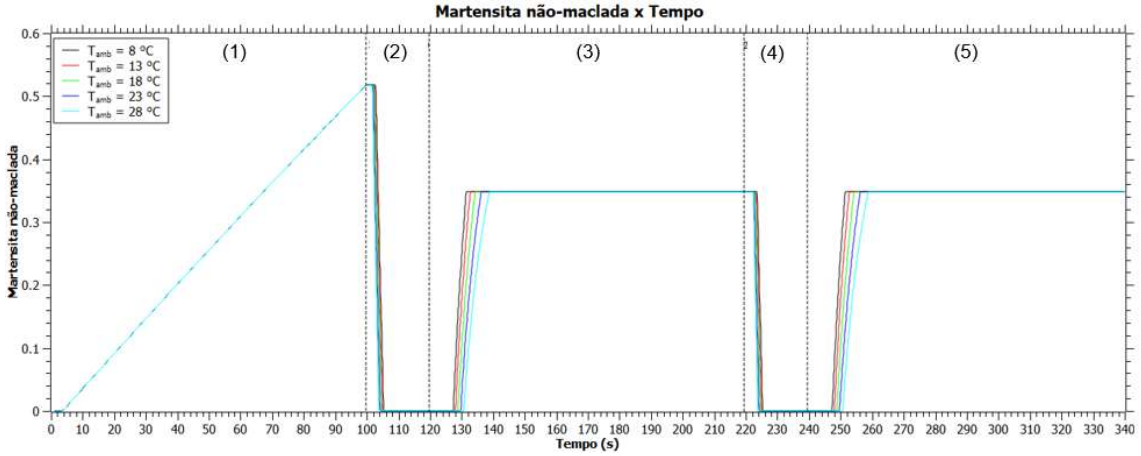
(a)



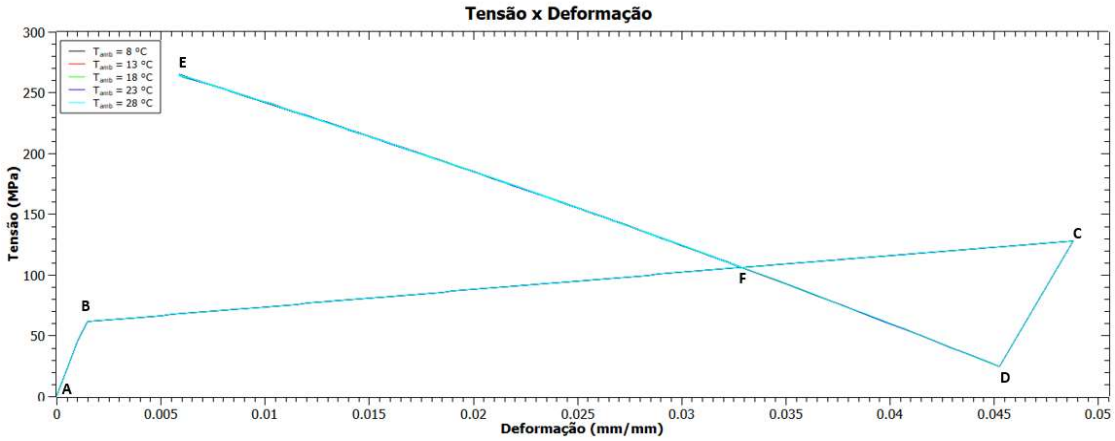
(b)


Tensão x Tempo
(1)
(2)
(3)
(4)
(5)
T_amb = 8 °C
T_amb = 13 °C
T_amb = 18 °C
T_amb = 23 °C
T_amb = 28 °C
Tensão (MPa)
Tempo (s)

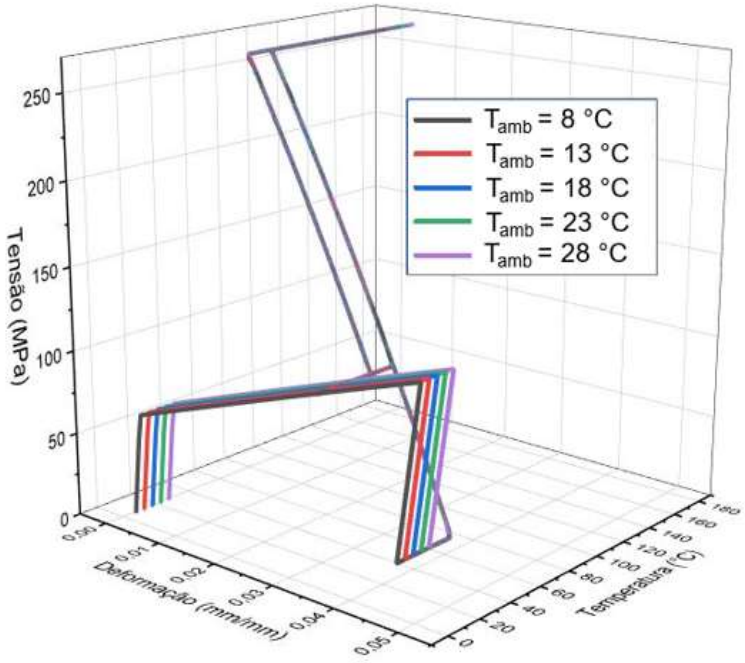
(c)


Martensita não-maclada x Tempo
(1)
(2)
(3)
(4)
(5)
T_amb = 8 °C
T_amb = 13 °C
T_amb = 18 °C
T_amb = 23 °C
T_amb = 28 °C
Martensita não-maclada
Tempo (s)

(d)


Tensão x Deformação
T_amb = 8 °C
T_amb = 13 °C
T_amb = 18 °C
T_amb = 23 °C
T_amb = 28 °C
A
B
C
D
E
F
Tensão (MPa)
Deformação (mm/mm)

(e)

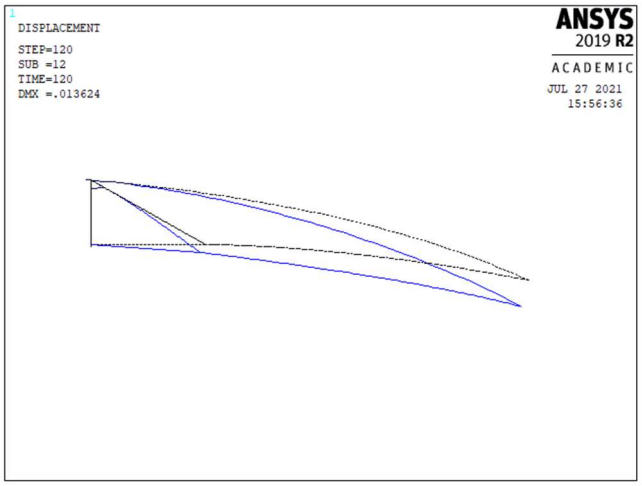


(f)

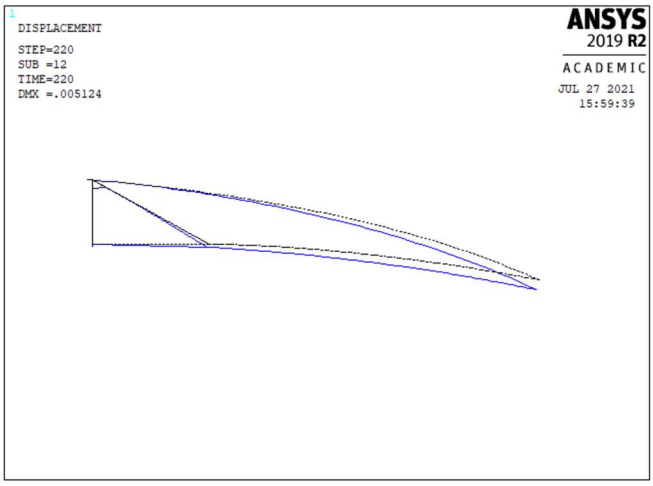
Figura 5.5.3 – Comportamento termomecânico do fio de SMA. Evolução no tempo da temperatura (a), deformação (b), tensão (c) e fração volumétrica da martensita não-maclada (e), curva tensão x deformação (e) e curva tensão x deformação x temperatura (f)

Na Figura 5.5.3(e), o trajeto A-B-C representa o carregamento mecânico, enquanto o trajeto C-D representa uma diminuição da tensão no fio devido à fixação do mesmo à estrutura. O trajeto D-E se refere ao 1º aquecimento, onde há um aumento de tensão no fio devido ao acionamento da mola. O trajeto E-F representa a resposta cíclica do 1º resfriamento ao 2º resfriamento. Além disso, a figura 5.5.3(f) ilustra o laço de histerese (tensão x temperatura) apresentado pelo fio de SMA durante o carregamento térmico.

