



UNIVERSIDADE FEDERAL DE PERNAMBUCO
CENTRO DE TECNOLOGIA E GEOCIÊNCIAS
PROGRAMA DE PÓS GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AEROESPACIAL
MESTRADO EM MATERIAIS E TECNOLOGIAS AEROESPACIAIS

RAMIRES NOGUEIRA DA SILVA

**SIMULAÇÃO DA INTERAÇÃO FLUIDO-ESTRUTURA (FSI) DE
ATUADORES Ti-Ni COM MEMÓRIA DE FORMA APLICADOS EM FLAPS DE
AERONAVES**

Recife

2024

RAMIRES NOGUEIRA DA SILVA

**SIMULAÇÃO DA INTERAÇÃO FLUIDO-ESTRUTURA (FSI) DE
ATUADORES Ti-Ni COM MEMÓRIA DE FORMA APLICADOS EM FLAPS DE
AERONAVES**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Pernambuco, como requisito parcial para obtenção do título de mestre em Materiais e Tecnologias Aeroespaciais.

Área de concentração: Ciências e Tecnologias Aeroespaciais

Orientador: Carlos Augusto do Nascimento Oliveira

Coorientador: Cezar Henrique Gonzalez

Recife

2024

.Catalogação de Publicação na Fonte. UFPE - Biblioteca Central

Silva, Ramires Nogueira da.

Simulação da interação fluido-estrutura (FSI) de atuadores Ti-Ni com memória de forma aplicados em flaps de aeronaves / Ramires Nogueira da Silva. - Recife, 2024.

137f.: il.

Dissertação (Mestrado) - Universidade Federal de Pernambuco, Centro de Tecnologia e Geociências, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeroespacial, 2024.

Orientação: Carlos Augusto do Nascimento Oliveira.

Coorientação: Cezar Henrique Gonzalez.

Inclui referências.

1. Indústria Aeroespacial; 2. Atuadores de Ti-N; 3. Elementos Finitos; 4. Flaps de aeronaves; 5. Interação Fluido Estrutura (FSI). I. Oliveira, Carlos Augusto do Nascimento. II. Gonzalez, Cezar Henrique. III. Título.

UFPE-Biblioteca Central

RAMIRES NOGUEIRA DA SILVA

SIMULAÇÃO DA INTERAÇÃO FLUIDO-ESTRUTURA (FSI) DE ATUADORES TiNi COM MEMÓRIA DE FORMA APLICADOS NO ACIONAMENTO DE FLAPS DE AERONAVES

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeroespacial, Centro de Tecnologia e Geociências da Universidade Federal de Pernambuco como parte dos requisitos parciais para obtenção do título de mestre em Engenharia Aeroespacial.

Aprovada em: 23/12/2024

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Carlos Augusto do Nascimento Oliveira (Orientador)

Universidade Federal de Pernambuco

Prof. Dr. Oscar Olímpio de Araujo Filho (Examinador Interno)

Universidade Federal de Pernambuco

Prof. Dr. José Ângelo Peixoto da Costa (Examinador Externo)

Instituto Federal de Pernamb

Dedico este trabalho a meus amados avós: Juarez Nogueira e Marlene Bezerra e à minha querida tia, que por aqui tanto lutou e deixou uma linda lição de vida: Cleidionice Bezerra. Também ao meus pais, irmã e amigos pelo apoio incondicional.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente à Deus, que é o Senhor da minha vida.

À mim mesma, por mesmo em momentos de altos e baixos, me manter resiliente e ter em mente o mantra de nunca desistir, persistir e resistir.

Aos meus pais Ronaldo Nogueira e Verônica Bezerra e minha querida irmã Rayane Nogueira, que são meus maiores incentivadores, sempre acreditando em mim e me fornecendo força e suporte em todas as minhas etapas da minha vida.

Aos meus amigos e familiares, que me apoiaram em todos os momentos. Em especial, aos que foram mais que amigos nessa caminhada: Priscila, Luana, Robert, Amanda, Arthur, obrigada por me fortalecerem e acreditam mais em mim do que eu mesma.

Ao meu orientador Prof. Dr. Carlos Augusto e Coorientador Prof. Dr. Cezar Henrique Gonzalez, por toda paciência e auxílio, por entenderem minhas fases pessoais conturbadas ao longo do mestrado e principalmente por acreditarem que era possível e que conseguiríamos. Obrigada pelos ensinamentos teóricos e da vida durante a graduação. Obrigada pela confiança, amizade e carinho dedicados.

Ao professor e amigo Prof. Dr. Francisco Espedito por sempre compartilhar de sua bondade, conhecimento e parceria desde os tempos de graduação. E ao Prof. Dr. Ângelo Costa, por toda ajuda e instrução na realização deste trabalho, sem seu suporte com certeza seria muito mais difícil realizar este trabalho.

A todos que torcem por mim, pelo meu sucesso pessoal e profissional, e que passaram pela minha vida deixando aprendizado, meu muito obrigada. Honrarei vossa confiança.

À Universidade Federal de Pernambuco: ao Programa de Pós Graduação em Engenharia Aeroespacial (PPGEA), polo UFPE, pelo acolhimento e ensinamentos.

À Fundação de Amparo à Ciência e Tecnologia de Pernambuco (FACEPE), 2021, pela bolsa de pesquisa.

“O que dá o verdadeiro sentido ao encontro é a busca, e é preciso andar muito para se alcançar o que está perto”. (José Saramago)

RESUMO

Este trabalho aborda a simulação da interação fluido-estrutura (FSI) de atuadores de Ti-Ni com memória de forma aplicados em flaps de aeronaves. A indústria aeroespacial, impulsionada pela busca por eficiência energética e sustentabilidade, tem adotado inovações em materiais, como ligas de memória de forma (LMF), que aprimoram o desempenho aerodinâmico e a eficiência operacional. A simulação FSI é utilizada para otimizar o projeto e garantir a segurança das aplicações, por meio de uma análise de elementos finitos (FEA) aplicada ao atuador responsável pelo acionamento de flaps de aeromodelo. A metodologia envolve a realização de análises de dinâmica de fluidos computacional (CFD) do perfil NACA 2412 de um aeromodelo em um túnel de vento, combinadas com a análise FEA. A escolha do material foi fundamentada em revisões bibliográficas, e os dados obtidos na análise estática, que resultaram em uma força de reação no flap, foram usados como condição de contorno para a análise FEA do atuador. A validação do modelo do atuador confirmou o comportamento da liga Ti-Ni, em conformidade com o modelo constitutivo, avaliando as forças e deformações dos fios de Ti-Ni em diferentes configurações e suas transformações de fase. Os resultados indicaram que o atuador é estável em relação ao ângulo de ataque, mas sensível à deflexão do flap, com uma leve redução no ângulo de giro à medida que a deflexão aumenta. Além disso, a deformação inicial dos fios e o ângulo de deflexão influenciam a resposta do atuador, sendo que maiores deformações resultam em maior movimento. O Ti-Ni se destaca pela geração de alta força, mesmo em fios de pequeno diâmetro. Conclui-se que o comprimento não deformado dos fios de Ti-Ni, a deformação inicial e os parâmetros geométricos do sistema são fundamentais para o projeto do atuador, impactando diretamente a tensão, a força gerada e o movimento.

Palavras-Chave: Indústria Aeroespacial; Atuadores de Ti-Ni; Elementos Finitos; Flaps de aeronaves; Interação Fluido Estrutura (FSI)

ABSTRACT

This work deals with the simulation of the fluid-structure interaction (FSI) of shape memory Ti-Ni actuators applied to aircraft flaps. The aerospace industry, driven by the search for energy efficiency and sustainability, has adopted innovations in materials, such as shape memory alloys (SMA), which improve aerodynamic performance and operational efficiency. FSI simulation is used to optimize the design and guarantee the safety of applications, by means of a finite element analysis (FEA) applied to the actuator responsible for driving model airplane flaps. The methodology involves performing computational fluid dynamics (CFD) analysis of the NACA 2412 profile of a model airplane in a wind tunnel, combined with FEA analysis. The choice of material was based on literature reviews, and the data obtained in the static analysis, which resulted in a reaction force on the flap, was used as a boundary condition for the FEA analysis of the actuator. Validation of the actuator model confirmed the behavior of the Ti-Ni alloy, in accordance with the constitutive model, by evaluating the forces and deformations of the Ti-Ni wires in different configurations and their phase transformations. The results indicated that the actuator is stable in relation to the angle of attack, but sensitive to the deflection of the flap, with a slight reduction in the turning angle as the deflection increases. Furthermore, the initial deformation of the wires and the deflection angle influence the actuator response, with greater deformations resulting in greater movement. Ti-Ni stands out for generating high force, even in small diameter wires. It is concluded that the undeformed length of the Ti-Ni wires, the initial deformation and the geometric parameters of the system are fundamental to the actuator design, directly impacting the tension, the force generated and the movement.

Keywords: Aerospace Industry; Ti-Ni Actuators; Finite Elements; Aircraft Flaps; Fluid Structure Interaction (FSI)

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - Nomenclatura das partes de um perfil aerodinâmico.....	25
Figura 2 - Asa do avião e as suas componentes.....	26
Figura 3 - Quadro com tipos de flaps.....	29
Figura 4 - Forças aerodinâmicas em um perfil	30
Figura 5 - Diagrama de Collar.....	34
Figura 6 - Acoplamentos não particionado e particionado.....	35
Figura 7 - Método geral para análise de sistemas discretos.....	41
Figura 8 - Curva tensão x deformação de uma peça metálica.....	43
Figura 9 - Esquema do efeito de memória de forma e transição	46
Figura 10 - (a) e (b) As propriedades fundamentais do Ti-Ni LMF com seus princípios básicos: (a) Superelasticidade e (b) Efeitos de memória de forma unidirecional e bidirecional	47
Figura 11 - Gráfico esquemático de tensão x temperatura necessário para viabilizar a superelasticidade	48
Figura 12 - Representação gráfica das constantes do modelo de Souza– Auricchio em uma curva tensão-deformação correspondente ao comportamento pseudoelastico	58
Figura 13 - Fluxograma do desenvolvimento do projeto.....	66
Figura 14 - Perfil NACA 2412.....	67
Figura 15 - Dimensões do domínio fluido e detalhe da asa (domínio fluido) dentro do volume de controle.....	68
Figura 16 - Modelagem da asa e dimensões do flap.....	69
Figura 17 - Fluxograma com etapas para realizar uma simulação One-Way.	71
Figura 18 - Malha da asa	72
Figura 19 - Medida de qualidade de malha utilizando o Skewness	73
Figura 20 - Malha do volume de controle.	73
Figura 21 - Detalhe da malha do domínio fluido próximo ao perfil.....	74
Figura 22 - Medida de qualidade de malha utilizando a razão de aspecto.	74
Figura 23 - Corte da interação entre o perfil e o fluido para obter contornos de pressão e velocidade dentro do volume de controle.....	75
Figura 24 - Entrada, saída, paredes do volume de controle e aplicação das condições de contorno na interface do Fluent.....	75
Figura 25 - Suporte fixo na longarina	77
Figura 26 - Modelagem completa da asa com flap com inclinação de 6°.	77
Figura 27 - Detalhe do perfil com inclinação de 6°	78

Figura 28 - Seção transversal da asa, base para o modelo preliminar do atuador é baseado.	78
Figura 29 - Modelo dos fios atuadores de Ti-Ni. Os fios de Ti-Ni estão fixados nas extremidades do sistema	81
Figura 30 - Modelo usado para determinar o comprimento do fio de LMF no estado indeformado.....	82
Figura 31 - Movimento gerado pelo fio de LMF	83
Figura 32 - Modelo 2D do atuador desenvolvido no software ANSYS.....	85
Figura 33 - Malha do sistema de atuação	86
Figura 34 - Medida de qualidade de malha utilizando o Skewness	86
Figura 35 - Condições de contorno no modelo 2D no Ansys Mechanical.....	87
Figura 36 - Geometria do modelo de verificação.....	89
Figura 37 - Modelo usado na verificação do comportamento da liga Ti-Ni (ANSYS Mechanical).	89
Figura 38 - Discretização do modelo de verificação (ANSYS Mechanical)	90
Figura 39 - Temperaturas de transformação austenítica da liga equiatômica 55Ni_45Ti.....	91
Figura 40 - Temperaturas de transformação martensítica da liga equiatômica 5Ni_45Ti	92
Figura 41 - Gráfico Tensão versus Deformação do comportamento mecânico da liga Ti-Ni após carregamento térmico de 22°C.	94
Figura 42 - Pressão ao redor do perfil da asa com ângulo de ataque 0°,4° e 8°, respectivamente, com flap sem deflexão	96
Figura 43 - Pressão ao redor do perfil da asa com ângulo de ataque 0°,4° e 8°, respectivamente, com flap a 4°	97
Figura 44 - Pressão ao redor do perfil da asa com ângulo de ataque 0°,4° e 8°, respectivamente, com flap a 6°	98
Figura 45 - O campo de velocidade ao longo da superfície da asa, mostrando como a velocidade do ar varia em diferentes seções (superior e inferior) para 0°, 4° e 8° sem deflexão no flap.....	99
Figura 46 - O campo de velocidade ao longo da superfície da asa com flap defletido de 4° mostrando como a velocidade do ar varia em diferentes seções (superior e inferior)	100
Figura 47 - O campo de velocidade ao longo da superfície da asa com flap defletido de 6° mostrando como a velocidade do ar varia em diferentes seções (superior e inferior)	101
Figura 48 - Pressão ao longo da superfície da asa com ângulo de ataque 0°, 4° e 8° sem deflexão de flap	103
Figura 49 - Pressão ao longo da superfície da asa com ângulo de ataque 0°, 4° e 8° com deflexão de flap de 4°	104

Figura 50 - Pressão ao longo da superfície da asa com ângulo de ataque 0° , 4° e 8° com deflexão de flap de 6°	105
Figura 51 - Pressão importada do Fluent com ângulo de ataque 0° , 4° e 8° sem deflexão de flap.....	106
Figura 52 - Tensão equivalente na asa a 0° , 4° e 8° sem deflexão de flap.....	107
Figura 53 - Tensão equivalente na asa a 0° , 4° e 8° com deflexão de flap de 6°	108
Figura 54 - Regiões de deformação total e deformação unitária na asa a 0° , 4° e 8° sem deflexão de flap	109
Figura 55 - Regiões de deformação total e deformação unitária na asa a 0° , 4° e 8° com deflexão de flap de 6°	110
Figura 56 - Condição para obter a força de reação que o flap está submetido.....	110
Figura 57 - Resultados da configuração 1 - ângulos sem deflexão no flap.....	112
Figura 58 - Resultados da configuração 2 - ângulos sem deflexão no flap.....	113
Figura 59 - Resultados da configuração 3 - ângulos sem deflexão no flap.....	113
Figura 60 - Resultados da configuração 4 - ângulos sem deflexão no flap.....	114

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Características da asa modificada e miniaturizada, baseada no Cessna 172.	69
Tabela 2 - Propriedades mecânicas da liga de alumínio 2024-T3.	70
Tabela 3 - Condições de contorno adotadas na simulação aerodinâmica do protótipo.	76
Tabela 4 - Resumo com as configurações de simulação.	87
Tabela 5 - Composições químicas das ligas Ti-Ni.	90
Tabela 6 - Propriedades da Liga Ti-Ni e Temperaturas de transformação, amplitudes e histereses.	93
Tabela 7 - Resultados aproximados das forças de reação para diferentes configurações de ângulo de ataque e deflexão do flap.	111
Tabela 8 - Resultados aproximados das forças de reação para diferentes configurações de ângulo de ataque e deflexão do flap.	116
Tabela 9 - Resultados da deformação total e tensão equivalente máximas da estrutura e deformação no eixo x para cada um dos fios.	116
Tabela 10 - Resultados da deformação total e a tensão equivalente máximas da estrutura e deformação no eixo x para cada um dos fios.	117
Tabela 11 - Resultados da deformação total e a tensão equivalente máximas da estrutura e deformação no eixo x para cada um dos fios.	117
Tabela 12 - Resultados da deformação total e a tensão equivalente máximas da estrutura e deformação no eixo x para cada um dos fios.	118
Tabela 13 - Resultados da deformação total e a tensão equivalente máximas da estrutura e deformação no eixo x para cada um dos fios.	118
Tabela 14 - Resultados da deformação total e a tensão equivalente máximas da estrutura e deformação no eixo x para cada um dos fios.	119
Tabela 15 - Resultados da deformação total e a tensão equivalente máximas da estrutura e deformação no eixo x para cada um dos fios.	119
Tabela 16 - Ângulos de giro (°) do atuador obtidos nas configurações.	122

LISTA DE SÍMBOLOS

LMF	Liga de Memória de Forma
EMF	Efeito Memória de Forma
TM	Transformação Martensítica
SE	Superelasticidade
TR	Transformação Reversa
NITINOL	Liga Titânio-Níquel
Ti-Ni	Liga Titânio-Níquel
FVM	Fração Volumétrica de Martensita
TFR	Transformação de Fase Romboédrica
RPT	Rhombohedral-phase Transformation (Transformação de Fase Romboédrica)
DSC	Differential Scanning Calorimetry (Calorimetria Exploratória Diferencial)
As	temperatura final de transformação austenítica (K)
Af	temperatura inicial de transformação austenítica (K)
Ms	temperatura inicial de transformação martensítica (K)
Mf	temperatura final de transformação martensítica (K)
σ	tensão (MPa)
σ_0	tensão inicial (MPa)
ε	deformação (mm/mm)
ε_0	deformação inicial (mm/mm)

Θ	tensor termoplástico (MPa/K)
T	temperatura (K)
T_0	temperatura inicial (K)
ξ	fração volumétrica de martensita (adimensional)
ξ_0	fração volumétrica de martensita inicial (adimensional)
ν	coeficiente de Poisson (adimensional)
Ω	coeficiente de transformação (GPa)
EA	módulo de elasticidade da fase austenita (GPa)
EM	módulo de elasticidade da fase martensita (GPa)
ε_L	máxima deformação recuperável (mm/mm)
a_A	constante do material da fase austenita (K-1)
b_A	constante do material da fase austenita (MPa-1)
a_M	constante do material da fase martensita (K-1)
b_M	constante do material da fase martensita (MPa-1)
CA	coeficiente de influência da fase austenita (MPa/K)
CM	coeficiente de influência da fase martensita (MPa/K)
ξ_T	FVM induzida pela temperatura (adimensional)
ξ_S	FVM induzida pela tensão (adimensional)
σ_{scr}	tensão crítica para conversão dos variantes de martensita inicial (MPa)
σ_{fcr}	tensão crítica para conversão dos variantes de martensita final (MPa)
l_a	comprimento de arco (m)

r	raio do eixo de giro (m)
ρ	resistividade do material (Ω m)
l_0	comprimento inicial (m)
A	área da seção transversal do fio (m^2)
ρ_A	resistividade do material na fase austenita (Ω m)
ρ_M	resistividade do material na fase martensita (Ω m)
Q	quantidade de energia térmica (J)
ΔT	variação da temperatura do fio (K)
m	massa do fio (kg)
c	calor específico do material (J/kg K)
C	condutividade térmica do material (J/s m K)
Me	massa específica do material (kg/m^3)
v	volume do fio (m^3)
h	coeficiente de transferência de calor por convecção (J/s m^2 K)
AC	área da superfície que troca calor com o ambiente do fio (m^2)
δ	ângulo de giro ($^\circ$)
ϵ_r	deformação recuperável pelo sistema (mm/mm)
Δl	variação do comprimento (adimensional)
l_0	comprimento inicial (m)
R_s	temperatura de início da transformação de fase R (K)
R_f	temperatura de fim da transformação de fase R (K)

α_A	coeficiente de expansão térmica da fase austenita (K ⁻¹)
α_M	coeficiente de expansão térmica da fase martensita (K ⁻¹)
$\rho\Delta s_A$	coeficiente de tensão da fase austenita (MPa/K)
$\rho\Delta s_M$	coeficiente de tensão da fase martensita (MPa/K)
CFD	Computational Fluid Dynamics
MEF	método de elementos finitos
FSI	Fluid-structure Interaction

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	21
2. OBJETIVOS	23
2.1 GERAL	23
2.2 ESPECÍFICOS	23
3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	23
3.1 Aerofólio, asas fixas e as forças aerodinâmicas	24
3.1.1 Introdução à aerodinâmica.....	24
3.1.1.2 Perfis aerodinâmicos.....	24
3.2 Asa	25
3.2.1 Formas geométricas da asa.....	26
3.2.2 Ailerons.....	27
3.2.3 Flaps.....	27
3.2.3.1 Aerodinâmica de flaps.....	27
3.2.3.2 Tipos existentes	28
3.2.3.3 Aplicação	29
3.3 Forças aerodinâmicas	29
3.3.1 Aerodinâmica de perfis em 2D	30
3.3.1.1 Sustentação	31
3.3.1.2 Arrasto	31
3.3.1.3 Momento.....	32
3.4 Relações entre o ângulo de ataque e a camada limite	33
3.5 Interação Fluido-estrutura	34
3.5.1 Dinâmica dos fluidos computacional	36
3.5.2 Método dos elementos finitos.....	39
3.6 Conceitos básicos dos elementos finitos	40
3.6.1 Discretização de um sistema	40
3.6.2 Análise de estruturas por elementos finitos.....	41

3.6.3 Leis fundamentais	42
3.6.4 Malha de elementos estruturais	43
3.6.5 Etapas em uma análise em elementos finitos	44
3.7 Ligas de memória de forma	45
3.7.1 Efeito memória de forma	45
3.7.2 Superelasticidade.....	47
3.7.3 Memória de forma simples.....	48
3.7.4 Memória de forma reversível.....	48
3.7.5 Aplicações das LMF.....	48
3.7.6 Modelos constitutivos de ligas de memória de forma	49
3.7.7 Atuadores	58
3.7.8 Atuadores de materiais inteligentes	59
3.7.9 Estado da arte	60
4. METODOLOGIA	65
4.1 Análise de elementos finitos.....	67
4.1.1 Dimensionamento do perfil	67
4.1.3 Domínio fluido - Geometria do túnel de vento	67
4.1.2 Domínio sólido - Geometria da Asa.....	68
4.1.4 Modelagem computacional para obtenção das forças resultantes no flap	70
4.1.5 Análise de malhas.....	72
4.1.5.1 Malha - Domínio sólido	72
4.1.5.2 Malha - Domínio fluido	73
4.1.6 Análise Fluidodinâmica - Ansys Fluent.....	74
4.1.7 Análise Estática - Ansys Mechanical.....	76
4.2 Projeto do atuador	78
4.3. Modelagem computacional do atuador através do software Ansys	84
4.4 Modelo preliminar do atuador.....	84
4.5 Modelo numérico - Verificação	88
5. RESULTADOS E DISCUSSÕES	93

5.1 Verificação.....	93
5.2 Resultados das análises da Simulação One-Way.....	94
5.2.1 Análises - CFD	95
5.2.2 Análises - Estática	105
5.3 Resultados das análises numéricas do modelo do atuador preliminar	111
5.3.1 Forças de reação no flap	115
5.3.2 Resultados de deformação total e tensão equivalente	116
5.3.3 Resultados para deformação nos fios	120
5.3.4 Resultados para movimento gerado pelo acionamento dos fios.....	121
6. CONCLUSÃO E SUGESTÃO PARA TRABALHOS FUTUROS.....	123
7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	125

1. INTRODUÇÃO

A evolução da engenharia aeronáutica está continuamente em busca de inovações que melhorem a eficiência, o desempenho e a segurança das aeronaves. Nessa perspectiva, materiais e estruturas inteligentes se destacam como uma preocupação essencial e uma importante área de pesquisa (Wang et al., 2023). Entre essas inovações, os atuadores de memória de forma, especialmente as ligas de Ti-Ni, têm se sobressaído por sua capacidade de alterar sua forma em resposta a variações de temperatura. Nesse contexto de materiais funcionais, e com o objetivo de reduzir custos e otimizar espaços por meio da miniaturização (Oliveira, 2011), é possível a implementação de sistemas de controle mais leves e eficientes, especialmente em componentes críticos como flaps, que são fundamentais para a aerodinâmica das aeronaves.

Aeronaves altamente eficientes e econômicas são continuamente procuradas na indústria aeroespacial. Com o rápido avanço da aviação, a demanda por velocidades de voo mais altas e maiores capacidades de carga levou ao desenvolvimento de estruturas de aeronaves rígidas e não deformáveis, incluindo componentes como flaps, ailerons e slats. (Yang, 2024)

Atualmente, diversos sistemas automatizados exigem um alto grau de precisão de amostras, controle de posicionamento de pontas de prova para análise e caracterização elétrica de dispositivos, entre outras aplicações. Todos estes sistemas de posicionamento têm como dispositivo fundamental um atuador, dispositivo que produz movimento, atendendo a comandos que podem ser manuais ou automáticos. Atuadores convencionais, como motores hidráulicos e pneumáticos, apresentam grandes perdas de energia, além de ocuparem muito espaço e possuírem massas significativas. Novas tecnologias e materiais estão ganhando destaque na busca por sistemas mais leves e com elevado poder de atuação (Mavroidis, 2002).

Atuadores de liga de memória de forma (LMF, Ligas de Memória de Forma) são materiais que possuem a capacidade de retornar a uma forma predefinida após serem deformados, quando expostos a uma mudança de temperatura. Essa propriedade inovadora é baseada na alteração da estrutura cristalina do material, que possibilita uma transformação reversível entre duas fases distintas, cada uma com uma configuração de forma diferente. O desenvolvimento e a aplicação desses atuadores

têm revolucionado diversas áreas da engenharia e da tecnologia, oferecendo soluções eficientes para sistemas que requerem respostas rápidas e precisas. Desde a automação industrial até a medicina, as LMF demonstram um potencial significativo em aplicações que demandam miniaturização e alta performance (DUERIG et al., 1999; BRINSON et al, 2008; SENTHILKUMAR et al., 2012; KO; BAE; RHO, 2014; KAMARUZAMAN; ABDULLAH, 2017; EMILIAVACA et al., 2018; LEE; KIM, 2020; TWALA et al., 2024).

Os atuadores de LMF, como o titânio-níquel (Ti-Ni), têm sido amplamente estudados devido às suas propriedades únicas, que permitem a transformação de energia térmica em movimento mecânico. Esses materiais oferecem vantagens significativas, como leveza, alta eficiência e capacidade de recuperação de forma, o que os torna ideais para aplicações em sistemas de controle de voo (ZHANG et al., 2021). A combinação de atuadores Ti-Ni com a técnica de simulação FSI pode proporcionar uma compreensão mais profunda do comportamento dinâmico dos flaps sob diferentes condições de fluxo.

A interação fluido-estrutura (FSI) representa um campo de grande relevância na engenharia, especialmente em aplicações aeroespaciais onde a eficiência e a segurança são cruciais. Os atuadores de liga de titânio-níquel (Ti-Ni), que possuem a capacidade de memória de forma, têm ganhado destaque por sua habilidade em atuar em ambientes dinâmicos, adaptando-se a mudanças de carga e temperatura (Liu et al., 2019). Estes atuadores são particularmente promissores para flaps de aeronaves, que desempenham um papel fundamental na manobrabilidade e na eficiência aerodinâmica durante o voo (Santos & Pereira, 2021).

A simulação da interação entre fluidos e estruturas, especialmente em sistemas que envolvem atuadores Ti-Ni, permite uma compreensão mais profunda das forças e deformações que ocorrem durante o funcionamento real desses dispositivos. Estudos recentes têm demonstrado que a modelagem FSI pode prever com precisão o comportamento dinâmico de flaps adaptativos, levando em conta as complexas interações entre o fluido aerodinâmico e os materiais estruturais (Zhang et al., 2020). A integração dessas simulações no processo de *design* pode resultar em soluções mais otimizadas e seguras.

Neste contexto, este trabalho tem como objetivo realizar uma simulação FSI de atuadores Ti-Ni com memória de forma aplicados a flaps de aeronaves. Através de métodos computacionais avançados, serão analisados os efeitos das forças

aerodinâmicas sobre os atuadores e como as respostas desses componentes impactam o comportamento geral da estrutura. A pesquisa busca contribuir para o avanço do conhecimento na área de atuadores inteligentes e suas aplicações para o desenvolvimento de flaps mais eficientes, capazes de se adaptar dinamicamente às condições de voo, promovendo, assim, uma melhoria no desempenho das aeronaves.

2. OBJETIVOS

2.1 GERAL

Fazer uma análise FSI em um atuador de Ti-Ni com efeito memória de forma para funcionar como elemento de acionamento de flaps de aeromodelo.

2.2 ESPECÍFICOS

1. Realizar a simulação Fluido-Estrutura da asa para obtenção das forças de reação no flap.
2. Desenvolver um modelo computacional do atuador de Ti-Ni com efeito de memória de forma.
3. Realizar simulações de comportamento térmico e mecânico do atuador.
4. Analisar o desempenho do atuador como componente de acionamento para flaps de aeromodelo.
5. Validar o modelo de elementos finitos com dados obtidos na literatura.
6. Desenvolver recomendações para futuras pesquisas e aplicações práticas.

3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Esta fundamentação teórica aborda os conceitos de asas fixas e aerofólios, essenciais para compreender as forças aerodinâmicas, com ênfase nos flaps, que influenciam a sustentação e o arrasto. Um aspecto fundamental para essa compreensão é a simulação fluido-estrutura (FSI), pois a estrutura sólida pode deformar-se devido à pressão ou ao movimento do fluido, e esse movimento pode, por sua vez, alterar o comportamento do fluido. A simulação FSI permite modelar as interações entre o fluxo de ar e a estrutura da asa, utilizando duas abordagens principais: CFD (Computational Fluid Dynamics) para simular o fluxo de fluido e FEA (Finite Element Analysis) para analisar a estrutura. O FEA será igualmente utilizado

para analisar o sistema de atuador proposto neste trabalho. Além disso, serão abordados os conceitos de ligas de memória de forma, com ênfase em suas propriedades, modelos constitutivos e aplicações.

3.1 Aerofólio, asas fixas e as forças aerodinâmicas

3.1.1 Introdução à aerodinâmica

Anderson (2016) define a aerodinâmica como o estudo das forças e do movimento do ar em relação a corpos imersos no escoamento. Ele destaca a importância de entender as forças de sustentação e arrasto, o que permite desenvolver métodos para calcular as propriedades do fluxo e otimizar o desempenho de veículos aéreos, sendo essencial para a engenharia aeronáutica e a mecânica dos fluidos.

Esses princípios básicos nos permitem calcular a velocidade e a pressão do fluxo de saída, o que por sua vez, nos permite calcular o empuxo. Por motivos como esse, o estudo da aerodinâmica é essencial para um entendimento de voo completo. (ANDERSON, 2015; SOUZA, 2008)

Segundo Rodrigues (2013), a aerodinâmica é o estudo do movimento dos fluidos ao redor de corpos, levando em conta suas características e superfícies, com o objetivo de prever as forças geradas. Essa ciência é fundamental para áreas como engenharia aeronáutica, automobilística, naval, entre outras.

3.1.1.2 Perfis aerodinâmicos

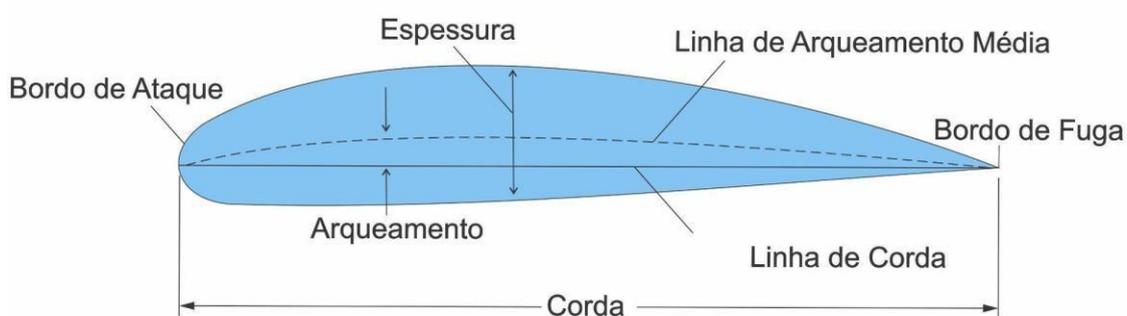
O conceito do avião moderno foi primeiramente apresentado por George Cayley em 1799. Desde então, diversos estudiosos contribuíram para o desenvolvimento da aerodinâmica, incluindo Prandtl, que no início do século XX, na Alemanha, foi pioneiro na introdução do conceito de dividir a asa em seções, chamadas aerofólios, e na incorporação da teoria dos aerofólios para entender o escoamento ao redor da asa completa.

Pouco depois, a NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), predecessora da NASA (National Aeronautics and Space Administration), desempenhou um papel crucial no estudo dos aerofólios. Durante as décadas de 1920

e 1930, a NACA iniciou um extenso programa experimental focado no desenvolvimento e na testagem de perfis aerodinâmicos.

De acordo com Roskam e Lan (1997) na aeronáutica, os perfis aerodinâmicos são projetados para gerar sustentação e arrasto, além de criar um momento resultante dessas forças. Quando um aerofólio é posicionado com um ângulo de ataque específico, ele produz mais sustentação do que arrasto. A correta posição do aerofólio é crucial para o controle eficiente da aeronave. De maneira geral, a Figura 1 ilustra a nomenclatura empregada para identificar cada região do perfil aerodinâmico da asa de uma aeronave.

Figura 1 - Nomenclatura das partes de um perfil aerodinâmico.



Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014)

O ângulo de ataque refere-se ao ângulo entre a linha da corda do perfil aerodinâmico e a direção do vento relativo. Esse ângulo desempenha um papel crucial na capacidade do perfil de gerar sustentação, pois aumenta a força de sustentação até atingir um ponto crítico, após o qual ocorre uma redução abrupta, conhecida como estol.

3.2 Asa

A asa de um avião é, sem dúvida, um dos componentes estruturais mais importantes da aeronave. Ela deve operar de maneira confiável dentro das limitações estabelecidas pelo projeto. Além de sua função principal de proporcionar sustentação, a asa desempenha um papel crucial no conforto e na estabilidade durante o voo, além de ser fundamental para a realização de manobras e outras funções específicas.

De acordo com Sóbester e Forrester (2014) a estrutura da asa é composta pelo perfil, longarina, bordo de ataque e bordo de fuga, como detalhado na Figura 2. O perfil define a forma aerodinâmica da asa, enquanto a longarina é o componente

principal, projetado para suportar os esforços de cisalhamento, flexão e torção. O posicionamento da asa na fuselagem pode ser classificado como alta, média ou baixa. Além disso, a parte dianteira da asa é conhecida como bordo de ataque, enquanto a parte traseira é chamada de bordo de fuga.

3.2.1 Formas geométricas da asa

A geometria da asa tem um impacto significativo no desempenho do voo. A seguir, vamos descrever os formatos de asas retangulares, trapezoidais e elípticas:

- Asas retangulares: Têm baixa eficácia aerodinâmica, mas oferecem menor custo de fabricação e são fáceis de construir.
- Asas trapezoidais: Proporcionam excelente eficiência aerodinâmica. No entanto, sua fabricação é mais complexa devido à variação nos tamanhos dos perfis.
- Asas elípticas: Representam a melhor geometria em termos de eficiência aerodinâmica, mas apresentam um custo muito elevado.

Figura 2 - Asa do avião e as suas componentes.

Asa	Item	Termo em port.	Termo em inglês
	1	Winglet	Winglet/ Wing Tip/ End Plate
	2	Aileron	Aileron
	3	Aileron de Alta Velocidade	High Speed Aileron
	4	Mecanismo do Flap	Flap Track Fairing
	5	Slat	Slat
	6	Flap	Flap
	7	Freio Aerodinâmico	Speed Brake
	8	Linha Média Aerodinâmica	Mean Aerodynamic Line
	9	Perfil da Raiz da Asa	Wing Root Rib
	10	Perfil de Ponta de Asa	Wing Tip Rib

Fonte: Blog rsbals.weebly, (2024).

3.2.2 Ailerons

Os ailerons são dispositivos móveis, representado na Figura 2 - item 2, que são utilizados para controlar o movimento de rolamento, permitindo que a aeronave gire em torno de seu eixo longitudinal, eles estão localizados na asa no bordo de fuga. Seu princípio de comando é quando um comando é aplicado para a direita, por exemplo, o aileron localizado na asa direita é direcionado para cima e o aileron da asa esquerda é direcionado para baixo, esse movimento induz a aeronave a executar manobra de rolamento para a direita, e vice-versa. (HOUGHTON, 2003).

3.2.3 Flaps

Flaps são dispositivos hypersustentadores, Figura 2 – item 6, localizados nos bordos de fuga (parte posterior) das asas de um avião. Estes dispositivos, que consistem em abas ou superfícies articuladas, aumentam a sustentação e o arrasto quando abaixados e/ou estendidos. Eles conseguem isso alterando a curvatura do perfil da asa e ampliando sua área, o que melhora o desempenho durante decolagens e pousos.

Os flaps, situados no bordo de fuga da asa, são acionados para se mover para baixo com o objetivo de aumentar a área da superfície da asa. Eles ajudam a melhorar a sustentação, aumentar o arrasto e reduzir a velocidade. Esses componentes são utilizados em velocidades mais baixas, durante o voo reduzido, e nos procedimentos de aproximação e pouso.

Cada perfil aerodinâmico possui características distintas que dependem exclusivamente de sua forma geométrica, dimensões, arqueamento, espessura e do raio do bordo de ataque.

3.2.3.1 Aerodinâmica de flaps

A curvatura do perfil refere-se à linha média entre o topo e a base de um aerofólio. Juntamente com a espessura do perfil, ela influencia o escoamento do ar ao redor do aerofólio e, conseqüentemente, é fundamental para a geração de sustentação em uma asa.

Anderson Junior (2016) destaca que um avião atinge suas velocidades mínimas durante as fases de decolagem e pouso, momentos críticos para a segurança da aeronave. A velocidade mínima necessária para manter voo reto e nivelado é

conhecida como velocidade de estol (V_{estol}). Assim, é crucial entender os métodos e mecanismos aerodinâmicos que permitem operar a uma velocidade tão baixa quanto possível. A velocidade de estol pode ser determinada pela Equação 3.1:

$$V_{estol} = \sqrt{\frac{2 \cdot L}{\rho \cdot S \cdot C_{Lm\acute{a}x}}} \quad (3.1)$$

onde:

V_{estol} = velocidade de estol (m/s)

L = peso da aeronave (N)

ρ = densidade do ar (kg/m³)

S = área da asa (m²)

$C_{Lm\acute{a}x}$ = coeficiente de sustentação máximo (adimensional)

De acordo com Rodrigues (2014), os flaps são cruciais em dois momentos críticos do voo. Primeiro, na decolagem, eles devem ser ajustados para maximizar a sustentação e minimizar o arrasto, permitindo que a aeronave alcance a velocidade de decolagem em uma distância reduzida. Em segundo lugar, durante a aproximação para o pouso, os flaps devem estar totalmente defletidos para diminuir a velocidade da aeronave e evitar o estol, possibilitando um pouso com a menor velocidade possível e reduzindo o comprimento da pista necessário para a frenagem.

3.2.3.2 Tipos existentes

Os flaps são empregados nas aeronaves para aumentar o coeficiente de sustentação ($C_{Lm\acute{a}x}$), o qual não é o suficiente para um perfil de aerofólio convencional. Os tipos mais comuns de flaps estão ilustrados na Figura 3, que fornece um resumo de diferentes tipos de flaps.

Figura 3 - Quadro com tipos de flaps.

TIPOS DE FLAPS	PERFIL	PERCENTUAL DE MÁXIMA SUSTENTAÇÃO	ÂNGULO DE MÁXIMA SUSTENTAÇÃO	OBSERVAÇÕES
Perfil Básico		-	15°	Os efeitos de todos flaps variam de acordo com o tipo de perfil.
Plain ou camber flap		50%	12°	Aumenta a curvatura. Produz arrasto considerável. Momento longitudinal.
Split flap		60%	14°	Aumenta a curvatura. Produz ainda mais arrasto que o Plain flap. Momento longitudinal.
Zap flap		90%	13°	Aumento a curvatura e área da asa. Produz arrasto considerável, momento longitudinal.
Slotted flap		65%	16°	Controla a camada limite. Aumenta a curvatura. Atrasa o estol. Não produz arrasto.
Double-slotted flap		70%	18°	Gera mais sustentação que o slotted flap.
Fowler flap		90%	15°	Aumenta a curvatura e área da asa. Melhor flap para sustentação. Mecanismo complicado. Momento longitudinal.

