

**CENTRO FEDERAL DE EDUCAÇÃO TECNOLÓGICA
CELSO SUCKOW DA FONSECA - CEFET/RJ**

**Acionamento de Flaps de um Aeromodelo por meio
de Molas com Comportamento de Memória de
Forma**

Leonardo Martins da Conceição de Souza
Marcos Alves Rigoto Filho
Waldyr Cardoso de Castro Leão Neto

Prof. Orientador: Pedro Manuel Calas Lopes Pacheco

**Rio de Janeiro
Junho de 2015**

**CENTRO FEDERAL DE EDUCAÇÃO TECNOLÓGICA
CELSO SUCKOW DA FONSECA - CEFET/RJ**

**Acionamento de Flaps de um Aeromodelo por meio
de Molas com Comportamento de Memória de
Forma**

Leonardo Martins da Conceição de Souza
Marcos Alves Rigoto Filho
Waldyr Cardoso de Castro Leão Neto

Projeto Final apresentado em cumprimento às
normas do Departamento de Educação Superior
do CEFET/RJ, como parte dos requisitos para obtenção
do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Prof. Orientador: Pedro Manuel Calas Lopes Pacheco

**Rio de Janeiro
Junho de 2015**

AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem à todos aqueles que contribuíram de forma direta ou indireta à realização deste trabalho de Final de Curso. Em especial à equipe VENTURI de AeroDesign pelo seu apoio, ajuda em oferecer seus aeromodelos como fonte de estudo para o desenvolvimento de novas tecnologias e pela disponibilização da sua oficina e materiais para a construção do protótipo, ao professor Pedro Manuel Calas Lopes Pacheco pela orientação e ajuda nos cálculos analíticos, experimentais e na concepção do funcionamento do mecanismo, e ao professor Ricardo Alexandre Amar Aguiar pela orientação nos ensaios experimentais no laboratório LACTM da DIPPG.

RESUMO

O presente estudo tem como objetivo o desenvolvimento de um protótipo de um sistema de acionamento de flaps para um aeromodelo do tipo cargueiro utilizando como atuadores lineares molas de aço associadas a molas constituídas de fios com comportamento de memória de forma (SMA – *Shape Memory Alloy*). As características destes elementos proporcionam o desenvolvimento de mecanismos de atuação compactos, leves e simples em comparação com os usuais servos motores. O protótipo foi desenvolvido para ser instalado na asa do avião participante da Competição SAE BRASIL AeroDesign 2013, projetado pela equipe Venturi do CEFET/RJ. Foram analisados diversos tipos de flaps passíveis de aplicação no perfil em questão. Diversas configurações do mecanismo envolvendo molas de aço atuando em conjunto com fios e molas helicoidais de SMA foram avaliadas utilizando modelos analíticos e procedimentos experimentais. O protótipo desenvolvido considera a utilização de molas helicoidais constituídas de fios com comportamento de memória de forma (SMA). Foram realizados estudos de análise de tensões utilizando modelos analíticos baseados em Resistência dos Materiais e modelos numéricos baseados no Método de Elementos Finitos para projetar o mecanismo. Por fim, foi projetado o mecanismo como um sistema modular a ser acoplado especificadamente à asa do aeromodelo do estudo.

Palavras-chave: Flap, mola helicoidal, atuador, Liga de Memória de Forma.

ABSTRACT

The following study aims to develop a prototype of a system to operate the movement of flaps for a scale remote controller cargo plane using as linear actuators steel springs connected to Shape Memory Alloy (SMA) springs. The advantages of this system are to provide the developing of compact, lightweight and simple mechanisms. The prototype was developed to be installed at the remote controlled cargo plane from CEFET/RJ Venturi Team to the SAE BRASIL AeroDesign Competition. It was analyzed types of flap to this purpose and several configurations of mechanisms made of steel springs connected to SMA springs were analytic and experimental studied. The prototype considers the usage of helical springs made of SMA thread. Stress studies using Resistance of Materials and Finite Elements were made to design the mechanism. To finish, it was designed a modular system to be assembly direct to the related wing.

Key-words: Flap, helical spring, actuator, Shape Memory Alloy.

SUMÁRIO

CAPÍTULO 1	1
INTRODUÇÃO	1
1.1 – Motivação	1
1.2 – Justificativa	1
1.3 – Objetivos	2
1.4 – Metodologia e Trabalho Realizado.....	2
1.5 – Organização do Trabalho	3
CAPÍTULO 2	5
FORÇAS AERODINÂMICAS EM FLAPS	5
2.1 – Aerodinâmica de perfis (2D).....	5
2.1.1 – Sustentação	6
2.1.2 – Arrasto	7
2.1.3 – Momento.....	8
2.2 – Aerodinâmica de perfis (3D).....	9
2.3 – Relações Com o ângulo de ataque e Camada Limite	9
2.4 – Asa utilizada no estudo	10
2.5 – Aerodinâmica de flaps.....	11
2.5.1 – Aplicação de flaps.....	11
2.5.2 – Tipos existentes.....	12
2.6 – Seleção do tipo de <i>flap</i> a ser utilizado.....	13
2.6.1 – Dimensionamento do flap 2D (curva Flap Down e ganhos).....	14
CAPÍTULO 3	16
ATUADORES COM ELEMENTOS DE LIGAS COM MEMÓRIA DE FORMA.....	16
3.1 – Ligas de Memória de Forma.....	16
3.2 – Pseudoelasticidade.....	18
3.3 – Memória de Forma Simples	18
3.4 – Memória de forma Reversível	20
3.5 – Aplicações.....	21
CAPÍTULO 4	25
PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO E CONDIÇÕES DE VOO	25
4.1 – Base do Mecanismo	25
4.2 – Instalação	26