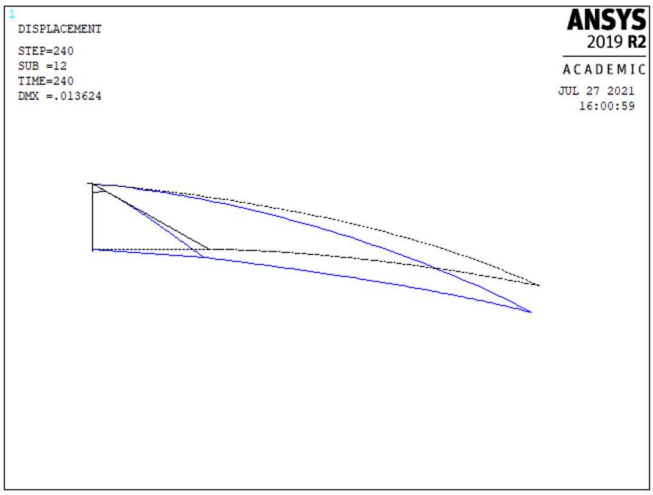
A Figura 5.5.4 mostra as configurações do perfil após aquecimento (Figuras 5.5.4(a) e 5.5.4(c)) e após resfriamento (Figuras 5.5.4(b) e 5.5.4(d)) promovido pelo acionamento termomecânico do fio de SMA. Como pode ser observado, houve uma deflexão máxima de 14 mm (aproximadamente 4°) na extremidade do bordo de fuga e a deflexão da borda no estado resfriado foi de 5 mm (aproximadamente 1°).


DISPLACEMENT
STEP=120
SUB =12
TIME=120
DMX =.013624
ANSYS
2019 R2
ACADEMIC
JUL 27 2021
15:56:36

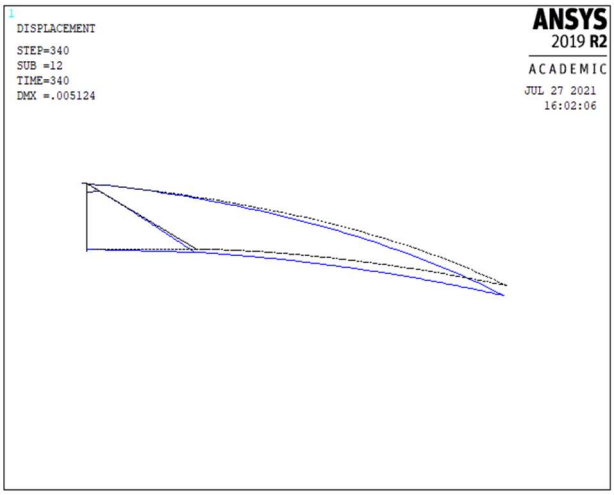
(a)


DISPLACEMENT
STEP=220
SUB =12
TIME=220
DMX =.005124
ANSYS
2019 R2
ACADEMIC
JUL 27 2021
15:59:39

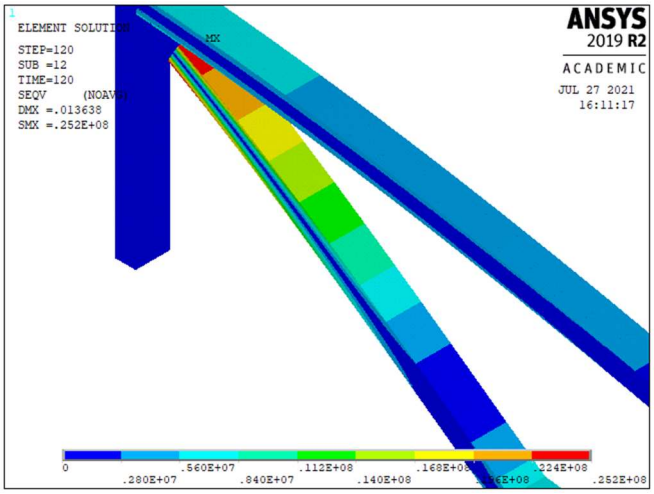
(b)


DISPLACEMENT
STEP=240
SUB =12
TIME=240
DMX =.013624
ANSYS
2019 R2
ACADEMIC
JUL 27 2021
16:00:59

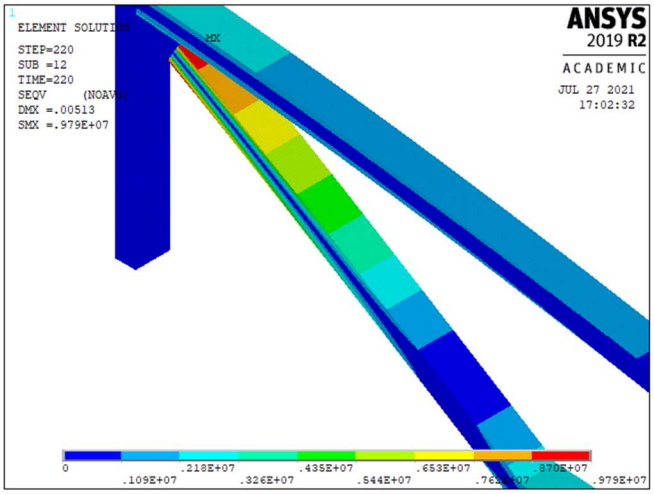
(c)



(d)



(e)



(f)

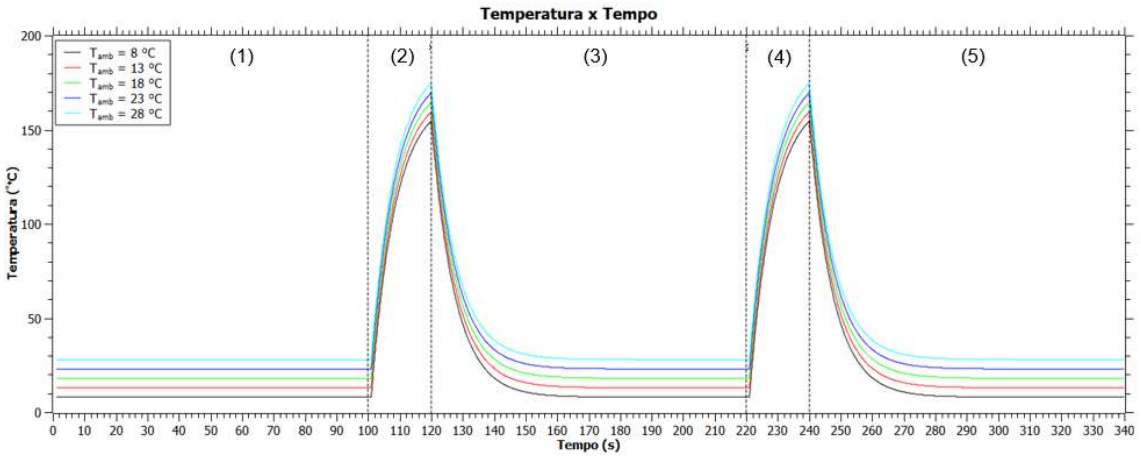
Figura 5.5.4 – Deformação e tensão equivalente de von Mises no perfil. (a) Configuração após o primeiro aquecimento (t = 120 s), (b) configuração após o primeiro resfriamento (t

= 220 s), (c) configuração após o segundo aquecimento (t = 240 s), (d) configuração após o segundo resfriamento (t = 340 s), (e) tensão após o primeiro aquecimento (t = 120 s), (f) tensão após o primeiro resfriamento (t = 220 s)

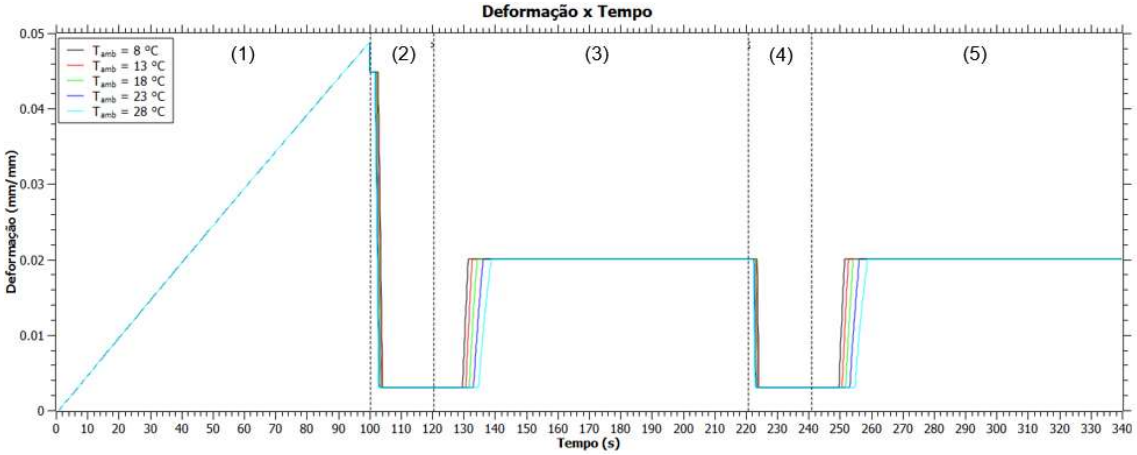
As Figuras 5.5.4(e) e 5.5.4(f) ilustram a tensão de von Mises na estrutura do perfil após aquecimento (Figura 5.5.4(e)) e após resfriamento (Figura 5.5.4(f)). Pode-se notar que após o aquecimento houve uma tensão de von Mises máxima de 25 MPa na estrutura enquanto após o resfriamento houve uma tensão de von Mises máxima de aproximadamente 10 MPa. Assim, a atuação promovida pelo fio SMA não leva a uma falha na estrutura do perfil.