Fonte: [CARRIER UK,s.d.].

3.2.3.3 Aplicação

Quando os flaps são acionados, o arqueamento do perfil aerodinâmico aumenta, o que desloca a curva da sustentação em função do ângulo de ataque para a esquerda e para cima no gráfico. Isso resulta em uma redução no ângulo de ataque necessário para alcançar uma sustentação nula e reduz o ângulo de estol em comparação com a situação sem flaps acionados.

Os flaps são utilizados em dois momentos distintos do voo:

No pouso, eles permitem que a aeronave reduza sua velocidade de aproximação e evite o estol, possibilitando um toque no solo com a velocidade mais baixa possível. Na decolagem, eles são ajustados para otimizar a combinação de sustentação máxima e arrasto mínimo, possibilitando que a aeronave percorra a menor distância no solo antes de atingir a velocidade de decolagem.

3.3 Forças aerodinâmicas

As forças aerodinâmicas são essenciais para a dinâmica de objetos que se deslocam pelo ar, sendo particularmente importantes na aviação e na engenharia.

Elas incluem a sustentação, que possibilita que as aeronaves fiquem no ar; o arrasto, que resiste ao movimento; e o empuxo, gerado pelos motores.

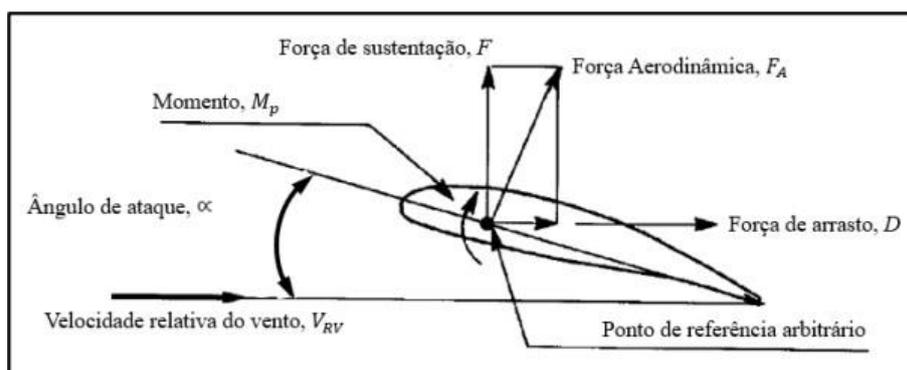
A interação entre essas forças é complexa e depende da geometria do objeto, da velocidade e das condições atmosféricas. Houghton e Carruthers (2005) afirmam que "compreender as forças aerodinâmicas é fundamental para o design e a operação segura e eficiente de aeronaves". Assim, a análise aerodinâmica se configura como um campo de estudo em constante evolução, que combina teorias clássicas e tecnologias avançadas, como a Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD).

3.3.1 Aerodinâmica de perfis em 2D

Quando um perfil aerodinâmico é submetido ao fluxo de ar, gera-se uma força aerodinâmica sobre o aerofólio. Esta força pode ser representada como um vetor, que se divide em duas componentes distintas: uma paralela ao vento relativo (força de arrasto) e outra perpendicular a ele (força de sustentação). Além dessas componentes, a distribuição de pressões e tensões no perfil aerodinâmico cria um momento que tende a rotacionar a asa.

Estes parâmetros apresentados já podem ser observados na Figura 4.

Figura 4 - Forças aerodinâmicas em um perfil.



Fonte: Adaptado de Roskam e Lan (1997)

Para selecionar adequadamente um perfil aerodinâmico, é importante considerar três características principais:

1. A capacidade de geração de sustentação do perfil, calculando a força de sustentação.
2. A força de arrasto correspondente.

3. O momento resultante ao redor do centro aerodinâmico, que influencia decisivamente os critérios de estabilidade longitudinal da aeronave.

3.3.1.1 Sustentação

É a resultante aerodinâmica perpendicular ao movimento relativo do perfil que compensará o peso da aeronave sobre o aerofólio, o deslocamento das partículas de ar e a diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso, produzindo uma força que dará sustentação ao aerofólio empurrando para cima. Essa diferença de pressão na asa, conforme o princípio de Bernoulli, ocorre porque o ar percorre um caminho mais longo ao passar pelo extradorso da asa, o que aumenta sua velocidade e reduz a pressão em comparação com o intradorso do perfil.

A força de sustentação (L) por unidade de envergadura gerada pela seção de um aerofólio pode ser calculada usando a Equação (3.2), com o valor de C_L do perfil obtido a partir da leitura da curva característica (coeficiente de sustentação versus ângulo de ataque):

$$L = C_L \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot c \quad (3.2)$$

onde:

C_L é o coeficiente de sustentação;

ρ é a massa específica do ar (1,225 kg/m³ no nível do mar);

v é a velocidade relativa;

c é a corda do perfil.

O coeficiente de sustentação indica a capacidade do perfil em gerar força de sustentação e depende do tipo de perfil, do número de Reynolds e do ângulo de ataque. De acordo com Houghton (2003), o coeficiente de sustentação é geralmente determinado por meio de testes em túnel de vento ou por softwares que simulam essas condições, como no caso do CFD (*Computational Fluid Dynamic*), refletindo a eficiência do perfil na geração de sustentação. Perfis com altos valores de coeficiente de sustentação são considerados mais eficientes na criação de sustentação.

3.3.1.2 Arrasto

O arrasto é a força resultante paralela ao movimento relativo do perfil, que se opõe ao deslocamento de um objeto sólido através de um fluido. Ele é causado pela

força de atrito, que age ao longo da superfície do perfil, e pelas forças de pressão dinâmica, que atuam no perfil, incluindo o bordo de ataque e de fuga ou na área projetada perpendicular ao plano do movimento relativo.

Com o valor do coeficiente de arrasto obtido diretamente da leitura da curva característica do perfil (coeficiente de arrasto x ângulo de ataque), a força de arrasto é obtida pela seguinte Equação 3.3:

$$D = C_d \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot c \quad (3.3)$$

O coeficiente de arrasto indica a eficiência do perfil na geração de força de arrasto. Para que um perfil seja considerado eficiente na produção de sustentação, é necessário que ele tenha altos coeficientes de sustentação e baixos coeficientes de arrasto. O coeficiente de arrasto também depende do número de Reynolds, que para aeromodelos geralmente varia entre 3×10^4 e 5×10^5 . Um perfil é considerado aerodinamicamente eficiente quando apresenta altos coeficientes de sustentação e baixos coeficientes de arrasto.

3.3.1.3 Momento

O momento é gerado com base na distribuição de pressão sobre o perfil. As pressões nas superfícies superior e inferior do perfil aerodinâmico são diferentes, criando um momento que tende a rotacionar o perfil. As pressões aplicadas em cada superfície resultam em forças equivalentes: a pressão na parte superior gera uma força para baixo, enquanto a pressão na parte inferior gera uma força para cima. Como essas forças atuam em pontos distintos do perfil, elas produzem um momento em torno do centro aerodinâmico. O momento pode ser definido pela Equação 3.4.

$$M = C_M \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c^2 \quad (3.4)$$

onde: C_M é o coeficiente de momento.

O coeficiente de momento fornece os parâmetros necessários para determinar o centro aerodinâmico do perfil.

3.3.2 Aerodinâmica de perfis em 3D

Para as mesmas forças envolvidas, é possível calcular os valores das resultantes aerodinâmicas considerando a área da asa em análises tridimensionais. As fórmulas para a força de sustentação e o arrasto são dadas, respectivamente, pelas seguintes Equações 3.5 e 3.6:

$$L = C_L \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot A_s \quad (3.5)$$

$$D = C_D \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot A_p \quad (3.6)$$

onde:

A_s é a área superficial da asa;

A_p é a área projetada perpendicular à direção do movimento relativo.

3.4 Relações entre o ângulo de ataque e a camada limite

A camada limite é uma região do escoamento próxima a uma superfície sólida onde os efeitos das tensões viscosas de cisalhamento são predominantes. Assim, para uma velocidade de escoamento livre específica, o tamanho da camada limite dependerá das propriedades do fluido. Dado que a tensão cisalhante é diretamente proporcional à viscosidade, a espessura da camada limite será influenciada pela viscosidade do fluido.

Segundo Saintive (2006) são estabelecidas duas fronteiras: uma interna à camada limite, onde a viscosidade predomina e aumenta o arrasto entre o ar dentro da camada limite e o perfil (considerando que a velocidade do ar em contato com a superfície é nula), e uma externa à camada limite, onde a viscosidade pode ser desprezada sem causar efeitos significativos na solução.

A importância desse conceito reside no controle do comportamento da camada limite para minimizar o arrasto. Devem ser considerados dois efeitos principais: primeiro, a camada limite aumenta a espessura efetiva do corpo devido à espessura de deslocamento, o que eleva a pressão de arrasto; segundo, as forças de cisalhamento na superfície da asa geram arrasto de fricção.

O aumento do ângulo de ataque resulta em uma maior diferença de pressão entre o extradorso e o intradorso do perfil. Em situações críticas, essa diferença pode causar a separação da camada limite. Nesse ponto, ocorre o estol (perda de

sustentação) da asa, uma condição indesejável que é mais comum durante pousos e decolagens.

3.5 Interação Fluido-estrutura

Collar (1946) abordou os problemas de interação fluido-estrutura na aeroelasticidade, identificando três tipos de forças: aerodinâmicas (do escoamento), elásticas (da mecânica dos sólidos) e inerciais (da dinâmica das estruturas). Para ilustrar como essas forças se integram na modelagem do problema físico, Collar apresentou um diagrama descrito na Figura 5. Este diagrama mostra que a interação fluido-estrutura é estática quando as forças aerodinâmicas e elásticas atuam, especialmente em casos em que a movimentação do sólido é lenta ou amortecida.

Figura 5 - Diagrama de Collar.

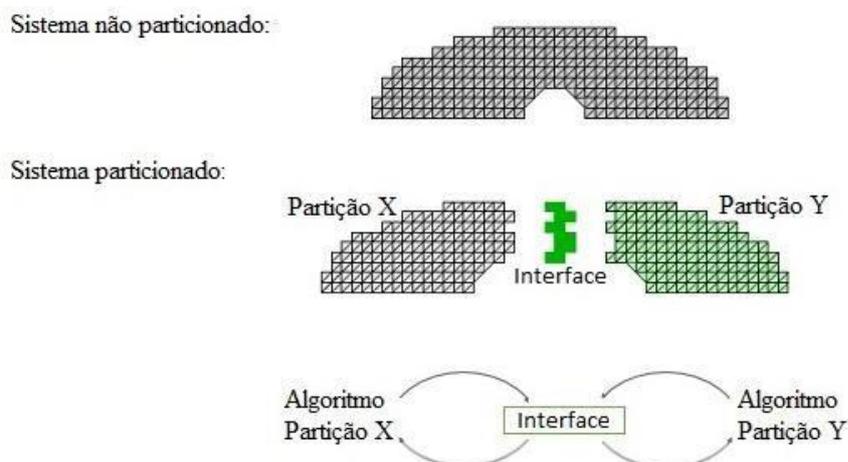


Fonte: Adaptado de Fernandes (2016)

O estudo da combinação de forças elásticas e inerciais é relevante quando a interação com o meio fluido é desprezível, como em vibrações livres ou forçadas de estruturas robustas. A combinação de forças aerodinâmicas e inerciais é importante para analisar rajadas e carregamentos aerodinâmicos. No entanto, a combinação das três forças representa um problema dinâmico de interação fluido-estrutura, onde os deslocamentos da estrutura afetam o escoamento, resultando em fenômenos acoplados complexos.

Os métodos para resolver as equações acopladas de FSI podem ser classificados em duas categorias: acoplamento monolítico e sequencial (particionado). O sistema monolítico apresenta um acoplamento forte, enquanto o sequencial pode ser forte (utilizando sub-iterações para sincronizar os campos físicos) ou fraco (sem sincronização entre os campos). A Figura 6 ilustra um esquema comparativo entre os acoplamentos particionados e não particionados.

Figura 6 - Acoplamentos não particionado e particionado.



Fonte: Adaptado de Bispo e Pavanello, 2010.

A abordagem monolítica requer softwares especializados e recursos computacionais significativos devido à sua alta não-linearidade (Sun et al., 2008). Em contrapartida, os acoplamentos sequenciais, conforme descrito por Piperno et al. (1995), resolvem as equações do fluido, do sólido e da malha de maneira independente. Essa técnica possibilita a utilização de programas já existentes, o que é uma vantagem.

Na abordagem sequencial fraca, não há sincronização entre os campos físicos; a solução do fluido é calculada em um domínio fixo, as forças sobre a estrutura são coletadas e a malha é ajustada a cada passo de tempo (Bazilevs et al., 2013). Em contraste, a abordagem sequencial forte, ou acoplamento iterativo em blocos, utiliza sub-iterações para sincronizar os campos, combinando as vantagens dos métodos sequencial e monolítico, como no ANSYS (Sun et al., 2008). A principal diferença é que a abordagem forte garante o equilíbrio entre o fluido e a estrutura, enquanto a fraca não.

As análises FSI são classificadas de acordo com o tipo de acoplamento entre a análise estrutural (FEA) e a dinâmica dos fluidos computacional (CFD). Os acoplamentos podem ser classificados em unidirecionais (1-way), onde apenas uma física influencia a outra, e bidirecionais (2-way), que permitem a troca contínua de informações entre ambas. Por exemplo, no acoplamento unidirecional, ao calcular a tensão em uma estrutura em um escoamento que não se deforma, apenas as forças fluidodinâmicas são transferidas. No escoamento de Couette, somente o movimento da estrutura é transferido para o domínio do fluido.

As análises estruturais, tradicionalmente, utilizam o sistema de coordenadas Lagrangeano, onde a malha se move junto com o material, enquanto a dinâmica dos fluidos usa o sistema Euleriano, com a malha fixada no espaço. Segundo Petry (1993), a abordagem Lagrangeana é adequada para grandes deslocamentos e deformações na interface, mas pode apresentar instabilidades em situações de grandes distorções, que são comuns em muitos escoamentos. Em contrapartida, a descrição Euleriana é mais eficaz na representação de fortes gradientes, mas torna-se impraticável em cenários de grandes deslocamentos na interface.

Para problemas de interação fluido-estrutura, nenhuma das abordagens Lagrangeana ou Euleriana é ideal para todo o domínio. A maioria das análises FSI combina uma formulação Euleriana para o fluido com uma Lagrangeana para a estrutura, utilizando um algoritmo de acoplamento complexo que sobrepõe uma malha Lagrangeana à malha Euleriana. O método Arbitrário Lagrangeano-Euleriano (ALE) permite que a malha se mova de forma flexível, abrangendo desde as formulações Lagrangeana até Euleriana. O método ALE tem sido amplamente utilizado em problemas de pequenos e grandes deslocamentos sem alteração topológica na estrutura.

Segundo Souli e Benson (2013), o algoritmo de geração de malha do método ALE não é suficientemente genérico e robusto para lidar com malhas complexas e mudanças topológicas, levando a falhas em muitos problemas tridimensionais. Para a maioria das aplicações tridimensionais, utiliza-se geradores de malhas automáticos que criam uma nova malha com topologia diferente, um processo conhecido como rezoneamento. Esse processo atualiza as variáveis na nova malha por meio de um algoritmo de remapeamento, como o utilizado pelo software ANSYS em análises FSI. Embora o método ALE mantenha a topologia da malha fixa, oferecendo geralmente maior precisão, seu algoritmo de remapeamento proporciona precisão de segunda ordem, enquanto o rezoneamento oferece apenas de primeira ordem.

3.5.1 Dinâmica dos fluidos computacional

A mecânica dos fluidos computacional é uma abordagem numérica da mecânica dos fluidos, viabilizada a partir dos anos 60 pelo aumento do poder computacional. É amplamente utilizada em áreas como engenharia aeroespacial, engenharia de petróleo, bioengenharia, termodinâmica e previsão do tempo. A

dinâmica dos fluidos computacional (CFD) é um ramo da dinâmica dos fluidos que permite simular escoamentos por meio da resolução numérica das equações fundamentais relacionadas à mecânica dos fluidos, termodinâmica e transferência de calor. As simulações podem abranger a transferência de calor e processos físico-químicos.

Embora a análise CFD tenha crescido em popularidade, métodos analíticos e experimentais ainda são utilizados para validar resultados. Desde o século passado, a computação é aplicada na resolução de problemas aerodinâmicos, e a análise CFD complementa experimentos, tornando-se crucial no desenvolvimento de projetos (CHATTOT, 2015).

As equações que regem a dinâmica dos fluidos newtonianos, conhecidas como equações de Navier-Stokes, têm mais de 150 anos de história. Suas aplicações em situações práticas, juntamente com as equações de conservação de massa e energia, geralmente requerem várias simplificações para obter formas reduzidas que representem o modelo matemático desejado. Essas simplificações continuam a ser um foco de intensa pesquisa, especialmente no que diz respeito ao problema da turbulência. Em relação aos fluidos não newtonianos, escoamentos com reações químicas e escoamentos multifásicos, o entendimento ainda é bastante limitado.

O movimento de qualquer partícula fluida é descrito pelas equações de Navier - Stokes, um conjunto de equações diferenciais acopladas definidas pela associação das equações de conservação de massa, conservação da quantidade de movimento e conservação de energia, e que descrevem como a pressão, a temperatura, e a densidade de um fluido estão relacionadas entre si. As equações de Navier - Stokes estão descritas nas Equações (3.7) a (3.9), considerando um fluido em meio contínuo e de comportamento newtoniano:

$$\rho\left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z}\right) = \rho g_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu\left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2}\right) \quad (3.7)$$

$$\rho\left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z}\right) = \rho g_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \mu\left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2}\right) \quad (3.8)$$

$$\rho\left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z}\right) = \rho g_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \mu\left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2}\right) \quad (3.9)$$

Em notação vetorial, as equações podem ser escritas de forma mais compacta e geral como na Equação 3.10:

$$\rho \frac{DV}{Dt} = -\nabla p + \rho g + \mu \nabla^2 V \quad (3.10)$$

onde:

V é o vetor velocidade do fluido;

$\rho \frac{DV}{Dt}$ representa os termos convectivos de transporte (massa por unidade de volume multiplicada pela aceleração);

ρg é a força de campo;

∇p é a força de superfície;

$\mu \nabla^2 V$ é o termo de difusão (forças viscosas por unidade de volume).

De acordo com Bordin (2014), uma das maneiras de abordar problemas de escoamento turbulento por meio de simulação numérica é utilizando as equações de Navier-Stokes em Médias de Reynolds (RANS). Essas equações são derivadas ao decompor as variáveis em uma soma de valores médios e flutuações, sendo que a média das flutuações é igual a zero. Isso resulta em um termo adicional conhecido como tensor de Reynolds, que relaciona as flutuações de massa específica e velocidade. A equação (3.11) apresenta a RANS em forma matricial, desconsiderando as forças de campo, enquanto a Equação (3.12) mostra o tensor de Reynolds.

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \rho (u_j u_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \rho u'_j u'_i \right) \quad (3.11)$$

$$T_{ij} = -\rho u'_j u'_i = -\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} k \delta_{ij} \quad (3.12)$$

Onde $u'_j u'_i$ é a média do produto das flutuações; T_{ij} é o tensor de Reynolds; μ_t é a viscosidade turbulenta; k é a energia cinética turbulenta; e δ_{ij} é o delta de Kronecker, dado pela Equação (3.13), de acordo com Fernandes (2016):

$$\delta_{ij} = \begin{cases} 0; & i \neq j \\ 1; & i = j \end{cases} \quad (3.13)$$

Segundo Freire et al. (2002), os problemas de escoamento turbulento exigem um novo conjunto de equações que relacionem grandezas médias às instantâneas, resultando na criação de modelos de turbulência. Os modelos de duas equações são amplamente utilizados em CFD, consistindo em uma equação de transporte para a energia cinética turbulenta e outra para o comprimento característico ou a dissipação

dessa energia. Moura et al. (2008) destacam os modelos mais comuns: o k- ω , que considera a energia cinética turbulenta (k) e a taxa de dissipação específica (ω), e o k- ϵ , que se baseia em (k) e na taxa de dissipação (ϵ). O modelo k- ω apresenta maior precisão próximo à camada limite, pois é mais sensível às condições de contorno em escoamento livre. O modelo k- ω SST, o utilizado neste trabalho, combina os dois, utilizando o k- ω nas proximidades da parede e o k- ϵ no escoamento livre.

O modelo k - ω SST é bastante semelhante ao modelo k - ω Standard, com diferenças resultantes de duas características específicas do k - ω SST. A primeira diz respeito à transição gradual do modelo k - ω na região interna da camada limite, especialmente próxima à asa, para um modelo k - ϵ em áreas mais afastadas da camada limite, onde o escoamento é totalmente turbulento. A segunda característica que diferencia os modelos é a formulação da viscosidade, que leva em conta os efeitos cisalhantes nas equações de transporte, razão pela qual o modelo é denominado SST (Shear-Stress Transport).

3.5.2 Método dos elementos finitos

De acordo com Finlayson (1972) o método de elementos finitos é uma generalização do método clássico de cálculo de variações, que está associado a Rayleigh e Ritz, e pode ser considerado um método de resíduos ponderados. Para Assan (1996), o método define expressões conhecidas para representar a forma deformada da estrutura, que geralmente são funções trigonométricas ou polinomiais chamadas aproximações de deslocamento ou funções de forma.

Segundo Wang (2007) o MEF é desenvolvido com base no princípio da variação, adotando as ideias de formatos de diferenças finitas e combinando a interpolação polinomial em bloco. Já para Moraes (2015) consiste na discretização de domínios, que podem ter geometrias irregulares arbitrárias, resultando em elementos polinomiais elementares cujo comportamento aproximado da estrutura pode ser alcançado resolvendo aproximações como um todo em seus nós.

O método dos elementos finitos (MEF) tem sido historicamente o método predominante usado para mecânica estrutural e cálculos de tensão (Forsberg, 2021), e é indubitavelmente a técnica numérica para resolver equações diferenciais e integrais em vários campos da engenharia e da ciência mais poderosa.

Em um contexto em que a busca por resultados para certos problemas propostos, se faz necessária através de simplificações e hipóteses para que se diferencie o problema real do problema simplificado, encontra-se o MEF, com o intuito de trazer uma solução aproximada através do uso de métodos numéricos, tanto para estruturas complexas quanto simples, sem influência das condições de carregamento ou da forma da estrutura.

Segundo Corrêa (2021), o método pode ser utilizado como procedimento geral para a geração sistemática de funções aproximadoras devido à sua solução poder ser escrita como uma combinação linear de uma base de funções aproximativas, que independe da maneira na qual foi formulada a forma variacional fraca.

Com o avanço dos microcomputadores e softwares, os estudos numéricos têm se tornado mais frequentes. Dentre as ferramentas de análise numérica, destacam-se programas comerciais e específicos (como SAP2000, ANSYS, ABAQUS) baseados no Método dos Elementos Finitos. Esses softwares permitem simular o comportamento das estruturas de forma numérica, evitando os custos dos ensaios experimentais e a necessidade de desenvolver análises analíticas complexas, que geralmente envolvem equações caras devido à complexidade das análises de tensões e deformações. (CALIL et al, 2017).

3.6 Conceitos básicos dos elementos finitos

Com o método dos elementos finitos (MEF), vários problemas físicos de interesse modelados por equações diferenciais parciais podem ser resolvidos. Como em qualquer método numérico, a precisão do MEF também está relacionada à resolução da malha usada na discretização do domínio real. (SILVA; CAMATA, 2021).

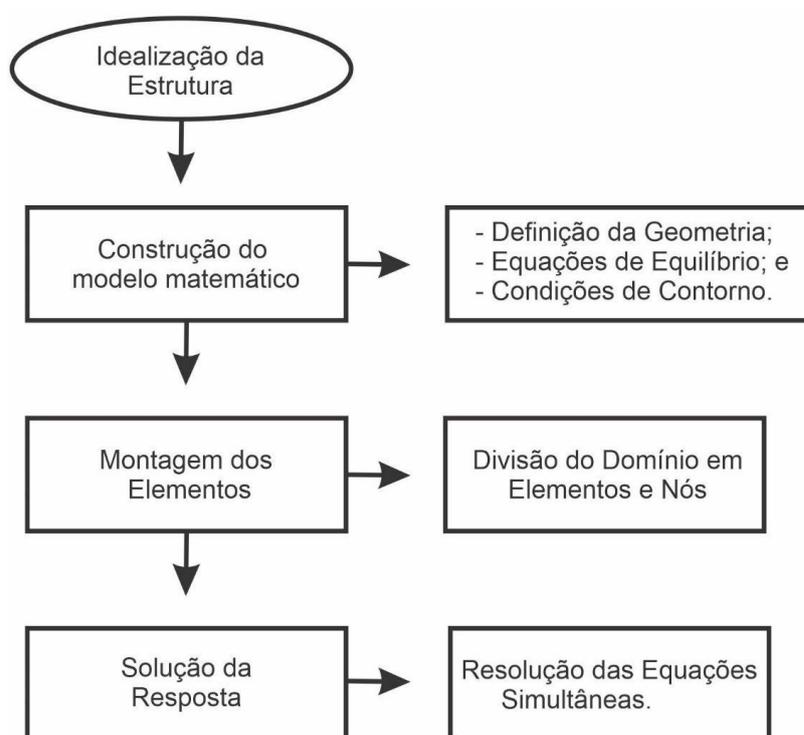
3.6.1 Discretização de um sistema

Em elementos finitos, o modelo CAD é discretizado incorporando o domínio em uma malha de fundo estruturada, ou grade, geralmente consistindo de prismas retangulares, ou células. As condições de contorno são aplicadas aproximadamente e a forma fraca das equações governantes é integrada apenas na parte das células cortadas dentro do domínio. Uma aproximação poligonal da superfície limite sempre levará a um método de ordem inferior, independentemente da ordem polinomial das funções de base. (Febrianto, 2024)

A grade corresponde à discretização geométrica do domínio, subdividindo-o em pequenas partes, denominadas elementos, que representam um domínio contínuo do problema de interesse. Devido à repetida necessidade de resultados mais precisos, grades mais finas, ou seja, grades com maior discretização espacial, são essenciais. (CARNEIRO, 2022)

Os resultados no interior dos elementos são gerados com base no modelo matemático, portanto, defini-lo corretamente para representar a situação física que se quer, é de extrema importância, bem como o conhecimento do método geral de análise de sistemas discretos descrito na Figura 7.

Figura 7 - Método geral para análise de sistemas discretos.



Fonte: Autoria própria (2024).

3.6.2 Análise de estruturas por elementos finitos

A análise matricial de estruturas dispõe-se a delimitar os deslocamentos, reações e esforços solicitantes de estruturas de barras, como são os exemplos das vigas, poligonais, pórticos e treliças planas, grelhas, pórticos espaciais etc., moldando-as como um arranjo de elementos simples (barras), unidos por meio de suas

extremidades ou nós, os quais ainda podem deslocar-se de forma restrita por vínculos (MAZZILLI et al, 2010).

Para a resolução por este método se faz importante o entendimento de dois conceitos: o conceito de rigidez (capacidade de um elemento estrutural resistir a deformações sob a aplicação de cargas) e o conceito de sistemas locais e globais, que pode ser descrito da seguinte forma: o sistema local refere-se ao conjunto de eixos associados a um elemento específico, sem considerar sua posição no espaço global. Em contraste, o sistema global é definido pelo posicionamento de um elemento em relação a um sistema de eixos fixos que abrange toda a estrutura.

Para representar os diversos componentes de deslocamentos e forças a que os elementos finitos estão sujeitos, são construídas matrizes de força, rigidez e deslocamento. A partir dessas matrizes, obtém-se um sistema de equações algébricas lineares, conforme definido pela Equação 3.14. Conhecendo as forças aplicadas à estrutura e calculando a matriz de rigidez, é possível determinar os deslocamentos nodais e, a partir desses deslocamentos, calcular valores de interesse em cada elemento, como tensões, forças internas, deformações máximas e deslocamentos, através dos respectivos arranjos matemáticos.

$$\{f\} = [K] \cdot \{d\} \quad (3.14)$$

Onde:

{f}: Vetor coluna em que são representadas as forças que atuam nos nós do elemento;

[k]: Matriz quadrada contendo os coeficientes de rigidez;

{d}: Vetor coluna em que são representados os deslocamentos associados aos nós do elemento.

3.6.3 Leis fundamentais

A montagem da estrutura de um modelo matemático em elementos finitos é conduzida por três conceitos fundamentais.

1) Equilíbrio de forças

Para que o corpo esteja em equilíbrio, a soma das forças e dos momentos deve ser zero. Então se a estrutura está em equilíbrio, cada um dos elementos que o compõe, individualmente, também estará em equilíbrio.

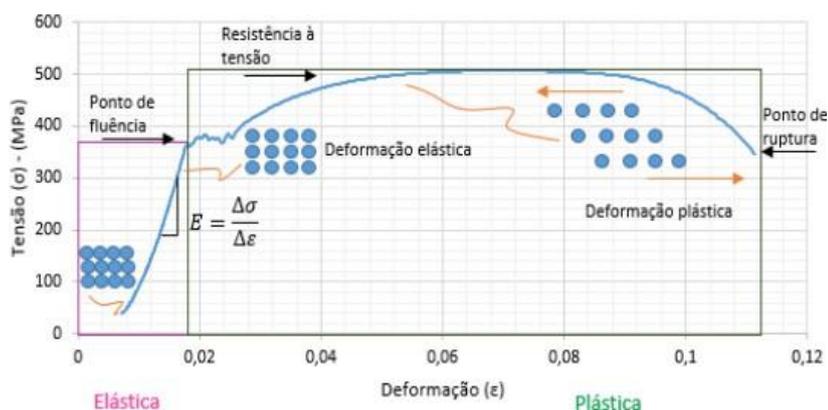
2) Compatibilidade de deslocamentos

Estabelece que os elementos que compartilham um mesmo nó devem ter o mesmo valor de deslocamento nesse nó compartilhado.

3) Lei de comportamento do material

A curva Tensão x Deformação de uma peça metálica descrita na Figura 8 pode ser usada como parâmetro para determinação do comportamento de um material, especificamente para um material dúctil que experimenta grandes deformações antes de romper. A primeira região da curva, chamada de linear elástica, representa o comportamento inicial do material sob carga, delimitada pelo limite de proporcionalidade, e nesta fase não ocorrem deformações plásticas. Além disso, é nessa região que se aplica a Lei de Hooke, permitindo a obtenção de fórmulas essenciais para o método dos elementos finitos, como o Módulo de Young e o Módulo de Cisalhamento do material.

Figura 8 - Curva tensão x deformação de uma peça metálica.



Fonte: Adaptado do Hibbeler (2010)

3.6.4 Malha de elementos estruturais

De maneira simples, o método propõe dividir o sistema em partes menores e resolver as equações que regem o fenômeno físico em questão para cada uma dessas partes. Esses elementos que compõem a malha podem apresentar diversas formas

(barras, placas, tetraédrica, triangular, hexaedros, entre outras) que impactam diretamente na qualidade da solução e no custo computacional do modelo.

Segundo Owen (1998) a malha representa a combinação das subdivisões dos elementos; portanto, sua eficiência dependerá da adequação do refinamento aplicado. Esse refinamento depende de operações aritméticas, que são proporcionais ao elemento finito. Também descrevem o comportamento interno da estrutura, encontrando suas matrizes de rigidez em consonância dos valores obtidos nos “nós”.

3.6.5 Etapas em uma análise em elementos finitos

O método dos elementos finitos oferece uma aproximação mais precisa para geometrias irregulares e complexas, bem como para condições de contorno complicadas. Conseqüentemente, diversas empresas desenvolveram softwares de elementos finitos para calcular temperaturas e tensões (Forsberg, 2021). Algumas dessas empresas oferecem pacotes de software a baixo custo para instituições acadêmicas e estudantes, como é o caso da Ansys, que foi o software utilizado para análise neste trabalho.

O estudo das matrizes de rigidez permite tirar conclusões gerais sobre a construção de um modelo de elementos finitos. Após determinar o campo de deslocamentos para a estrutura completa, é possível calcular os deslocamentos nodais de cada elemento, o que permite obter sua configuração deformada. Portanto, a análise de uma estrutura usando o método dos elementos finitos pode ser formulada através de combinações lineares, que se generalizam nas seguintes etapas:

- 1) Pré-processamento
 - Criação da geometria do sistema sob análise;
 - Definição das propriedades do material;
 - Definição do tipo de elemento;
 - Discretização do modelo (criação da malha).

- 2) Análise
 - Definição das condições de contorno;
 - Definição das cargas aplicadas;
 - Resolução da análise.

3) Pós-processamento

- Escolher tipo de variável de campo que se deseja obter resposta;
- Visualizar variável escolhida;
- Apresentação de resultados através de gráficos.

3.7 Ligas de memória de forma

Lagoudas (2008) define as ligas de memória de forma (LMFs) como uma classe única de materiais com memória de forma com a capacidade de recuperar sua forma quando a temperatura aumenta. Já Silva et al. (2021) diz que as ligas metálicas com memória de forma (LMF) têm a capacidade de retornar a uma forma e/ou tamanho predefinidos após a aplicação de uma tensão externa ou uma variação de temperatura, quando passam por um determinado número de ciclos térmicos.

No estudo de Yi et al. (2024) foi revelado que as características microestruturais, os comportamentos de transformação martensítica e as propriedades mecânicas/funcionais da liga com memória de forma também dependem em grande parte dos parâmetros de treinamento, como número de ciclismo, estresse e deformação de treinamento, bem como dos modos de carga (controlado por tensão ou controlado por estresse) etc.

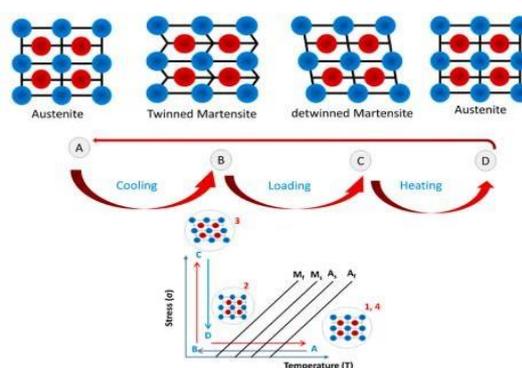
Ambas as definições se complementam e indicam que, sob condições específicas, as ligas com memória de forma (LMF) podem absorver e dissipar energia mecânica, passando por uma mudança de forma histerética reversível quando sujeitas a carregamento cíclico mecânico, e esta capacidade é denominada efeito memória de forma (EMF).

3.7.1 Efeito memória de forma

De acordo com Silva et al. (2021), os fenômenos associados ao efeito memória de forma (EMF) são propriedades termoelásticas da transformação martensítica. Eles podem ser classificados da seguinte maneira: efeito memória de forma simples, efeito memória de forma reversível e pseudoelasticidade. A pseudoelasticidade, por sua vez, varia de acordo com a fase inicial a ser deformada, podendo ser subdividida em superelasticidade (relacionada à matriz) e comportamento tipo borracha (relacionado à martensita).

Segundo Chopra (2002) a liga Ti-Ni exibe um efeito memória de forma superior em comparação com outras ligas metálicas, demonstrando uma recuperação completa mesmo após grandes deformações. Esta liga é composta de fase martensita geminada com estrutura monoclinica à temperatura ambiente. A fase martensita do Ti-Ni-LMF se transforma em fase austenita sob a ação do calor. Durante a transformação da fase martensita, é mostrada a grande deformação recuperável, o que faz com que o Ti-Ni-LMF recupere a forma antes da deformação, devido à transformação da fase martensita ser reversível sob temperatura, resultando em efeito de memória de forma. (Hou et al.,2024) Após a liberação do estresse, o material volta à sua forma inicial sem necessidade de aquecimento, conforme mostrado na Figura 9.

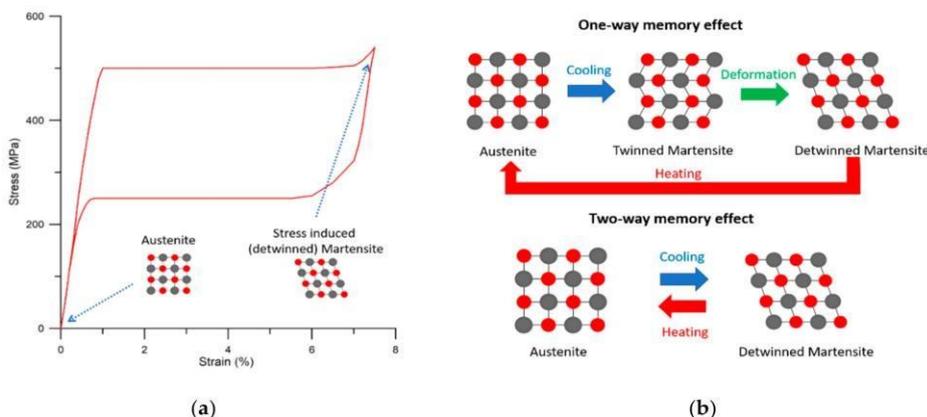
Figura 9 - Esquema do efeito de memória de forma e transição.



Fonte: Ahmad et al. (2024)

Nas LMF de Ti-Ni, a transformação martensítica possibilita alterações reversíveis na estrutura cristalina do Ti-Ni, entre a estrutura cúbica de corpo centrado (austenita) e a martensita, que pode assumir formas monoclinica, ortorrômbica, romboédrica ou trigonal. (Otsuka e Ren, 2005) Além disso, a martensita pode ser geminada ou não geminada, permitindo, em conjunto com a fase austenita, a ocorrência de até seis diferentes cenários de transformação, conforme ilustrado nas Figuras 10 (a) e (b).

Figura 10 - (a) e (b) As propriedades fundamentais do Ti-Ni LMF com seus princípios básicos: (a) Superelasticidade e (b) Efeitos de memória de forma unidirecional e bidirecional.



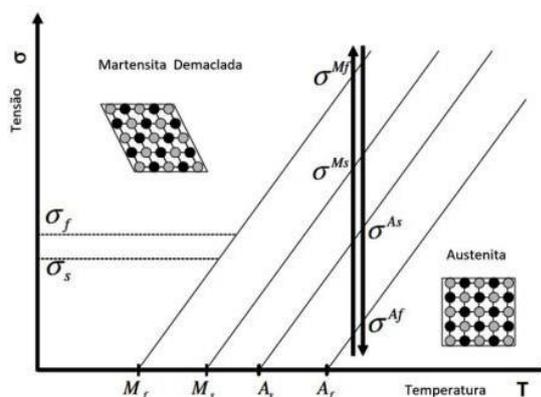
Fonte: (Stachiv, Alarcon e Lamac, 2021)

3.7.2 Superelasticidade

O efeito superelástico ocorre quando a liga com memória de forma no estado austenítico, sob carregamento, apresenta transformação martensítica induzida por tensão. A recuperação da forma ocorre durante o descarregamento (GONZALEZ, 2002).

Ao contrário do efeito memória de forma, que é observado com mudanças de temperatura, a pseudoelasticidade ocorre sem variação térmica. A superelasticidade ou pseudoelasticidade de um SMA envolve a recuperação da deformação induzida por tensão após a remoção da carga a uma temperatura superior à temperatura final da austenita. Esse fenômeno ocorre a temperaturas elevadas, onde a estrutura de austenita é estável. Quando uma força externa é aplicada, a fase austenita pode se transformar em martensita, também conhecida como "martensita induzida por estresse". O cisalhamento nas regiões locais mantém essa tensão. Após a remoção da carga, a deformação gerada é completamente restaurada, e a liga retorna à sua fase inicial de austenita. Esse processo permite uma recuperação de deformação muito maior do que a observada na deformação elástica regular (até 0,5%) sem deformação plástica. No entanto, essa capacidade é limitada a deformações proporcionadas por transformações de fase martensíticas. Esse processo de transformação é acompanhado por uma histerese que reflete a energia dissipada durante o ciclo (BAHL et al.,2020). A Figura 11 apresenta a tensão necessária para iniciar e completar a transformação martensítica e viabilizar a superelasticidade.