5.5.3 Perfil da Marrequinha-comum

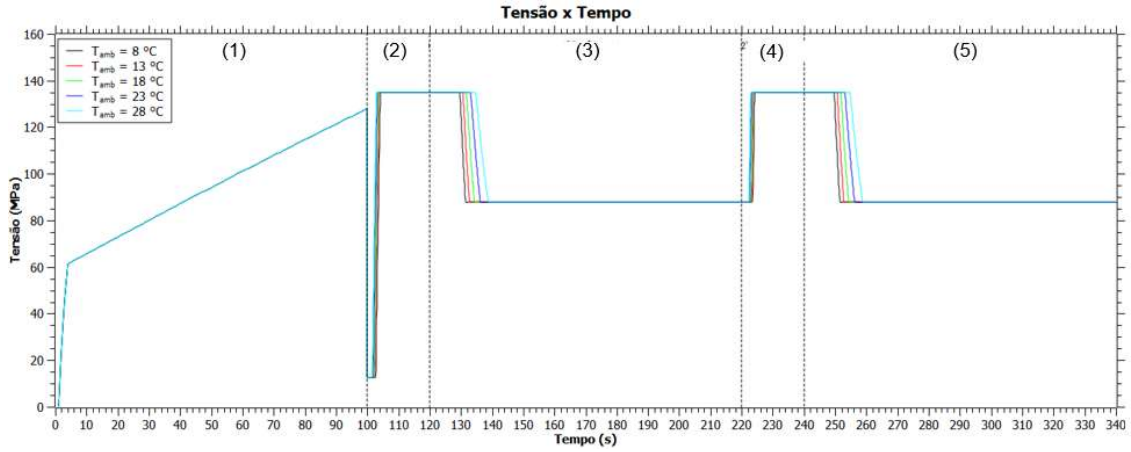
As Figuras 5.5.5(a)-(f) mostram o comportamento termomecânico do fio SMA submetido ao carregamento termomecânico proposto para a geometria com o perfil da Marrequinha-comum. Assim como é observado nas análises feitas para os perfis S1223 e da Gaivota, pode-se notar que para cada temperatura ambiente testada, a deformação, a tensão e a fração de martensita não-maclada após as etapas de aquecimento (tempo = 120 s e 240 s) foram as mesmas, bem como ao final das etapas de resfriamento (tempo = 220 s). s e 340s). Isso indica que o sistema apresenta um comportamento uniforme nesta faixa de temperatura ambiente.



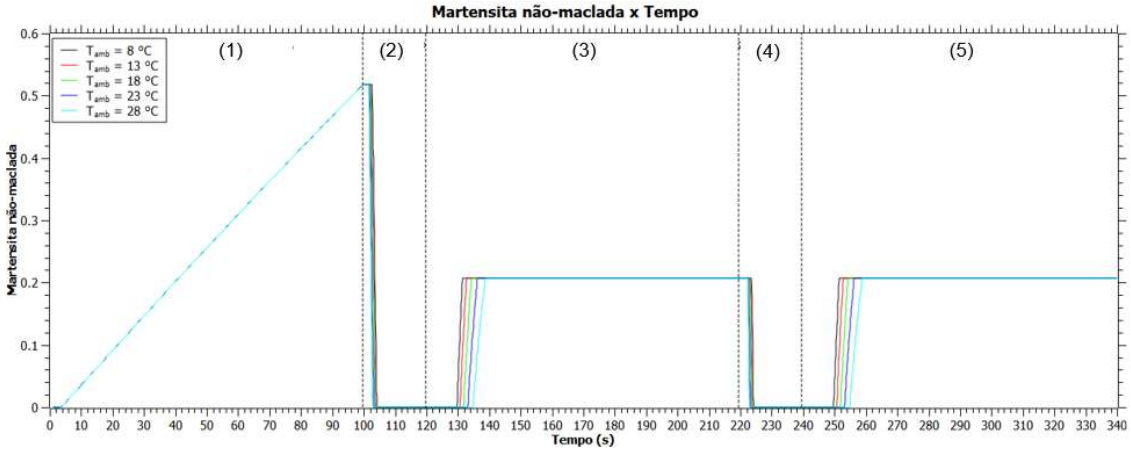
(a)


Deformação x Tempo
(1)
(2)
(3)
(4)
(5)
T_amb = 8 °C
T_amb = 13 °C
T_amb = 18 °C
T_amb = 23 °C
T_amb = 28 °C
Deformação (mm/mm)
Tempo (s)

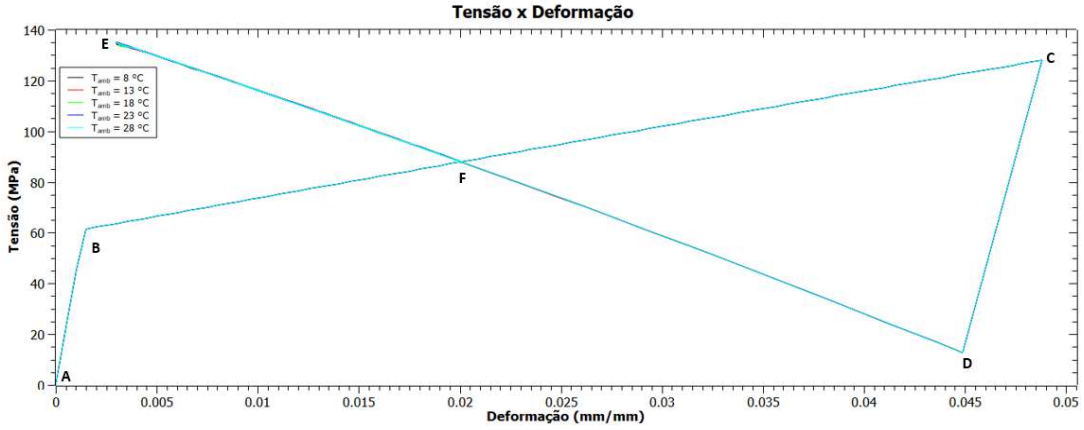
(b)


Tensão x Tempo
(1)
(2)
(3)
(4)
(5)
T_amb = 8 °C
T_amb = 13 °C
T_amb = 18 °C
T_amb = 23 °C
T_amb = 28 °C
Tensão (MPa)
Tempo (s)

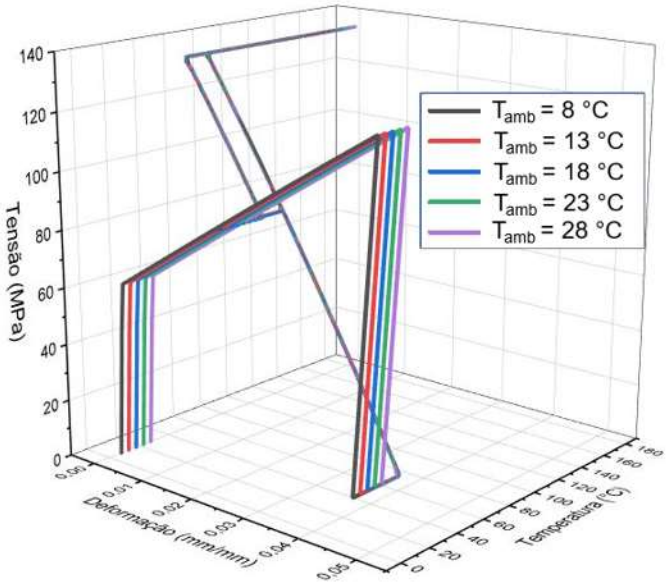
(c)


Martensita não-maclada x Tempo
(1)
(2)
(3)
(4)
(5)
T_amb = 8 °C
T_amb = 13 °C
T_amb = 18 °C
T_amb = 23 °C
T_amb = 28 °C
Martensita não-maclada
Tempo (s)

(d)



(e)

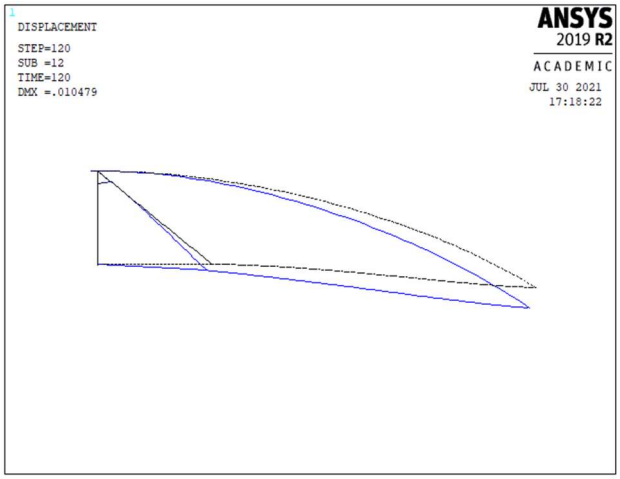


(f)

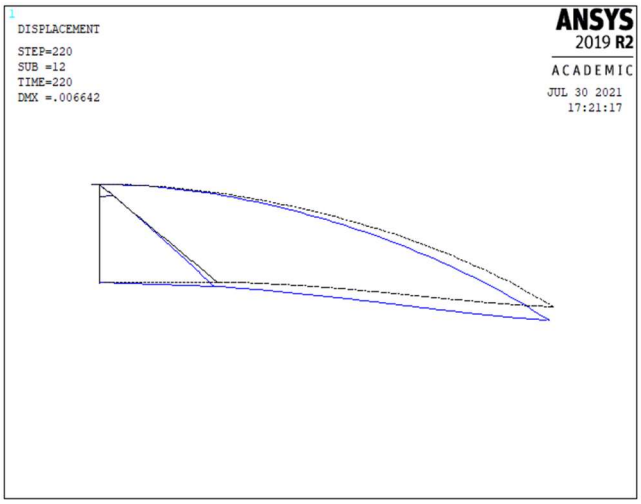
Figura 5.5.5 – Comportamento termomecânico do fio de SMA. Evolução no tempo da temperatura (a), deformação (b), tensão (c) e fração volumétrica da martensita não-maclada (e), curva tensão x deformação (e) e curva tensão x deformação x temperatura (f)

Na Figura 5.5.5(e), o trajeto A-B-C representa o carregamento mecânico, enquanto o trajeto C-D representa uma diminuição da tensão no fio devido à fixação do mesmo à estrutura. O trajeto D-E se refere ao 1º aquecimento, onde há um aumento de tensão no fio devido ao acionamento da mola. O trajeto E-F representa a resposta cíclica do 1º resfriamento ao 2º resfriamento. Ademais, a figura 5.5.5(f) mostra o laço de histerese (tensão x temperatura) apresentado pelo fio de SMA durante o carregamento térmico.

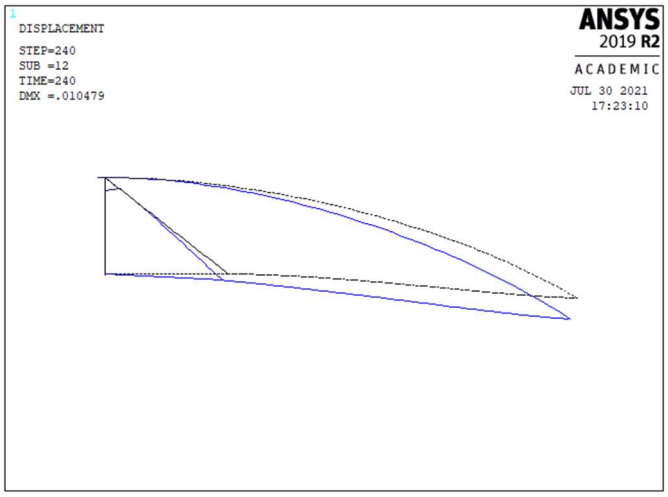
A Figura 5.5.6 mostra as configurações do perfil após aquecimento (Figuras 5.5.6(a) e 5.5.6(c)) e após resfriamento (Figuras 5.5.6(b) e 5.5.6(d)) promovido pelo acionamento termomecânico do fio de SMA. Como pode ser observado, houve uma deflexão máxima de 10 mm (aproximadamente 3°) na extremidade do bordo de fuga e a deflexão da borda no estado resfriado foi de 7 mm (aproximadamente 2°).



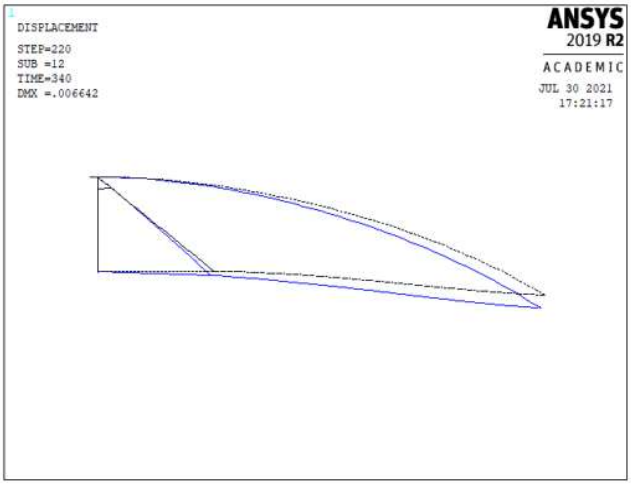
(a)



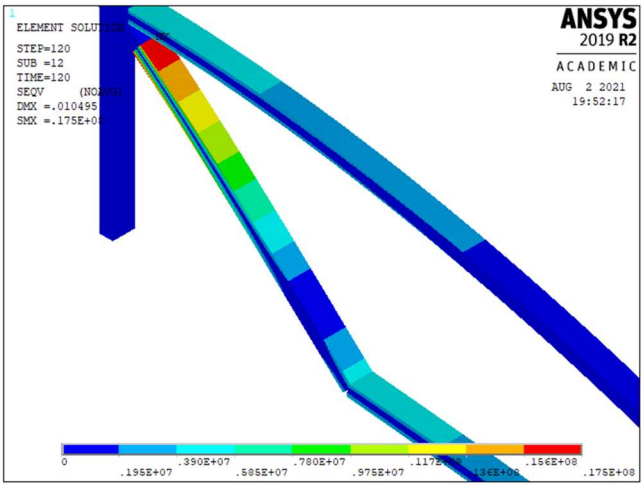
(b)


DISPLACEMENT
STEP=240
SUB =12
TIME=240
DMX =.010479
ANSYS
2019 R2
ACADEMIC
JUL 30 2021
17:23:10

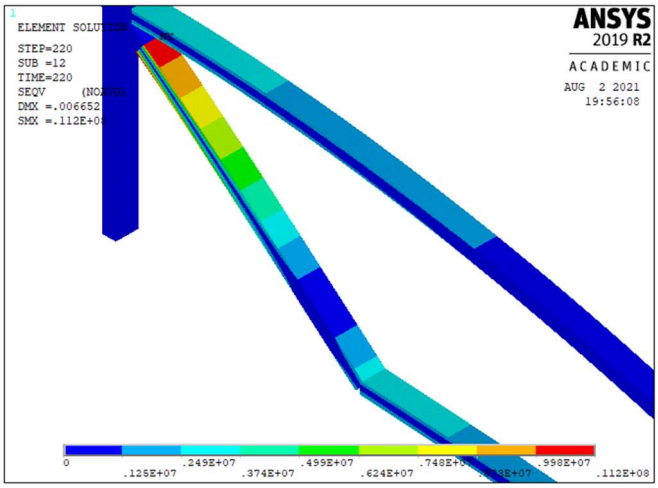
(c)


DISPLACEMENT
STEP=220
SUB =12
TIME=340
DMX =.006642
ANSYS
2019 R2
ACADEMIC
JUL 30 2021
17:21:17

(d)


ELEMENT SOLUTION
STEP=120
SUB =12
TIME=120
SEQV (NOAVG)
DMX =.010495
SMX =.175E+08
ANSYS
2019 R2
ACADEMIC
AUG 2 2021
19:52:17
0
.195E+07
.390E+07
.585E+07
.780E+07
.975E+07
.156E+08
.175E+08

(e)



(f)

Figura 5.5.6 – Deformação e tensão equivalente de von Mises no perfil. (a) Configuração após o primeiro aquecimento (t = 120 s), (b) configuração após o primeiro resfriamento (t = 220 s), (c) configuração após o segundo aquecimento (t = 240 s), (d) configuração após o segundo resfriamento (t = 340 s), (e) tensão após o primeiro aquecimento (t = 120 s), (f) tensão após o primeiro resfriamento (t = 220 s)

As Figuras 5.5.6(e) e 5.5.6(f) ilustram a tensão de von Mises na estrutura do perfil após aquecimento (Figura 5.5.6(e)) e após resfriamento (Figura 5.5.6(f)). Pode-se notar que após o aquecimento houve uma tensão de von Mises máxima de 18 MPa na estrutura enquanto após o resfriamento houve uma tensão de von Mises máxima de aproximadamente 11 MPa. Assim, a atuação promovida pelo fio SMA não leva a uma falha na estrutura do perfil.