Figura 11 - Gráfico esquemático de tensão x temperatura necessário para viabilizar a superelasticidade.



Fonte: (LAGOUDAS, 2008) – Modificado.

3.7.3 Memória de forma simples

Na maioria das vezes, a memória de forma se manifesta de maneira unilateral: ao resfriar um material, sua forma permanece inalterada, embora sua microestrutura se transforme em martensita. Quando o material é deformado, essa deformação persiste até que, ao ser aquecido e retornar ao estado austenítico, o material recupere sua forma original. (Fernandes, 2006)

3.7.4 Memória de forma reversível

De acordo com Pina (2006) O efeito memória de forma reversível ocorre quando um material é capaz de "memorizar" uma forma a alta temperatura e outra a baixa temperatura. Esse efeito é alcançado por meio de ciclos termomecânicos de aquecimento e resfriamento que passam pelas temperaturas críticas da transformação martensítica. Esse processo é conhecido como "treinamento" ou "educação" do material. Após o treinamento, quando as tensões externas são removidas, a amostra treinada se deforma espontaneamente durante o resfriamento e reinicia seu ciclo.

3.7.5 Aplicações das LMF

Em resumo, Shukla e Garg (2023) afirmam que as LMF (Ligas com Memória de Forma) possuem propriedades excepcionais, como efeito de memória de forma, superelasticidade e efeito de amortecimento, que possibilitam uma ampla gama de aplicações em diversas áreas. Entre elas estão a indústria automotiva, biomédica,

aeronáutica, automação e controle (como robótica), processamento químico, setor energético, setor de saúde, dispositivos eletrônicos (para segurança e proteção), entre outros.

As principais aplicações das ligas de memória de forma podem ser agrupadas em quatro categorias principais, com base nas funções principais de seus constituintes: recuperação livre, recuperação restrita, atuador ou produção de trabalho e superelasticidade. (Luo, Zhang e Leng, 2022)

Segundo Rao, Srinivasa e Reddy (2015), para aplicações mais sofisticadas, a liga NiTi é praticamente a única escolhida, sendo amplamente utilizada em atuadores, sensores, acoplamentos e dispositivos médicos e odontológicos.

Considerando o foco principal deste trabalho, é relevante explorar neste tópico algumas aplicações aeronáuticas que demonstram o desenvolvimento de mecanismos com potencial para substituir atuadores tradicionais: como os pneumáticos, hidráulicos e servomecânicos. Essas aplicações visam aumentar a eficiência na execução das funções do componente acionado e resolver ou até mesmo eliminar os problemas associados aos atuadores convencionais.

3.7.6 Modelos constitutivos de ligas de memória de forma

Os modelos constitutivos para ligas com memória de forma passaram por um desenvolvimento significativo nas últimas décadas. Inicialmente baseados em relações uniaxiais, predominantemente empíricas, eles evoluíram para descrições matemáticas mais abrangentes que explicam muitos dos efeitos observados nesses materiais com um nível de detalhe cada vez maior. (Cisse, 2016)

Usualmente, os modelos disponíveis empregam uma ampla gama de abordagens, como modelos fenomenológicos macromecânicos, modelos micromecânicos, e modelos macromecânicos baseados em micromecânica e termodinâmica. Com o avanço dos métodos numéricos, como o método dos elementos finitos, houve uma tendência crescente em favor de métodos contínuos, que utilizam constantes típicas de engenharia como parâmetros.

Bertram (1983) propôs o primeiro modelo fenomenológico tridimensional para ligas com memória de forma. Este modelo, inspirado na teoria clássica da plasticidade, descreve o efeito memória de forma. Posteriormente, Tanaka et al. (1995) desenvolveu uma estrutura teórica macroscópica para explicar o comportamento

dessas ligas sob carregamento cíclico térmico e/ou mecânico. E Liang & Rogers (1990) apresentaram um modelo baseado na relação constitutiva proposta por Tanaka. Para esses modelos assume-se que a deformação, a temperatura e a fração volumétrica de martensita são as únicas variáveis de estado.

O modelo de Souza–Auricchio (Souza et al., 1998; Auricchio & Petrini, 2004), que é o foco deste estudo, se classifica como um modelo constitutivo macromecânico fundamentado em micromecânica e termodinâmica para descrever a LMF. Foi inicialmente desenvolvido por Souza et al. (1998), baseado em conceitos da termodinâmica de materiais com variáveis internas e na teoria dos materiais padrão generalizado. Auricchio e Petrini (2004) aprimoraram o modelo, identificando limitações no algoritmo implícito de integração necessário para a construção de um modelo de elementos finitos.

O modelo de Souza et al. (1998) fundamenta-se na termodinâmica de meios contínuos com variáveis internas, definindo o estado de um ponto em um sólido por meio do tensor de deformações, da temperatura e de um conjunto de variáveis internas. Essas variáveis representam macroscopicamente fenômenos dissipativos que ocorrem em nível microscópico. Além disso, o modelo utiliza a teoria de material padrão generalizado, onde o comportamento tensão-deformação é determinado por dois potenciais: o potencial de energia livre, que gera as leis de estado, e o potencial de dissipação, que define as leis de evolução das variáveis internas. A seguir, serão descritas as variáveis observáveis, as variáveis internas, o potencial de energia livre e o potencial de dissipação utilizados no modelo de Souza et al. (1998), além das relações constitutivas que delas resultam.

As variáveis observáveis usadas no modelo de Souza et al. (1998) são o tensor das deformações infinitesimais, ε , e a temperatura, T . A variável interna incorporada ao modelo para descrever as deformações macroscópicas associadas à transformação de fase do material é um tensor de segunda ordem, e^{tr} , chamado deformação de transformação. De acordo com Orgéas & Favier (1995) assume-se que e^{tr} é um tensor desviador, tendo em vista evidências experimentais que sugerem que a transformação de fase martensítica ocorre aproximadamente a volume constante. A quantidade $\|e^{tr}\|$, definida como a norma de Frobenius de e^{tr} , serve como uma medida da quantidade de martensita em um ponto material do sólido. Assim, denotando por ε_L o valor máximo da deformação de transformação ao final da transformação de fase de um ensaio uniaxial, tem-se a restrição na Equação 3.15.

$$0 \leq \|e^{tr}\| \leq \varepsilon_L, \quad (3.15)$$

onde ε_L é considerado um parâmetro do material.

O potencial de energia livre de Helmholtz, Ψ , proposto por Souza et al. (1998) possui a seguinte forma apresentada na Equação 3.16.

$$\psi(\theta, e, e^{tr}, T) = \frac{1}{2}K\theta^2 + G\|e - e^{tr}\|^2 + \tau_M(T)\|e^{tr}\| + \frac{h}{2}\|e^{tr}\|^2 + I_{\varepsilon_L}(e^{tr}), \quad (3.16)$$

onde $\theta = \text{tr}(\varepsilon)$ e e são as parcelas volumétrica e desviadora do tensor das deformações; K e G denotam os módulos de compressão e cisalhamento do material; $\| \cdot \|$ representa a norma de Frobenius de um tensor; $\tau_M(T)$ é uma função com valores positivos e que aumenta de forma monotônica com a temperatura; essa função é definida como $\tau_M(T) = \beta \langle T - M_f \rangle$ onde o símbolo $\langle \cdot \rangle$ representa os colchetes de Macaulay (i.e., $\langle x \rangle = (x + |x|) / 2$), β é um parâmetro do material relacionado à dependência da tensão crítica (i.e., nível de tensão no qual a transformação martensítica tem início) com a temperatura e M_f é a temperatura abaixo da qual apenas a fase martensítica é estável; h é um parâmetro do material relacionado ao endurecimento do material durante a transformação de fase; por fim, $I_{\varepsilon_L}(e^{tr})$ é a função indicatriz definida pela Equação 3.17:

$$I_{\varepsilon_L}(e^{tr}) = \begin{cases} 0, & \text{se } \|e^{tr}\| \leq \varepsilon_L, \\ +\infty, & \text{caso contrário.} \end{cases} \quad (3.17)$$

Essa função indicatriz foi incorporada ao potencial de energia livre para assegurar que a condição (3.15), que limita os valores da magnitude da deformação de transformação, seja atendida. Em outras palavras, a função indicatriz impede que e^{tr} assumam valores fora de seu intervalo admissível, já que seria necessário um fornecimento infinito de energia para que isso ocorresse.

As relações constitutivas (ou leis de estado) do modelo são derivadas da desigualdade de Clausius–Duhem, levando em consideração que essa desigualdade deve ser satisfeita para qualquer processo termodinâmico descrito pelo potencial apresentado na Equação (3.16). O procedimento envolve substituir na desigualdade de Clausius–Duhem alguns processos termodinâmicos específicos, como, por

exemplo, um processo de deformação elástica a temperatura constante e uniforme. As quantidades termodinâmicas associadas às parcelas volumétrica e desviadora do tensor das deformações, θ e e , e à deformação de transformação, e^{tr} , devem possuir as formas na seguinte Equação 3.18:

$$\begin{aligned} p &= \frac{\partial \psi}{\partial \theta} = K\theta, \\ s &= \frac{\partial \psi}{\partial e} = 2G(e - e^{tr}), \end{aligned} \quad (3.18)$$

$$\left\{ \begin{aligned} X &= - \frac{\partial \psi}{\partial e^{tr}} = s - \beta \langle T - M \rangle_f \frac{e^{tr}}{\|e^{tr}\|} - h e^{tr} - \lambda \frac{e^{tr}}{\|e^{tr}\|}, \end{aligned} \right.$$

onde o tensor X , que representa a tensão termodinâmica associada à deformação de transformação e^{tr} , é chamado tensão de transformação. A variável λ presente na Equação (3.18) surge da diferenciação da função indicatriz $\partial I_{\varepsilon_L}(e^{tr})$ em relação a e^{tr} e é definida como na Equação (3.19):

$$\left\{ \begin{aligned} \lambda &= 0 \text{ se } 0 < \|e^{tr}\| < \varepsilon_L, \\ \lambda &\geq 0 \text{ se } \|e^{tr}\| = \varepsilon_L. \end{aligned} \right. \quad (3.19)$$

Com o objetivo de derivar uma lei de evolução para a deformação de transformação, e^{tr} , Souza et al. (1998) propuseram um pseudopotencial de dissipação com a seguinte forma descrita na Equação (4.6):

$$\Omega(\dot{e}^{tr}) = R\|\dot{e}^{tr}\|, \quad (4.6)$$

onde R é uma propriedade do material que pode ser interpretada como sendo o raio do domínio elástico. Pode-se mostrar que a escolha do pseudopotencial de dissipação apresentado na Equação (3.20) resulta na seguinte lei de evolução para a deformação de transformação dita na Equação (3.21):

$$\dot{e}^{tr} = \dot{\varphi} \frac{\partial f}{\partial X} = \dot{\varphi} \frac{X}{\|X\|}, \quad (3.21)$$

Onde

$$\begin{cases} f(X) = \|X\| - R \leq 0, \\ \dot{\varphi} \geq 0, \\ \dot{\varphi} f(X) = 0. \end{cases} \quad (3.22)$$

É importante notar que a relação estabelecida na Equação (3.22) define um domínio onde a tensão de transformação X deve estar restrita, cuja forma é uma hipersfera de raio R . Quando a tensão de transformação X se encontra dentro desse domínio (ou seja, $f(X) < 0$), a condição (3.22) implica que $\dot{\varphi} = 0$ e, a partir da relação (3.21), temos que $e^{tr} = \mathbf{0}$. Nessa situação, o material apresenta um comportamento elástico. Por outro lado, quando ocorre a transformação de fase, com $\dot{\varphi} > 0$, a condição (3.22) exige que a tensão de transformação X esteja no limite do domínio (ou seja, $f(X) = 0$).

Auricchio e Petrini (2004) propuseram diversas modificações no modelo original de Souza et al. (1998) e no seu algoritmo de integração numérica, visando criar uma formulação que permitisse a análise de problemas reais por meio de elementos finitos de maneira robusta e eficiente. É importante destacar que o modelo e o algoritmo desenvolvidos por Auricchio e Petrini foram integrados ao software comercial ANSYS® para análise por elementos finitos a partir da versão 14.5. A seguir, são apresentadas de forma resumida as alterações que Auricchio e Petrini introduziram na formulação de Souza et al. (1998). Em vez de utilizar a função de transformação de von Mises, conforme indicada na Equação (3.22), Auricchio e Petrini (2004) adotaram a função de Prager–Lode, dada pela Equação (3.23):

$$f(X) = \sqrt{2J_2} + m \frac{J_3}{J_2} - R, \quad (3.23)$$

onde J_2 e J_3 são o segundo e o terceiro invariantes do tensor desviador X definidos pela condição (3.24):

$$\begin{cases} J_2 = \frac{1}{2} \|X\|^2, \\ J_3 = \frac{1}{3} \det(X). \end{cases} \quad (3.24)$$

Na Equação (3.23), m representa uma propriedade do material conhecida como parâmetro de Lode, enquanto R é o raio do domínio elástico. É importante destacar

que m deve ser menor ou igual a 0,46 para garantir a convexidade da superfície de transformação. A utilização da função de Prager–Lode, em vez da função de von Mises, oferece a vantagem de descrever a assimetria na resposta tensão-deformação das Ligas de Memória de Forma (LMF) quando submetidas a tração e compressão.

A principal alteração proposta por Auricchio e Petrini (2004) diz respeito à versão discretizada no tempo do modelo constitutivo. Para esclarecer essa modificação, a seguir são apresentadas as relações constitutivas (3.25) do modelo de Souza et al. (1998) após serem discretizadas no tempo utilizando o método implícito de Euler:

$$\left(\begin{array}{l} p_{n+1} = K\theta_{n+1}, \\ s_{n+1} = 2G(e_{n+1} - e_{n+1}^{tr}), \\ X_{n+1} = s_{n+1} - [\beta\langle T_{n+1} - M_f \rangle + h||e_{n+1}|| + \lambda_{n+1}] \frac{\partial ||e^{tr}||}{\partial e^{tr}} \Big|_{n+1}, \end{array} \right. \quad (3.25)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \lambda_{n+1} \geq 0, \\ e_{n+1}^{tr} = e_n^{tr} + \Delta \delta \frac{\partial f(X)}{\partial \sigma}, \\ ||e_{n+1}^{tr}|| \leq \varepsilon_L, \\ f(X_{n+1}) = \sqrt{2J_2} + m \frac{J_3}{J_2} - R \leq 0, \\ \Delta \delta_{n+1} \geq 0, \\ \Delta \delta_{n+1} f(X_{n+1}) = 0. \end{array} \right.$$

onde os subscritos n e $n+1$ indicam os valores da quantidade no início e no final do pseudointervalo de tempo $[t_n, t_{n+1}]$. O problema crucial levantado por Auricchio e Petrini refere-se ao fato de que a tensão de transformação X_{n+1} depende da derivada da magnitude (norma de Frobenius) da deformação de transformação. Quando $e^{tr} = 0$, essa derivada se torna indefinida. Para solucionar essa questão, Auricchio e Petrini (2004) propuseram substituir a norma de Frobenius $||e^{tr}||$ por uma norma regularizada, definida pela Equação (3.26):

$$||e^{tr}|| = ||e^{tr}|| - \frac{\delta^{(\delta+1)/\delta}}{\delta-1} (||e^{tr}|| + \delta)^{(\delta-1)/\delta}, \quad (3.26)$$

onde δ é um parâmetro que controla a "suavidade" da norma regularizada. Esta norma apresenta as seguintes propriedades desejáveis: para valores grandes de e^{tr} , a norma regularizada coincide com a norma de Frobenius. Para valores pequenos de

e^{tr} , a diferença entre $\|e^{tr}\|$ e $\|e^{tr}\|$ e a norma regularizada tende a zero à medida que $\delta \rightarrow 0$. A quantidade $\|e^{tr}\|$ é sempre diferenciável quando $\delta > 0$, mesmo quando $e^{tr} = 0$. Em outras palavras, a derivada $\partial\|e^{tr}\|/\partial e^{tr}$ é bem definida para todos os valores de e^{tr} . Vale ressaltar que Auricchio e Petrini (2004) utilizaram $\delta = 0,02$ em suas simulações numéricas.

Em suma, é importante destacar que Auricchio e Petrini (2004) desenvolveram um algoritmo do tipo preditor-elástico/corretor-inelástico (conforme Souza Neto et al., 2011) para a obtenção da solução numérica do modelo discretizado no tempo. A estrutura desse algoritmo é semelhante àquelas frequentemente utilizadas na resolução de problemas de plasticidade computacional. Além disso, esses autores derivaram a matriz tangente consistente, necessária para garantir a convergência quadrática assintótica do método de Newton–Raphson global. Este aspecto, fundamental para a implementação computacional do modelo no contexto do método dos elementos finitos, não havia sido abordado no trabalho original de Souza et al. (1998).

Conforme abordado por Auricchio et al. (2009a), essas constantes podem ser determinadas a partir dos seguintes dados experimentais:

- A curva tensão-deformação resultante de um processo de carregamento/descarregamento axial de um corpo de prova mantido a uma temperatura constante.
- A curva deformação-temperatura obtida a partir de um processo de aquecimento/desaquecimento de um corpo de prova submetido a uma tensão axial constante.

É importante destacar que a escolha desses dados experimentais para a calibração do modelo de Souza Auricchio se deve à relativa simplicidade dos ensaios necessários para sua obtenção, em comparação com testes realizados sob condições de carregamento multiaxial. Além disso, existem procedimentos padronizados para a coleta desses dados, conforme as normas ASTM E3098 (2017) e F2516 (2018).

A seguir, apresenta-se a versão do modelo de Souza–Auricchio adaptada para o caso uniaxial (unidimensional). Essa versão facilita a interpretação física das constantes do modelo e sugere um procedimento para a determinação dessas constantes. No contexto uniaxial, o potencial de energia livre de Helmholtz do modelo de Souza–Auricchio assume a seguinte forma da Equação (3.27):

$$\Psi(\varepsilon, \varepsilon^{tr}, T) = \frac{1}{2}E(\varepsilon - \varepsilon^{tr})^2 + \tau_M(T)|\varepsilon^{tr}| + \frac{h}{2}(\varepsilon^{tr})^2 + I_{\varepsilon_L}(\varepsilon^{tr}), \quad (3.27)$$

onde ε é a deformação total, ε^{tr} é a deformação de transformação e T é a temperatura. Para levar em consideração os diferentes módulos de elasticidade das fases austenítica (E_A) e martensítica (E_M), o módulo de elasticidade é expresso por $E = E_A + \xi(E_M - E_A)$, onde $\xi = |\varepsilon^{tr}|/\varepsilon_L$ é a fração volumétrica de martensita ($0 \leq \xi \leq 1$). A satisfação da restrição $0 \leq |\varepsilon^{tr}| \leq \varepsilon_L$ relacionada aos valores da deformação de transformação é garantida pela inclusão da seguinte função indicatriz (3.28) no potencial de energia livre:

$$I_{\varepsilon_L}(\varepsilon^{tr}) = \begin{cases} 0, & \text{se } |\varepsilon^{tr}| \leq \varepsilon_L, \\ +\infty, & \text{caso contrário.} \end{cases} \quad (3.28)$$

A dependência de τ_M em relação a temperatura é expressa $\tau_M(T) = \beta \langle T - M_f \rangle$ onde $\langle . \rangle$ são os colchetes de Macaulay, β é um parâmetro do material e M_f é a temperatura abaixo da qual apenas a fase martensítica é estável. No modelo uniaxial, as relações constitutivas (3.29) são dadas por

$$\begin{cases} \sigma = \frac{\partial W}{\partial \varepsilon} = E(\varepsilon - \varepsilon^{tr}), \\ X = -\frac{\partial W}{\partial \varepsilon^{tr}} = \sigma - \tau_M(T) \frac{s^{tr}}{|\varepsilon^{tr}|} - h\varepsilon^{tr} - \lambda \frac{s^{tr}}{|\varepsilon^{tr}|}, \end{cases} \quad (3.29)$$

onde X é a força termodinâmica associada à deformação de transformação ε^{tr} . A variável λ presente na expressão de X , resultante da derivada da função indicatriz, é tal que a condição está descrita em 3.30:

$$\begin{cases} \lambda = 0 & \text{se } |\varepsilon^{tr}| < \varepsilon_L, \\ \lambda \geq 0 & \text{se } |\varepsilon^{tr}| = \varepsilon_L. \end{cases} \quad (3.30)$$

A lei de evolução da deformação de transformação, ε^{tr} , no caso uniaxial passa a ser escrita como a Equação 3.31:

$$\dot{\varepsilon}^{tr} = \dot{\varphi} \frac{\partial f}{\partial X} = \dot{\varphi} \frac{X}{|X|}, \quad (3.31)$$

Onde

$$\begin{cases} f(X) = |X| - R \leq 0 \\ \varphi' \geq 0, \\ \varphi' f(X) = 0. \end{cases} \quad (3.32)$$

É importante notar que a Equação (3.32) foi obtida sob a suposição de que o parâmetro de Lode, m , é igual a zero. Isso significa que a resposta tensão-deformação do material é idêntica quando submetido a tração ou compressão.

A análise da versão uniaxial do modelo de Souza–Auricchio, contida nas Equações (3.27) a (3.32), revela que ele possui oito constantes: E_A , E_M , ε_L , h , R , β , M_f e m . A representação gráfica das sete primeiras constantes pode ser observada na Figura 12, que ilustra a curva tensão-deformação de uma liga com memória de forma submetida a um processo de carregamento/descarregamento realizado a uma temperatura superior a A_f (ou seja, no contexto em que o material apresenta comportamento pseudoelástico).

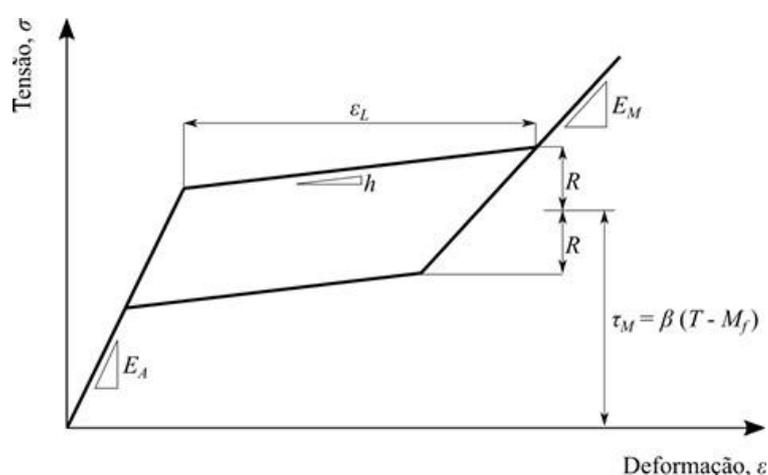
Observa-se que a inclinação da curva tensão-deformação na fase austenítica fornece o valor de E_A , enquanto a inclinação da curva após o processo de transformação martensítica corresponde a E_M . A máxima deformação de transformação, ε_L , pode ser estimada pela diferença entre os valores de deformação total no final e no início da transformação martensítica. O parâmetro h define a inclinação da curva tensão-deformação durante a transformação martensítica, uma vez que $\partial\sigma/\partial\varepsilon = Eh/(E+h)$. Vale ressaltar que $\partial\sigma/\partial\varepsilon = Eh/(E+h) \approx h$ quando $E \gg h$. O parâmetro R (ou seja., o raio do domínio elástico) corresponde à metade da diferença entre a tensão ao final da transformação martensítica e a tensão no início da transformação reversa. O parâmetro τ_M é igual ao valor médio entre as tensões ao final da transformação martensítica e no início da transformação reversa. é importante notar que, no caso de haver assimetria entre as curvas de tração e compressão de uma liga com memória de forma (LMF), o parâmetro de Lode m pode ser calculado pela expressão (3.33) proposta por Auricchio e Petrini (2004).

$$m = \sqrt{\frac{27}{2} \frac{\sigma_c - \sigma_t}{\sigma_c + \sigma_t}}, \quad (3.33)$$

onde σ_t e σ_c são as tensões axiais críticas em tração e compressão, respectivamente.

As constantes do modelo de Souza–Auricchio foram obtidas a partir das curvas tensão-deformação axial fornecidas nos estudos experimentais analisados (Wang et al., 2010; Mehrabi et al., 2015). No entanto, é importante ressaltar que os parâmetros do modelo também podem ser determinados a partir de duas curvas deformação-temperatura do material, correspondentes a diferentes níveis de tensão axial aplicados, conforme sugerido por Auricchio et al. (2009a). Para obter essas curvas, inicia-se o ensaio a uma temperatura baixa, em um nível de tensão onde apenas a fase martensítica está presente, seguida do aquecimento do material e, por fim, do resfriamento até a temperatura inicial. Essa abordagem não foi utilizada no presente trabalho, pois as curvas deformação-temperatura não foram coletadas nos experimentos disponíveis na literatura.

Figura 12 - Representação gráfica das constantes do modelo de Souza–Auricchio em uma curva tensão-deformação correspondente ao comportamento pseudoelástico.



Fonte: Fonseca (2019)

3.7.7 Atuadores

Os atuadores convencionais, como os hidráulicos, pneumáticos e eletromecânicos, são amplamente utilizados na maioria dos sistemas mecânicos. Recentemente, novas tecnologias, como LMF, fluidos eletreológicos, transdutores magnetoativos, motores piezelétricos e polímeros eletroativos, têm sido adotadas para fornecer o movimento e a força necessários.

Segundo Kuznetsov et al. (2022) os atuadores pneumáticos oferecem vantagens como a simplicidade no design e a relativa facilidade de operação e manutenção. Além disso, são econômicos e funcionalmente flexíveis. Semelhantes aos sistemas hidráulicos, os atuadores pneumáticos podem gerar movimento linear sem a necessidade de engrenagens, mas apresentam benefícios adicionais em relação aos hidráulicos, como maior velocidade de operação e menor custo. Apesar de sua ampla aplicação em muitas indústrias, o controle desses sistemas enfrenta desafios significativos devido à sua dinâmica complexa e não linear, além da variação substancial das propriedades do sistema com base no estado e na carga externa.

3.7.8 Atuadores de materiais inteligentes

O uso mais comum dos materiais inteligentes é em sensores, atuadores ou sistemas inteligentes, impulsionado na área tecnológica pela ideia de construir estruturas adaptáveis que consigam alterar propriedades, devido às mudanças ambientais, e serem reparados quando necessário. Os atuadores inteligentes têm demonstrado grande potencial para uma série de indústrias, incluindo músculos artificiais, sensores e dispositivos inteligentes. (Ejehi et al., 2024)

Hoje em dia, os materiais inteligentes mais comuns incluem ligas com memória de forma, materiais piezoelétricos, materiais magnetostrictivos e fluidos eletromagnetorreológicos. Esses materiais podem alterar suas propriedades, como forma e rigidez, em resposta a variações de temperatura, campos de tensão, diferenças de potencial ou campos eletromagnéticos. Serão estudados no decorrer do trabalho apenas os materiais piezoelétricos e os de liga de memória de forma, com enfoque maior neste último.

Os atuadores de cerâmica piezoelétrica possuem domínios compostos por dipolos elétricos com orientação uniforme. Graças ao efeito piezoelétrico indireto, quando uma tensão é aplicada, esses materiais se expandem se o campo elétrico estiver na direção oposta à polaridade dos dipolos, e essa expansão é mantida mesmo após a remoção da tensão. Em contraste, eles se contraem quando o campo elétrico está alinhado com a polaridade dos dipolos. Os materiais mais comuns usados nesses atuadores são os cristais de óxido de zinco (ZnO) e o titanato de zirconato de chumbo (PZT), mas também podem ser utilizados eletrodos metálicos como ouro (Au), cromo (Cr), platina (Pt), entre outros.

As tecnologias convencionais como atuadores pneumáticos, válvulas eletromagnéticas e motores elétricos, que são empregadas atualmente, estão sendo cada vez mais substituídas por sistemas baseados em atuadores piezocerâmicos, com a finalidade de elevar a qualidade dos produtos no que diz respeito à miniaturização, precisão e tempo de resposta.

Os atuadores de LMF têm a capacidade de sofrer grandes deformações e gerar tensões de recuperação extremamente altas. Contudo, sua principal limitação é que a frequência de operação é significativamente menor do que a de outros materiais inteligentes. Segundo Yang et al. (2024), esses atuadores podem ser classificados em três categorias com base em seu tipo de deformação: atuadores lineares, atuadores de torção e atuadores de flexão. Dentre esses, os atuadores lineares LMF, como fios e molas, são os mais simples, leves e amplamente utilizados até o momento.

Partindo do princípio básico e do comportamento mecânico (efeito memória de forma e pseudoelástico), muitos estudos e aplicações na área aeroespacial estão relacionados às asas deformáveis (experimental e de modelagem), bem como adaptação da geometria de entrada de vários sistemas de propulsão. Outros descrevem o chevron de geometria variável acionado por LMF usado para empuxo e otimização de ruído, além da otimização geral da eficiência com redução do consumo de energia. Além disso, há também aplicações espaciais para isolar as microvibrações, para dispositivos de liberação de baixo choque e velas solares auto-desdobráveis.

No universo das ligas de memória de forma, as principais ligas que apresentam EMF e que vem sendo utilizadas em aplicações tecnológicas pertencem ao sistema Ti-Ni, porém são encontrados estudos com outros sistemas de ligas como Cu-Al-Ni, Cu-Al-Mn, Cu-Sn, Cu-Xn-Al. As ligas do sistema Ti-Ni estão entre as que têm apresentado os melhores resultados quanto ao rendimento, recuperação de forma, resistência mecânica, resistência à corrosão e a degradação da transformação. (Oliveira, 2011)

3.7.9 Estado da arte

Estudos sobre atuadores com LMF em aeronaves têm crescido nos últimos anos, focando suas aplicações em controle de voo e otimização de desempenho. Esses atuadores são valorizados por sua eficiência, rápida resposta e redução de

peso, tornando-os atrativos principalmente para aeronaves não tripuladas. As pesquisas abrangem desde simulações computacionais até testes experimentais, avaliando a eficácia desses sistemas em diversas condições. Embora a utilização de atuadores com LMF seja recente, já existem análises significativas sobre o tema, os trabalhos correlatos estão descritos a seguir.

Hutapea et al. (2008) desenvolveram um sistema de atuador com molas de memória de forma para controlar a posição dos flaps, construindo um protótipo que foi validado e mostrou bom potencial para aplicações futuras. Dönmez e Özkan (2011) projetaram um sistema de controle para flaps de um veículo aéreo não tripulável, utilizando dois fios de memória de forma e elaborando um modelo matemático baseado em testes de caracterização.

Barbarino et al. (2011) identificou o uso de materiais de LMF como uma possível solução para o desafio de criar estruturas que sejam ao mesmo tempo rígidas o suficiente para manter a forma da asa sob diferentes carregamentos e flexíveis o suficiente para se deformar sem colapsar. Em termos aerodinâmicos, o conceito de uma asa que possa ajustar sua geometria, como a curvatura dos perfis da asa, para se adaptar a diferentes condições de voo, representaria uma configuração otimizada, promovendo melhorias na eficiência aerodinâmica e na aeronavegabilidade.

Senthilkumar (2012) investigou o uso de atuadores de efeito memória de forma (EMF) para acionar flaps, destacando sua eficiência em aplicações de asas adaptáveis. Em um estudo posterior (Senthilkumar et al., 2013), o foco foi o desenvolvimento de mecanismos para acionamento de compensadores, pequenas superfícies móveis que auxiliam na manutenção da altitude da aeronave. O trabalho também explorou o uso de um sistema semelhante para acionar flaps simples nas asas de um avião.

Enquanto Karagiannis et al. (2014) estudaram o projeto de uma asa adaptável composta por três elementos, utilizando fios de liga de memória de forma para mudanças de forma. A análise foi realizada com elementos finitos e critérios de projeto analíticos, e os resultados experimentais mostraram boa capacidade para a aplicação do projeto. Ko, Bae e Rho (2014) propuseram um modelo de asa adaptável com atuadores de memória de forma, realizando o design e fabricação do protótipo, além de testar suas propriedades aerodinâmicas. O perfil foi projetado com múltiplos elementos que permitem rotações relativas entre elementos adjacentes.

Souza et al. (2015) desenvolveram um protótipo para o acionamento de flaps de um aeromodelo cargueiro, utilizando molas de aço e molas de fios de memória de forma. O projeto incluiu um módulo que pode ser acoplado à asa do aeromodelo, que participou da competição SAE Brasil Aerodesign em 2013. Coura (2016) analisou a aplicação de dois fios de liga NiTi para o movimento de um flap, onde cada fio era responsável pela rotação da articulação do flap em direções específicas, com aquecimento para recuperação da forma realizado pelo efeito Joule.

Kamaruzaman and Abdullah (2017) apresentam um mecanismo de atuação com ligas de memória de forma para um veículo aéreo não tripulado de asas batentes (MAV), ressaltando o baixo peso das LMFs como sua principal vantagem. Um protótipo foi fabricado conforme critérios de design estabelecidos, e os resultados comprovam a viabilidade do uso de atuadores LMF em MAVs de asas batentes.

Machairas et al (2018) apresentam um modelo de interação aero estrutural para simulação rápida de estruturas em transformação com atuadores de liga de memória de forma. O estudo investiga um mecanismo adaptativo de 2 elos para alívio de carga em lâminas de turbinas eólicas, considerando dois cenários de transformação. O modelo de interação fluido-estrutura (FSI) avalia os efeitos no controle ativo da forma do aerofólio, na resposta do atuador e no desempenho aerodinâmico, demonstrando a robustez e eficácia do método FSI.

Pirondi et al (2019) dizem em seu trabalho que a adaptação de forma é essencial para melhorar o desempenho aerodinâmico de dispositivos como aeronaves e turbinas, reduzindo partes móveis. Compostos assimétricos biestáveis com fios de liga com memória de forma são eficientes para esse propósito, mas a integração dos fios LMF em uma placa compósita (SMAC) envolve desafios no ajuste de parâmetros como tamanho, layup, propriedades elásticas, número de fios e comportamento termomecânico. Portanto, apresentam estratégias para modelar e otimizar um SMAC considerando requisitos de biestabilidade e deflexão pós-manufatura.

Kamalakaran (2020) apresenta um sistema de morfologia multi-segmento para um Veículo Aéreo Micro (MAV) com atuadores de liga com memória de forma (LMF). O estudo propõe um mecanismo leve e eficiente para ajustar a geometria do MAV durante o voo, melhorando seu desempenho aerodinâmico. O sistema utiliza múltiplos segmentos controlados por atuadores LMF, permitindo a adaptação das asas para maior manobrabilidade e eficiência. O artigo aborda o design do sistema, a

integração dos atuadores LMF e os desafios e benefícios dessa tecnologia em MAVs, como o controle preciso da forma e o baixo consumo de energia.

Binbin Lv, Yuanjing Wang e Pengxuan L (2021) analisam os efeitos das deflexões da borda de fuga de um perfil de asa supercrítico, controladas por atuadores de liga com memória de forma (LMF), nas características aerodinâmicas transônicas. Os resultados indicam que os atuadores LMF podem melhorar a eficiência aerodinâmica, reduzir o arrasto e aumentar a estabilidade em voo transônico, destacando seu potencial para otimizar o desempenho de aeronaves de alta velocidade e a importância do controle adaptativo de superfícies aerodinâmicas.

Sansone et al (2022) exploram os atuadores torsionais baseados em ligas com memória de forma (LMF), desde o conceito até o design preliminar. O estudo foca nas características torsionais dos atuadores LMF, que geram movimento rotacional ao serem ativados termicamente, e na teoria da transformação de fase que permite o controle preciso do movimento. Os autores analisam as vantagens e limitações desses atuadores em relação a outras tecnologias e discutem aspectos do design, como geometria, desempenho térmico e força. O artigo conclui destacando o potencial dos atuadores SMA em aplicações como robótica, aeronáutica e dispositivos adaptativos.

Singh et al. (2023) descreve o design e a fabricação de um atuador impresso em 4D, baseado em liga com memória de forma (LMF), para um Veículo Aéreo Micro

Fixo (FWMAV). O estudo explora como a impressão 4D pode ser usada para criar atuadores que alteram sua forma com estímulos térmicos, melhorando a manobrabilidade e eficiência do FWMAV. O trabalho detalha o processo de fabricação do atuador e avalia seu desempenho em diferentes condições térmicas, destacando o potencial da tecnologia para sistemas adaptativos em aeronaves de pequeno porte.

Wang et al. (2023) revisam os avanços em veículos aéreos nano com asas batentes ultra-leves (FWMAVs), abordando três áreas principais: músculos artificiais, mecanismos de controle de voo e asas biomiméticas. O estudo discute o uso de ligas com memória de forma (LMF) e materiais piezoelétricos para o movimento das asas, além de explorar sistemas de controle adaptativos e sensoriais para manobrar os veículos. Também examina o design de asas inspiradas em insetos e aves, com o objetivo de melhorar a eficiência e a manobrabilidade. O artigo destaca os desafios e inovações necessárias para desenvolver FWMAVs mais leves e eficientes, com aplicações em vigilância, monitoramento e exploração.

Yang et al. (2024) descrevem o desenvolvimento de uma asa de morphing flexível e bidirecional, acionada por atuadores de fio de liga com memória de forma (LMF) antagônicos. O sistema permite alterar a geometria da asa conforme as condições de voo, melhorando o desempenho aerodinâmico, a manobrabilidade e a eficiência energética. Os atuadores LMF antagônicos possibilitam a flexibilidade da asa em múltiplas direções. O estudo apresenta o design, funcionamento e desempenho do sistema, com resultados experimentais que comprovam sua eficácia em aplicações de aeronaves adaptativas.

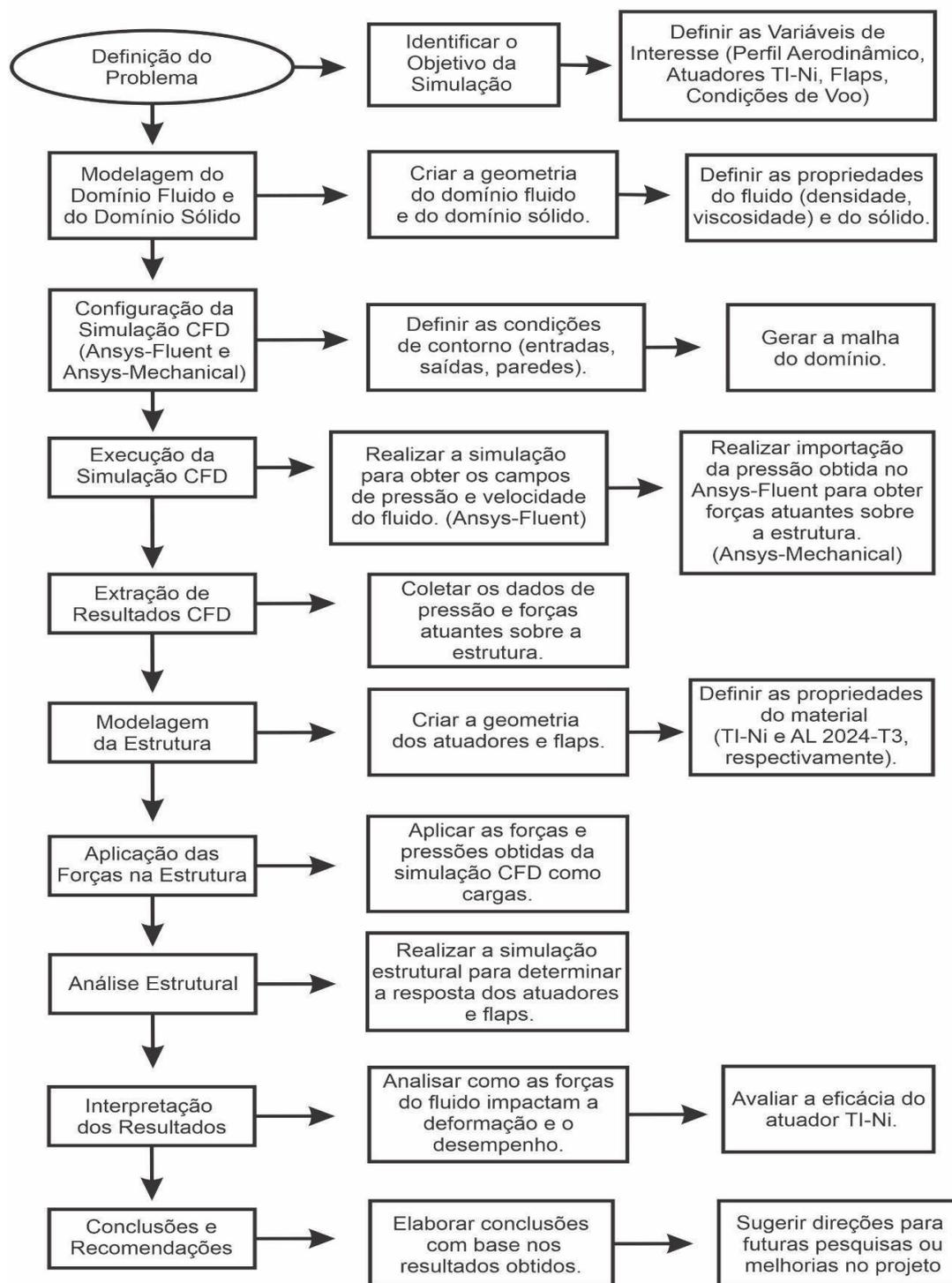
Yuki Harada e Atsuhiko Senba (2024) propõem um sistema de flap morphing acionado por um mecanismo com fios de liga com memória de forma (LMF) antagônicos. O design permite controlar a deformação dos flaps de forma bidimensional e adaptativa, com o mecanismo de link facilitando a mudança de forma. O estudo destaca as vantagens do uso de SMA, como redução de peso e aumento da eficiência energética, e apresenta resultados experimentais que comprovam a eficácia do sistema para aplicações em aeronaves adaptativas.

Khan et al (2024) examinam o design e os testes de atuadores baseados em ligas com memória de forma (LMF) para asas inteligentes de aeronaves. O estudo foca no uso das LMF para ajustar a geometria das asas, melhorando a adaptabilidade e o desempenho aerodinâmico. Os autores abordam o design, a escolha de materiais e a otimização dos atuadores, além de realizar testes experimentais que demonstram sua eficácia em condições simuladas de voo. Os resultados mostram que os atuadores LMF são eficazes no controle das deformações das asas, melhorando a manobrabilidade e a eficiência do combustível. O estudo também discute desafios como a redução de peso e a durabilidade, concluindo que os atuadores LMF têm grande potencial para o desenvolvimento de sistemas de controle de voo mais leves e adaptativos em aeronaves futuras.

4. METODOLOGIA

A metodologia deste trabalho consistiu em desenvolver uma proposta de atuador baseado em liga de Ti-Ni com memória de forma, visando substituir um sistema convencional de acionamento de flaps utilizando a contração dos fios de Ti-Ni, e avaliando seu comportamento através de simulações no Ansys para prever o seu desempenho. Inicialmente, foi realizada uma simulação unidirecional (One-Way) para investigar os efeitos das forças do fluido sobre os atuadores e flaps, antes de avançar para análises mais complexas. As propriedades mecânicas e térmicas da Liga de Memória de Forma (LMF) de Ti-Ni, foram baseadas nos dados de experimentos obtidos na literatura consultada, esses parâmetros foram essenciais para a aplicação dos modelos constitutivos no estudo, permitindo prever o comportamento termomecânico do material. A implementação desses modelos gerou dados numéricos que ajudaram a identificar o modelo mais eficaz, escolhido para o desenvolvimento do trabalho, com resultados que incluíram informações sobre os esforços e deslocamentos dos atuadores. O fluxograma apresentado na Figura 13 apresenta a metodologia do desenvolvimento realizado.

Figura 13 - Fluxograma do desenvolvimento do projeto.



Fonte: Autoria própria (2024)

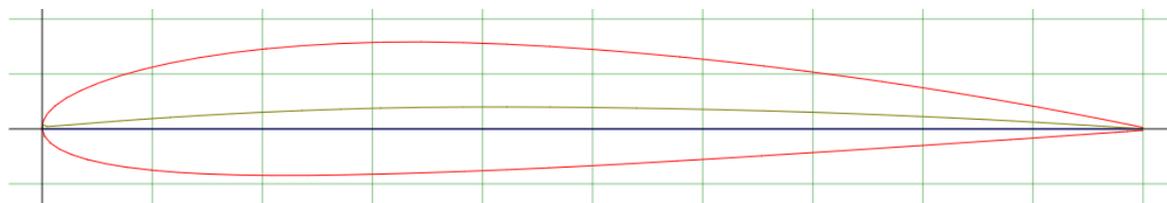
4.1 Análise de elementos finitos

Neste tópico, serão abordados a seleção do perfil aerodinâmico e suas características, além do dimensionamento e das propriedades dos domínios sólido e fluido utilizados na simulação unidirecional. O objetivo é compreender como as forças do fluido, como pressão e velocidade, atuam na asa, bem como seu comportamento estrutural, fornecendo a força necessária para que as ligas de Ti-Ni possam acionar o flap.

4.1.1 Dimensionamento do perfil

Considerando o ponto de origem no bordo de ataque, este perfil aerodinâmico apresenta a sua maior espessura em 12,0 % do comprimento total de corda. Já o camber, que é a distância perpendicular da linha média de curvatura em relação à linha de corda, atinge o seu máximo em 40,0 % do comprimento total (AIRFOILTOOLS, 2024). Conforme ilustrado na Figura 14, o perfil aerodinâmico escolhido foi o NACA 2412.

Figura 14 - Perfil NACA 2412.

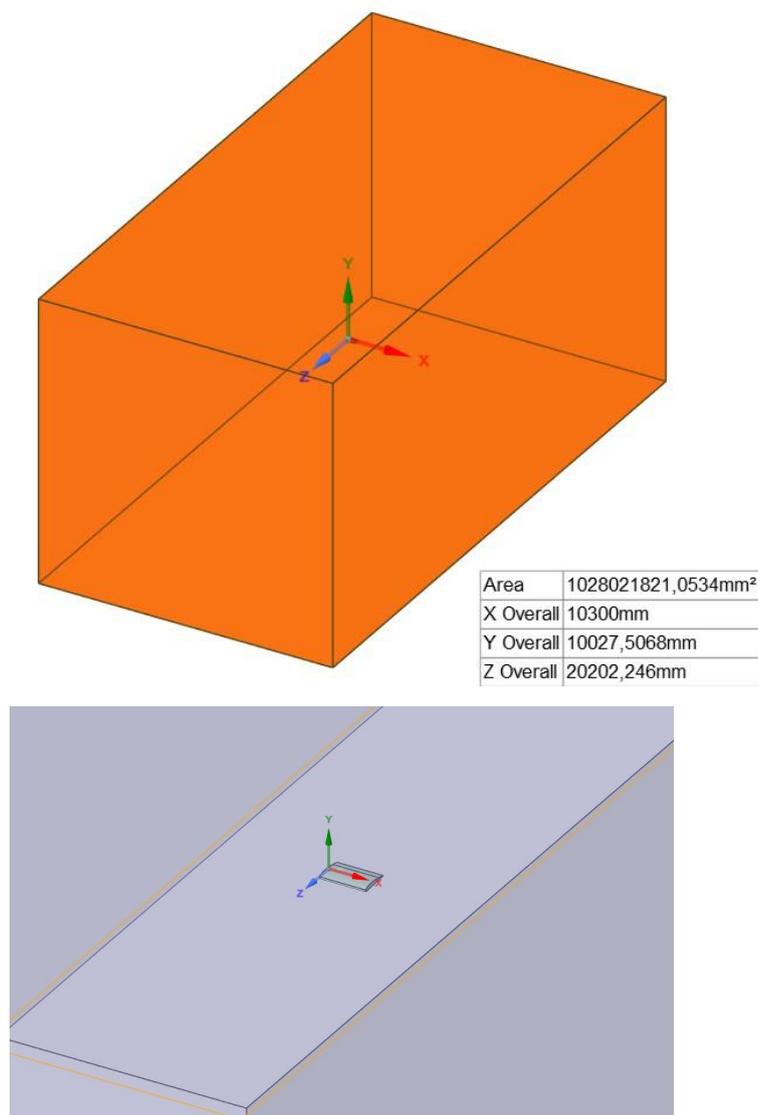


Fonte: airfoiltools (2024)

4.1.3 Domínio fluido - Geometria do túnel de vento

A Figura 15 apresenta a modelagem 3D da geometria do volume de controle, desenhada como uma caixa cujas dimensões são 5.000 mm x 5.000 mm x 10.000 mm, que atuará como um túnel de vento para a simulação CFD.

Figura 15 - Dimensões do domínio fluido e detalhe da asa (domínio fluido) dentro do volume de controle.



Fonte: Autora (2024)

4.1.2 Domínio sólido - Geometria da Asa

O protótipo desenvolvido é uma seção de asa projetada com base no perfil aerodinâmico NACA 2412, dividido em duas seções ajustáveis para alterar a curvatura. A asa analisada foi baseada no modelo Cessna 172 Skyhawk, um monomotor de asa alta que é amplamente utilizado para treinamento de voo devido à sua robustez, estabilidade e facilidade de pilotagem (Nunes et al, 2016). A asa adaptada possui uma corda aerodinâmica de 202,2535 mm e um comprimento total de 300,051 mm. As principais características adotadas neste estudo estão detalhadas na Tabela 1.

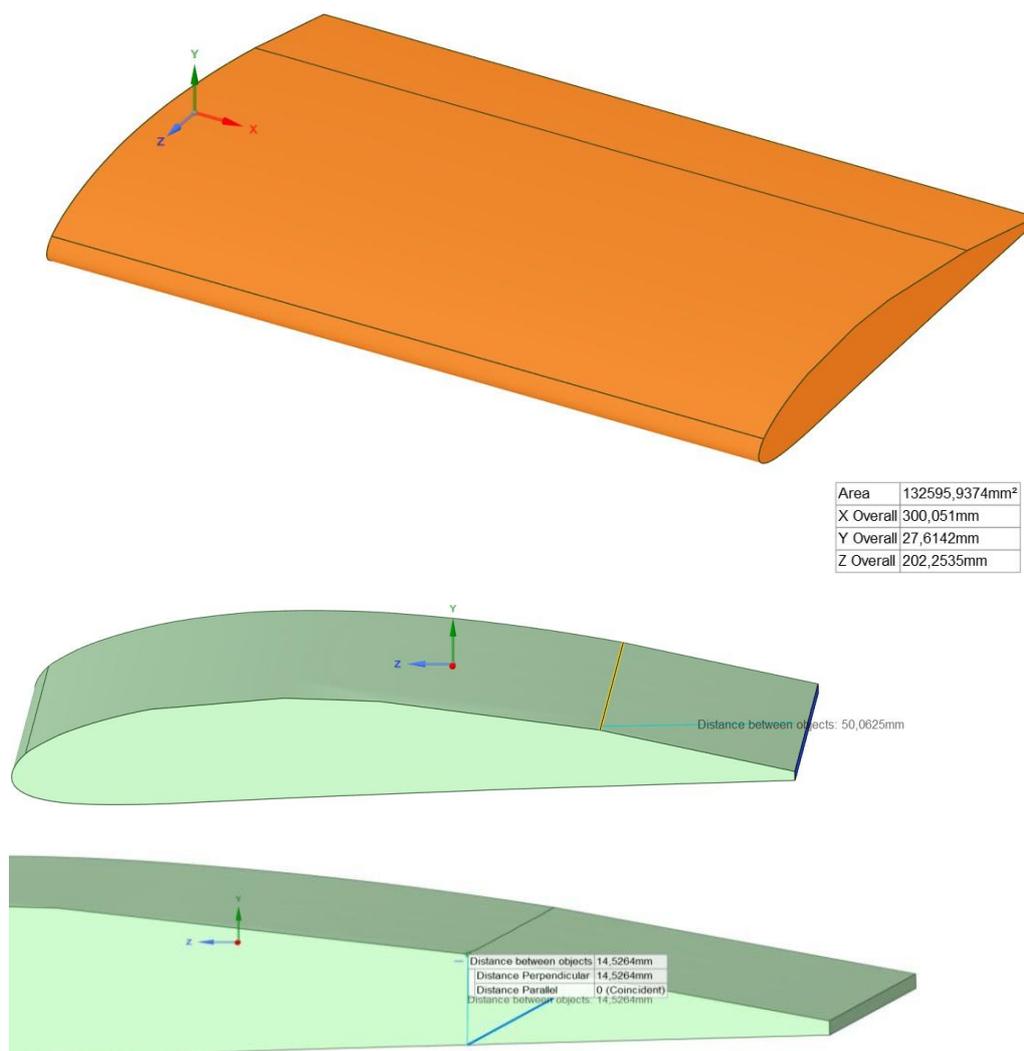
Tabela 1 - Características da asa modificada e miniaturiza, baseada no Cessna 172.

Perfil	NACA 2412 - modificado
Comprimento da Asa	300,051 mm
Área	132.595,9374 mm ²
Comprimento do Flap (sem inclinação)	50,0625 mm
Comprimento da Corda	202,2535 mm

Fonte: Autora. (2024)

Na Figura 16 consta a modelagem 3D da geometria da asa completa escolhida com suas respectivas dimensões principais como comprimento da asa, área, comprimento da corda do perfil e dimensões do flap.

Figura 16 - Modelagem da asa e dimensões do flap.



Fonte: Autora. (2024)

O material usado para simular a estrutura da asa foi a liga de alumínio 2024-T3 cujas propriedades estão descritas na Tabela 2. A liga de alumínio 2024 é para usinagem de alta resistência, essa apresenta boas características de usinabilidade, capacidade de acabamento superficial e perfuração profunda.

Tabela 2 - Propriedades mecânicas da liga de alumínio 2024-T3.

Módulo de cisalhamento	28 GPa
Módulo de elasticidade	73,1 GPa
Coefficiente de Poisson	0,33
Limite de escoamento	0,45 GPa

Fonte: NUNES ET AL., 2016

4.1.4 Modelagem computacional para obtenção das forças resultantes no flap

As análises numéricas aumentam a confiabilidade do projeto, reduzem o tempo de execução, previnem erros de projeto e diminuem os custos, entre outros benefícios. Portanto, devem ser realizadas com extremo cuidado para representar a situação da forma mais realista possível.

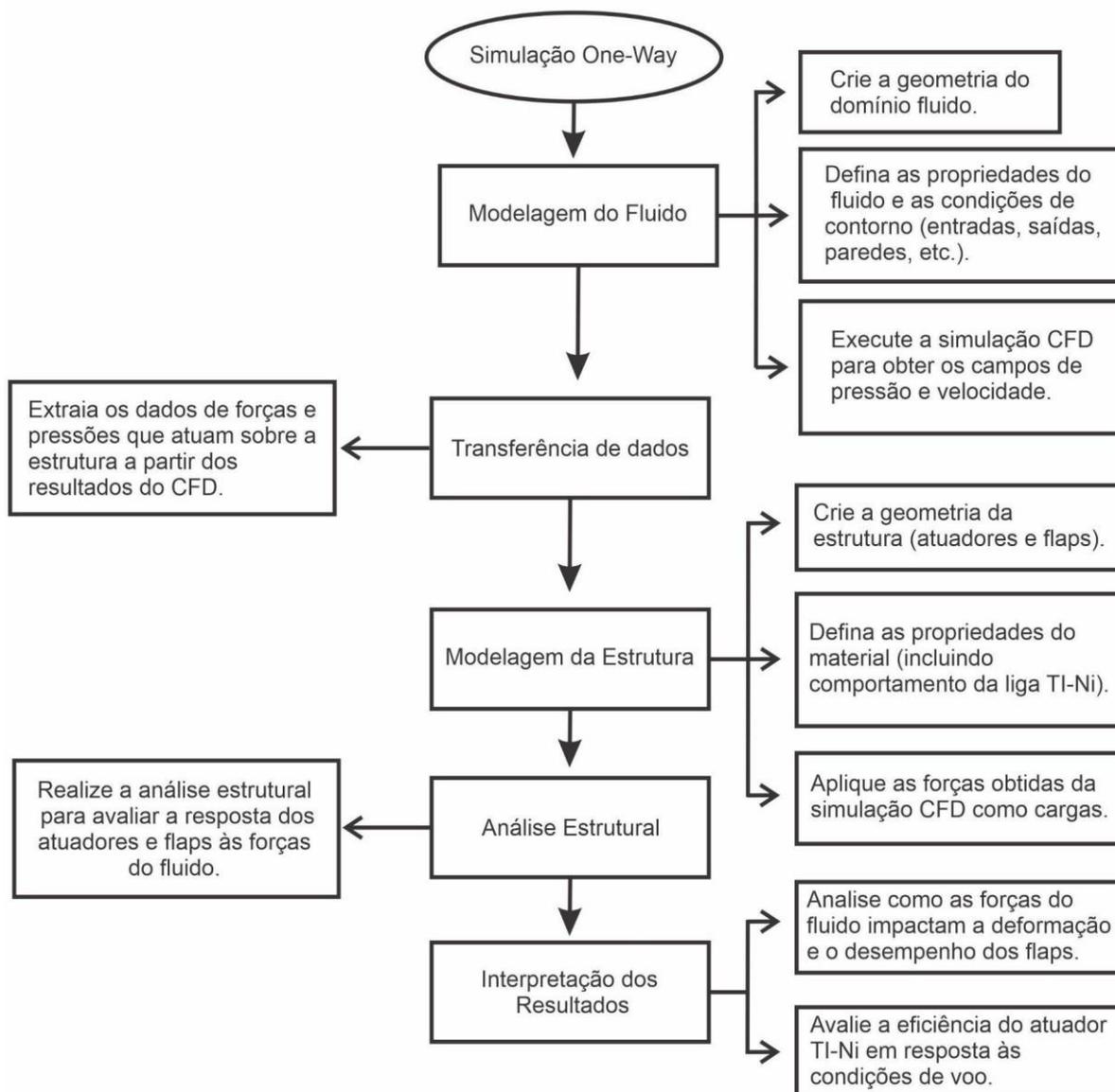
A solução de uma simulação de FSI em geral requer dois solvers separados, um para o fluido (CFD) e outro para a estrutura (FEM) que realizam as operações em ordem sequencial quando as informações são compartilhadas entre o Fluent e o Mechanical nos pontos de sincronização.

Por possuir uma complexidade computacional menor em comparação com simulações bidirecionais e ser útil para entender como as forças do fluido afetam a estrutura sem a necessidade de uma análise fluido-estrutural completa, escolheu-se a simulação One-Way para investigação inicial do problema proposto, cujas etapas para sua realização estão descritas na Figura 17 e ele possui as seguintes características:

1. Cálculo do Fluxo: O primeiro passo é realizar uma simulação CFD (Dinâmica de Fluidos Computacional) para calcular o campo de velocidade, pressão e outros parâmetros do fluido.
2. Aplicação das Forças: Os resultados do CFD são então utilizados para calcular as forças que atuam sobre a estrutura (neste caso, o atuador Ti-Ni e os flaps).

3. Análise Estrutural: A análise estrutural é realizada com base nas forças determinadas pelo fluxo, sem considerar a influência que a deformação da estrutura pode ter de volta no fluxo do fluido.

Figura 17 - Fluxograma com etapas para realizar uma simulação One-Way.



Fonte: Autora (2024)

Segundo Nunes et al. (2016) a modelagem e o refinamento da malha são etapas cruciais nesse processo. A escolha criteriosa dos elementos, juntamente com uma modelagem precisa e o grau adequado de refinamento da malha, são essenciais para garantir resultados mais próximos da realidade. No entanto, o valor exato nem sempre é alcançável; por isso, um estudo de convergência é fundamental para avaliar se a modelagem é satisfatória.

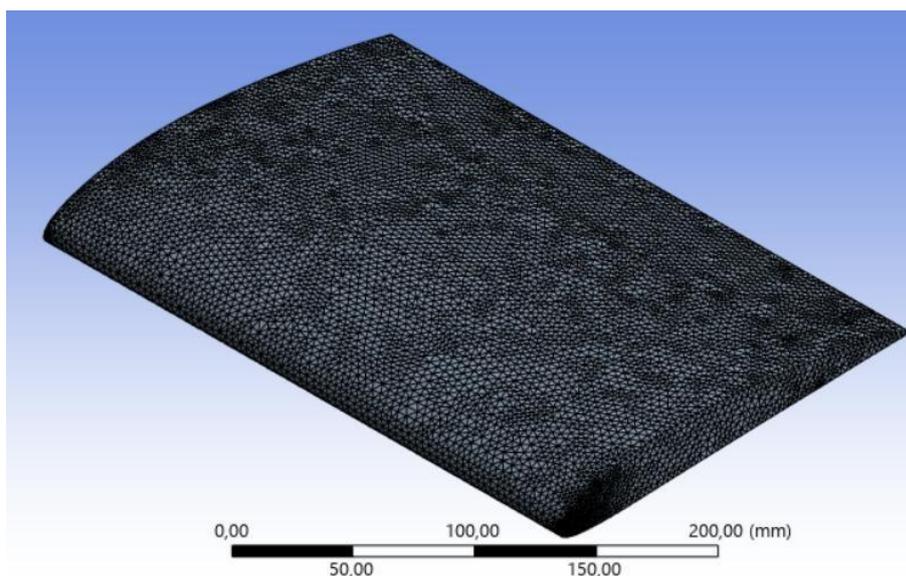
4.1.5 Análise de malhas

Desenvolveu-se as etapas da simulação utilizando o software Ansys-Fluent e Ansys-Mechanical® 24 em um computador equipado com um processador Intel® Core i7-7500U, 16 GB de memória e placa de vídeo Nvidia GeForce® 940MX 4GB. Foram utilizadas métricas de qualidade de malha “skewness” e razão de aspecto, que são para avaliar a qualidade da malha em uma simulação numérica, quantificando o grau de distorção ou assimetria dos elementos da malha, como apresentado nos gráficos da Figuras 19 e 22, comparando com um elemento ideal.

4.1.5.1 Malha - Domínio sólido

A Figura 18 representa a discretização da asa, domínio sólido utilizado na simulação.

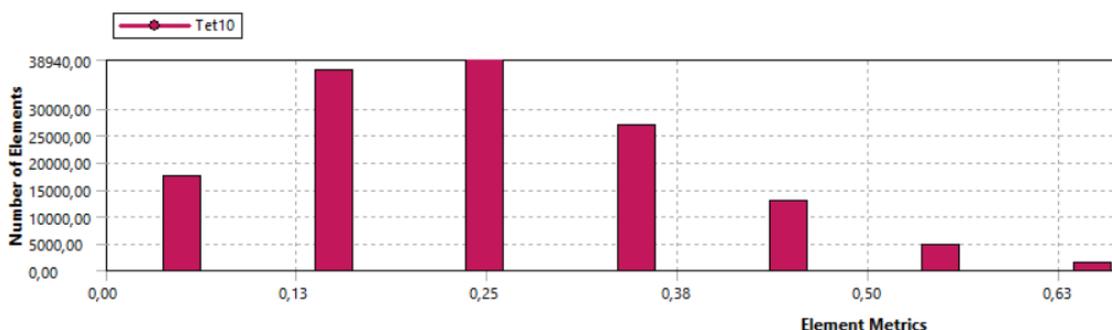
Figura 18 - Malha da asa.



Fonte: Autora (2024)

A malha utilizada conta com 211.603 nós e 139.152 elementos, composta por 139.152 elementos TET10 (tetraédricos com 10 nós), aplicados em regiões que exigem maior precisão e detalhe. Todos os elementos são de ordem quadrática e possuem um tamanho de 3 mm. O uso de elementos tetraédricos, indica que a malha foi projetada para lidar com geometria complexa, possibilitando simulações detalhadas e confiáveis.

Figura 19 - Medida de qualidade de malha utilizando o Skewness.

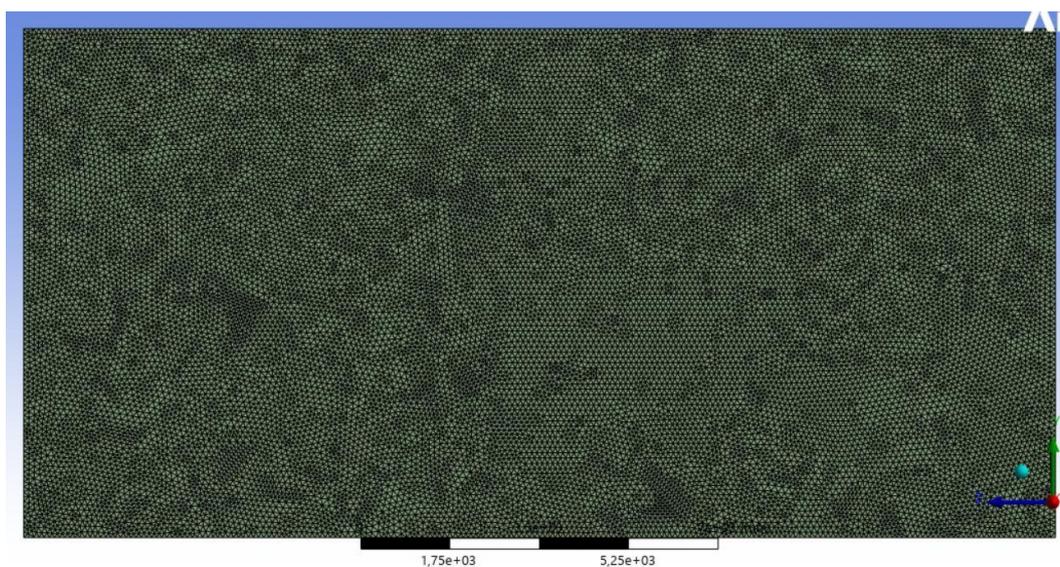


Fonte: Autora (2024)

4.1.5.2 Malha - Domínio fluido

A Figura 20 representa a discretização do volume de controle, domínio fluido utilizado na simulação.

Figura 20 - Malha do volume de controle.

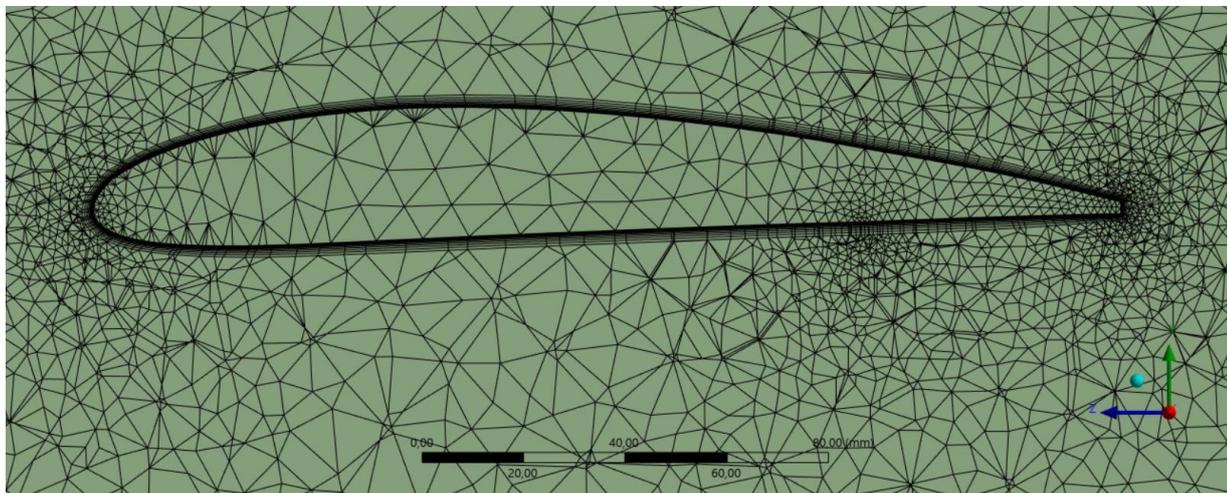


Fonte: Autora (2024)

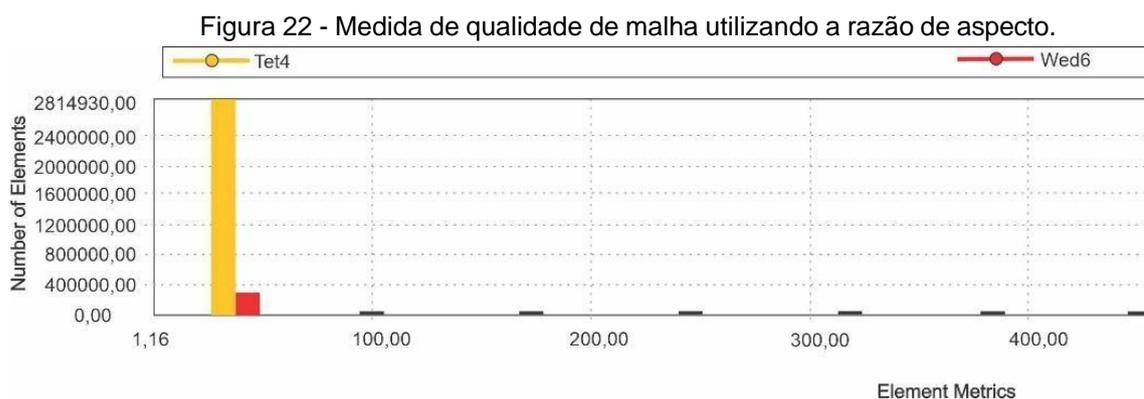
A malha utilizada possui 650.280 nós e 3.054.410 elementos sólidos, sendo composta por 2.814.930 elementos TET4, que são tetraédricos de 4 nós, utilizados para representar volumes de maneira flexível, e 239.480 elementos WED6, que são elementos de cunha com 6 nós, permitindo uma transição suave entre elementos tetraédricos e hexaédricos. Os elementos têm um tamanho de 100 mm. A malha apresenta uma camada de prisma ao redor do perfil aerodinâmico, definida pela espessura da primeira camada, onde a mesma foi determinada como 0,1 mm, com um máximo de 10 camadas, e taxa de crescimento de 1,2. Ela é mais densa nas

proximidades das bordas do perfil, onde há maior interesse e ocorrem as alterações mais significativas. Os detalhes da malha estão apresentados na Figura 21.

Figura 21 - Detalhe da malha do domínio fluido próximo ao perfil.



Fonte: Autora (2024)

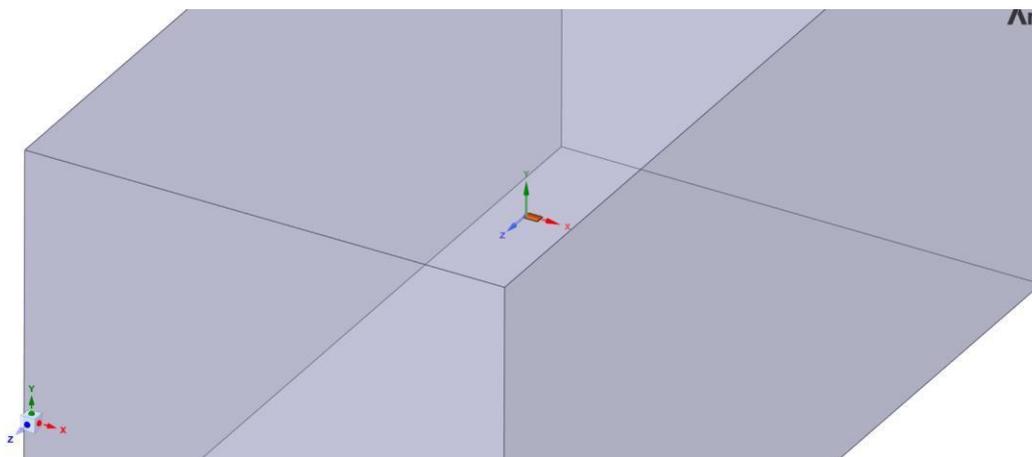


Fonte: Autora (2024)

4.1.6 Análise Fluidodinâmica - Ansys Fluent

Para esta análise, a asa do aeromodelo foi simulada com o ângulo de ataque variando para 0° , 4° e 8° bem como suas combinações com o flap ajustado a 0° e 6° , visando obter os resultados dos contornos de velocidade e pressão ao redor do perfil, bem como na asa como um todo, conforme mostrado na Figura 23. O modelo foi posicionado em um volume de controle que era 50 vezes maior que a corda média aerodinâmica a montante e a jusante, a fim de evitar efeitos de borda na distribuição de pressão.

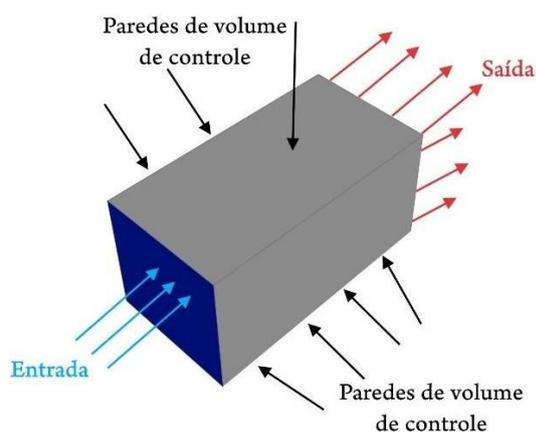
Figura 23 - Corte da interação entre o perfil e o fluido para obter contornos de pressão e velocidade dentro do volume de controle.



Fonte: Autora (2024)

As imagens a seguir ilustram os locais onde as condições de contorno serão aplicadas. Na Figura 24, está representada a entrada com a velocidade do vento; a saída com pressão igual a 0; as paredes do volume de controle, excluindo a entrada e a saída. Além de apresentar as condições de contorno na prática, aplicadas na interface de configuração do Ansys Fluent.

Figura 24 - Entrada, saída, paredes do volume de controle e aplicação das condições de contorno na interface do Fluent.



Fonte: Autora (2024)

As condições de contorno utilizadas na simulação foram definidas com o ar como fluido de escoamento, com uma velocidade de entrada $V = 40 \text{ m/s}$. A fronteira do perfil foi considerada impermeável (tipo parede) e o escoamento foi tratado como incompressível (com densidade constante, $\rho = \text{cte}$), desconsiderando os efeitos de

transferência de calor. Os valores das condições de contorno e as propriedades do ar estão resumidas na Tabela 3.

Tabela 3 - Condições de contorno adotadas na simulação aerodinâmica do protótipo.

Parâmetro	Valor
Fluido em escoamento	Ar
Velocidade de entrada	$V = 40 \text{ m/s}$
Densidade de ar	$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$
Viscosidade dinâmica do ar	$\mu = 1,789 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}$
Temperatura do ar	$T = 25^\circ\text{C}$
Número de Reynolds	$Re = 200000$
Comprimento da corda	$X_c = 202,2535 \text{ mm}$
Erro residual	10^{-6}

Fonte: Autora (2024)

O número de Reynolds (Re) calculado pela Equação 4.1, adotando como parâmetro geométrico $l = x_c$.

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot l}{\mu} \quad (4.1)$$

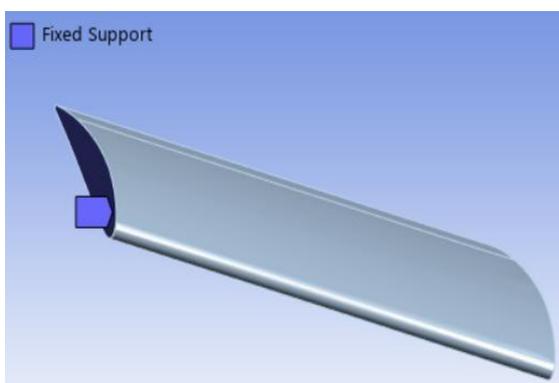
Nas simulações, foi adotado o modelo de turbulência RNG k- ϵ , que possibilita a obtenção da distribuição das forças de arrasto e sustentação por meio da resolução de duas equações de transporte: uma para k (energia cinética turbulenta) e outra para ϵ (taxa de dissipação da energia cinética turbulenta). Esse modelo oferece maior precisão em comparação ao modelo padrão de turbulência k- ϵ .

4.1.7 Análise Estática - Ansys Mechanical

A abordagem tradicional de determinação de tensões e deformações de uma estrutura sob um escoamento incidente consiste em uma simulação de fluidodinâmica (CFD) que proverá o campo de pressão na estrutura. Esta condição, então, pode ser interpretada como uma condição inicial ou condição de contorno para a simulação em método de elementos finitos do sistema (Schmucker et al. 2010). Tal abordagem é denominada acoplamento unidirecional, ou one-way coupling, visto que nele, considera-se que as deformações na estrutura são pequenas o suficiente para não alterar nem interferir no regime de escoamento.

Devido à complexidade da estrutura, o estudo de Layston (2015) possibilitou a realização de aproximações estruturais para facilitar a análise e reduzir o esforço computacional necessário. Para a análise estática, foram implementadas as seguintes condições de contorno: a superfície frontal da asa é fixada na longarina (Figura 25). A pressão estática importada é aplicada uniformemente na superfície da asa, e esse valor é obtido a partir dos resultados do CFD, conforme mostrado nas Figuras 48,49 e 50. As propriedades do material da asa utilizadas neste estudo estão apresentadas na Tabela 3.

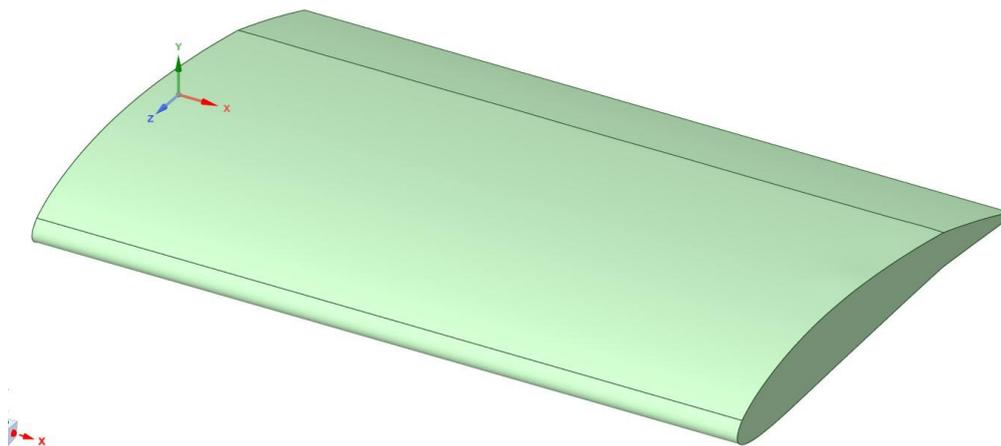
Figura 25 - Suporte fixo na longarina.



Fonte: Autora (2024)

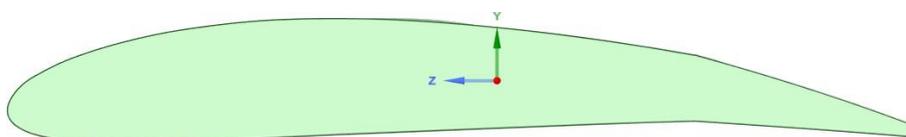
A seguir encontraremos as imagens da modelagem 3D dessa estrutura, Figuras 26 e 27, na ferramenta Spaceclaim do software ANSYS.

Figura 26 - Modelagem completa da asa com flap com inclinação de 6°.



Fonte: Autora (2024)

Figura 27 - Detalhe do perfil com inclinação de 6°.

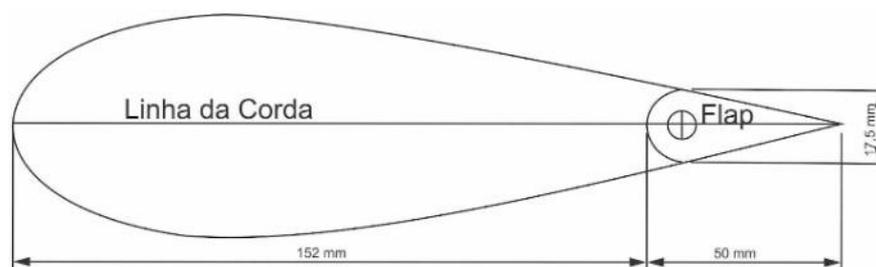


Fonte: Autora (2024)

4.2 Projeto do atuador

O atuador proposto foi idealizado para atuar em um flap de aeronave, com base em um aeromodelo de escala reduzida. A geometria do atuador foi definida com as seguintes dimensões (Figura 28): o comprimento da corda da asa é 202 mm, e o flap possui 50 mm de comprimento e 17,5 mm de altura. A Figura 28 mostra o esquema do sistema disposto na seção transversal da asa. O cálculo do torque necessário para mover o flap foi realizado com base nas forças aerodinâmicas admitidas e no coeficiente de sustentação do flap.