5.6 Resultados das simulações aerodinâmicas obtidas com o modelo numérico

A presente seção apresenta os resultados das simulações do comportamento aerodinâmico realizadas com o modelo numérico proposto. Foram consideradas as configurações originais dos perfis S1223, da Gaivota e da Marrequinha-comum e as configurações obtidas após o aquecimento (configuração de decolagem) e após o resfriamento do fio de SMA (configuração de cruzeiro).

5.6.1 Perfil S1223

A Figura 5.6.1 ilustra o formato original do perfil S1223 e as configurações do perfil após o aquecimento (configuração de decolagem) e após o resfriamento (configuração de cruzeiro).

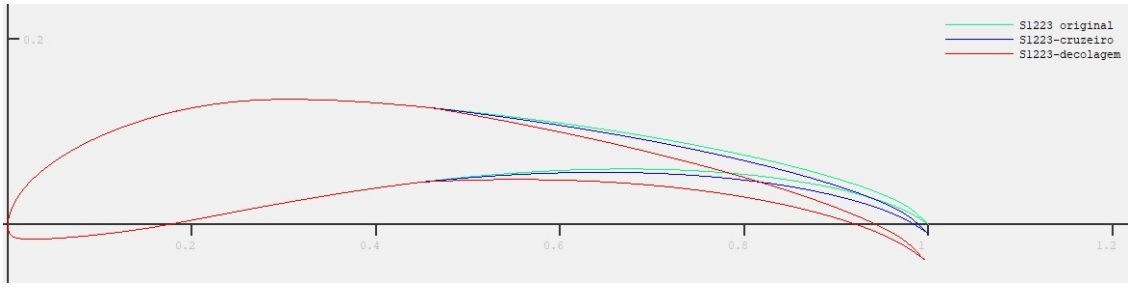
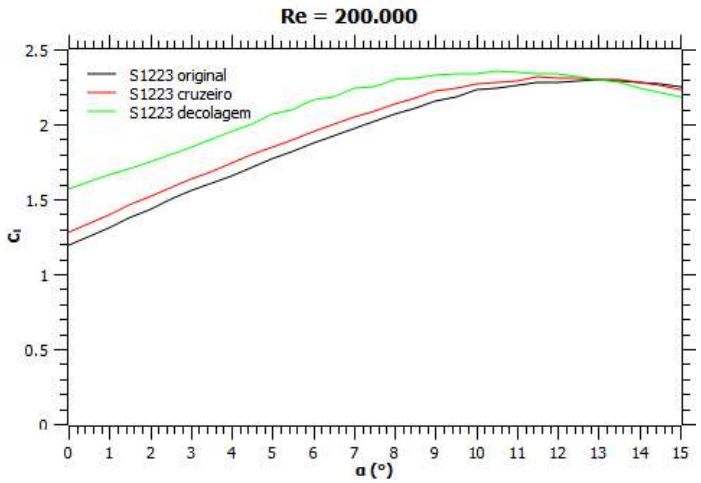
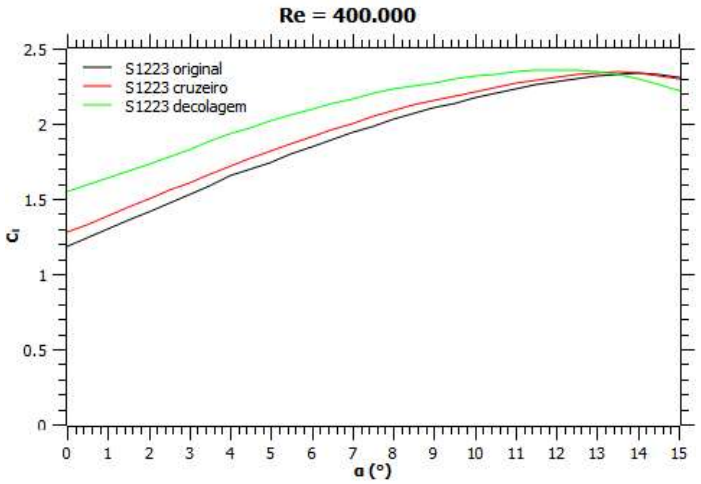


Figura 5.6.1 – Perfil S1223 – configuração original e configurações de decolagem e cruzeiro

As Figuras 5.6.2(a) e 5.6.2(b) mostram os resultados das simulações do XFLR5 para avaliar as mudanças no comportamento aerodinâmico induzidas pelo atuador de SMA. As simulações aerodinâmicas foram implementadas considerando ângulos de ataque entre 0° e 15° e número de Mach igual a 0,06. A faixa de número de Reynolds estudada foi entre 200.000 e 400.000. Os valores dos números de Mach e Reynolds estudados são típicos do regime de baixo número de Reynolds enfrentado por veículos aéreos não tripulados (Sun et al., 2018).



(a)



(b)

Figura 5.6.2 – Coeficiente de sustentação x ângulo de ataque: (a) *Re* = 200.000 e (b) *Re* = 400.000

Como pode ser observado nas Figuras 5.6.2(a) e 5.6.2(b), as configurações de decolagem e cruzeiro atingem valores de sustentação máxima mais altos do que o perfil S1223 original. Por exemplo, para *Re* = 200.000, verificou-se um aumento de sustentação máxima (C_{lmax}) de aproximadamente 5% para a configuração de decolagem e um aumento de sustentação de 1% para a configuração de cruzeiro quando comparado ao perfil S1223 original. Além disso, para *Re* = 200.000 e ângulo de ataque (α) de 0°, verificou-se um aumento de sustentação (C_{l0}) de aproximadamente 31% para a configuração de decolagem e um aumento de sustentação de 7% para a configuração de cruzeiro quando comparado ao perfil S1223 original, que pode ser benéfico para o controle de manobras.

5.6.2 Perfil da Gaivota

A Figura 5.6.3 ilustra o formato original do perfil da Gaivota e as configurações do perfil após o aquecimento (configuração de decolagem) e após o resfriamento (configuração de cruzeiro).

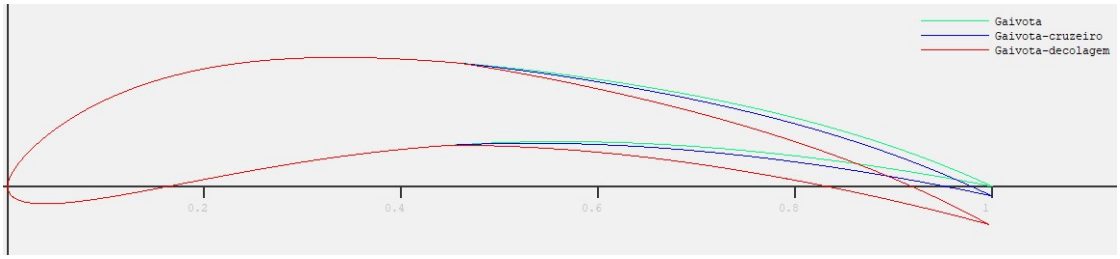
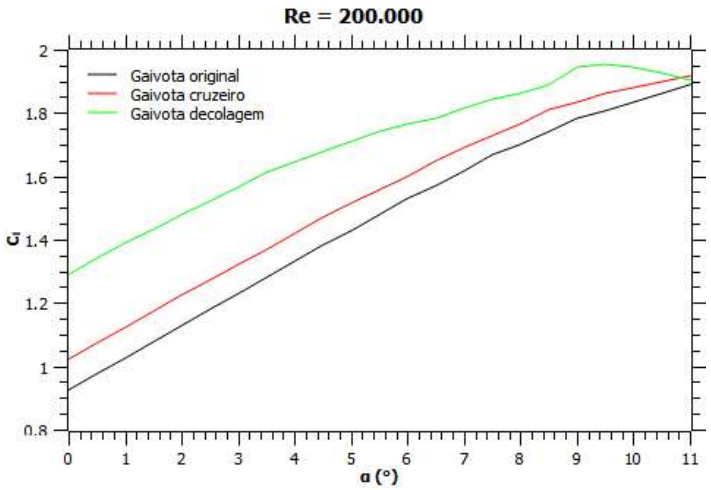
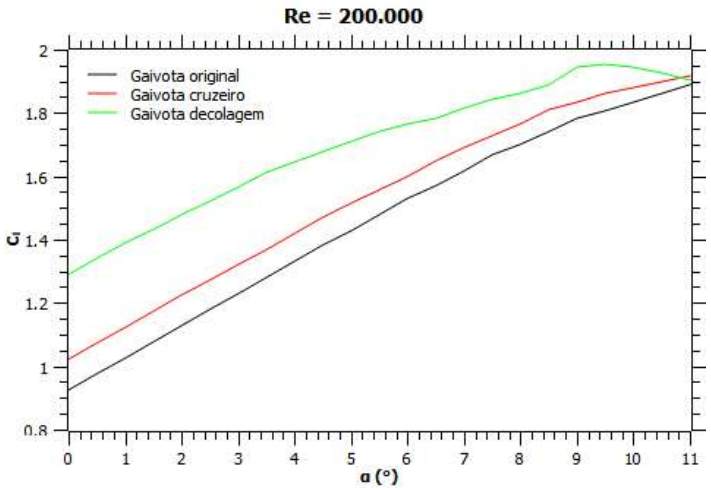