Figura 28 - Seção transversal da asa, base para o modelo preliminar do atuador é baseado.



Fonte: Adaptado de Coura (2016)

Essas dimensões são cruciais para calcular as forças aerodinâmicas, o torque necessário para mover o flap e garantir que o atuador tenha força suficiente para realizar o movimento da superfície de comando. O objetivo do atuador é gerar movimento no flap, permitindo sua deflexão em diferentes ângulos para controle da aeronave. O atuador é projetado para ser compacto, eficiente e adequado às dimensões reduzidas do aeromodelo.

O cálculo do torque necessário para defletir o flap depende diretamente das forças aerodinâmicas que atuam sobre ele e da distância entre o ponto de aplicação da força e o eixo de rotação.

Área do Flap:

A área da superfície de controle (flap) pode ser calculada como:

$$A_{flap} = comprimento \times altura = 50 \text{ mm} \times 17,5 \text{ mm} = 875 \text{ mm}^2 = 8,75 \times 10^{-4} \text{ m}^2$$

- Força Aerodinâmica no Flap:

Para calcular a força aerodinâmica que o flap experimenta, utilizamos a fórmula baseada na pressão dinâmica do ar na Equação (4.2):

$$F = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A \cdot C_L \quad (4.2)$$

Onde:

ρ é a densidade do ar (aproximadamente $1,225 \text{ kg/m}^3$ ao nível do mar);

V é a velocidade do ar sobre o flap (geralmente entre 30 m/s e 50 m/s em aeromodelos);

A é a área da superfície do flap ($A = 8,75 \times 10^{-4} \text{ m}^2$);

C_L é o coeficiente de sustentação do flap (geralmente em torno de 1 a 2 dependendo da posição do flap e do ângulo de ataque) (Anderson, 2016).

Suponhamos que nas condições mais críticas, a velocidade do ar seja $V = 50 \text{ m/s}$ e o coeficiente de sustentação $C_L = 2$ para um ângulo de deflexão máximo do flap. Tem-se que $F = 2,68 \text{ N}$.

O torque necessário para gerar a deflexão do flap, assumindo que a força é aplicada no meio do comprimento do flap (25 mm), é a Equação (4.3):

$$M = F \cdot r \quad (4.3)$$

Após determinação do torque necessário para a deflexão do flap, precisa-se calcular se o atuador com fios de Ti-Ni pode gerar essa força. devido ao efeito

memória de forma. Cada fio de Ti-Ni de 1 mm de diâmetro gera uma força considerável devido ao seu alto módulo de elasticidade e capacidade de deformação. A área da seção transversal de cada fio é apresentado na Equação (4.4):

$$A_{fio} = \pi \cdot \left(\frac{d}{2}\right)^2 = \pi \cdot \left(\frac{1mm}{2}\right)^2 = 0,785 \text{ mm}^2 = 7,85 \times 10^{-7} \text{ m}^2 \quad (4.4)$$

Suponhamos que a tensão gerada no fio de Ti-Ni seja de 100 MPa, que é uma estimativa razoável para ligas de Ti-Ni em operação, já que a tensão recuperável máxima nessas ligas pode atingir até 400 MPa (Huang, 1998), mostrado na Equação (4.5):

$$F_{fio} = \sigma \cdot A_{fio} = 100 \times 10^6 \text{ Pa} \cdot 7,85 \times 10^{-7} \text{ m}^2 = 78,5 \text{ N} \quad (4.5)$$

A força gerada por cada fio de Ti-Ni, para as características e tensão escolhidas, pode ser de 78,5 N. Portanto, é muito maior do que a força necessária para defletir o flap em qualquer condição, indicando que o atuador pode gerar força suficiente com fios de Ti-Ni de 1 mm de diâmetro.

O sistema de atuação funciona da seguinte maneira: O atuador é composto por dois fios feitos de Ti-Ni, cada um com 1 mm de diâmetro. Esses fios estão fixados nas extremidades e dispostos de maneira oposta, ou seja, de forma antagônica, como apresentado na Figura 29.

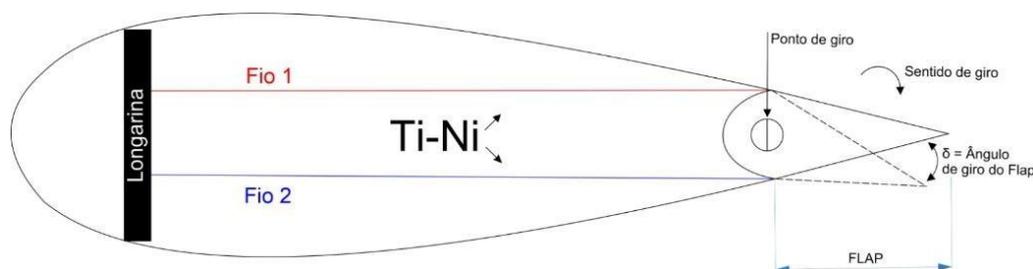
A "deformação axial" dos fios significa que eles se esticam ou se comprimem ao longo do seu comprimento, dependendo da aplicação de calor ou frio. Quando um dos fios é aquecido, ele se deforma, ou seja, muda sua forma e tamanho devido ao efeito de memória de forma da liga Ti-Ni. Esse processo é reversível: se o fio resfriar, ele retorna à sua forma original.

Agora, como esses fios estão dispostos de forma antagônica, ou seja, um em direção oposta ao outro, quando um fio se deforma (ao ser aquecido, por exemplo), o outro reage de forma contrária, criando uma interação que gera movimento. Esse movimento de um fio influencia diretamente o movimento do outro.

Essa deformação nos fios é o que faz o sistema gerar o movimento do "flap" (uma parte móvel de uma superfície de controle). O flap, que precisa se mover de um lado para o outro, é ativado pela deformação dos fios de Ti-Ni. Assim, ao aquecer ou resfriar os fios, o atuador consegue gerar movimento rotacional, permitindo que o flap se movimente de acordo com as necessidades do sistema.

Em resumo, a interação dos dois fios de Ti-Ni, controlada por variações de temperatura, permite que o atuador gere movimento de forma eficiente e controlada, sem a necessidade de componentes adicionais, como motores ou sistemas hidráulicos.

Figura 29 - Modelo dos fios atuadores de Ti-Ni. Os fios de Ti-Ni estão fixados nas extremidades do sistema.



Fonte: Adaptado de Coura (2016)

O projeto dimensional do atuador seguiu procedimentos similares aos propostos por Coura (2016), com algumas adaptações. O material utilizado no estudo encontra-se na fase austenítica, e sua recuperação de forma é ativada pela possibilidade de formação de martensita tanto por aplicação de um esforço mecânico quanto pelo resfriamento. Em uma determinada faixa de temperatura, é possível aplicar uma força na austenita, induzindo a formação de martensita, o que provoca a mudança de forma. Após a remoção da força, o material retorna espontaneamente à sua forma original, devido ao efeito de memória de forma característico do Ti-Ni (nitinol). No entanto, conforme apontado por Duerig et al. (1999), existe um limite para essa transformação: a superelasticidade ocorre entre 25 e 50 °C acima da temperatura de transformação da austenita (A_f), com a condição $A_f < T_{Se} < M_d$, onde T_{Se} é a temperatura onde ocorre a superelasticidade e M_d é a maior temperatura em que a martensita pode ser induzida por tensão.

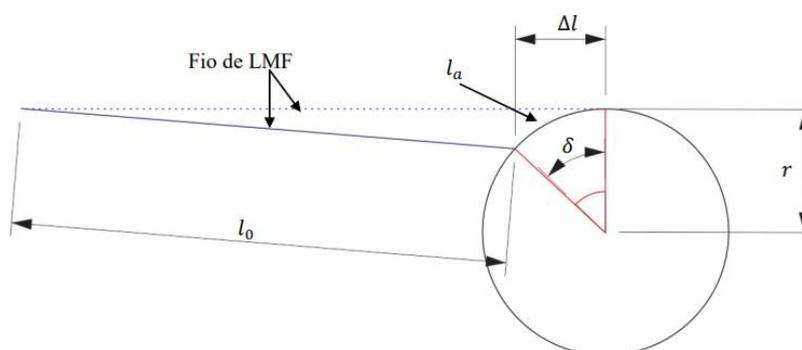
A força e o movimento gerados pelos fios de Ti-Ni estão diretamente relacionados à deformação inicial que se busca recuperar. Essa deformação depende do comprimento inicial do fio. Com base nesse princípio, Coura (2016) propôs um método matemático para determinar o comprimento inicial do fio que não sofreu deformação, considerando a quantidade de giro desejada para o elemento atuado.

A formulação proposta leva em consideração tanto o movimento do elemento atuado quanto o comprimento recuperado do fio. Como o movimento do atuador é circular, a quantidade de giro desejada é determinada pelo comprimento do arco que o atuador precisa percorrer. Por outro lado, o comprimento recuperado do fio é

definido pela deformação que ocorre durante o ciclo térmico, como ilustrado na Figura 30.

Assim, o projeto do atuador não apenas busca garantir a deflexão adequada do flap, mas também leva em conta o desempenho mecânico dos fios de Ti-Ni, dimensionando-os de forma a maximizar a eficiência do sistema, com base no cálculo preciso do comprimento necessário para atingir o movimento desejado.

Figura 30 - Modelo usado para determinar o comprimento do fio de LMF no estado indeformado.



Fonte: Fonte: Coura (2016)

O comprimento de arco de uma circunferência é definido pela Equação (4.6) e a deformação do fio pela Equação (4.7):

$$l = \frac{\pi \cdot r \cdot \delta}{180} \quad (4.6)$$

$$\varepsilon^r = \frac{\Delta l}{l_0} \quad (4.7)$$

Onde l_a é o comprimento do arco (m)

r é o raio do elemento atuado (m)

δ é o ângulo de giro desejado (graus)

ε^r é a deformação recuperável

l_0 é o comprimento do fio indeformado (m)

Δl é o comprimento recuperado pelo fio (m)

Assumiu-se que o fio segue uma trajetória tangencial à circunferência do eixo do elemento atuado e que a quantidade de giro obtida é igual ao comprimento recuperado pelo fio, conforme demonstrado na Equação 4.8:

$$\Delta l = l_a \quad (4.8)$$

Ao substituir as Equações (4.6) e (4.7) na Equação (4.8), obtém-se a Equação (4.9), que descreve o comprimento não deformado do fio de LMF necessário para alcançar o giro desejado.

$$l_0 = \frac{\pi \cdot r \cdot \delta}{180 \cdot s^r} \quad (4.9)$$

Se o ângulo de giro for descrito em radianos, o comprimento do fio indeformado pode ser obtido utilizando a Equação (4.10):

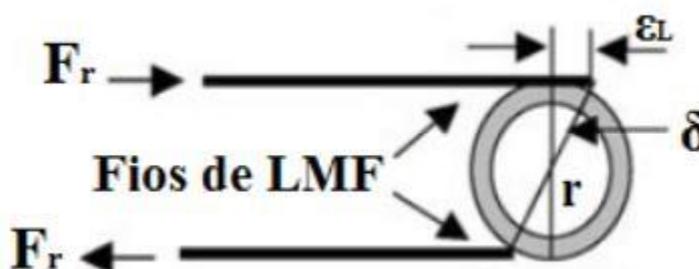
$$l_0 = \frac{r \cdot \delta}{s^r} \quad (4.10)$$

Com estas equações, pode-se definir o comprimento inicial do fio necessário para gerar um determinado giro durante o acionamento dos fios ou avaliar a quantidade de giro obtida por um fio com um determinado comprimento inicial, considerando a deformação do fio constante.

Outra abordagem para determinar a quantidade de giro gerada pelo fio ou o comprimento inicial é apresentada por EPPS e CHOPRA (2001). A Equação (4.11) aproxima o movimento gerado pelo atuador como uma linha reta, formando um triângulo retângulo, conforme ilustrado na Figura 31. Assim, o ângulo de giro pode ser calculado utilizando a relação do seno desse triângulo.

$$\delta = \text{sen}^{-1}\left(\frac{l_0 \cdot \varepsilon^r}{r}\right) \quad (4.11)$$

Figura 31 - Movimento gerado pelo fio de LMF.



Fonte: Adaptado de EPPS e CHOPRA (2001).

Para determinar o comprimento indeformado do fio a ser usado foi necessário definir a quantidade de giro desejada, δ , e a deformação recuperável do fio, ε^r . A deformação ε^r é limitada pela máxima deformação recuperável, ε_L , pois deformações maiores que ε_L não são recuperadas pelo EMF. Pela forma que os fios atuadores são dispostos no sistema, ε^r é limitada à metade do valor de ε_L .

4.3. Modelagem computacional do atuador através do software Ansys 2024R2

O modelo de atuador proposto foi analisado numericamente por meio do método dos elementos finitos. Para essa análise, foi utilizado o software comercial Ansys Mechanical, que permitiu avaliar os esforços a que os fios atuadores estão submetidos durante o acionamento, além de verificar o movimento gerado pelo atuador.

Neste capítulo, discutimos a configuração do sistema, cujo desenvolvimento visa apresentar uma alternativa ao sistema convencional de atuadores dos flaps de aeromodelos. Em geral, aeronaves de pequeno porte utilizam servomotores elétricos para o acionamento dos flaps, enquanto aeronaves de grande porte empregam sistemas hidráulicos e/ou eletro-hidráulicos. A primeira parte deste tópico fornece uma descrição detalhada da geometria, malha e condições de contorno do sistema de atuação. Em seguida, a proposta é simulada no Ansys Mechanical, onde são apresentados os procedimentos utilizados no desenvolvimento do projeto e na coleta dos resultados necessários, com o objetivo de obter uma conclusão consistente sobre a utilização das LMF como atuadores em aeromodelos.

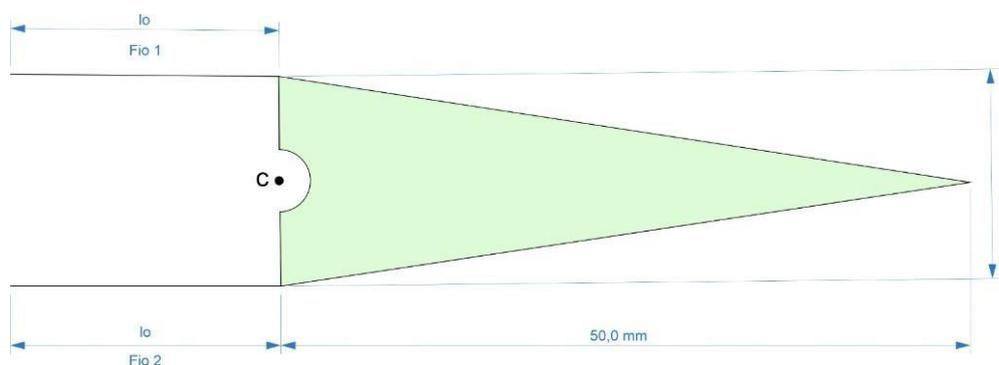
4.4 Modelo preliminar do atuador

O modelo preliminar do atuador, simulado no software ANSYS Mechanical, foi desenvolvido com base no projeto apresentado na Figura 28. Esse modelo é composto por duas partes: a primeira representa os fios de memória de forma e a segunda representa o elemento atuado, que neste caso é um flap de aeronave. O modelo CAD foi criado em 2D para simplificar e facilitar a compreensão do funcionamento e das condições de contorno, sendo analisado em um plano tridimensional. Nesse contexto, os fios são considerados como elementos de treliça unidirecionais, uma vez que os fios de memória de forma sofrem apenas esforços axiais de tração.

Levando em consideração as dimensões do perfil da asa e a forma com que os fios são posicionados no interior da asa, determinou-se o comprimento indeformado do fio de memória de forma utilizando a Equação (4.9). Para o modelo preliminar considerou-se que o giro desejado pelo atuador, para este caso, de 6° ($0,10472$ rad) e que a deformação inicial recuperável do fio é de $0,024$ ($2,4\%$). Com isso determinou-se o comprimento indeformado do fio necessário para o modelo, que é de $21,81$ mm.

A modelagem computacional do atuador foi realizada utilizando o software ANSYS Mechanical, com o objetivo de simular o comportamento dos fios de Ti-Ni durante o ciclo térmico e a interação entre os fios e o flap. A Figura 32 mostra a modelagem 2D realizada no CAD do Ansys 2024 R2, considerando o flap como um triângulo com 50 mm de comprimento e $17,5$ mm de altura com o ponto de giro (c) atuando como um ponto de rotação, e comprimentos dos fios determinados pela Equação 4, a depender do ângulo de giro desejado, e as condições de contorno foram estabelecidas de modo a garantir a precisão na simulação.

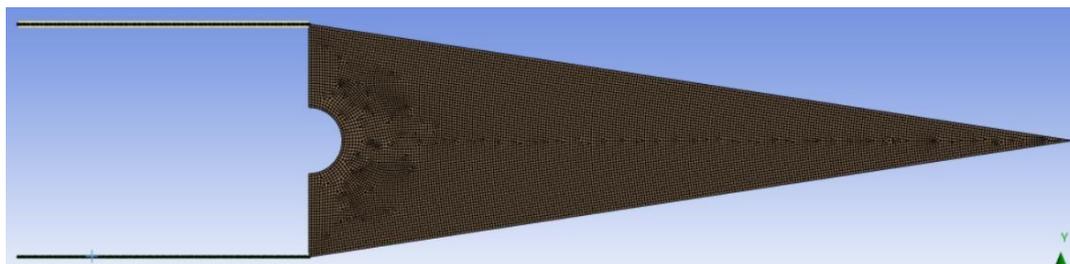
Figura 32 - Modelo 2D do atuador desenvolvido no software ANSYS.



Fonte: Autora (2024)

A malha utilizada possui 28.101 nós e 27.242 elementos, sendo composta por 26.742 elementos de casca de segunda ordem, que representam estruturas bidimensionais, como cascas e superfícies, capazes de suportar forças em diferentes direções, sendo 26.679 QuadShell8, que são elementos quadrilaterais de 8 nós, utilizados em superfícies mais regulares e planas, 63 elementos TriShell6, que são elementos triangulares de casca com 6 nós, ideal para superfícies que podem ter formas complexas e irregulares, e 500 elementos de viga de primeira ordem, do tipo Beam3, composto por 3 nós, usado para modelar vigas em estruturas onde a flexão e a deformação ao longo do comprimento da viga são importantes. Os elementos têm um tamanho de $0,2$ mm. A Figura 33 apresenta a malha gerada para a modelagem.

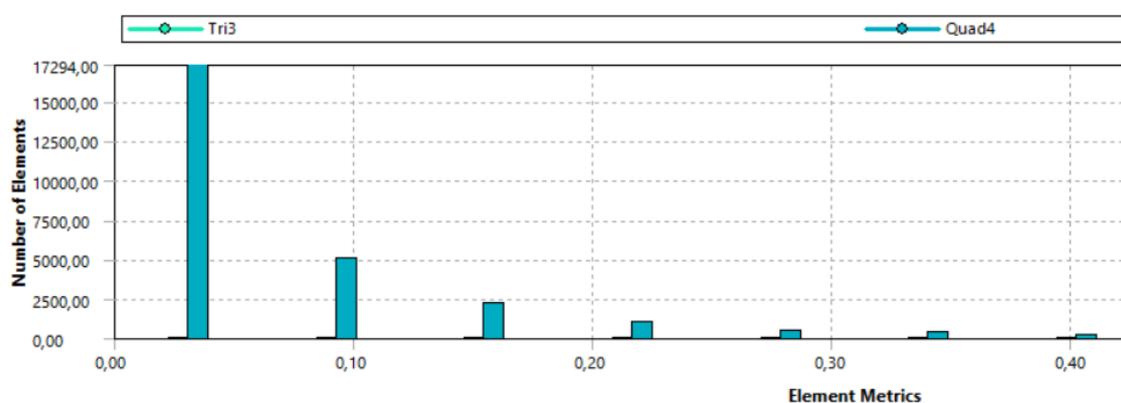
Figura 33 - Malha do sistema de atuação.



Fonte: Autora (2024)

Foi empregado a métrica de *skewness* para avaliar a qualidade da malha. O gráfico na Figura 34 quantifica o grau de distorção ou assimetria dos elementos.

Figura 34 - Medida de qualidade de malha utilizando o Skewness.

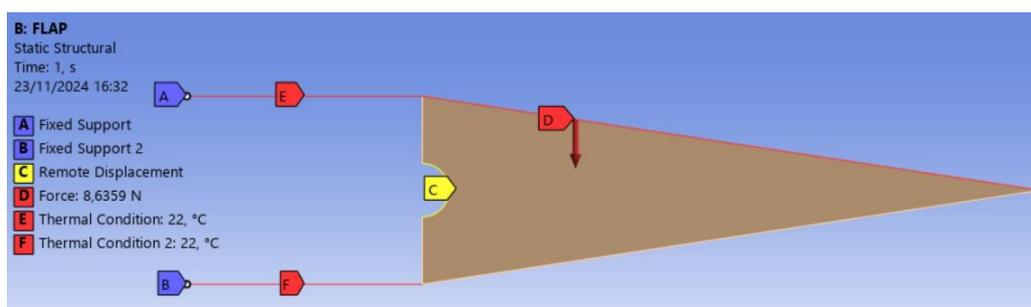


Fonte: Autora (2024)

As condições de contorno do modelo estão localizadas nos pontos localizados na Figura 35. Nos pontos (a) e (b), o modelo foi engastado, restringindo qualquer movimento do fio, com suportes fixos. No ponto (d) foi aplicada uma força baseada na força de reação do flap adquirida na simulação One-Way. Nos pontos (d) e (e), são aplicadas as condições térmicas nos fios 1 e 2, respectivamente. No ponto (f), o movimento é restrito nas direções dos eixos cartesianos x e y, mas o giro é permitido no eixo z.

Como o flap não deve se deformar ao acionar os fios de LMF, ele foi modelado como um corpo rígido, garantindo que a distância entre os pontos (a) e (b) permaneça inalterada durante a simulação.

Figura 35 - Condições de contorno no modelo 2D no Ansys Mechanical.



Fonte: Autora (2024)

Foram simuladas quatro configurações, variando as condições térmicas e as transformações de fase nos fios, utilizando o efeito de memória de forma simples. A Tabela 4 apresenta as configurações de simulação para o modelo de atuador, detalhando as condições térmicas e as ativações dos dois fios de Ti-Ni nas diferentes situações. As condições são descritas de acordo com a temperatura dos fios e a forma como cada fio é ativado, pela temperatura, e como isso afeta o comportamento do atuador.

Tabela 4 - Resumo com as configurações de simulação.

Configurações	Temperatura do fio 1	Temperatura do fio 2	Ativação do fio 1	Ativação do fio 2
1	22°C (temperatura de referência)	22°C (temperatura de referência)	Não ativado (ciclo térmico em temperatura ambiente)	Não ativado (ciclo térmico em temperatura ambiente)
2	22°C (temperatura de referência)	100°C	Não ativado (ciclo térmico em temperatura ambiente)	Ativado (transformação de fase induzida pela temperatura, >50°C, acima de Af)
3	-15°C	22°C (temperatura de referência)	Ativado (transformação de fase por temperatura, abaixo de Mf)	Não ativado (mantido a 22°C)
4	-15°C	100°C	Ativado (transformação de fase por temperatura, abaixo de Mf)	Ativado (transformação de fase induzida pela temperatura, >50°C, acima de Af)

Fonte: Autora (2024)

Em resumo, a Tabela 4 descreve quatro cenários com diferentes combinações de temperaturas e ativações dos fios de Ti-Ni, com o objetivo de testar o

comportamento de memória de forma do material em condições variadas de temperatura.

- Configuração 1: representa uma condição inicial, onde ambos os fios estão em temperatura ambiente e não há transformação de fase ou ativação do sistema.

- Configuração 2: o fio 1 permanece em temperatura ambiente, enquanto o fio 2 atinge uma temperatura suficientemente alta para induzir uma transformação de fase e gerar movimento no sistema.

- Configuração 3: o fio 1 é ativado pela baixa temperatura, o que provoca a transformação de fase e deformação no material, enquanto o fio 2 não passa por nenhuma alteração, já que sua temperatura permanece em 22°C.

- Configuração 4: ambos os fios passam por transformações de fase, mas de maneiras diferentes: o fio 1 é ativado pela baixa temperatura, e o fio 2 é ativado pela alta temperatura. Esses dois efeitos de transformação de fase geram movimentos antagônicos, o que provoca o movimento desejado no atuador.

Com os resultados da simulação do modelo, foi possível avaliar o movimento gerado pelo atuador, o giro alcançado durante o acionamento dos fios e a tensão produzida pelos fios atuadores, informações que serão apresentadas na próxima seção. Pode-se avaliar a tensão gerada pelos fios de LMF durante o processo de atuação para diferentes configurações, correlacionando-a com sua deformação recuperável.

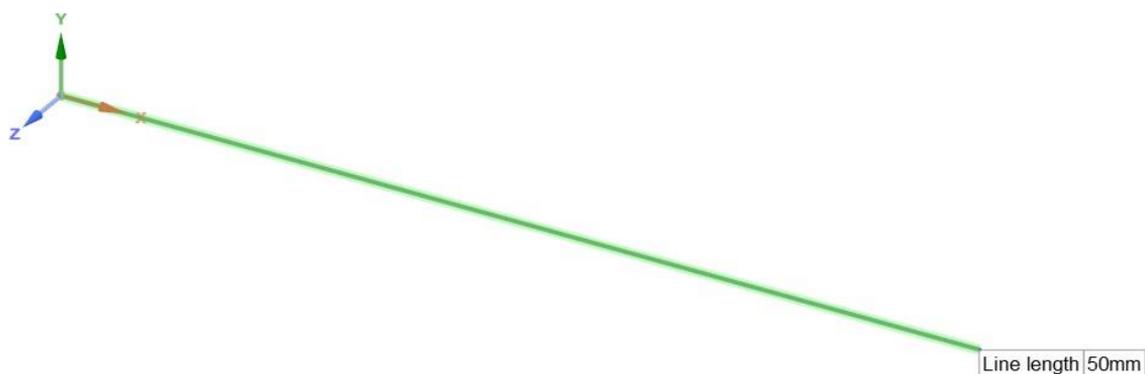
4.5 Modelo numérico - Verificação

A verificação do modelo utilizado nas análises é crucial, pois é necessário assegurar que os resultados obtidos nas simulações numéricas sejam consistentes com os dados experimentais disponíveis na literatura.

O modelo constitutivo para o efeito memória de forma no ANSYS é fundamentado principalmente no Modelo de Transformação de Fase e na Teoria da Superelasticidade. Esses modelos são projetados para capturar o comportamento não-linear e dependente da temperatura das ligas com memória de forma, como o NiTi (Níquel-Titânio). A base teórica desses modelos inclui abordagens matemáticas e físicas, conforme descrito os modelos constitutivos termomecânicos do referencial teórico deste trabalho, que cobrem tanto as transformações de fase quanto a resposta elástica não-linear.

Para verificar a modelagem de um fio Ti-Ni com efeito memória de forma usando a análise de elementos finitos no ANSYS, foi empregado um modelo simplificado de uma viga que simulou o comportamento do fio quando submetido à temperaturas diferentes. A geometria do modelo utilizado na validação está ilustrada na Figura 36.

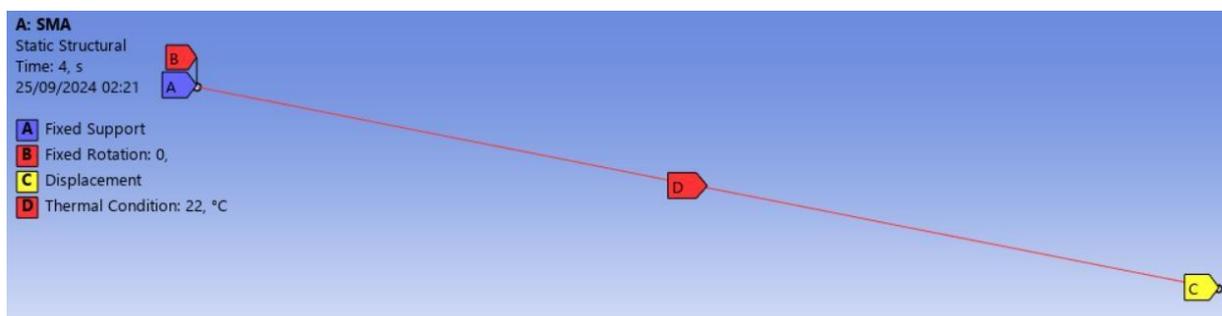
Figura 36 - Geometria do modelo de verificação.



Fonte: Autora (2024)

O modelo possui uma seção transversal circular, com raio de 1 mm e um comprimento total de 50 mm. Para as condições de contorno demonstradas na Figura 37, tem-se a viga está engastada em uma de suas extremidades com um suporte fixo (a), um *fixed rotation* para que a viga não possa rotacionar em torno do eixo x (b), um deslocamento no ponto (c) para entender como a estrutura responde a cargas aplicada, além da condição térmica, estabelecida em 22°C, o que afeta a resposta do modelo constitutivo termomecânico da LMF e está igual à temperatura de referência do material escolhido para este trabalho.

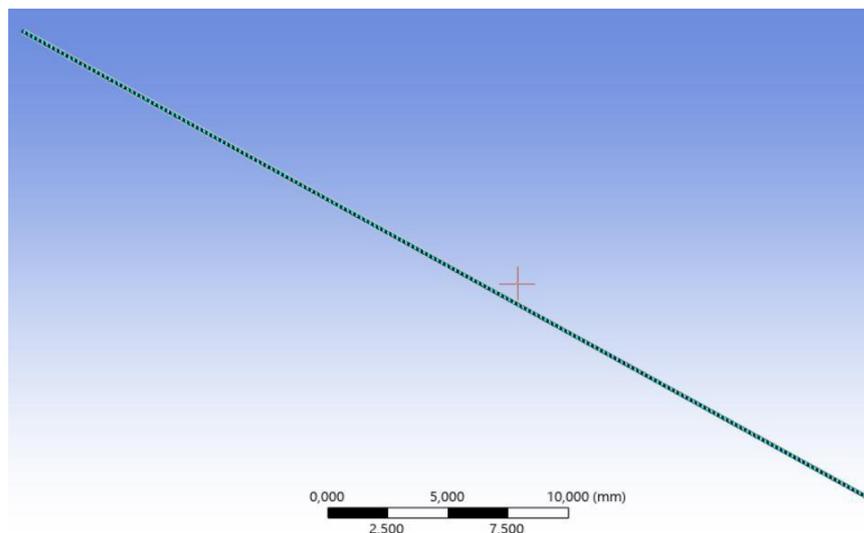
Figura 37 - Modelo usado na verificação do comportamento da liga Ti-Ni (ANSYS Mechanical).



Fonte: Autora (2024).

A discretização do modelo de verificação foi realizada por meio de uma malha composta por bidimensionais do tipo Beam3, elementos de viga com 3 nós, com tamanho de 0,05 mm. Esse tipo de elemento possui oito nós lineares, totalizando 1.000 elementos e 2.001 nós, conforme apresentado na Figura 38.

Figura 38 - Discretização do modelo de validação (ANSYS Mechanical).



Fonte: Autora (2024)

Para verificar a adequação de cada modelo, os resultados obtidos na simulação foram comparados com dados experimentais baseados nos modelos constitutivos apresentados, o que possibilitou identificar o mais adequado para a análise dos fios de LMF dos atuadores.

5.6 Definição das características da liga de memória de forma

A liga de memória de forma utilizada neste trabalho foi a liga de Ti-Ni, que se destaca entre as demais LMF por suas excelentes propriedades mecânicas e térmicas (FUNAKUBO E KENNEDY, 1987). A liga selecionada foi a Ti-Ni equiatômica, cuja composição química está descrita na Tabela 5, e teve sua caracterização baseada na literatura de Silva et. Al (2021) que será descrita a seguir.

Tabela 5 - Composições químicas das ligas Ti-Ni.

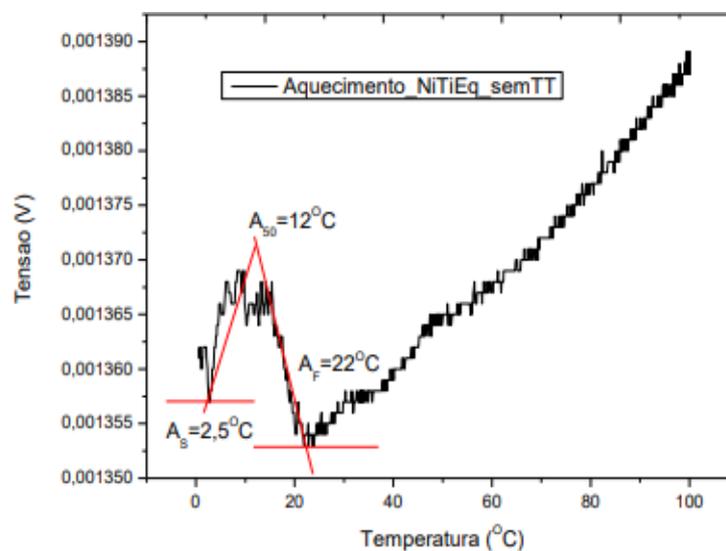
Liga	Ti(%at)	Ni(%at)	Ti(%p)	Ni(%p)
Equiatômica	50	50	45	55

Fonte: Adaptado Silva et. Al (2021)

De acordo com Silva et al. (2021), as técnicas de caracterização utilizadas no seu estudo incluíram difração de raios-X, que revelou a presença das fases martensita, austenita romboédrica. A resistividade foi aplicada para determinar as temperaturas de transformação, as amplitudes e as histereses da liga analisada. Adicionalmente, foi realizado um ensaio mecânico de microdureza Vickers para verificar se o método resultou em uma boa solidificação da liga e se a dureza estava alinhada com os dados da literatura. Para este trabalho vamos obter apenas os dados referentes à resistividade.

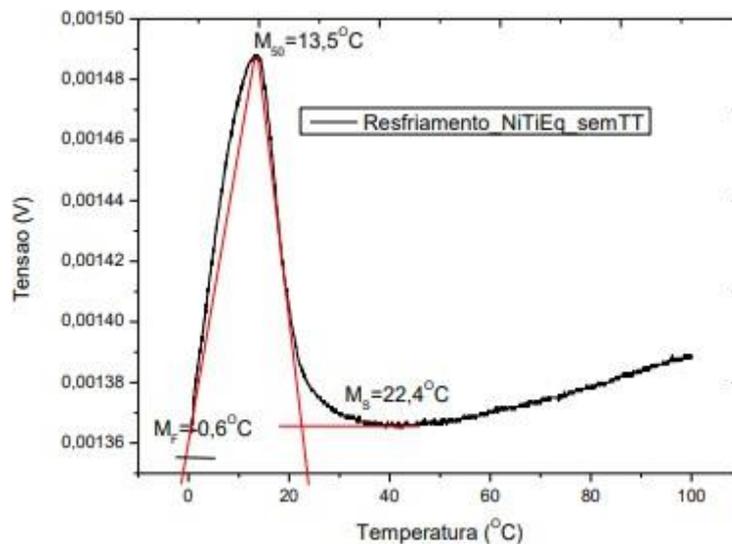
Para os experimentos da resistividade, Medeiros (2001) diz que foi conduzido pelo método dos quatro pontos, no qual quatro fios equidistantes são soldados à superfície da amostra. Uma fonte de energia gerou uma corrente entre os dois fios externos, enquanto a voltagem foi medida pelos fios internos. As temperaturas variaram de -10°C a 100°C durante o experimento. As Figuras 39 e 40 apresentam as temperaturas de transformação das ligas fabricadas, elas foram obtidas pelo método da resistividade. (Silva et al., 2021)

Figura 39 - Temperaturas de transformação austenítica da liga equiatômica 55Ni_45Ti.



Fonte: (Silva et al, 2020).

Figura 40 - Temperaturas de transformação martensítica da liga equiatômica 5Ni_45Ti.



Fonte: (Silva et al, 2020).

O experimento de resistividade revelou picos de transformações martensíticas típicos das ligas com memória de forma. Enquanto algumas ligas de Ti-Ni têm temperaturas de transformação abaixo de -50°C , dificultando sua aplicação, a liga analisada permitiu uma variedade de usos. A baixa histerese térmica é vantajosa, pois evita a perda do efeito memória, conhecido como amnésia (SILVA, 2014).

Para modelar o comportamento de uma liga de Nitinol com memória de forma na fase austenítica, foram utilizados dados da biblioteca do ANSYS, que são descritos por sete constantes que definem o comportamento de tensão-deformação do material durante ciclos de carga e descarga em condições de tensão uniaxial e carga térmica. Com base nos dados obtidos para a temperatura de referência de 22°C e nas informações da caracterização de Silva et al. (2021), a Tabela 6 apresenta as propriedades essenciais da liga Ti-Ni utilizadas nas simulações do modelo atuador.

Tabela 6 - Propriedades da Liga Ti-Ni e Temperaturas de transformação, amplitudes e histereses.

Property		Value	Unit.						
Isotropic Elasticity									
Derive from		Young's modulus a...							
Young's Modulus		60000	Mpa						
Poisson's Ratio		0,36							
Bulk Modulus		7,1429E+10	Pa						
Shear Modulus		2,2059E+10	Pa						
Shape Memory Effect									
Hardening Parameter		1000	Mpa						
Reference Temperature		22	C						
Elastic Limit		50	Mpa						
Temperature Scaling Parameter		2,1	Mpa C ⁻¹						
Maximum Transformation Strain		0,04	mm mm ⁻¹						
Martensite Modulus		45000	Mpa						
Lode Dependency Parameter		0,05							
Liga	As	A _F	A ₅₀	e _H	Ms	M _F	M ₅₀	e _c	H _T
55Ni_45Ti	2,5°C	22,4°C	12°C	19,9°C	22,4°C	-0,6°C	13,5	-23°C	-1,5°C

Fonte: Adaptado Silva et. al (2021)

5. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Nestes tópicos serão discutidos os resultados obtidos na validação do modelo constitutivo, nas simulações FSI One-Way e na análise estática do sistema de atuador proposto.

5.1 Verificação

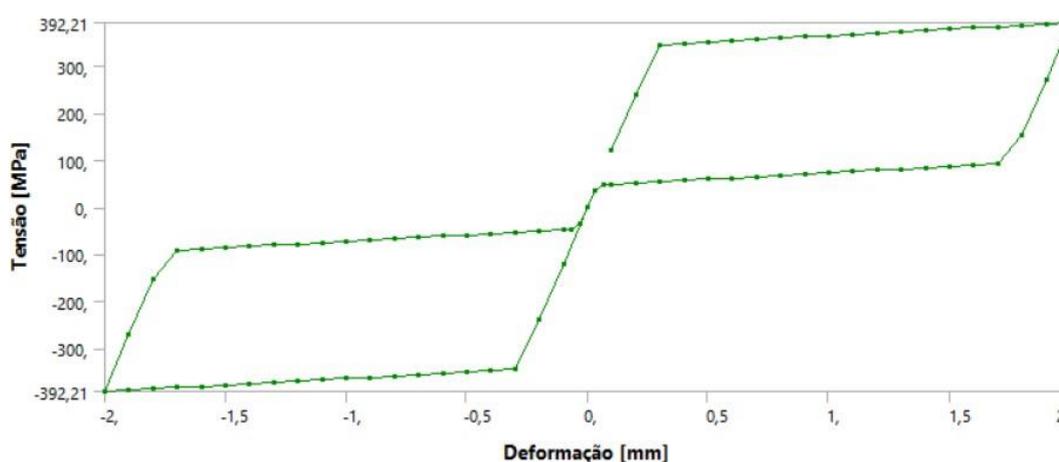
O modelo constitutivo adotado para os estudos é baseado no software comercial Ansys®. As definições básicas estão detalhadas no "Theory Reference for the Mechanical APDL and Mechanical Applications" (2024), que apresenta duas opções para simulação de LMF: uma para modelar o comportamento superelástico do material e outra para o efeito memória de forma.