Figura 5.6.3 – Perfil da Gaivota – configuração original e configurações de decolagem e cruzeiro

As Figuras 5.6.4(a) e 5.6.4(b) mostram os resultados das simulações do XFLR5 para avaliar as mudanças no comportamento aerodinâmico induzidas pelo atuador de SMA.



(a)



(b)

Figura 5.6.4 – Coeficiente de sustentação x ângulo de ataque: (a) *Re* = 200.000 e (b) *Re* = 400.000

As simulações aerodinâmicas foram implementadas considerando ângulos de ataque entre 0° e 11° e número de Mach igual a 0,06. A faixa de número de Reynolds estudada foi entre 200.000 e 400.000.

Como pode ser observado nas Figuras 5.6.4(a) e 5.6.4(b), as configurações de decolagem e cruzeiro atingem valores de sustentação máxima mais altos do que o perfil original da Gaivota. Por exemplo, para Re = 200.000, verificou-se um aumento de sustentação máxima (C_{lmax}) de aproximadamente 4,5% para a configuração de decolagem e um aumento de sustentação de 2% para a configuração de cruzeiro quando comparado ao perfil original da Gaivota.

Além disso, para Re = 200.000 e ângulo de ataque (α) de 0°, verificou-se um aumento de sustentação (C_{l0}) de aproximadamente 40% para a configuração de decolagem e um aumento de sustentação de 11% para a configuração de cruzeiro quando comparado ao perfil original da Gaivota, que pode ser benéfico para o controle de manobras.

5.6.3 Perfil da Marrequinha-comum

A Figura 5.6.5 ilustra o formato original do perfil da Marrequinha-comum e as configurações do perfil após o aquecimento (configuração de decolagem) e após o resfriamento (configuração de cruzeiro).

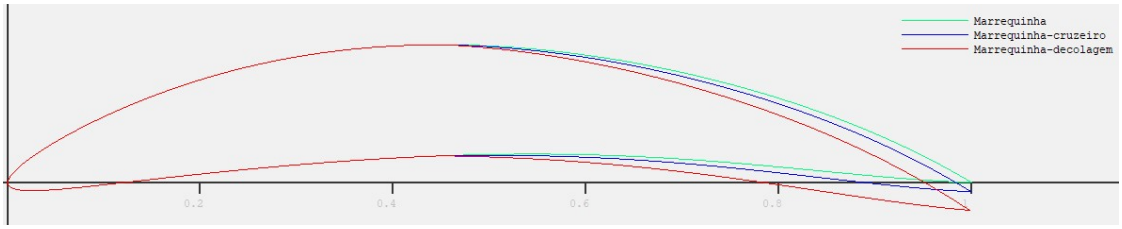
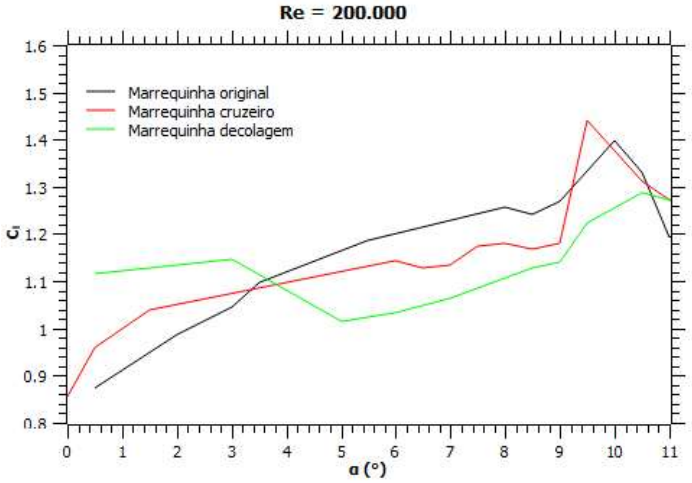
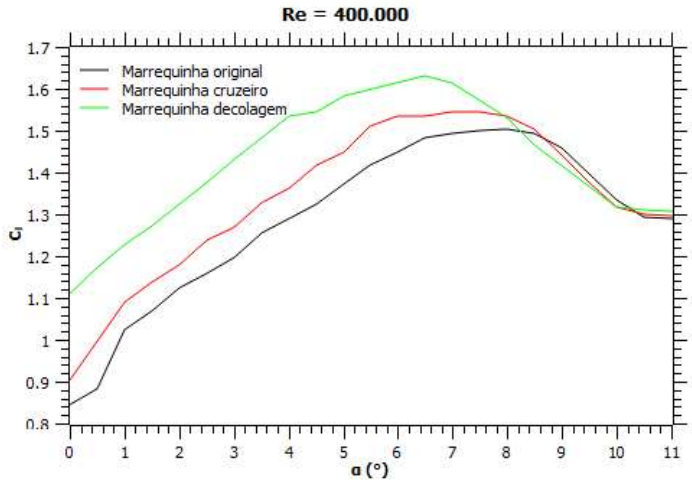


Figura 5.6.5 – Perfil da Marrequinha-comum – configuração original e configurações de decolagem e cruzeiro

As Figuras 5.6.6(a) e 5.6.6(b) mostram os resultados das simulações do XFLR5 para avaliar as mudanças no comportamento aerodinâmico induzidas pelo atuador de SMA.



(a)



(b)

Figura 5.6.6 – Coeficiente de sustentação x ângulo de ataque: (a) *Re* = 200.000 e (b) *Re* = 400.000

As simulações aerodinâmicas foram implementadas considerando ângulos de ataque entre 0° e 11° e número de Mach igual a 0,06. A faixa de número de Reynolds estudada foi entre 200.000 e 400.000.

Como pode ser observado na Figura 5.6.6(a), para uma situação de número de Reynolds igual a 200.000, as configurações de decolagem e cruzeiro não apresentam um comportamento estável, o que pode gerar problemas de controle durante o voo. Por exemplo, a configuração de decolagem apresenta uma queda de sustentação entre 3 e 5°.

Já para situação de número de Reynolds igual a 400.000, a Figura 5.6.6(b) ilustra que as configurações de decolagem e cruzeiro atingem valores de sustentação máxima mais altos do que o perfil original da Marrequinha-comum. Por exemplo, verificou-se um

aumento de sustentação máxima (C_{lmax}) de aproximadamente 8% para a configuração de decolagem e um aumento de sustentação de 3% para a configuração de cruzeiro quando comparado ao perfil original da Marrequinha-comum.

Além disso, para Re = 400.000 e ângulo de ataque (α) de 0°, verificou-se um aumento de sustentação (C_{l0}) de aproximadamente 32% para a configuração de decolagem e um aumento de sustentação de 7% para a configuração de cruzeiro quando comparado ao perfil original da Marrequinha-comum, que pode ser benéfico para o controle de manobras.

Capítulo 6 – Conclusão e sugestões para trabalhos futuros

Este trabalho apresenta um projeto de asas adaptativas de aeronave com seções de perfil de geometria variável atuados por elementos de ligas de memória de forma e uma metodologia para avaliar o comportamento e o desempenho das asas adaptativas através de simulações numéricas. Além disso, realizou-se uma busca por documentos patentários relacionados a este tema, com o objetivo de avaliar a relevância e o interesse tecnológico deste.