Para analisar o comportamento da liga e os parâmetros necessários à simulação, o ANSYS® APDL™ foi selecionado como ponto de partida. A primeira

configuração a ser realizada envolve as propriedades do material (Tabela 6) descrito na sua própria biblioteca. Os resultados serão comparados com o trabalho fundamentado Auricchio (2001).

Além disso, é feita a definição dos dados de saída que serão apresentados no estudo. Para elaborar o diagrama tensão versus deformação e possibilitar uma comparação qualitativa. A partir da Figura 41, observa-se algumas diferenças, como a magnitude da deformação no diagrama tensão-deformação, sendo explicada pela diferença das leis mecânicas de cada modelo constitutivo. Esta diferença inclui a diferença no tratamento do módulo de elasticidade para as fases austenítica, martensítica e intermédia (transformação direta ou reversa), pois o modelo utilizado pelo Ansys® APDL™ considera somente o módulo de elasticidade da fase austenítica.

Figura 41 - Gráfico Tensão versus Deformação do comportamento mecânico da liga Ti-Ni após carregamento térmico de 22°C.



Fonte: Autora (2024)

No entanto, apesar da simplificação do modelo, as simulações quase-estáticas visaram verificar inicialmente a capacidade do software ANSYS® em simular o comportamento das Ligas com Memória de Forma (LMF) e auxiliar na elaboração de uma rotina para a execução das simulações, conseguindo captar de forma satisfatória o comportamento de memória de forma do material.

5.2 Resultados das análises da Simulação One-Way

Essa abordagem é geralmente usada para materiais hiperelásticos ou que sofrem grandes deformações durante o escoamento. Quando o escoamento causa

apenas pequenas deflexões na estrutura, sem afetar seu regime, o processo pode ser simplificado com a simulação de uma via. Portanto, foi realizada uma simulação em uma via de um aeromodelo com perfil NACA 2412, utilizando um modelo de interação fluido-estrutura para calcular as forças de reação no flap em diferentes condições de operação. A análise considerou diversas configurações de ângulo de ataque e deflexão do flap para obter as forças de reação resultantes. Os resultados foram obtidos com base nas interações entre o fluido (ar) e a estrutura do aeromodelo, permitindo uma avaliação precisa das forças atuantes no flap em diferentes cenários de voo. As forças de reação calculadas variam conforme o ângulo de ataque e a deflexão do flap, o que é crucial para o entendimento do desempenho aerodinâmico do sistema e será utilizado como condição de contorno para a simulação da análise estrutural do atuador proposto no estudo.

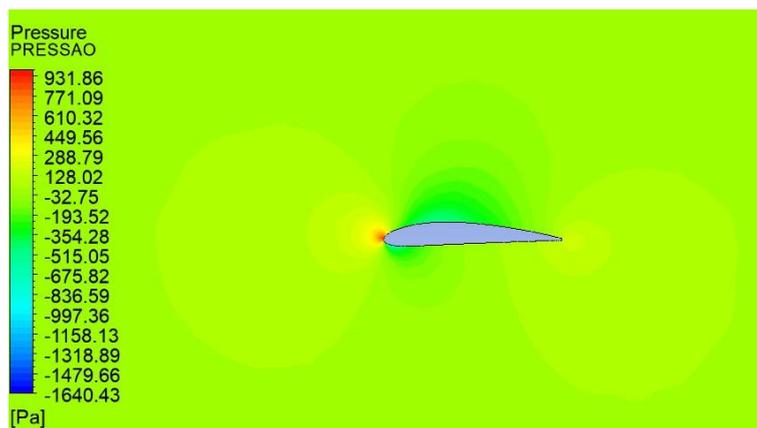
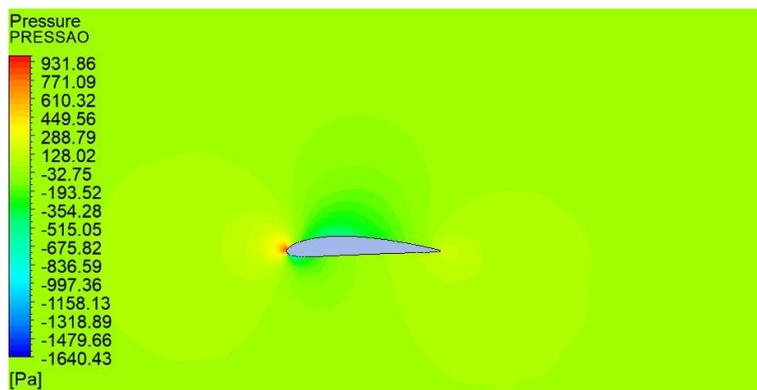
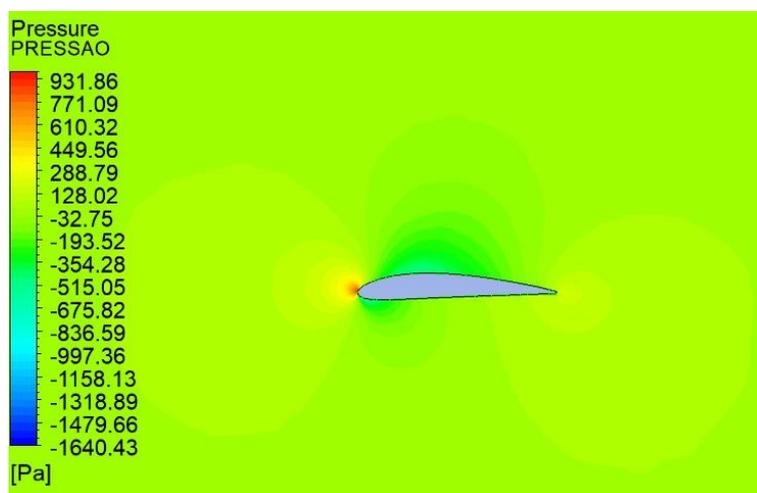
No caso das malhas analisadas, observa-se uma razão de aspecto próxima de 1 e skewness baixo (próximo de 0), para ambas análises (Figura 19 e Figura 22) o que indica que os elementos estão bem alinhados e se aproximam de uma forma ideal, como tetraedros e hexaedros.

5.2.1 Análises - CFD

Nesta análise suprime-se o domínio sólido para não influenciar nos resultados e diminuir o esforço computacional. Para uma velocidade do ar de 40 m/s, com ângulo de ataque variando de 0°, 4° e 8°, com uma combinação com o ângulo de deflexão do flap de 0°, 4° e 6°. Serão apresentados resultados de pressão e velocidade ao longo do perfil aerodinâmico, a relação entre os coeficientes de arrasto e sustentação, bem como suas forças de reação e a pressão ao redor da asa.

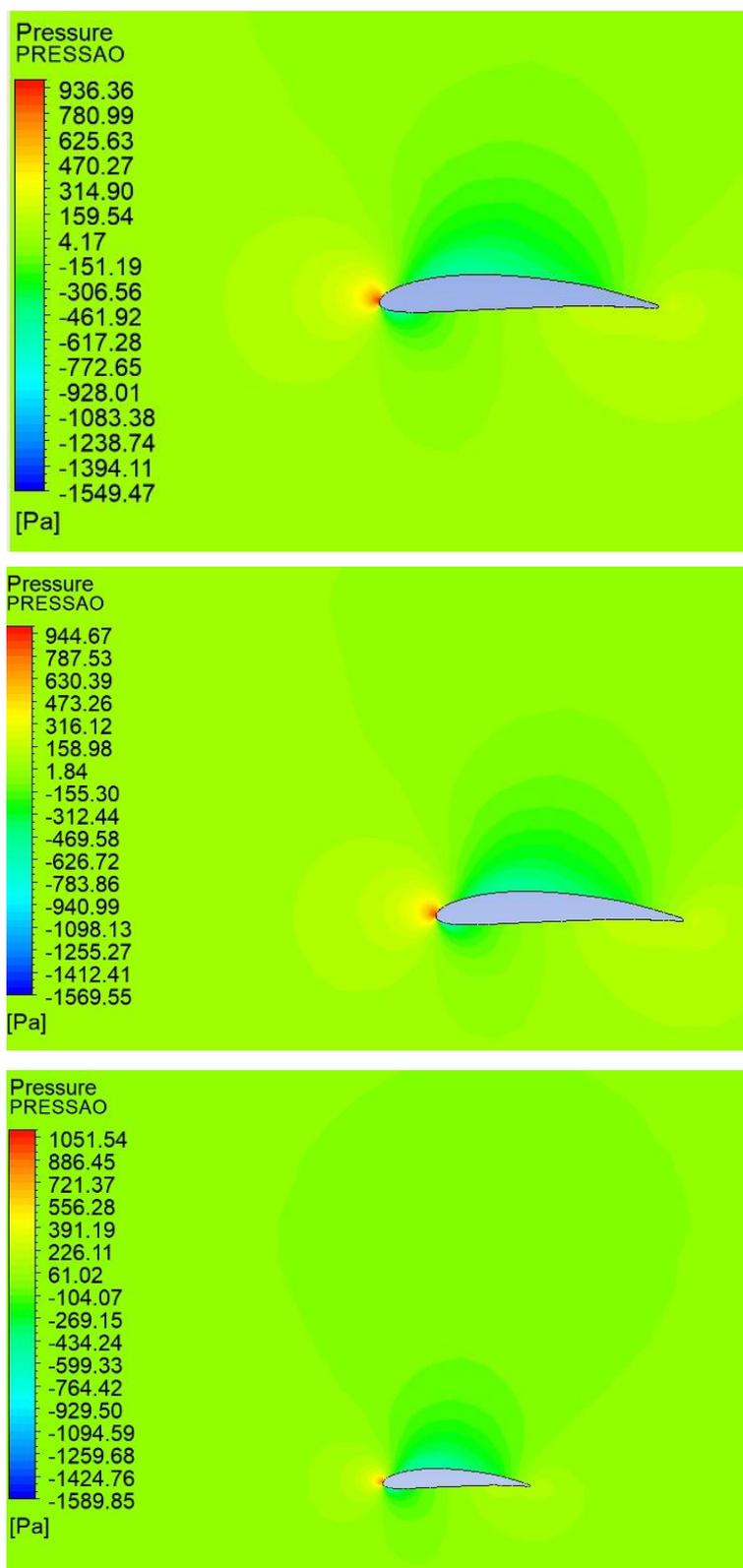
Nas Figuras 42, 43 e 44 pode-se visualizar os gráficos de pressão ao longo do perfil da asa para as combinações.

Figura 42 - Pressão ao redor do perfil da asa com ângulo de ataque 0° , 4° e 8° , respectivamente, com flap sem deflexão.



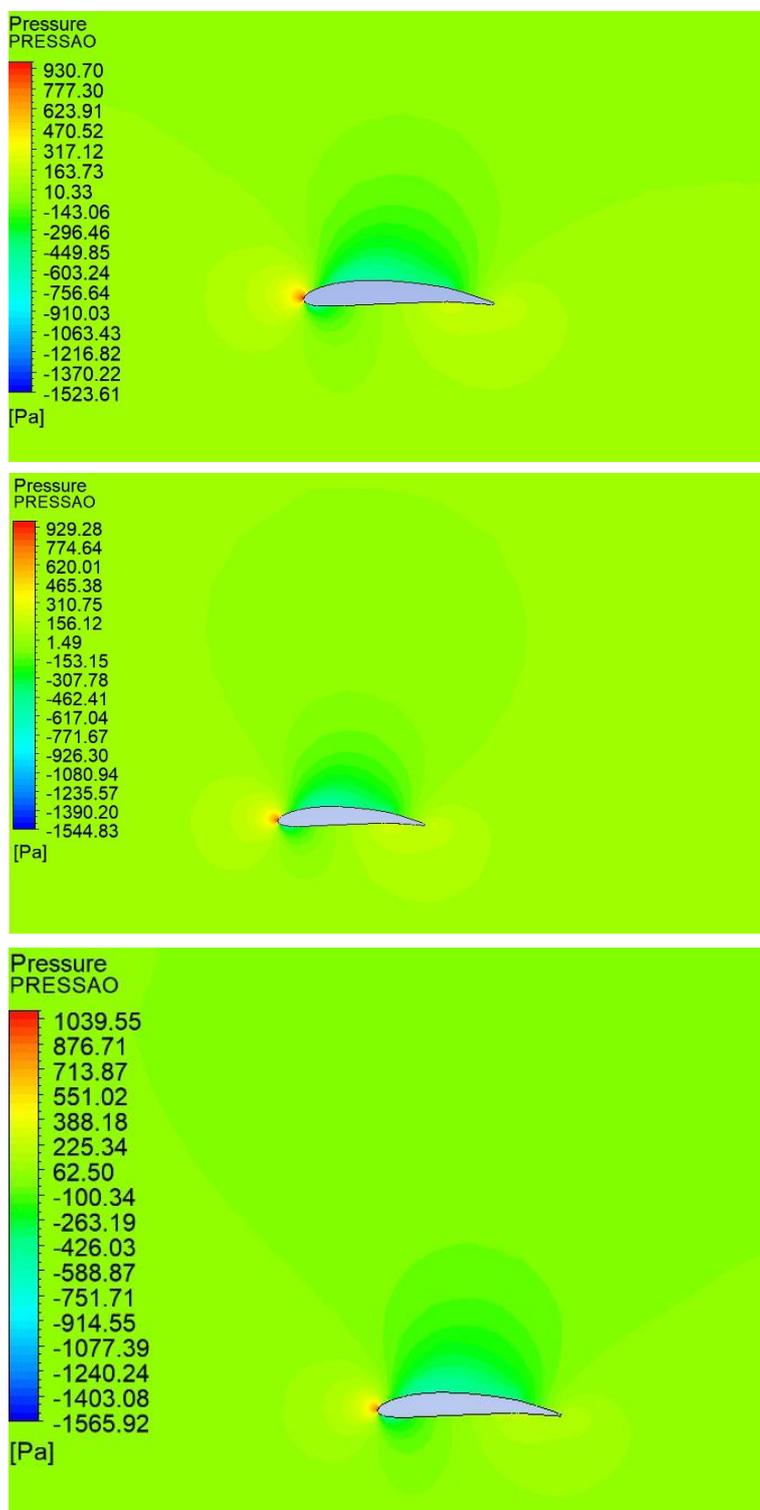
Fonte: Autora (2024)

Figura 43 - Pressão ao redor do perfil da asa com ângulo de ataque 0° , 4° e 8° , respectivamente, com flap a 4° .



Fonte: Autora (2024)

Figura 44 - Pressão ao redor do perfil da asa com ângulo de ataque 0° , 4° e 8° , respectivamente, com flap a 6° .



Fonte: Autora (2024)

Os resultados de pressão obtidos ao redor do perfil do aerofólio estudado com diferentes ângulos de ataque e deflexões de flap revela como essas variáveis

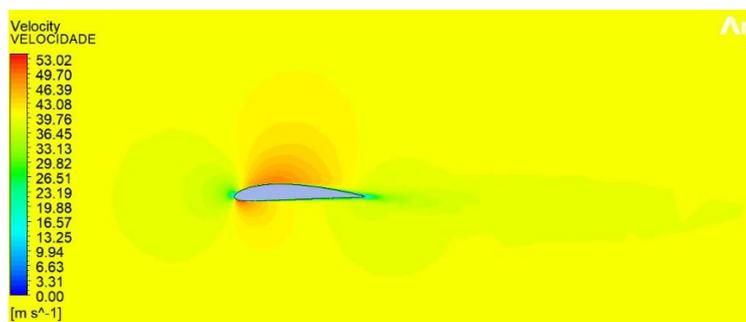
influenciam a sustentação e o risco de estol. Quando o ângulo de ataque é de 0° , o fluxo é simétrico, com maior pressão na parte inferior e menor na parte superior. À medida que o ângulo de ataque aumenta para 4° e 8° , a diferença de pressão entre a parte superior e inferior aumenta, gerando mais sustentação, mas também elevando o risco de estol, especialmente a 8° . O aumento da sustentação é acompanhado pela possibilidade de separação do fluxo na parte superior, o que pode causar turbulência.

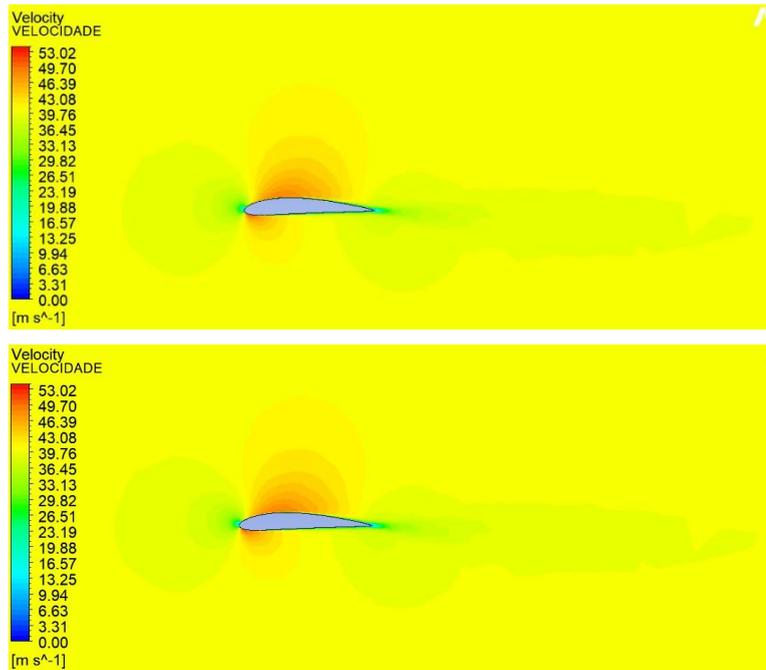
Quando o flap é defletido em 4° , a sustentação aumenta ainda mais devido à maior diferença de pressão entre as superfícies superior e inferior, com a pressão inferior elevando-se e a superior diminuindo. A combinação de ângulo de ataque e deflexão do flap altera substancialmente a distribuição de pressão. A 6° de deflexão, a sustentação aumenta ainda mais, mas com um aumento no arrasto. A pressão inferior se eleva consideravelmente, favorecendo a sustentação, enquanto a pressão superior diminui.

Em comparação, os resultados mostram que o aumento do ângulo de ataque e a deflexão do flap melhoram a sustentação, mas também aumentam o risco de estol e arrasto, especialmente em ângulos elevados. A deflexão do flap em ângulos baixos pode melhorar a performance sem grandes penalidades em arrasto, mas a altos ângulos pode causar separações e estol. Apesar de não ser o volume de controle ideal, a parede não está influenciando nos resultados de velocidade e de pressão ao redor do perfil, nem na pressão na asa como um todo.

Nas Figuras 45, 46 e 47 pode-se visualizar os campos de velocidade para as combinações estudadas, visualizando a variação do ar nas seções superior e inferior ao longo do perfil aerodinâmico.

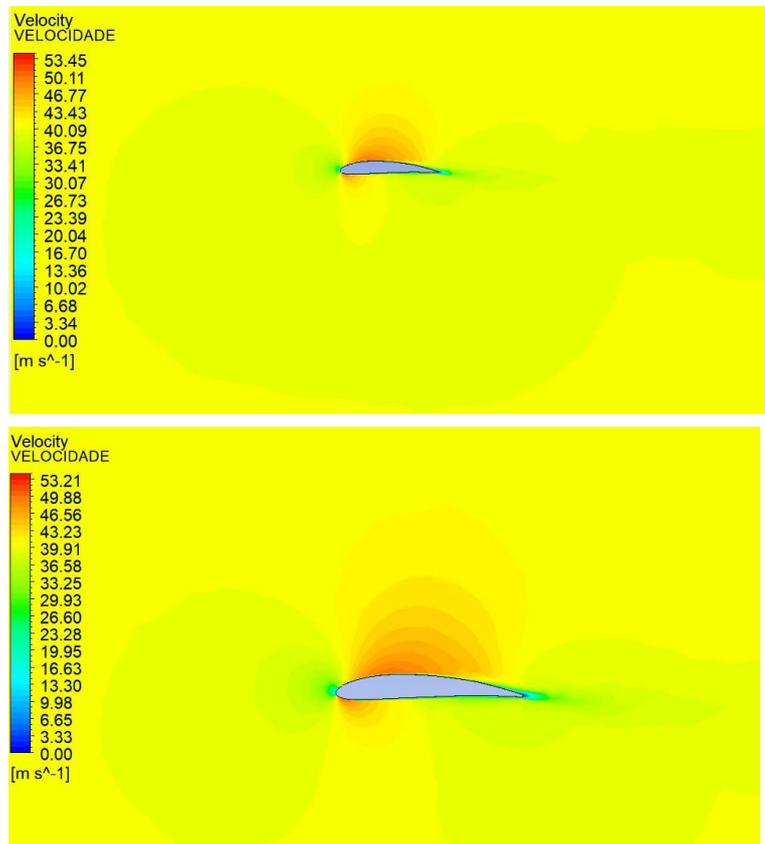
Figura 45 - O campo de velocidade ao longo da superfície da asa, mostrando como a velocidade do ar varia em diferentes seções (superior e inferior) para 0° , 4° e 8° sem deflexão no flap.

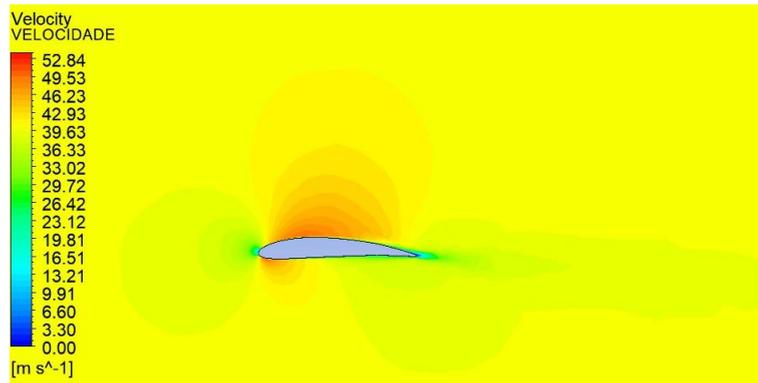




Fonte: Autora (2024)

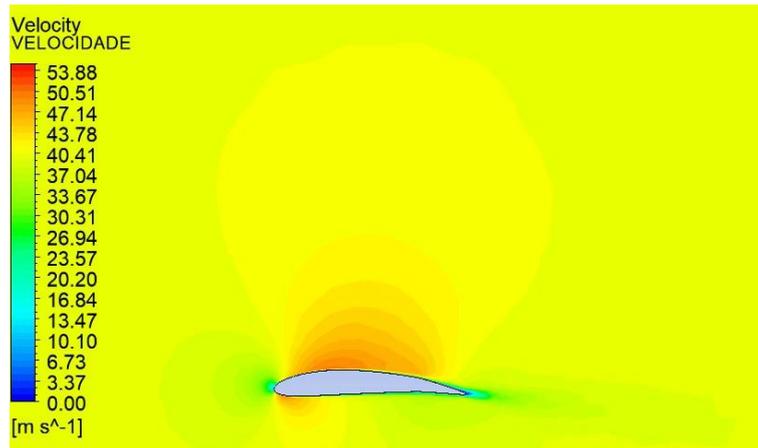
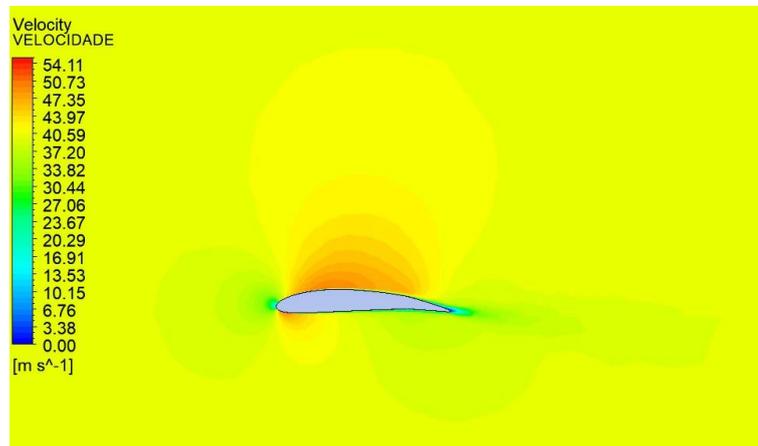
Figura 46 - O campo de velocidade ao longo da superfície da asa com flap defletido de 4° mostrando como a velocidade do ar varia em diferentes seções (superior e inferior).

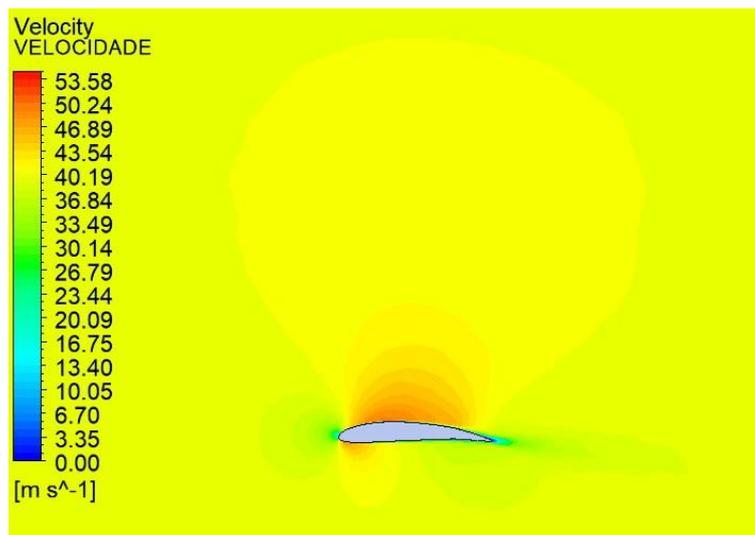




Fonte: Autora (2024)

Figura 47 - O campo de velocidade ao longo da superfície da asa com flap defletido de 6° mostrando como a velocidade do ar varia em diferentes seções (superior e inferior).





Fonte: Autora (2024)

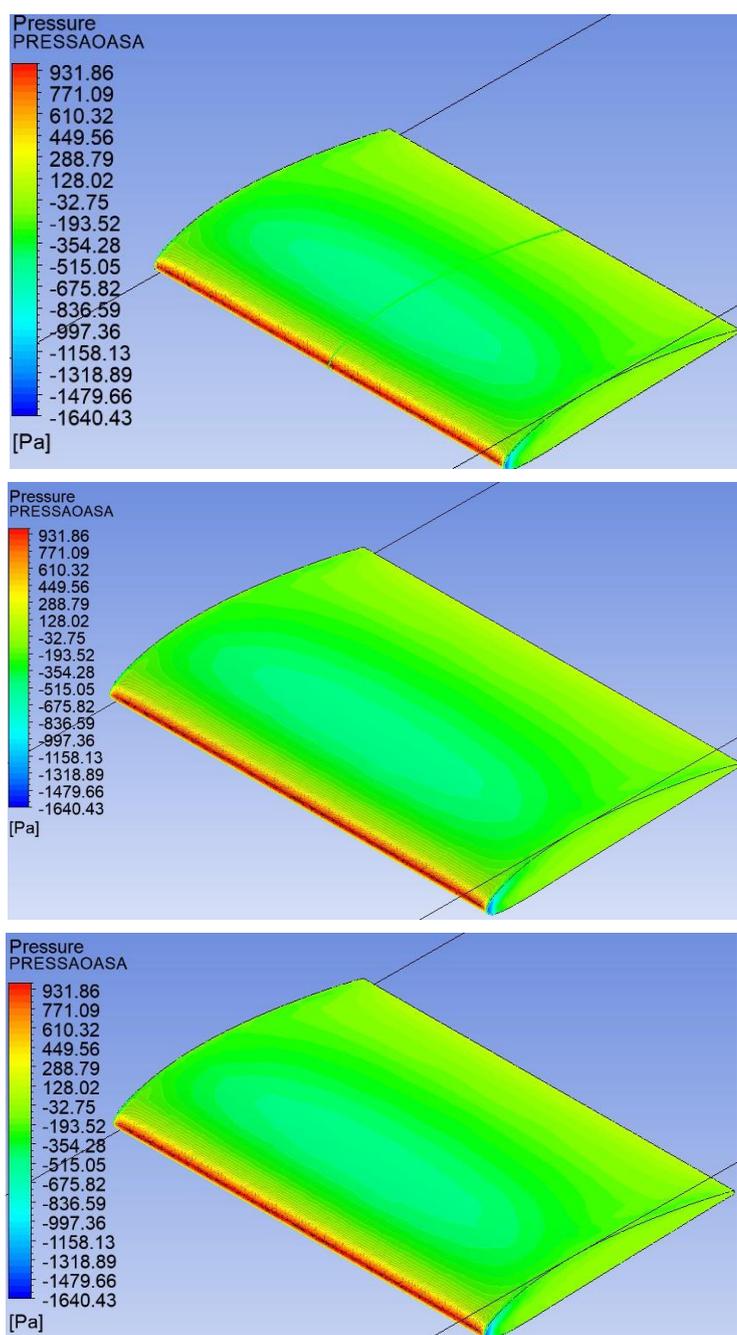
A análise dos resultados de velocidade ao redor do perfil de aerofólio estudado considerando diferentes ângulos de ataque e deflexões de flap, revela como esses fatores afetam o comportamento do fluxo. Com ângulo de ataque de 0° , o fluxo é simétrico, com maior velocidade na parte superior e menor na inferior, sem risco de separação. Aos 4° de ângulo de ataque, o fluxo acelera mais na parte superior, aumentando a diferença de velocidades, mas com risco de separação na parte superior, o que pode reduzir a velocidade localmente. Aos 8° , a aceleração do fluxo na parte superior é ainda maior, mas a separação do fluxo aumenta, podendo levar à desaceleração e estol.

Com flap a 4° , a diferença de pressões aumenta, acelerando o fluxo superior e aumentando a sustentação, com risco maior de separação, especialmente em ângulos altos. Com flap a 6° , a aceleração do fluxo é mais pronunciada, o que melhora a sustentação, mas também aumenta o risco de separação e desaceleração do fluxo, especialmente a 8° , reduzindo a performance aerodinâmica.

Em resumo, a deflexão do flap melhora a sustentação, mas também aumenta o risco de separação do fluxo, especialmente a altos ângulos de ataque, comprometendo a estabilidade e a eficiência aerodinâmica. Vê-se que o campo de velocidade ao longo da superfície da asa presente nas Figuras 45, 46 e 47, influencia diretamente a distribuição de pressão e o fluxo de ar. À medida que a velocidade do fluido aumenta, a pressão diminui. A simulação permite visualizar o comportamento do fluxo, identificando regiões de separação e recirculação. Além disso, a velocidade impacta as forças atuantes no aerofólio, afetando sua performance aerodinâmica.

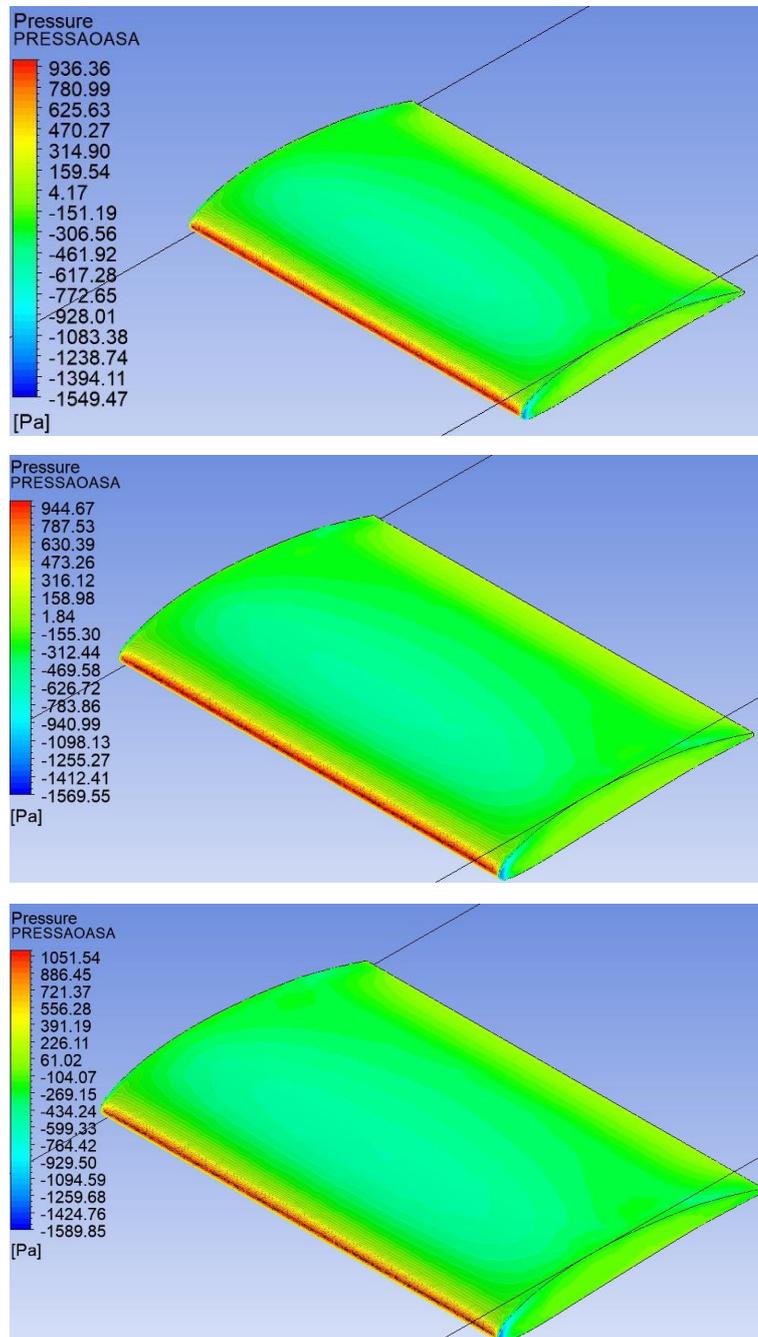
A pressão total é a combinação da pressão estática e dinâmica, refletindo o comportamento do ar ao redor da asa durante a simulação. Os resultados de pressão apresentados nas Figuras 48, 49 e 50 mostram sua distribuição ao longo de toda a superfície da asa, destacando que o ponto crítico de pressão geralmente ocorre na parte inferior da asa, próximo à borda de ataque, onde o fluxo de ar começa a se separar da superfície.

Figura 48 - Pressão ao longo da superfície da asa com ângulo de ataque 0° , 4° e 8° sem deflexão de flap.



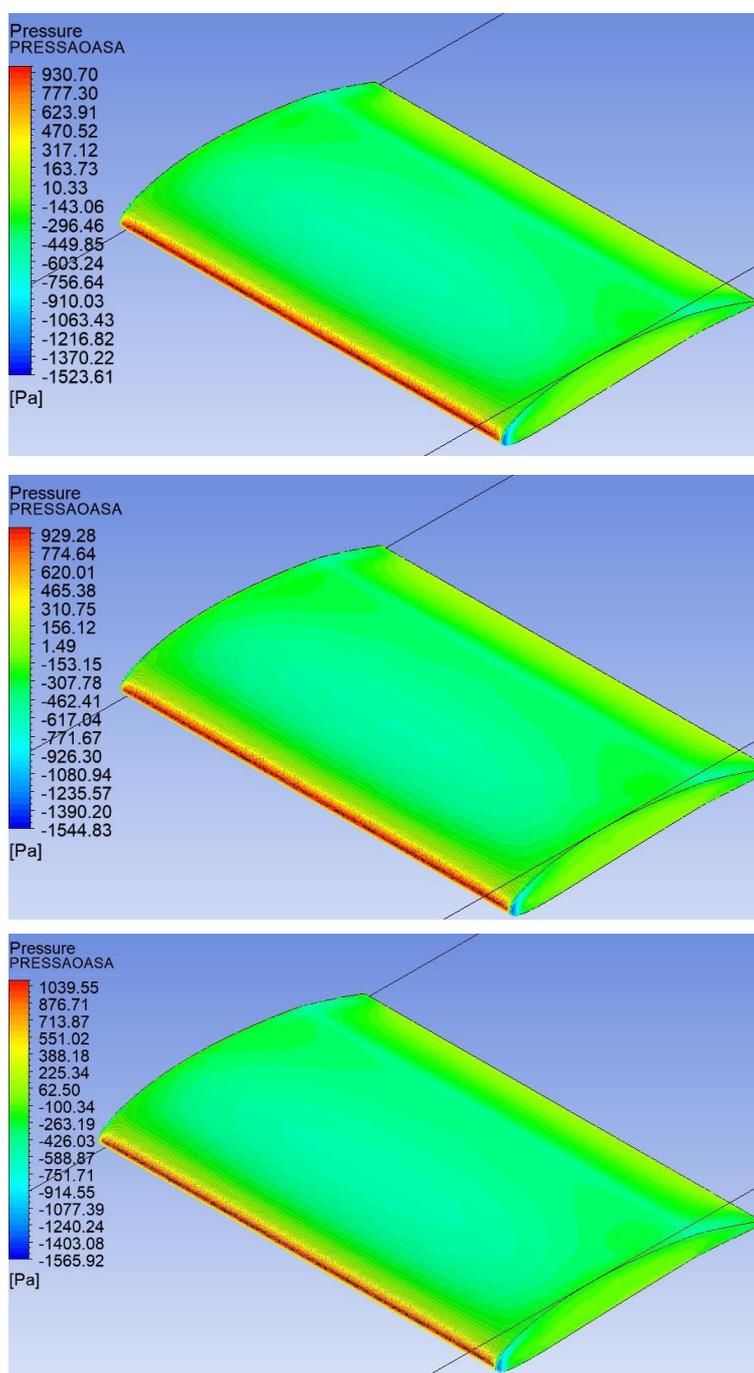
Fonte: Autora (2024)

Figura 49 - Pressão ao longo da superfície da asa com ângulo de ataque 0° , 4° e 8° com deflexão de flap de 4° .



Fonte: Autora (2024)

Figura 50 - Pressão ao longo da superfície da asa com ângulo de ataque 0° , 4° e 8° com deflexão de flap de 6° .



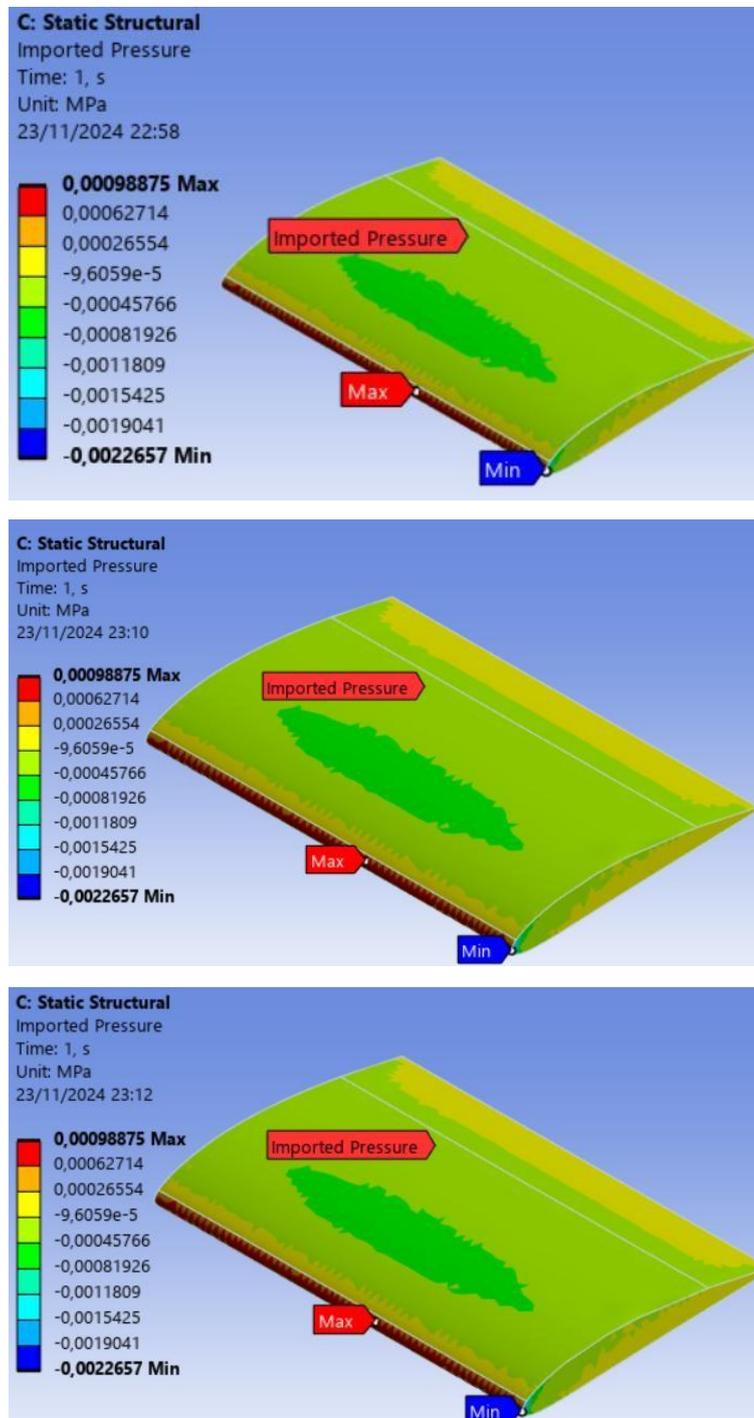
Fonte: Autora (2024)

5.2.2 Análises - Estática

Nesta análise suprime-se o domínio fluido, importando a pressão encontrada na superfície da asa através do acoplamento da análise fluidodinâmica com a análise

mecânica, exemplificado na Figura 51 o que foi realizado para todas as simulações, como condição de contorno para a análise estática estrutural no Mechanical.