As buscas por documentos patentários foram realizadas através da base de dados gratuita Lens. Fez-se uma análise qualitativa e quantitativa dos dados obtidos dessas buscas, de modo a verificar a relevância do tema, além de tendências e oportunidades de aplicações das asas adaptativas atuadas por elementos de ligas com memória de forma.

As simulações numéricas foram realizadas através do método de elementos finitos, para a análise estrutural, e através do método dos painéis, para a análise aerodinâmica. Foram escolhidos três tipos de perfis para a asa: padrão S1223 e os perfis bioinspirados nas aves Gaivota (gênero *Larus*) e Marrequinha-comum (*Anas crecca*), que são adequados para diferentes tipos de missão. Os resultados da análise estrutural foram obtidos a partir do pacote comercial de análise de elementos finitos Ansys 2019 R2, considerando um modelo constitutivo para simular o comportamento termomecânico das ligas com memória de forma. Os resultados da análise aerodinâmica foram obtidos por meio do software gratuito XFLR5.

Os resultados das simulações numéricas desenvolvidas mostram que a estrutura proposta quando acionada pelo elemento de liga com memória de forma sob carregamento termomecânico adequado pode atingir um aumento de aproximadamente 5% na sustentação máxima para a geometria com perfil S1223, um aumento de aproximadamente 4,5% na sustentação máxima para a geometria com perfil da Gaivota e um aumento de aproximadamente 8% na sustentação máxima para a geometria com o perfil da Marrequinha-comum. O aumento de sustentação máxima é particularmente útil para a fase de decolagem do voo.

Além disso, há um aumento de 31% na sustentação em ângulo de ataque zero para a geometria com perfil S1223, um aumento de aproximadamente 40% na sustentação em ângulo de ataque zero para a geometria com perfil da Gaivota e um aumento de

aproximadamente 32% na sustentação em ângulo de ataque zero para a geometria com o perfil da Marrequinha-comum. Pontua-se que o aumento na sustentação em ângulo de ataque zero pode ser vantajoso para manobras.

Portanto, com base nos resultados apresentados, o perfil da Marrequinha-comum apresentou o melhor resultado no que se refere à variação de sustentação máxima enquanto o perfil da Gaivota teve melhor desempenho em se tratando da variação da sustentação em ângulo de ataque zero.

A metodologia proposta pode ser usada para avaliar o desempenho de asas adaptativas em diferentes condições de voo, a fim de estabelecer configurações geométricas ótimas.

Como sugestões para trabalhos futuros, tem-se:

- A expansão da busca por documentos patentários, de modo a verificar quantitativamente e qualitativamente os dados referentes as asas adaptativas em outros países e/ou regiões, bem como em outros campos de aplicação;
- Fazer uma análise dos documentos patentários, determinando os documentos concedidos, indeferidos ou pendentes, de modo a investigar oportunidades de negócios, como licenças, cessões e liberdade de uso;
- Em relação a geometria projetada, a utilização de outros perfis aerodinâmicos, como NACA, Selig e perfis bioinspirados.
- A realização de uma análise fluidodinâmica computacional da aeronave completa, de modo a verificar parâmetros aerodinâmicos como sustentação, arrasto, momento e eficiência, bem como uma análise de estabilidade estática e dinâmica, de modo a simular seu comportamento em situações de manobra;
- A realização de um estudo a respeito do comportamento da pressão no bordo de fuga da asa e sua influência no projeto e seleção da mola de torção; e
- A construção de um protótipo da estrutura aqui projetada para investigar experimentalmente as características estruturais e aerodinâmicas aqui discutidas.

Referências Bibliográficas

Adeodato, A., Vignoli, L.L., Paiva, A., Monteiro, L.L., Pacheco, P.M.C.L., & Savi, M. A. A Shape Memory Alloy Constitutive Model with Polynomial Phase Transformation Kinetics. Shape Memory and Superelasticity, p. 1-18, 2022.

Ananda, G.K. e Selig, M.S. Design of bird-like airfoils. In: 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. 2018. p. 0310.

Auricchio, F., Taylor, R.L. e Lubliner, J. Shape-Memory Alloys: Macromodeling and Numerical Simulations of the Superelastic Behavior, Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering., Vol. 146, Iss 3-4, pp. 281-312, 1997.

Auricchio, F. e Lubliner, J. A uniaxial model for shape memory alloys, International Journal of Solids and Structures, Vol. 34, n. 27, pp. 3601-3618, 1997.

Auricchio, F. e Sacco, E. A one-dimensional model for superelastic shape memory alloys with different elastic properties between austenite and martensite, International Journal of Non-Linear Mechanics, Vol. 32, n.6, pp.1101-1114, 1997.

Auricchio, F. e Petrini, L. A three-dimensional model describing stress-temperature induced solid phase transformations: solution algorithm and boundary value problems, International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2004.

Azevedo, A.J.M. Análise de Fadiga em Fios com Memória de Forma Submetidos a Ciclos Termomecânicos. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica e Tecnologia de Materiais) - Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca, 2016.

Barbarino, S., Bilgen, O., Ajaj, R.M., Friswell, M.I. e Inman, D.J. A review of morphing aircraft. Journal of intelligent material systems and structures, v. 22, n. 9, p. 823-877, 2011.

Barbarino, S., Saavedra Flores, E.I., Ajaj, R.M., Dayyani, I. e Friswell, M.I. A review on shape memory alloys with applications to morphing aircraft. Smart Materials and Structures, v. 23, n. 6, p. 063001, 2014.

Ben Jaber, M. Ansys parameters for shape memory alloys (Auricchio model), 2018.

Brinson, L.C. One dimensional constitutive behavior of shape memory alloys: themomechanical derivation with non-constant material functions and redefined martensite internal variable, Journal of Intelligent Material Systems and Structures (1993), no. 4, 229–242.

Brinson, L.C. e Lammering, R. Finite element analysis of the behavior of shape memory alloys and their applications. Int. J. Solids Structures Vol. 30, No. 23, pp.3261-3280, 1993.

Callister, W. Ciência e Engenharia de Materiais: Uma Introdução. Grupo Gen-LTC, 2008.

Chaitanya, S.K. e Dhanalakshmi, K. Design and investigation of a shape memory alloy actuated gripper. Smart structures and systems, v. 14, n. 4, p. 541-558, 2014.

Costanza, G., e Tata, M. E. Shape memory alloys for aerospace, recent developments, and new applications: A short review. Materials, v. 13, n. 8, p. 1856, 2020.

Dimino, I., Concilio, A. e Pecora, R. Morphing wing technologies: Large commercial aircraft and civil helicopters. Butterworth-Heinemann, 2017.

Dornelas V.M., Oliveira S.A., Savi M.A., Pacheco, P.M.C.L. e de Souza, L.F.G. “Fatigue on shape memory alloys: experimental observations and constitutive modeling”. International Journal of Solids and Structures, v. 213, p. 1–24, 2021.

Drela, M. XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils. In: Low Reynolds number aerodynamics. Springer, Berlin, Heidelberg, 1989. p. 1-12.

Egan, P., Sinko, R., LeDuc, P.R., e Keten, S. The role of mechanics in biological and bio-inspired systems. Nature Communications, v. 6, n. 1, p. 1-12, 2015.

Emiliavaca, A. SMArt MORPHING WING: um protótipo de asa adaptativa acionada por micromolas de liga com memória de forma. 2016. 107 f. 2016. Tese de Doutorado. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Centro de Ciências e Tecnologia, Universidade Federal de Campina Grande, Paraíba, Brasil.

Falk, F. e Konopka, P. Three-dimensional Landau theory describing the martensitic transformation of Shape Memory Alloys, Journal de Physique., n.2, pp.61-77, 1990.

Farah, S., Anderson, D.G., e Langer, R. Physical and mechanical properties of PLA, and their functions in widespread applications—A comprehensive review. Advanced drug delivery reviews, v. 107, p. 367-392, 2016.

Fichera, S., Jiffri, S., Wei, X. e Mottershead, J.E. High Bandwidth Morphing Aerofoil. In: ICAST2014: 25th International Conference on Adaptive Structures and Technologies, the Hague, The Netherlands, 2014 October 6. 2014.

Ford, D.S. e White, S.R. Thermomechanical behavior of 55Ni45Ti nitinol. Acta Materialia, v. 44, n. 6, p. 2295-2307, 1996.

Fraj, B.B. Zghal, S., Gahbiche, A. e Tourki, Z. Microstructural effect on the thermomechanical behavior of aged Ni-rich NiTi SMA. Materials Research Express, v. 6, n. 11, p. 1165c7, 2019.

Fremond, M., Shape Memory Alloy: A thermomechanical macroscopic theory, CISM Courses and Lectures, n. 351, pp. 3-68, New York, 1996.