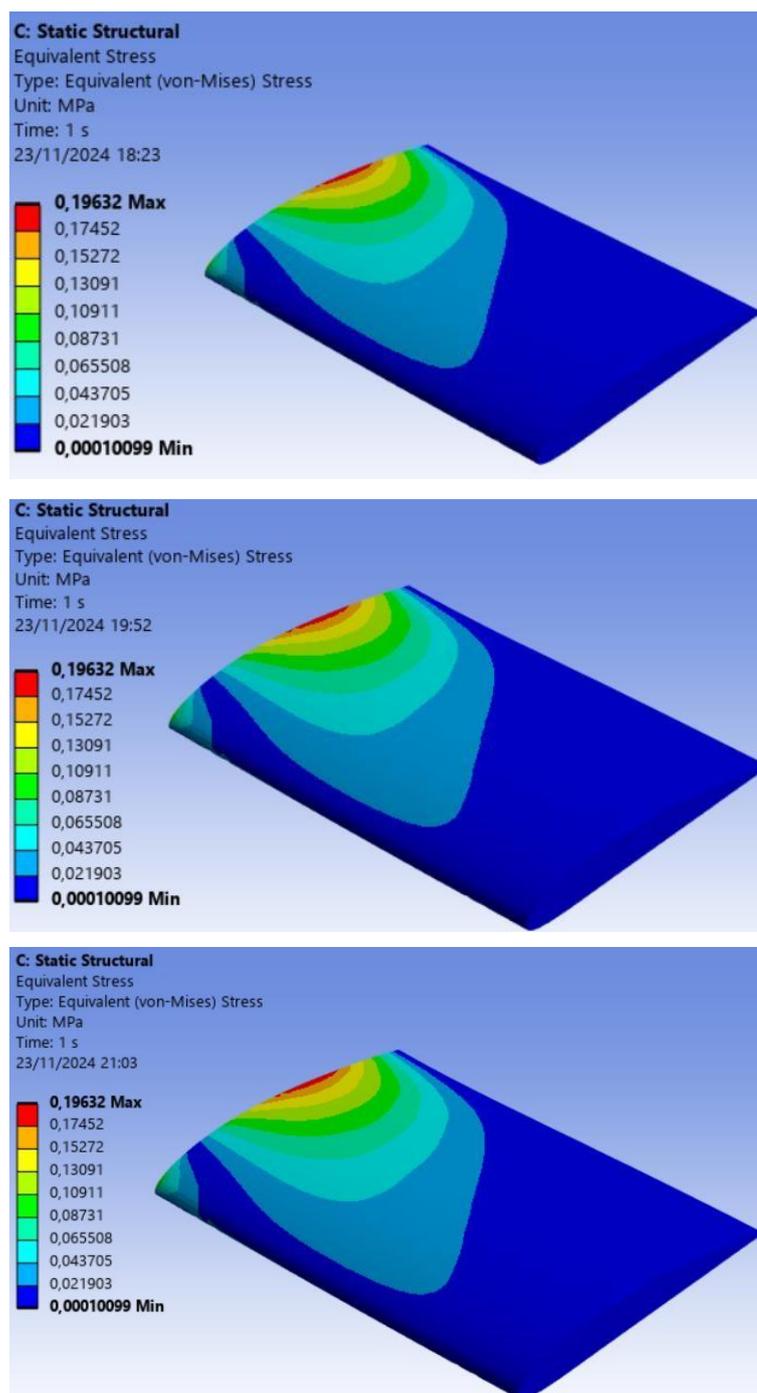
Figura 51 - Pressão importada do Fluent com ângulo de ataque 0° , 4° e 8° sem deflexão de flap.



Fonte: Autora (2024)

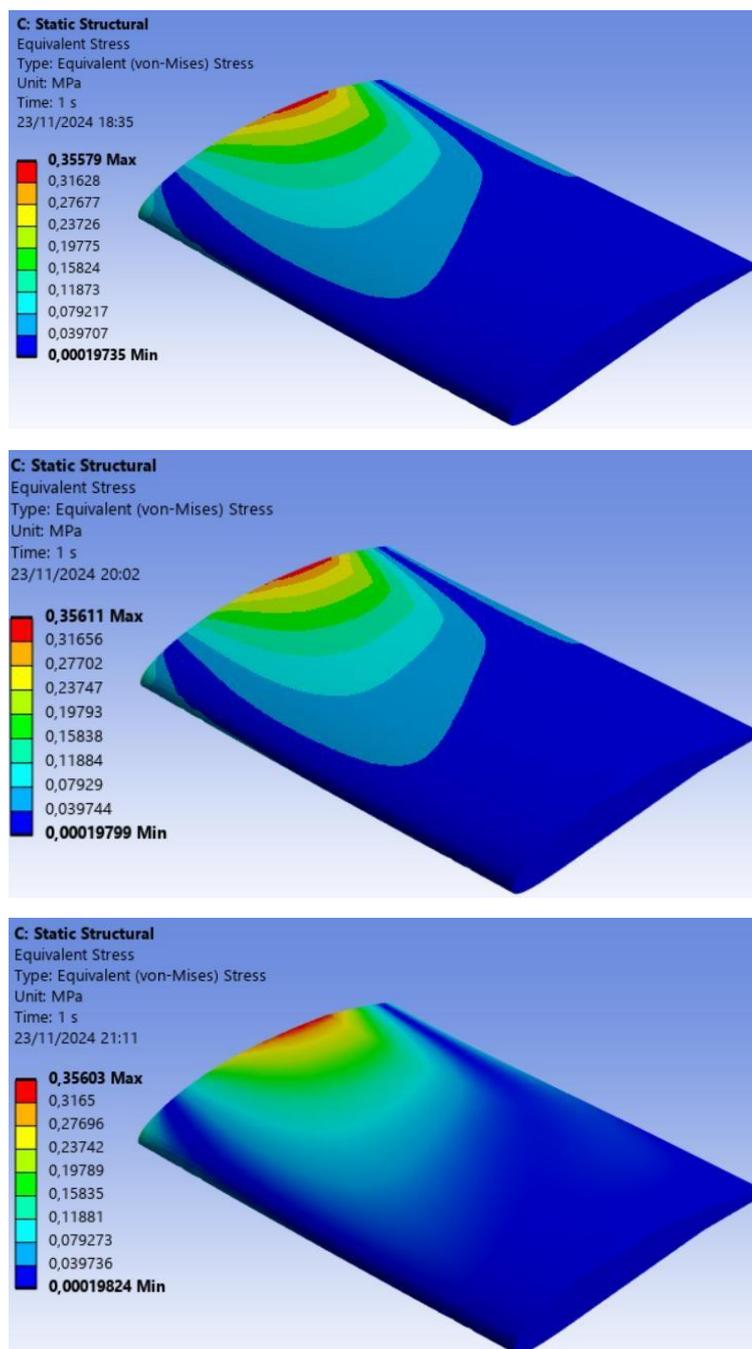
Os resultados de tensão equivalente serão apresentados para os casos em que o flap encontra-se sem deflexão e com a deflexão máxima estudada que é de 6°. As Figuras 52 e 53 ajudam a identificar as regiões mais críticas da asa, onde pode ocorrer o risco de falha por esforços excessivos. As zonas de tensão máxima normalmente estão próximas ao ponto de fixação da asa no corpo da aeronave e nas extremidades.

Figura 52 - Tensão equivalente na asa a 0°, 4° e 8° sem deflexão de flap.



Fonte: Autora (2024)

Figura 53 - Tensão equivalente na asa a 0°, 4° e 8° com deflexão de flap de 6°.



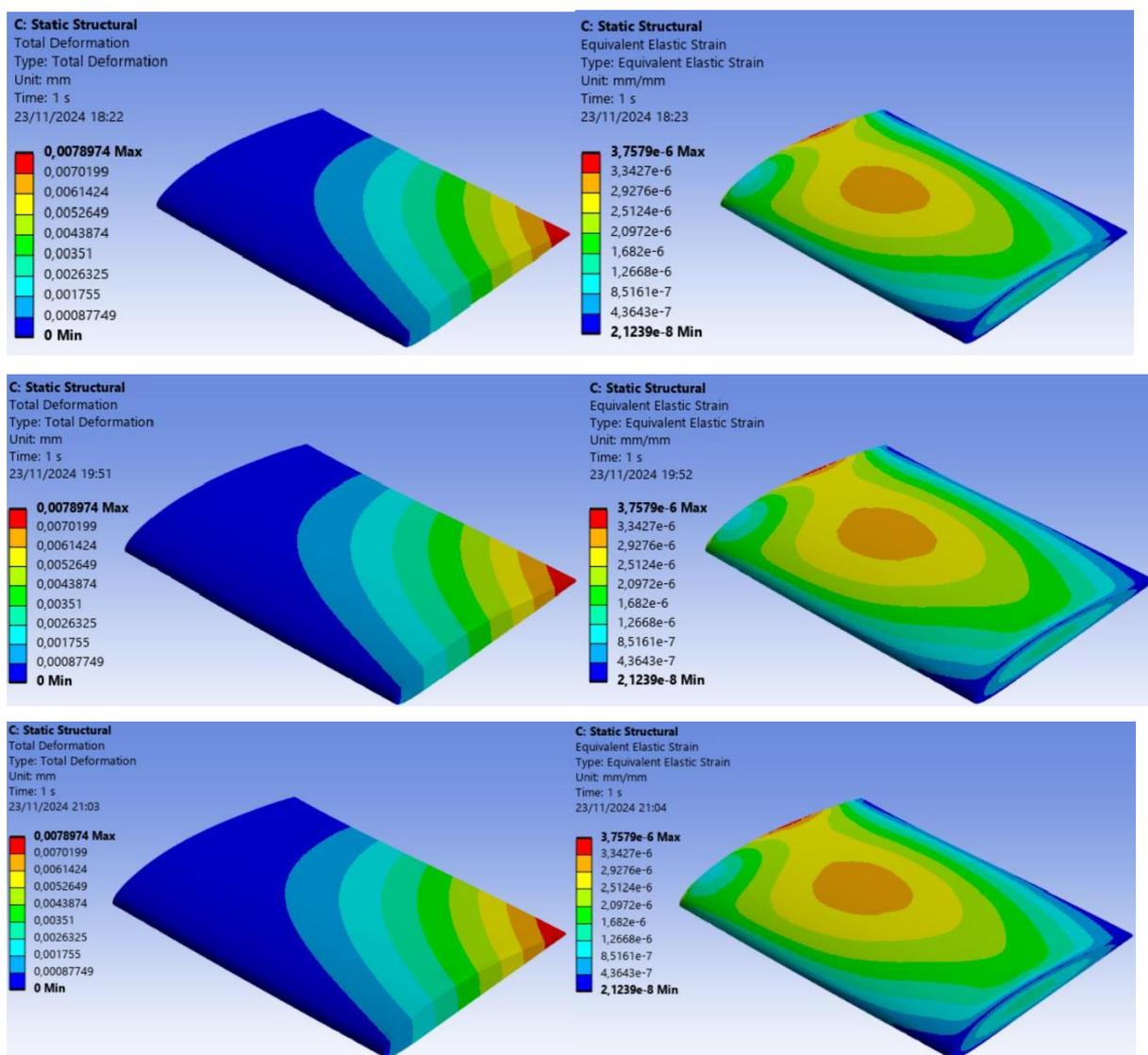
Fonte: Autora (2024)

Os resultados de deformação (Figuras 54 e 55) ajudam a verificar se a asa se deforma de forma aceitável sob as cargas aplicadas, enquanto a deformação total oferece uma visão geral do quanto a asa se move sob carga, a deformação unitária detalha o comportamento do material sob essas forças. Os valores encontrados para total foram baixos, indicando que possui uma flexibilidade que não afeta a performance aerodinâmica e estrutural da aeronave e para unitária foram muito

baixos, indicando que com relação ao comportamento elástico, a estrutura não está sofrendo deformações permanentes ou próximas ao limite elástico do material, o que pode levar à falha estrutural.

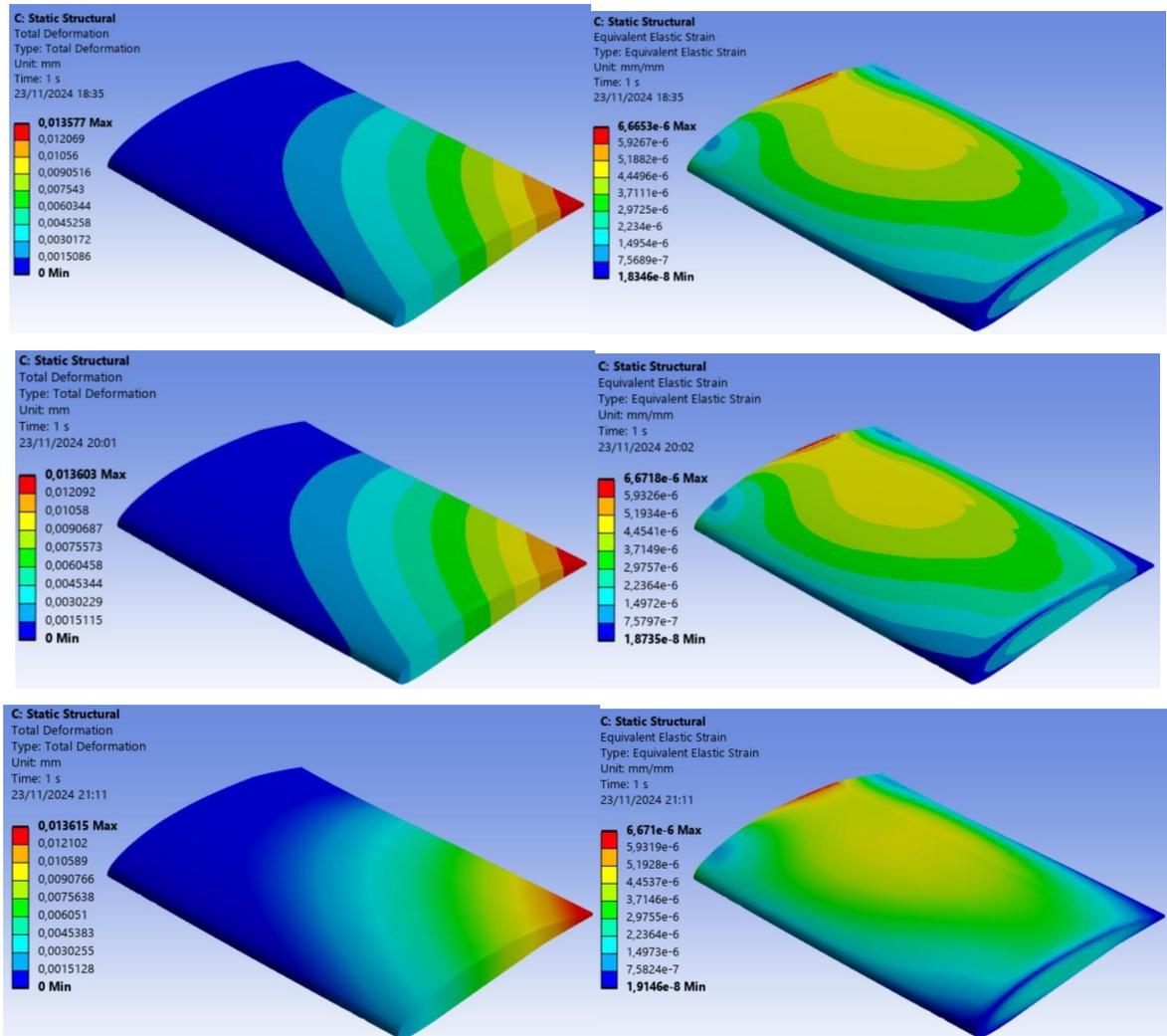
A região de deformação máxima é na área que possui altas pressões aerodinâmicas. Isso pode afetar a aerodinâmica da asa e aumentar o risco de separação do fluxo. Em contrapartida a parte inferior da asa apresenta deformação total muito pequena devido ao suporte estrutural e à distribuição de carga, refletindo uma resistência maior. E também tende a ser menor nos centros de carga, por serem uniformemente distribuídas, essas áreas geralmente suportam bem as tensões aplicadas.

Figura 54 - Regiões de deformação total e deformação unitária na asa a 0°, 4° e 8° sem deflexão de flap .



Fonte: Autora (2024)

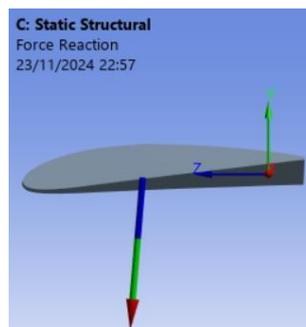
Figura 55 - Regiões de deformação total e deformação unitária na asa a 0°, 4° e 8° com deflexão de flap de 6°.



Fonte: Autora (2024)

A Figura 56, exemplifica a condição na qual se obteve as forças que o flap está submetido. A Tabela 7 descreve os resultados das forças aerodinâmicas e de reação para cada configuração de ângulo de ataque e deflexão do flap.

Figura 56 - Condição para obter a força de reação que o flap está submetido.



Fonte: Autora (2024)

Tabela 7 - Resultados aproximados das forças de reação para diferentes configurações de ângulo de ataque e deflexão do flap.

Ângulo de ataque (°)	Ângulo de deflexão do flap (°)	Coeficiente de sustentação (Cl)	Coeficiente de arrasto (Cd)	Força de sustentação (N)	Força de arrasto (N)	Força de reação no flap (N)
0	0	0.0088	1.6424e-06	8.7018	0.0016	8.6359
0	6	0.017812	-3.8698e-06	17.4565	-0.0038	17.4330
4	0	0.0088	1.7071e-06	8.7023	0.0017	8.6359
4	6	0.017829	-1.8727e-05	17.4726	-0.0183	17.4500
8	0	0.0088	1.6203e-06	8.7018	0.00159	8.6359
8	6	0.017832	-3.4178e-05	17.4754	-0.0334	17.4520

Fonte: Autora (2024)

5.3 Resultados das análises numéricas do modelo do atuador preliminar

Os resultados obtidos neste estudo são fundamentais para compreender o comportamento dinâmico do atuador aplicado ao flap de uma asa de aeromodelo, com foco nas forças de reação, deformações estruturais e desempenho do sistema sob diferentes condições operacionais. Para essa análise, utilizamos a simulação de elementos finitos (FEA) para modelar e simular o comportamento do atuador e da estrutura do flap. A simulação foi conduzida com o auxílio de software de mecânica computacional, considerando as interações fluido-estrutura para avaliar a resposta da estrutura a forças externas e internas em diversos cenários de operação.

As condições de operação foram definidas por diferentes ângulos de ataque (0°, 4° e 8°) e variações na deflexão do flap (0°, 4° e 6°), que são parâmetros críticos para o controle aerodinâmico do aeromodelo. Esses parâmetros afetam diretamente a performance do atuador, e sua análise permite entender as variações na carga aplicada no flap, bem como o comportamento estrutural da asa e o impacto no desempenho geral do sistema.

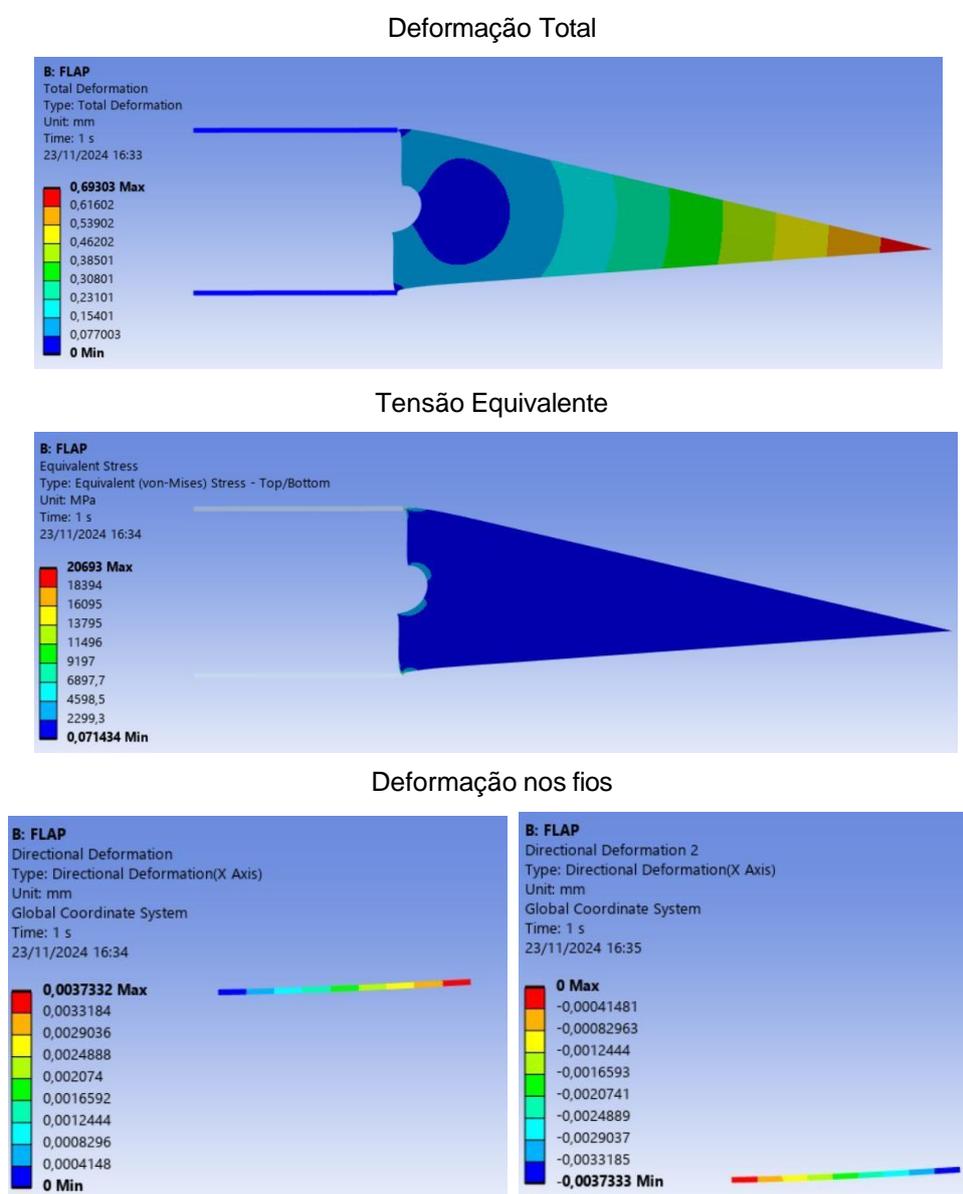
Através das simulações, foram coletados dados sobre as forças de reação no flap, deformações totais, tensões equivalentes na estrutura e a deformação específica nos fios do atuador. Esses parâmetros são cruciais para a avaliação da integridade estrutural do sistema, sua capacidade de atuar sob diferentes condições e a eficiência geral do design proposto.

As condições de operação, que envolvem o ângulo de ataque e a deflexão do flap, foram aplicadas como variáveis independentes. Para cada combinação desses

parâmetros, foram simulados os efeitos da interação entre o fluido (aerodinâmica) e a estrutura, levando em consideração as forças de reação no flap, que variam conforme a deflexão e o ângulo de ataque. Essa abordagem permitiu uma análise precisa das forças de reação necessárias para movimentar o flap, as deformações sofridas pela estrutura e a tensão nos fios do atuador.

Para os ângulos de ataque de 0° , 4° e 8° , sem deflexão do flap, a força de reação que o flap necessita para ser atuado foi a mesma, 8,6359 N, portanto para exemplificar os resultados para cada uma das configurações de acionamentos dos fios estão presentes nas Figuras 57, 58, 59 e 60.

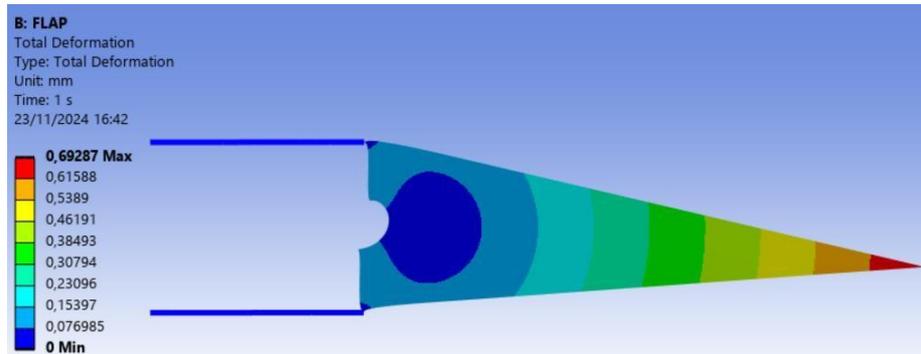
Figura 57 - Resultados da configuração 1 - ângulos sem deflexão no flap.



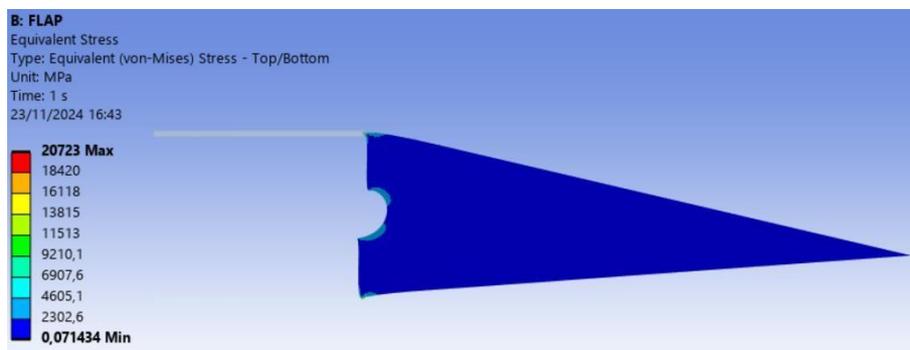
Fonte: Autora (2024)

Figura 58 - Resultados da configuração 2 - ângulos sem deflexão no flap.

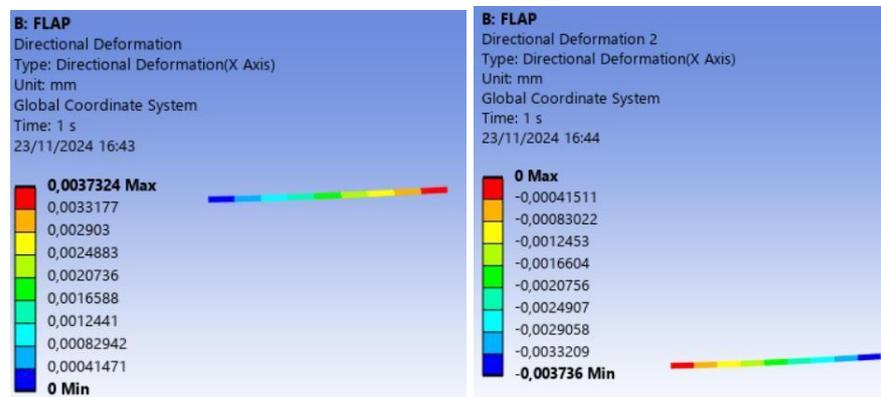
Deformação Total



Tensão Equivalente



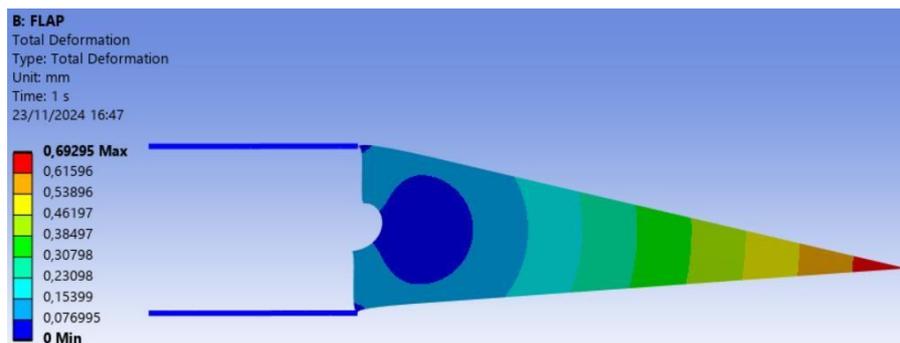
Deformação nos fios



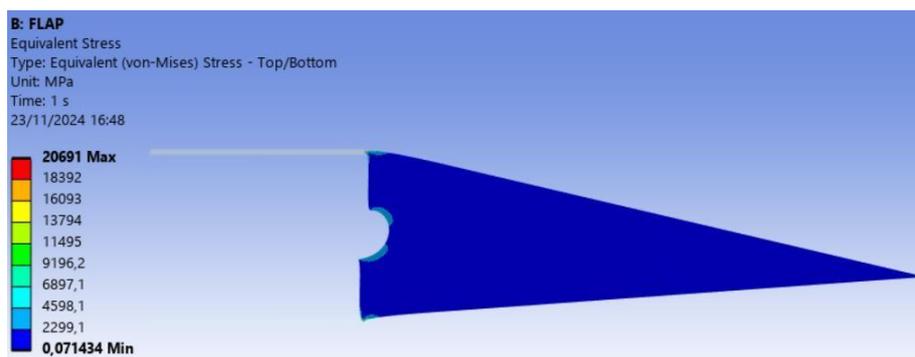
Fonte: Autora (2024)

Figura 59 - Resultados da configuração 3 - ângulos sem deflexão no flap.

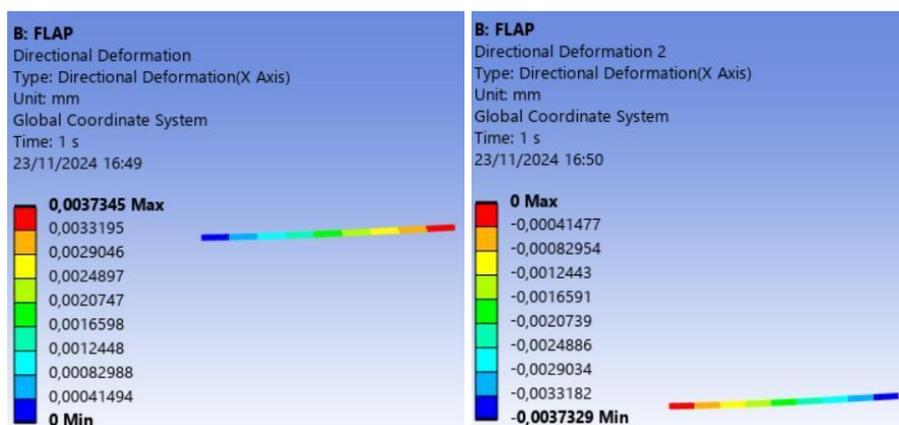
Deformação Total



Tensão Equivalente



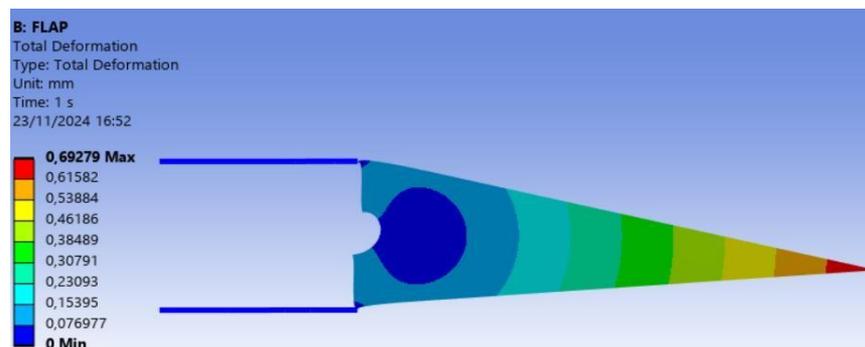
Deformação nos fios



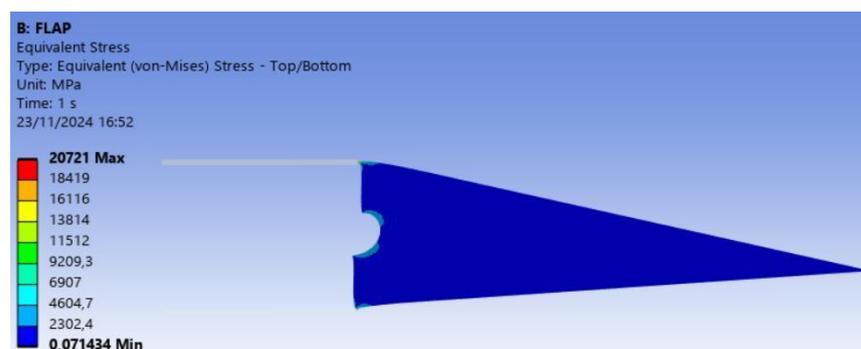
Fonte: Autora (2024)

Figura 60 - Resultados da configuração 4 - ângulos sem deflexão no flap.

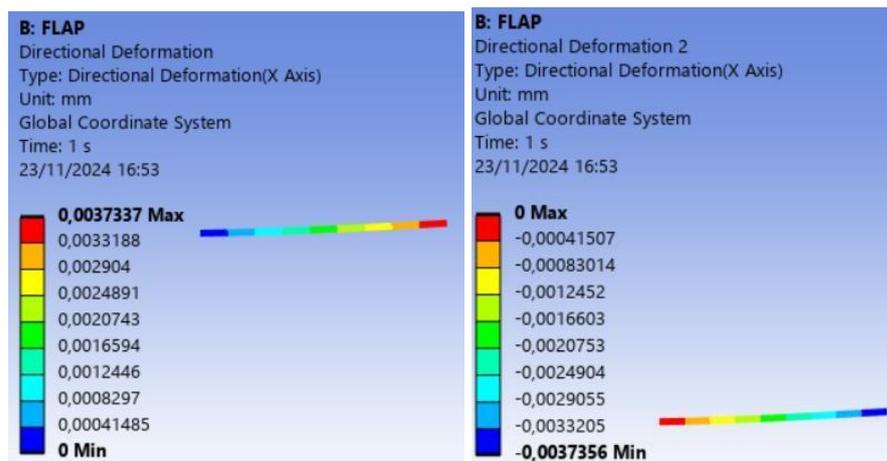
Deformação Total



Tensão Equivalente



Deformação nos fios



Fonte: Autora (2024)

Os parâmetros apresentados nas figuras e tabelas incluem as forças de reação no flap, a deformação total e equivalente da estrutura, a deformação nos fios e os ângulos de giro do atuador para cada combinação estudada. Esses dados são essenciais para avaliar o desempenho do atuador e da estrutura em condições operacionais variáveis. Através da análise detalhada de cada parâmetro, é possível compreender melhor o funcionamento do sistema, identificar áreas para otimização e melhorar tanto a operação do atuador quanto a performance aerodinâmica do aeromodelo. Esses resultados serão apresentados em seções específicas para uma análise mais clara e aprofundada.

5.3.1 Forças de reação no flap

A análise das forças de reação no flap foi conduzida para uma série de ângulos de ataque e deflexões do flap, com o objetivo de avaliar as demandas de força para o movimento do sistema. Compreender essas forças é essencial para determinar a capacidade de atuação do atuador, pois elas refletem a carga aplicada ao flap e, por conseguinte, a carga exigida do atuador para gerar o movimento. A Tabela 8 apresenta essas forças para diferentes configurações de ângulo de ataque e deflexão do flap, proporcionando uma visão detalhada de como a deflexão influencia a carga no flap e a necessidade de força no atuador. Os resultados demonstrados na tabela indicam que as forças de reação no flap variam conforme a deflexão do flap e o ângulo de ataque. A tabela a seguir apresenta os valores específicos obtidos para as forças de reação em cada configuração.

Tabela 8 - Resultados aproximados das forças de reação para diferentes configurações de ângulo de ataque e deflexão do flap.

Ângulo de ataque (°)	Ângulo de deflexão do flap (°)	Força de reação no flap (N)
0	0	8,6359
0	4	14,2650
0	6	17,4330
4	0	8,6359
4	4	14,2710
4	6	17,4500
8	0	8,6359
8	4	14,2520
8	6	17,4520

Fonte: Autora (2024)

Os resultados demonstram que, à medida que a deflexão do flap aumenta, a força de reação necessária também aumenta, independentemente do ângulo de ataque. Esse comportamento é consistente para os ângulos de ataque de 0°, 4° e 8°.

5.3.2 Resultados de deformação total e tensão equivalente

A deformação total máxima e as tensões equivalentes máximas fornecem informações sobre a integridade estrutural da asa e do atuador sob diferentes condições de operação. Esses parâmetros são essenciais para verificar a segurança do design e garantir que a estrutura não atinja limites críticos de deformação ou falha.

Para os ângulos de ataque de 0°, 4° e 8°, sem deflexão do flap, a força de reação que o flap necessita para ser atuado foi a mesma, 8,6359 N, portanto os resultados da deformação total e tensão equivalente máximas da estrutura e a deformação no eixo x para cada um dos fios em cada uma das configurações de acionamentos dos mesmos estão presentes na Tabela 9.

Tabela 9 - Resultados da deformação total e tensão equivalente máximas da estrutura e deformação no eixo x para cada um dos fios.

Configuração	Deformação total máx (mm)	Tensão equivalente máx (MPa)	Deformação do fio 1 (mm)	Deformação do fio 2 (mm)
1	0,69303	20693	0,0037332	-0,0037333
2	0,69287	20723	0,0037324	-0,0037360
3	0,69295	20691	0,0037345	-0,0037329
4	0,69279	20721	0,0037337	-0,0037356

Fonte: Autora (2024)

A deformação total máxima é muito próxima entre as diferentes configurações, variando entre 0,69287 mm e 0,69303 mm. Isso indica uma grande estabilidade da estrutura sob essas condições. As pequenas diferenças (da ordem de micrômetros) não têm impacto significativo na segurança da estrutura.

Para o ângulo de ataque 0° e o flap com deflexão de 4° , a força de reação que o flap necessita para ser atuado foi de 14,2650 N, tem-se então os resultados da deformação total e tensão equivalente máximas da estrutura e a deformação no eixo x para cada um dos fios em cada uma das configurações de acionamentos dos mesmos demonstrados na Tabela 10.

Tabela 10 - Resultados da deformação total e a tensão equivalente máximas da estrutura e deformação no eixo x para cada um dos fios.

Configuração	Deformação total máx (mm)	Tensão equivalente máx (MPa)	Deformação do fio1 (mm)	Deformação do fio 2 (mm)
1	0,69669	20724	0,0037399	-0,0037400
2	0,69653	20754	0,003739	-0,0037426
3	0,69661	20722	0,0037411	-0,0037396
4	0,69645	20752	0,0037403	-0,0037422

Fonte: Autora (2024)

A deformação total máxima é ligeiramente maior, variando entre 0,69645 mm e 0,69669 mm, indicando que a deflexão do flap causa um pequeno aumento na deformação da estrutura, mas ainda assim dentro de limites aceitáveis.