Friswell, M.I. Morphing Aircraft: An Improbable Dream?. In: Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems. American Society of Mechanical Engineers, 2014. p. V001T08A001.

Fukuda, T., Chen, F. e Shi, Q. (Ed.). Bio-Inspired Robotics. MDPI, 2018.

Gomez, J.C. e Garcia, E. Morphing unmanned aerial vehicles. Smart Materials and Structures, v. 20, n. 10, p. 103001, 2011.

Jha, A.K. e Kudva, J.N. Morphing aircraft concepts, classifications, and challenges. In: Smart structures and materials 2004: industrial and commercial applications of smart structures technologies. International Society for Optics and Photonics, 2004. p. 213-224.

Kauffman, G.B. e Mayo, I. The story of nitinol: the serendipitous discovery of the memory metal and its applications. The chemical educator, v. 2, n. 2, p. 1-21, 1997.

Kudva, J.N., Sanders, B.P., Pinkerton-Florance, J.L. e Garcia, E. The DARPA/AFRL/NASA Smart Wing Program-Final Overview. In: Proc. SPIE. 2002. p. 38.

Lagoudas, D.C. Shape Memory Alloys – Modeling and Engineering Applications. 1 ed., Springer, 2008.

Lakhtakia, A. e Martín-Palma, R.J. (Eds). *Engineered biomimicry*. Newnes, 2013.

Lens. Busca por patentes relacionadas a SMA Morphing Wings. 2023. Disponível em <https://www.lens.org/lens/search/patent/list?collectionId=169213> acessado em 30/01/2023.

Lexcellent, C. Shape Memory Alloys Handbook. 1 ed., ISTE e John Wiley & Sons, 2013.

Liang, C. e Rogers, C.A. One-dimensional thermomechanical constitutive relations for shape memory materials, Journal of Intelligent Material Systems and Structures (1990), no. 1, 207–234.

Lilienthal, O. Birdflight as the Basis of Aviation: A Contribution towards a System of Aviation, Compiled from the Results of Numerous Experiments Made by O. and G. 1889.

Liu, S., Lin, Y., Wang, G. e Wang, X. Effect of varisized Ni_4Ti_3 precipitate on the phase transformation behavior and functional stability of Ti-50.8 at.% Ni alloys. Materials Characterization, p. 110832, 2020.

Liu, T., Kuykendoll, K., Rhew, R. e Jones, S. Avian wing geometry and kinematics. AIAA journal, v. 44, n. 5, p. 954-963, 2006.

McGowan, A.R., Vicroy, D.D., Busan, R.C. e Hahn, A.S. Perspectives on Highly adaptive or morphing aircraft. 2009.

McMasters, J.H. The biomechanics of flight: Many possible solutions looking for problems. International Journal of Engineering Education, v. 20, n. 3, p. 398-404, 2004.

Moens, F., 2019. “Augmented aircraft performance with the use of morphing technology for a turboprop regional aircraft wing”. Biomimetics, v. 4, n. 3, p. 64.

Motta, L.B., Guillén, L.L., Mamiya, E.N. e Viana, D.M. A study on the hardening in a particular model for pseudoelastic materials, XV Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, 1999.

Mwangi, J.W., Nguyen, L.T., Bui, V.D., Berger, T., Zeidler, H., e Schubert, A. Nitinol manufacturing and micromachining: A review of processes and their suitability in processing medical-grade nitinol. Journal of Manufacturing Processes, v. 38, p. 355-369, 2019.

Paiva, A. Modelos constitutivos para ligas com memória de forma. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica), Instituto Militar de Engenharia, 2000.

Paiva, A. e Savi, M.A. An overview of constitutive models for shape memory alloys. Mathematical problems in engineering, 2006.

Paiva, A. *et al.* A constitutive model for shape memory alloys considering tensile–compressive asymmetry and plasticity. International Journal of Solids and Structures, v. 42, n. 11-12, p. 3439-3457, 2005.

Pereira, J.H.I. Um estudo sobre atuadores lineares com molas helicoidais de ligas com memória de forma. Dissertação (Mestrado em Tecnologia), Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca, 2009.

Phillips, F.R., Wheeler, R.W., Geltmacher, A.B., e Lagoudas, D.C. Evolution of internal damage during actuation fatigue in shape memory alloys. International Journal of Fatigue, v. 124, p. 315-327, 2019.

Plooij, M. *et al*. Lock your robot: A review of locking devices in robotics. IEEE Robotics & Automation Magazine, v. 22, n. 1, p. 106-117, 2015.

Raney, D.L. e Waszak, M.R. Biologically inspired micro-flight research. SAE transactions, p. 598-610, 2003.

Rao, A., Srinivasa, A.R. e Reddy, J.N. Design of shape memory alloy (SMA) actuators. Cham: Springer International Publishing, 2015.

Raymer, D.P. Aircraft design: a conceptual approach (AIAA Education Series), 2018.

Rodrigues, L.E.M.J. Introdução ao Projeto de Aeronaves. Revista Eletrônica AeroDesign Magazine - Volume 1 - nº 1, 2009.

Sales, T. e Rade, D.A. Uma revisão sobre a tecnologia de aeronaves de geometria adaptativa. Simpósio do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, p. 4, 2014.

Savi, M.A. e Braga, A.M., Chaotic vibration of an oscilator with shape memory, Journal of the Brazilian Society of Mechanical Science, Vol. 15, n. 1, pp. 1-20, 1993.

Seigler, T.M. Dynamics and control of morphing aircraft. 2005. Tese de Doutorado. Virginia Tech.

Selig, M., Guglielmo, J.J., Broeren, A.P., e Giguère, P. Summary of Low Speed Airfoil Data, Volumes 1, 2, 3, 1995.

Shariat, B.S, Yingchao, L., Hong, Y., Yunzhi W. e Yinong, L. On the Lüders band formation and propagation in NiTi shape memory alloys. Journal of Materials Science & Technology, v. 116, p. 22-29, 2022.

Silva, E.P., Modelagem mecânica de transformações de fase induzidas por tensões em sólidos, Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica), Universidade Nacional de Brasília, 1995.

Soh, C.K., Yang, Y. e Bhalla, S. *Smart Materials in Structural Health Monitoring, Control and Biomechanics*, 1 ed. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2012.

Souza, A.C., Mamiya, E.N., Zouain, N. Three-dimensional model for solids undergoing stress-induced phase transformations, European Journal of Mechanics and Solids, n. 17, pp. 789-806, 1998.

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

Sun, J., Wang, H., Zhou, Z. e Lei, S. Aerodynamic Numerical Analysis of the Low Reynolds Number Diamond Joined-Wing Configuration Unmanned Aerial Vehicle. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, v. 19, n. 3, p. 544-562, 2018.

Tanaka, K. e Nagaki, S. Thermomechanical description of materials with internal variables in the process of phase transitions, Ingenieur—Archive 51 (1982), 287–299.

Tavares, S.M.O., Moreira, S.J., Castro, P.M.S.T. e Gamboa, P.V. Morphing aeronautical structures: a review focused on UAVs and durability assessment. In: 2017 IEEE 4th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD). IEEE, 2017. p. 49-52.

Trivedi, D., Rahn, C.D., Kier, W.M., Walker, I.D. Soft robotics: Biological inspiration, state of the art, and future research. Applied bionics and biomechanics, v. 5, n. 3, p. 99-117, 2008.

Valasek, J. (Ed.). Morphing aerospace vehicles and structures. John Wiley & Sons, 2012.

Vasista, S., Tong, L. e Wong, K.C. Realization of morphing wings: a multidisciplinary challenge. Journal of aircraft, v. 49, n. 1, p. 11-28, 2012.

Velmurugan, C., Senthilkumar, V., Dinesh, S. e Arulkirubakaran, D. Review on phase transformation behavior of NiTi shape memory alloys. Materials Today: Proceedings, v. 5, n. 6, p. 14597-14606, 2018.

Wada, K. e Liu, Y. On the mechanisms of two-way memory effect and stress-assisted two-way memory effect in NiTi shape memory alloy. Journal of alloys and compounds, v. 449, n. 1-2, p. 125-128, 2008.

Weisshaar, T.A. Morphing aircraft technology-new shapes for aircraft design. PURDUE UNIV LAFAYETTE IN, 2006.

World Intellectual Property Organization. WIPO Patent Drafting Manual. 2007.

Woods, B., Bilgen, O. e Friswell, M.I. Wind tunnel testing of the fish bone active camber morphing concept. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, v. 25, n. 7, p. 772-785, 2014.

Zhang, W., Ma, Y., Gao, X., Chen, W., & Nie, X. Design of a Morphing Skin with Shape Memory Alloy Based on Equivalent Thermal Stress Approach. Micromachines, v. 13, n. 6, p. 939, 2022.