Para o ângulo de ataque 0° e o flap com deflexão de 6° , a força de reação que o flap necessita para ser atuado foi de 17,4330 N, tem-se então os resultados da deformação total e tensão equivalente máximas da estrutura e a deformação no eixo x para cada um dos fios em cada uma das configurações de acionamentos dos mesmos demonstrados na Tabela 11.

Tabela 11 - Resultados da deformação total e a tensão equivalente máximas da estrutura e deformação no eixo x para cada um dos fios.

Configuração	Deformação total máx (mm)	Tensão equivalente máx (MPa)	Deformação do fio1 (mm)	Deformação do fio 2 (mm)
1	0,69875	20741	0,0037436	-0,0037437
2	0,69859	20771	0,0037428	-0,0037464
3	0,69867	20739	0,0037449	-0,0037433
4	0,69852	20769	0,0037440	-0,0037460

Fonte: Autora (2024)

Observa-se um aumento ainda mais notável na deformação total, com valores entre 0,69852 mm e 0,69875 mm. Esse aumento se alinha com o aumento da força de reação do flap, que foi de 17,4330 N, em comparação com 14,2650 N nas condições anteriores. A tendência de aumento da deformação é consistente com o aumento da carga.

Para o ângulo de ataque 4° e o flap com deflexão de 4°, a força de reação que o flap necessita para ser atuado foi de 14,2710 N, tem-se então os resultados da deformação total e tensão equivalente máximas da estrutura e a deformação no eixo x para cada um dos fios em cada uma das configurações de acionamentos dos mesmos demonstrados na Tabela 12.

Tabela 12 - Resultados da deformação total e a tensão equivalente máximas da estrutura e deformação no eixo x para cada um dos fios.

Configuração	Deformação total máx (mm)	Tensão equivalente máx (MPa)	Deformação do fio1 (mm)	Deformação do fio 2 (mm)
1	0,69669	20724	0,0037399	-0,0037400
2	0,69653	20754	0,0037391	-0,0037426
3	0,69662	20722	0,0037411	-0,0037396
4	0,69646	20752	0,0037403	-0,0037423

Fonte: Autora (2024)

Os valores de deformação total seguem um padrão semelhante ao do ângulo de ataque 0° com flap defletido 4°, com a deformação variando entre 0,69646 mm e 0,69669 mm. A diferença é pequena, indicando que a estrutura mantém um desempenho estável mesmo com o aumento do ângulo de ataque.

Para o ângulo de ataque 4° e o flap com deflexão de 6°, a força de reação que o flap necessita para ser atuado foi de 17,4500 N, tem-se então os resultados da deformação total e tensão equivalente máximas da estrutura e a deformação no eixo x para cada um dos fios em cada uma das configurações de acionamentos dos mesmos demonstrados na Tabela 13.

Tabela 13 - Resultados da deformação total e a tensão equivalente máximas da estrutura e deformação no eixo x para cada um dos fios.

Configuração	Deformação total máx (mm)	Tensão equivalente máx (MPa)	Deformação do fio1 (mm)	Deformação do fio 2 (mm)
1	0,69876	20741	0,0037436	-0,0037437
2	0,69860	20771	0,0037428	-0,0037464
3	0,69868	20739	0,0037449	-0,0037433
4	0,69853	20769	0,0037441	-0,0037460

Fonte: Autora (2024)

Novamente, um pequeno aumento na deformação total é observado, com valores entre 0,69853 mm e 0,69876 mm, indicando que o aumento do ângulo de ataque combinado com a maior deflexão do flap resulta em um aumento da carga e, conseqüentemente, da deformação da estrutura.

Para o ângulo de ataque 8° e o flap com deflexão de 4°, a força de reação que o flap necessita para ser atuado foi de 14,2520 N, tem-se então os resultados da deformação total e tensão equivalente máximas da estrutura e a deformação no eixo x para cada um dos fios em cada uma das configurações de acionamentos dos mesmos demonstrados na Tabela 14.

Tabela 14 - Resultados da deformação total e a tensão equivalente máximas da estrutura e deformação no eixo x para cada um dos fios.

Configuração	Deformação total máx (mm)	Tensão equivalente máx (MPa)	Deformação do fio1 (mm)	Deformação do fio 2 (mm)
1	0,69668	20724	0,0037398	-0,0037399
2	0,69652	20753	0,0037390	-0,0037426
3	0,69660	20722	0,0037411	-0,0037396
4	0,69645	20752	0,0037403	-0,0037422

Fonte: Autora (2024)

A deformação total máxima é praticamente idêntica à observada no ângulo de ataque 4° com flap defletido 4°, variando entre 0,69645 mm e 0,69668 mm. Isso sugere que a estrutura responde de forma similar a diferentes ângulos de ataque quando a deflexão do flap é mantida em 4°.

Para o ângulo de ataque 8° e o flap com deflexão de 6°, a força de reação que o flap necessita para ser atuado foi de 17,4520 N, tem-se então os resultados da deformação total e tensão equivalente máximas da estrutura e a deformação no eixo x para cada um dos fios em cada uma das configurações de acionamentos dos mesmos demonstrados na Tabela 15.

Tabela 15 - Resultados da deformação total e a tensão equivalente máximas da estrutura e deformação no eixo x para cada um dos fios.

Configuração	Deformação total máx (mm)	Tensão equivalente máx (MPa)	Deformação do fio1 (mm)	Deformação do fio 2 (mm)
1	0,69876	20741	0,0037436	-0,0037437
2	0,69860	20771	0,0037428	-0,0037464
3	0,69869	20739	0,0037449	-0,0037433
4	0,69853	20769	0,0037441	-0,0037460

Fonte: Autora (2024)

A deformação total máxima segue o mesmo padrão, variando entre 0,69853 mm e 0,69876 mm. Esse pequeno aumento pode ser devido à combinação do ângulo de ataque maior e a deflexão do flap, que aumenta a carga sobre a estrutura.

Em todas as condições de operação, a tensão equivalente máxima se mantém bastante consistente, variando entre 20691 MPa e 20771 MPa. A flutuação é pequena, indicando que a estrutura é robusta o suficiente para suportar as diferentes forças sem risco significativo de falha. A tensão máxima aumenta ligeiramente com o aumento da deflexão do flap e do ângulo de ataque, mas as variações são pequenas. A tensão não ultrapassa níveis críticos, indicando que a estrutura permanece segura durante todas as condições simuladas.

Nas quatro configurações analisadas, a deformação total ocorre na extremidade do flap, enquanto as tensões máximas se concentram nos pontos de conexão dos fios com a estrutura, permanecendo estáveis em todas as simulações. A deformação total aumenta com a deflexão do flap e o ângulo de ataque, mas as variações são pequenas e dentro dos limites aceitáveis. As tensões permanecem quase constantes, indicando que a estrutura é capaz de suportar as diferentes condições sem atingir níveis críticos. Em geral, as deformações totais e tensões equivalentes máximas permanecem dentro de limites adequados, garantindo a integridade estrutural.

5.3.3 Resultados para deformação nos fios

A deformação nos fios do atuador é monitorada para garantir que o sistema de acionamento permaneça funcional e eficiente durante os ciclos de operação. A análise das deformações nos fios permite avaliar o desempenho do atuador sob cargas variáveis e identificar possíveis falhas ou pontos críticos no sistema.

As diferenças na deformação dos fios de Ti-Ni afetam diretamente o movimento do atuador, sendo a interação equilibrada entre os fios essencial para o funcionamento eficiente do sistema. As deformações dos fios 1 e 2 estão equilibradas, como esperado pelo design simétrico do atuador, portanto o sistema opera de forma mais eficiente, proporcionando um movimento estável e controlado do flap. Esse equilíbrio aprimora a precisão da deflexão, otimiza a resposta dinâmica e contribui para melhor desempenho aerodinâmico e durabilidade. Portanto, o controle das deformações de

cada fio é de extrema importância para garantir a operação eficiente e confiável do atuador, assegurando um movimento suave e coordenado.

Com base nos resultados das simulações realizadas e descritas nas Tabelas 9 a 15, observa-se que o fio de liga Ti-Ni é ativado de maneira significativa, elevando sua temperatura em mais de 50°C acima da temperatura crítica necessária para a transformação para a fase austenítica. Esse aquecimento pode ser causado de duas formas: pela tensão aplicada ao fio, gerando o efeito Joule, ou por uma fonte externa de calor. Além disso, o fio também pode sofrer resfriamento natural por processos como convecção ou outros mecanismos de dissipação térmica, o que induz à transformação de fase de volta para a martensita.

Quando a temperatura do fio cai abaixo da temperatura mínima de transformação da martensita (M_f), ocorre a transformação natural para a fase martensítica, que pode resultar em alterações nas propriedades mecânicas do material. Essa transformação de fase, tanto no aquecimento quanto no resfriamento, é crucial para a movimentação do atuador, pois altera a estrutura cristalina do Ti-Ni, permitindo que o material se deforme de maneira controlada.

No sistema mais crítico analisado, apresentado na configuração 4, o fio 1 apresenta a maior expansão quando ativado pelo efeito de memória de forma, enquanto o fio 2 experimenta a máxima contração, também ativando o efeito memória de forma. Essas deformações opostas nos dois fios geram um movimento coordenado do sistema, com o flap movendo-se no sentido horário devido à força resultante das diferenças de expansão e contração entre os fios, de acordo com as condições de contorno aplicadas ao modelo. Esse comportamento é essencial para o controle preciso do atuador e do movimento do flap no aeromodelo.

5.3.4 Resultados para movimento gerado pelo acionamento dos fios

Os ângulos de giro indicam o movimento gerado pelo atuador nas diferentes configurações, fornecendo uma medida direta da eficiência do sistema de acionamento em gerar o movimento desejado no flap. A Tabela 16 apresenta os ângulos de giro do atuador no eixo z para as diferentes configurações de ângulo de ataque e deflexão do flap. Esses resultados são essenciais para avaliar o movimento gerado pelo sistema de atuador em cada cenário simulado, fornecendo informações cruciais sobre o desempenho do atuador sob diversas condições operacionais. A

tabela detalha os ângulos de giro obtidos para cada configuração, permitindo uma análise precisa do comportamento do sistema.

Tabela 16 - Ângulos de giro ($^{\circ}$) do atuador obtidos nas configurações.

Ângulo de ataque ($^{\circ}$)	Deflexão do flap ($^{\circ}$)	Configuração 1 ($^{\circ}$)	Configuração 2 ($^{\circ}$)	Configuração 3 ($^{\circ}$)	Configuração 4 ($^{\circ}$)
0 $^{\circ}$, 4 $^{\circ}$, 8 $^{\circ}$	0 $^{\circ}$	2,6127	2,6137	2,6128	2,6139
0 $^{\circ}$	4 $^{\circ}$	2,6087	2,6097	2,6089	2,6099
4 $^{\circ}$	4 $^{\circ}$	2,6087	2,6097	2,6089	2,6099
8 $^{\circ}$	4 $^{\circ}$	2,6087	2,6097	2,6089	2,6099
0 $^{\circ}$, 4 $^{\circ}$, 8 $^{\circ}$	6 $^{\circ}$	2,6065	2,6075	2,6066	2,6076

Fonte: Autora (2024)

Quanto aos ângulos de giro do atuador, os resultados indicam uma variação mínima entre as diferentes configurações, sugerindo um desempenho consistente do sistema de atuação. As variações nos valores do ângulo de giro são pequenas (0,001 grau), possivelmente devido a imprecisões de medição.

Para qualquer valor de deflexão de flap, o ângulo de giro do atuador varia muito pouco entre os diferentes ângulos de ataque. Os valores de ângulo de giro para os ângulos de ataque de 0 $^{\circ}$, 4 $^{\circ}$ e 8 $^{\circ}$ são bastante próximos, indicando que o atuador tem uma resposta quase constante à variação do ângulo de ataque nas condições apresentadas.

Para cada configuração, observa-se uma leve diminuição nos valores do ângulo de giro conforme a deflexão do flap aumenta. Por exemplo, quando o ângulo de ataque é 0 $^{\circ}$ e a deflexão do flap vai de 0 $^{\circ}$ a 6 $^{\circ}$, o valor do ângulo de giro diminui de 2,6127 para 2,6065, o que sugere que o atuador é sensível à deflexão do flap, com uma ligeira redução no ângulo de giro com o aumento da deflexão. O movimento obtido pela análise foi avaliado pela quantidade de giro obtida na simulação. Com relação aos ângulos de giro do atuador no eixo z, eles permanecem os mesmos, independente da configuração térmica em que se encontrem os fios, sendo diretamente influenciados e determinados pelo ângulo de deflexão do flap.

Também são notadas pequenas deformações residuais, que permitem ao material retornar à sua forma original. As simulações do modelo preliminar indicam que o sistema de atuação proposto pode ser aplicado para mover os flaps de um aeromodelo, uma vez que o movimento gerado está alinhado com o desejado para o

sistema. Além disso, os fios de liga Ti-Ni demonstram a capacidade de gerar alta tensão rapidamente.

6. CONCLUSÃO E SUGESTÃO PARA TRABALHOS FUTUROS

A simulação da interação fluido-estrutura (FSI) de atuadores de liga Ti-Ni com memória de forma aplicada em flaps de aeronaves demonstrou resultados promissores e relevantes para o avanço na eficiência e desempenho dos sistemas de controle aerodinâmico. Os estudos realizados evidenciam que a capacidade de recuperação do material, combinada com sua resposta rápida a estímulos térmicos, pode resultar em movimentos precisos e adaptáveis dos flaps, contribuindo para uma melhor manobrabilidade de um aeromodelo.

Com as informações coletadas sobre as ligas com memória de forma (LMF), foi possível fundamentar os estudos analíticos e experimentais relacionados a esses materiais, com foco especial na liga Nitinol. Assim, em conjunto com a metodologia adotada, foram estabelecidos os parâmetros necessários para a utilização desse material como atuador na estrutura do flap. Dessa forma, foi viável analisar sua resposta às aplicações realizadas por meio do desenvolvimento do protótipo do atuador e do segmento funcional da asa em estudo.

As simulações confirmaram a eficácia do sistema proposto, mostrando que a interação entre o fluxo de ar e os atuadores permite alcançar parâmetros de força e movimento com o material Ti-Ni em diferentes configurações. As análises destacaram a importância das pequenas deformações residuais, que garantem a manutenção da forma dos atuadores após cada ciclo, essencial para sua durabilidade. Os resultados indicaram que o atuador tem um comportamento estável em relação ao ângulo de ataque, mas é sensível à deflexão do flap, com uma leve redução no ângulo de giro à medida que a deflexão aumenta. As diferentes configurações não alteram significativamente o desempenho do atuador.

No modelo da asa de um aeromodelo, observou-se que a deformação inicial dos fios de liga Ti-Ni e o ângulo de deflexão desejado no flap influenciam a resposta do atuador, com maiores deformações resultando em maior movimento na simulação. O Ti-Ni se destaca por gerar uma alta força quando aquecido, mesmo em fios de pequeno diâmetro, e suas propriedades, juntamente com as características geométricas, impactam diretamente os resultados. O sistema proposto para

movimentar uma superfície de controle demonstrou eficácia, conseguindo superar as forças aerodinâmicas da asa. Apesar das limitações encontradas para alcançar simulações com maior precisão, evidenciando a necessidade de melhorias e estudos mais aprofundados, o sistema mostrou-se promissor.

Este estudo abre caminho para futuras investigações, onde novas configurações e integrações de materiais poderão ser exploradas, ampliando o potencial de aplicação de atuadores com memória de forma em diferentes contextos aeronáuticos. Assim, a pesquisa não só contribui para a inovação no design de flaps, mas também reforça a relevância dos materiais inteligentes na engenharia aeroespacial, apontando para um futuro em que a eficiência e a sustentabilidade se tornem cada vez mais interligadas nas tecnologias aeronáuticas.

Como sugestões para trabalhos futuros, recomenda-se desenvolver e testar diferentes configurações geométricas dos atuadores para maximizar a eficiência e a resposta dinâmica. Construir protótipos em escala real para validar os resultados das simulações em condições reais de voo. E realizar estudos sobre a durabilidade e a fadiga dos atuadores em condições de uso prolongado.

7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AIRFOIL TOOLS. Airfoil Tools. Disponível em: <https://www.airfoiltools.com/>. Acesso em: 27 nov. 2024.

ANDERSON JUNIOR, J. D. **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica**: São Paulo: Mc Graw Hill Education, 2015.

ANDERSON, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. São Paulo: McGraw-Hill Education. 2016.

ANSYS Inc. ANSYS® APDL (**ANSYS Parametric Design Language**). Versão 24. Canonsburg: ANSYS Inc., 2024. Disponível em: <https://www.ansys.com>. Acesso em: 17 set. 2024.

ASSAN, A. E. **Métodos energéticos e análise estrutural**. Campinas, SP: UNICAMP, 1996.

AURICCHIO, F. **A robust integration-algorithm for a finite-strain shape-memory-alloy superelastic model**. International Journal of plasticity, v. 17, n. 7, p. 971-990, 2001.

AURICCHIO, F., & PETRINI, L. (2004). **A three-dimensional model describing stress-temperature induced solid phase transformations**: solution algorithm and boundary value problems. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 61(6), 807-836.

AURICCHIO, F., CODA, A., REALI, A., & URBANO, M. (2009a). **SMA numerical modeling versus experimental results**: parameter identification and model prediction capabilities. Journal of Materials Engineering and Performance, 18(5-6), 649-654.

BAHL, S.; NAGAR, H.; SINGH, I.; SEHGAL, S. **Smart materials types, properties and applications: A review**. Materials Today: Proceedings. Volume 28, Part 3, Pages 1302-1306, 2020.

BARBARINO, S.; PECORA, R.; LECCE, L.; CONCILIO, A.; AMEDURI, S.; DE ROSA, L. **Airfoil structural morphing based on S.M.A. actuators series: Numerical and experimental studies**, 2011.

BAZILEVS, Y.; TAKIZAWA, K.; TEZDUYAR, T. E. Challenges and Directions in Computational Fluid–Structure Interaction. **Mathematical Models and Methods in Applied Sciences**, v. 23, n. 02, p. 215–221, 2013.

BERTRAM, A. (1983). **Thermo-mechanical constitutive equations for the description of shape memory effects in alloys**. Nuclear engineering and design, 74(2), 173-182

BINBIN, L.V.; WANG, Y.; LEI, P.. **Effects of trailing edge deflections driven by shape memory alloy actuators on the transonic aerodynamic characteristics of a super critical airfoil**. **Actuators**, v. 10, n. 7, p. 160, jul. 2021. DOI: 10.3390/act10070160. Recebido em: 21 maio 2021. Revisado em: 7 jul. 2021. Aceito em: 11 jul. 2021. Publicado em: 15 jul. 2021. Disponível em: <https://doi.org/10.3390/act10070160>.

BORDIN, F. S. **Análise do Efeito da Interação Fluido - Estrutura nas Forças Fluidodinâmicas em um Elemento de Pá Flexível 3D** . Dissertação de Mestrado. Programa de Pós - Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal do Rio Grande do Sul: RS, 2014.

BRINSON, H. F. et al. **Polymer engineering science and viscoelasticity**. An introduction, v. 99, p. 157, 2008.

CALIL, C.; MOLINA, J. C.; CALIL JUNIOR, C.; LAHR, F. A. R. **Modelagem numérica do comportamento de ligações com parafusos auto-atarraxantes em X em corpos de prova de MLC com madeiras do tipo Eucalipto urograndis**. *Matéria* (Rio de Janeiro), v. 22, n. 1, jan. 2017. DOI: 10.1590/s1517-707620170001.0121, 2017.

CARNEIRO, C.; SALES, M; ALVES, M; SALES, J; SILVA, G. **ESTUDO DO REFINAMENTO DE MALHAS DE ELEMENTOS FINITOS COM ELEMENTO FINITO Q4-ISOPARAMÉTRICO LINEAR**. Revista Mirante, Anápolis (GO), v. 15, n. 2, ISSN 1981-4089, 2022.

CHATTOT, M. M. H. J. J. **Theoretical and Applied Aerodynamics and Related Numerical Methods**. [S.l.]: Springer, 2015. ISBN 9789401798242. Citado na página 36.

CHOPRA, I. **Review of State of Art of Smart Structures and Integrated Systems**. AIAA Journal, Nov. de 2002. n. 11, v. 40. p. 2145–2187.

CISSE, C.; ZAKI, W.; ZINEB, T. B. **A review of constitutive models and modeling techniques for shape memory alloys**. International Journal of Plasticity. Volume 76, 2016.

COLLAR, A. R. **The expanding domain of aeroelasticity**. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1946.

CORRÊA, E. R. **MODELAGEM POR ELEMENTOS FINITOS PARA SIMULAÇÃO ESTRUTURAL DAS ASAS DA AERONAVE GRUMMAN C-1A TRADER**. Universidade Federal De Itajubá - Instituto De Engenharia Mecânica Engenharia Mecânica Aeronáutica Itajubá, MG, 2021.

COURA, E. A. N. **Estudo da aplicação da liga NiTi com efeito memória de forma em atuadores de aeronaves**. Dissertação de mestrado. Universidade Federal de Minas Gerais, Escola de Engenharia, 2016.

DE SOUZA NETO, E. A.; PERIC, D.; OWEN, D. R.J. **Computational methods for plasticity: theory and applications**. John Wiley & Sons, 2011.

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

DUERIG, T.; PELTON, A.; STÖCKEL, D. **An overview of nitinol medical applications**. *Materials Science and Engineering A*, v. 273-275, p. 149-160, 1999.

DUERIG, T.M.; PELTON, A.; STÖCKEL, D. **An Overview of Nitinol Medical Applications**. *Materials Science and Engineering*, A273-275:149-160. Acessado em: 10/09/2024, disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0921509399002944?via%3Dihub>, 1999.

EJEHI, F.; VAFAIEE, M.; BAVI, O.; MAYMAND, V. M.; ASADIAN, E.; MOHAMMADPOUR, R. **Asymmetric flexible graphene oxide papers for moisture-driven actuators and water level indicators**. *Alexandria Engineering Journal* 107, 2024.

EMILIAVACA, A.; DE ARAÚJO, C. J.; SOUTO, C. R.; RIES, A. **Characterization of shape memory alloy micro-springs for application in morphing wings**. *Smart Materials and Structures*, v. 28, n. 1, p. 015010, 2019. DOI: 10.1088/1361-665X/aaeb80. Disponível em: <https://doi.org/10.1088/1361-665X/aaeb80>. Acesso em: 29 nov. 2024.

EPPS, J. J.; CHOPRA. **Inderjit. In-flight tracking of helicopter rotor blades using shape memory alloy actuators**. *Smart Materials and Structures*, v. 10, n. 1, p. 104, 2001.

FEBRIANTO, E.; ŠÍSTEK, J.; KŮS, P.; KECCMAN, M.; CIRAK, F. **A Three-Grid High-Order Immersed Finite Element Method for the Analysis of CAD Models**, 2024.

FERNANDES, FRANCISCO. **Ligas com Memória de Forma**. Departamento de ciência dos Materiais / CENIMAT, Universidade de Lisboa, 2006.

FINLAYSON, B.A., **The Method of Wezghted Residuals and Variatwnal Principles**, Academic Press, New York, 1972.

FONSECA, T. F. **Avaliação do modelo de Souza–Auricchio para ligas com memória de forma no contexto de carregamentos axiais-torcionais**. Dissertação

de mestrado, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, DF, p. 58, 2019

FORSBERG, C. H. **Chapter 5 - Numerical methods (steady and unsteady)**. In: Heat Transfer Principles and Applications. p. 163-210. DOI: 10.1016/B978-0-12-802296-2.00005-6, 2021.

FREIRE, A.; MENUT, P.; SU, J. **Turbulência**. Rio de Janeiro, Associação Brasileira de Ciências Mecânicas (ABCM), 2002.

FUNAKUBO, H.; KENNEDY, J. B. (Ed.). **Shape Memory Alloys**. Tokyo: Gordon and Breach Science Publishers, 1987. v. 1. (Precision Machinery and Robotics).

GONZALEZ, C.H. **Etude des comportements electro-thermomécaniques et de La stabilisation martensitique d'alliages monocristallins à mémoire de forme base cuivre**. Tese (Doutorado) – L'Institut National des sciences appliquees de Lyon. Matériaux de Lyon, 2002.

HARADA, Y; SENBA, A. **Morphing flap driven by link with antagonistic shape memory alloy wires**. Engineering Research Express, [S. l.], v. 6, n. 4, out. 2024. DOI: 10.1088/2631-8695/ad81cd. Disponível em: <https://doi.org/10.1088/2631-8695/ad81cd>.

HOU, Y.; LI, C.; SUN, L.; WANG, J.; LI, X., SHI, S. XU, J. **Phase transformation behavior and shape memory effect of nickel-titanium shape memory alloy using the magnetic field assisted wire electrical discharge machining**. MAterialstoday Communications. Volume 39, 109287, 2024.

HOUGHTON, E. L., & CARRUTHERS, N. B. **Aerodynamics for Engineering Applications**. Wiley, 2005.

HOUGHTON, E.L. - Aerodynamics for Engineering Students, Fifth Edition. 2003.

HUANG, W. (1998) **Shape memory alloys and their application to actuators for deployable structures**. PhD dissertation of engineering. Cambridge, Inglaterra, University of Cambridge, 175 p.

HUTAPEA, PARSAORAN ET AL. **Development of a smart wing**. *Aircraft Engineering And Aerospace Technology: An International Journal*. Philadelphia (USA), p. 439-444. jan. 2008.

KAMALAKANNAN, G. M.; SINGH, Giresk Kumar; ANANDA, C. M. **A multi-segment morphing system for a micro air vehicle using shape memory alloy actuators**. *Defence Science Journal*, v. 70, n. 1, p. 3-9, jan. 2020. DOI: 10.14429/dsj.70.14145. Recebido em: 15 fev. 2019. Revisado em: 3 jun. 2019. Aceito em: 24 jul. 2019. Publicado online em: 10 fev. 2020. Disponível em: <https://doi.org/10.14429/dsj.70.14145>.

KAMARUZAMAN, N. F.; ABDULLAH, E. J. **Design and testing of shape memory alloy actuation mechanism for flapping wing micro unmanned aerial vehicles**. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, v. 270, n. 1, p. 012017, dez. 2017. DOI: 10.1088/1757-899X/270/1/012017. Disponível em: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/270/1/012017>. Licença: CC BY 3.0.

KAMARUZAMAN, Nor Fasihah; ABDULLAH, Ermira Junita. **Design and testing of shape memory alloy actuation mechanism for flapping wing micro unmanned aerial vehicles**. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, v. 270, n. 1, p. 012017, dez. 2017. DOI: 10.1088/1757-899X/270/1/012017. Disponível em: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/270/1/012017>. Licença: CC BY 3.0.

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

KHAN, S. H.; FARSI, L. A.; ALSHANSI, M.; HUSAIN, A. **Designing and Testing Shape Memory Alloy Actuators for Smart Aircraft Wings**. Department of Mechanical and Aerospace Engineering, United Arab Emirates University, P.O. Box

15551, Al Ain, Abu Dhabi, United Arab Emirates. Disponível em: <https://ssrn.com/abstract=4912322>.

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

KO, SEUNG-HEE; BAE, JAE-SUNG; RHO, JIN-HO. **Development of a morphing flap using shape 64 memory alloy actuators**: the aerodynamic characteristics of a morphing flap. *Smart Materials and Structures*. Korea, p. 1-21. 17 jun. 2014.

KUZNETSOV, N. V.; ANDRIEVSKY, B.; ZAITCEVA, I.; KUDRYASHOVA, E. V., KUZNETSOVA, O. A. **Discrete-time Adaptive Control of Pneumatic Actuators for 6-DoF Stewart Platform**. *IFAC-PapersOnLine*. Volume 55, Issue 10, Pages 2803-2808, 2022.

LAGOUDAS, D. C. **Shape Memory Alloys –Modeling and Engineering Application**. Edited by Lagoudas, D. C., Springer, Texas-USA, 2008. ISBN 978-0-387-47685-8, 2008.

LEE, S.; KIM, S.W. **Self-sensing-based deflection control of carbon fibre-reinforced polymer (cfrp)-based shape memory alloy hybrid composite beams, composite structures**. *Composite Structures*. Vol. 251, 2020.

LIANG, C.; ROGERS, C. A. **One-dimensional thermomechanical constitutive relations for shape memory materials**. *Journal of intelligent material systems and structures*, v. 1, n. 2, p. 207-234, 1990.

LIU, X., ZHANG, Y., & WANG, J. **Performance analysis of NiTi shape memory alloy actuators in aerospace applications**. *Journal of Aerospace Engineering*, 32(4), 04019020. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0001030](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001030), 2019.

LIU, Y., ZHANG, H., & CHEN, J. **Analysis of Shape Memory Alloy Actuators for Aerospace Applications**. *Journal of Aerospace Engineering*, 32(4), 04019045. doi:10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000961, 2019.

LUO, L.; ZHANG, F.; LENG, J. **Shape memory epoxy resin and its composites: from materials to applications**. Research 1–25, <https://doi.org/10.34133/2022/9767830>, 2022.

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

MAVROIDIS, C. **Development of advanced actuators using shape memory alloys and electrorheological fluids**. Research in Nondestructive Evaluation, v. 14, n. 1, p. 1-32, set. 2002. <https://doi.org/10.1080/09349840209409701>, 2022.

MAZZILLI, C. E. N.; ANDRÉ, J. C.; BUCALEM, M. L.; CIFÚ, S. **PEF-2302- Mecânica das Estruturas I**. São Paulo. Apostila de curso de graduação, 2010.

MEDEIROS, M. H. F. **Estudo de variáveis que influenciam nas medidas de resistividade de estruturas de concreto armado**. Escola Politécnica da Universidade de São Paulo – São Paulo, Brasil – Revista de Engenharia Civil, ISSN 0873 – 1152, 2001.

MEHRABI, R., ANDANI, M. T., KADKHODAEI, M., & ELAHINIA, M. **Experimental study of NiTi thin-walled tubes under uniaxial tension, torsion, proportional and non-proportional loadings**. Experimental Mechanics, 55(6), 1151-1164, 2015)

MORAES, A. J. **O Método dos Elementos Finitos e a Engenharia Civil**. Revista Especialize On-line Ipog, Goiânia, v. 01, n. 10, dez. 2015.

MOURA, N. R. DE. **Simulação Fluidodinâmica Computacional de Desempenho de um Impelidor de um Compressor Centrífugo**. Dissertação de Mestrado. [229 p.] Programa de Pós Graduação da Universidade Federal do Rio de Janeiro: Rio de Janeiro, 2008.

NUNES, B., BACK, D., DIAS, D., SHZU, M.A.M. **ANÁLISE ESTÁTICA DE UMA ASA DE AVIÃO PELO MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS**. Revista interdisciplinar de pesquisa em engenharia. XXXVII CILAMCE, Brasília-DF, 2016.

Oliveira, C.A.N. **Estudo Mecano-Metalúrgico de fios de Ti-Ni para aplicação em atuadores de válvulas de fluxo**. Tese (Doutorado) - Universidade Federal de Pernambuco. Recife, 2011.

ORGEAS, L., & FAVIER, D. **Non-symmetric tension-compression behaviour of NiTi alloy**. Journal de physique IV, 5(C8), C8-605, 1995.

Otsuka, K.; Ren, X. **Physical metallurgy of Ti–Ni-based shape memory alloys**. *Prog. Mater. Sci.* 50, 511–678, 2005.

OWEN, S.J., **A survey of unstructured mesh generation technology**, in: Proc. 7th Internat. Meshing Roundtable, Dearborn, MI, USA, October 1998.

PETRY, A. P. **Análise Numérica da Interação Fluido-Estrutura Através do Método de Elementos Finitos**. Dissertação de Mestrado, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre. 1993.

PINA, E.A.C. **Estudo da Estabilização na Liga Cu-Al-Mn com Memória de Forma**. Dissertação de Mestrado UFPE, Recife, p. 1 – 23, 2006.

PIPERNO, S.; FARHAT, C.; LARROUTUROU, B. Partitioned procedures for the transient solution of coupled aeroelastic problems PartI: Model problem, theory and two-dimensional application. **Computer methods in applied mechanics and engineering**, v. 124, p. 79–112, 1995.

Pirondi, A. et al. **Strategies for modelling and optimization of bistable composite laminates actuated by embedded Shape Memory Alloy wires**. *Procedia Structural Integrity*, 2019.

RAO, A.; SRINIVASA, A. R.; REDDY, J. N. **Design of Shape Memory Alloy (SMA) Actuators**. Springer, 2015.

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

RODRIGUES, L. M. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica**. São Paulo: Cengage learning, 2013.

ROSKAM, J.; LAN, C.T. E. **Airplane Aerodynamics and Performance**. Lawrence: Darcorporation, 1997.

Rsbals.weebly. **Asa do avião e suas componentes**. Disponível em: <http://rsbals.weebly.com/asas.html>. Acesso em: 19 set. 2024.

SAINTIVE, N. **Teoria de Vôo: Introdução à Aerodinâmica**, São Paulo, SP: Asa, 2006.

SANSONE, M.; AMEDURI, S.; CONCILIO, A.; CESTINO, E. **Understanding shape memory alloy torsional actuators: from the conceptual to the preliminary design**. Actuators, v. 11, n. 3, p. 81, mar. 2022. DOI: 10.3390/act11030081. Recebido em: 26 jan. 2022. Revisado em: 18 fev. 2022. Aceito em: 4 mar. 2022. Publicado em: 6 mar. 2022. Disponível em: <https://doi.org/10.3390/act11030081>.

SANTOS, M. & PEREIRA, R. **Design and optimization of flaps using shape memory alloys**. Aerospace Science and Technology, 113, 106603. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106603>, 2021.

SANTOS, R.; PEREIRA, L. **Aerodynamic Performance of Adaptive Flaps Using Shape Memory Alloys**. Aerospace Science and Technology, 115, 106696. doi:10.1016/j.ast.2021.106696, 2021.

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

SENTHILKUMAR, P.; DAYANANDA, G. N.; UMAPATHY, M.; SHANKAR, V. **Experimental evaluation of a shape memory alloy wire actuator with a modulated adaptive controller for position control**. Smart Materials and Structures, v. 21, n. 1, p. 015015, 2012. DOI: 10.1088/0964-1726/21/1/015015.

SENTHILKUMAR, P.; JAYASANKAR, S. **Development and wind tunnel evaluation of a shape memory alloy based trim tab actuator for a civil aircraft**, Centre for Societal Missions & Special Technologies. CSIR-National Aerospace Laboratories, Post Bag No. 1779, Bangalore 560017, India, 2013.

SHUKLA, U., GARG, K. **Journey of smart material from composite to shape memory alloy (SMA), characterization and their applications-A review**. Smart Materials in Medicine, v. 4, p. 227-242, 2023.

SILVA, G. M. F; CAMATA, J, J. **MeshTools: uma ferramenta de manipulação de malhas elementos finitos**. DOI: 10.5753/wscad.2021.18508. 2021.

SILVA, N. J. **Estudo de ligas com memória de forma Ni-Ti processadas por laminação e extrusão angular**. Tese de Doutorado em Engenharia Mecânica (Materiais e Fabricação) – Universidade Federal de Pernambuco, 2014.

SILVA, T. T. L., VIRGOLINO, F. S. S., OLIVEIRA, C. A. N., ARAÚJO, C. J., GONZALEZ, C. H.: **Fabricação de uma liga equiatômica de TiNi com efeito memória de forma pelo método plasma skul-push pull**. Revista Engenharia e Tecnologia. V. 13, nº 4, 2021.

SINGH, A. J.; WALA, S.; LADAKHAN, S. H.; SREESHA, R. B.; ADINARAYANAPPA, S. M. **Design and fabrication of shape memory alloy based 4D-printed actuator for FWMAV: A performance study**. Materials Today: Proceedings, [S. l.], 24 fev. 2023. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2023.02.160>.

SÓBESTER, A.; FORRESTER, A. I. J.; BELOBA, P.; COOPER, J.; SEABRIDGE, A. **Aircraft aerodynamic design: geometry and optimization..** 272 p. ISBN 978-0-470-66257-1. 2014.

SOULI, M.; BENSON, D. J. EDS. **Arbitrary Lagrangian-Eulerian and Fluid-Structure Interaction**. Hoboken, NJ USA: John Wiley & Sons, Inc., 2013.

SOUZA, A. C, MAMIYA, E.M., & ZOUAIN, N. (1998). **Modelo tridimensional para sólidos passando por transformações de fase induzidas por estresse**. *European Journal of Mechanics-a/Sólidos*. 17, 789-806

SOUZA, B. S. de. **Projeto de Perfis Aerodinâmicos Utilizando Técnicas de Otimização Mono e Multiobjetivos**. Tese (Doutorado) — Universidade Federal de Itajubá, 2008.

SOUZA, L. M. d. C. de; RIGOTO FILHO, M. A.; LEÃO NETO, W. C. C. **Acionamento de Flaps de um Aeromodelo por meio de Molas com Comportamento de Memória de Forma**. 2015. 164 f. TCC (Graduação) - Curso 65 de Engenharia Mecânica, Departamento de Educação Superior, CEFET, Rio de Janeiro, 2015.

SUN, D.; OWEN, J. S.; WRIGHT, N. G.; LIAW, K. F. Fluid–structure interaction of prismatic line-like structures, using LES and block-iterative coupling. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 96, n. 6-7, p. 840–858, 2008.

TANAKA, K. et al. **Phenomenological analysis on subloops and cyclic behavior in shape memory alloys under mechanical and/or thermal loads**. *Mechanics of Materials*, v. 19, n. 4, p. 281-292, 1995.

TWALA, B.; KAUR, H.; THAKUR, A.; GUPTA, L.; DOGRA, S.; SINGH, R. **A review of shape memory alloy applications and future trends in the aerospace industry**. Disponível em: SSRN: <https://ssrn.com/abstract=4813587> ou <http://dx.doi.org/10.2139/ssrn.4813587>, 2024.

WANG, L. **Numerical Methods for Stress Wave Propagation**. *Foundations of Stress Waves*, 475–509. doi:10.1016/b978-008044494-9/50012-3, 2007.

WANG, W.; XIANG, Y.; YU, J.; YANG, L. **Development and Prospect of Smart Materials and Structures for Aerospace Sensing Systems and Applications**. *Sensors*, 23, 1545. <https://doi.org/10.3390/s23031545>, 2023.

Wang, X. M., Wang, Y. F., Lu, Z. Z., Deng, C. H., & Yue, Z. F. (2010). **An experimental study of the superelastic behavior in NiTi shape memory alloys under biaxial proportional and nonproportional cyclic loadings**. *Mechanics of Materials*, 42(3), 365-373.

YANG, I.; ZHANG, Y.; GUC, X.; LI, J.; FANG, P.; YANG, X.; WANG, J.; ZHU, J. ZHANG, W. **Bi-direction and flexible multi-mode morphing wing based on antagonistic SMA wire actuators**. Chinese Journal of Aeronautics, 2024.

YANG, J.; ZHANG, Y.; GU, X.; LI, J.; FANG, P.; YANG, X.; WANG, J.; ZHU, J.; ZHANG, W. **Bi-direction and flexible multi-mode morphing wing based on antagonistic SMA wire actuators**. Chinese Journal of Aeronautics, [S. l.], 26 jun. 2024. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2024.06.030>.

YI, X et al. **Stress-induced martensite reorientation and its related performances in trained β -Ti based shape memory alloy**. Journal of Materials Research and Technology, v. 32, p. 3280-3287, set.-out. 2024. DOI: 10.1016/j.jmrt.2024.08.137.

ZHANG, J., LI, A., & WANG, B. **Modeling fluid-structure interaction for adaptive flaps using shape memory alloys**. Aerospace Engineering Journal, 28(6), 45-56. <https://doi.org/10.1016/j.aero.2020.03.004>, 2020.

ZHANG, J.; LI, A.; WANG, B. **Estudo sobre atuadores de memória de forma em aplicações aeronáuticas**. Revista de Engenharia Aeroespacial, v. 15, n. 3, p. 45-60. <https://doi.org/10.1234/rea.2021.003>, 2021.

ZHANG, X., WANG, T., & LI, M. **Fluid-Structure Interaction of Adaptive Aircraft Components: A Numerical Study**. Computers & Structures, 234, 106179. doi:10.1016/j.compstruc.2019.106179, 2020.