4.3 – Configuração	27
4.4 – Funcionamento	32
4.5 – Condições de voo	35
CAPÍTULO 5	37
METODOLOGIA.....	37
5.1 – Estudos Analíticos.....	37
5.1.1 – Dimensionamento do Flap Fowler	37
5.1.1.1 – Curva Flap Up – Perfil	37
5.1.1.2 – Curva Flap Up – Asa.....	38
5.1.1.3 – Curva Flap Down –Perfil	39
5.1.1.4 – Curva Flap Down – Asa	41
5.1.1.5 – Coeficiente de Arrasto.....	43
5.1.2 – Sistema Fio SMA-Mola Aço	44
5.1.2.1 – Modelo Analítico	44
5.1.2.2 – Cálculos para prever o Comportamento do Fio de SMA ligado à Mola Aço	45
5.1.3 – Sistema Mola SMA-Mola Aço	49
5.1.3.1 – Modelo Analítico	49
5.1.3.2 – Cálculos para prever o Comportamento da Mola de SMA ligada à Mola de Aço	50
5.1.4 – Estudo analítico estrutural do mecanismo.....	52
5.1.4.1 - Memória de cálculo analítica	52
5.1.4.1.1 – Longarina	53
5.1.4.1.2 – Flap	55
5.1.4.1.3 – Asa	56
5.1.4.1.4 – Fixadores	58
5.1.4.2 – Sistema de Alimentação do Sistema Mola SMA-Aço	58
5.1.4.3 – Estudo Sobre o travamento do Sistema Mola SMA-Aço.....	60
5.2 – Análises Experimentais.....	61
5.2.1 – Sistema Fio SMA-Mola Aço	61
5.2.2 – Sistema Mola SMA-Mola Aço	62
5.3 – Análise numérica por elementos finitos	63
5.3.1 – Geometria.....	63
5.3.2 - Propriedades Mecânicas dos materiais	64
5.3.3 – Discretização da Malha	66
5.3.4 – Condições de Contorno e Carregamento.....	73
CAPÍTULO 6	76

RESULTADOS	76
6.1 – Resultados da Análise Analítica	76
6.1.1 – Dimensionamento do Flap	76
6.1.1.1 – Curva Flap Up – Perfil	77
6.1.1.2 – Curva Flap Up – Asa.....	78
6.1.1.3 – Curva Flap Down	78
6.1.1.4 – Determinação do Coeficiente de Arrasto.....	79
6.1.2 – Sistema Fio SMA-Mola Aço	79
6.1.3 - Sistema Mola SMA-Mola Aço.....	82
6.1.4 - Determinação do tamanho das molas de aço e de SMA e seus pontos de fixação.....	84
6.1.5 - Determinação das posições mais críticas para a execução do acionamento dos flaps	85
6.1.6 - Determinação da força desenvolvida pela associação de molas de SMA-Aço para a execução do acionamento dos flaps nas condições mais críticas.....	87
6.1.7 - Análise analítica estrutural do mecanismo	91
6.1.7.1 – Longarina	92
6.1.7.2 – Perfil do Flap.....	93
6.1.7.3 – Asa	95
6.1.7.4 – Fixadores	99
6.2 – Resultados da Análise Experimental	100
6.2.1 – Sistema Fio SMA-Mola Aço	100
6.2.2 - Sistema Mola SMA-Mola Aço.....	102
6.3 – Resultados da análise numérica por elementos finitos	103
6.4 – Dimensionamento da bateria do Sistema Mola SMA-Aço	114
6.5 – Análise dos modelos apresentados para o mecanismo de acionamento da trava.....	115
CAPÍTULO 7	117
DISCUSSÃO	117
7.1 – Discussão dos Resultados da Análise Analítica	117
7.1.1 – Dimensionamento do Flap	117
7.1.1.1– Sustentação	117
7.1.1.2 – Arrasto.....	117
7.1.1.3 – Eficiência.....	117
7.1.2 – Sistema Fio SMA-Mola Aço	118
7.1.3 – Sistema Mola SMA-Mola Aço	119
7.2 – Discussão dos Resultados da Análise Experimental.....	120
7.2.1 – Sistema Fio SMA-Mola Aço	120

7.2.2 – Sistema Mola SMA-Mola de Aço	120
7.3 – Discussão dos resultados da análise numérica por elementos finitos.....	121
7.4 – Discussão do dimensionamento da estrutura.....	121
7.5 - Discussão da escolha da bateria do Sistema Mola SMA-Aço.....	123
7.6 – Discussão sobre a trava do Sistema Mola SMA-Aço	125
CAPÍTULO 8	127
CONCLUSÃO	127
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	130
APÊNDICE	132
APÊNDICE A: Aproximação aerodinâmica	132
APÊNDICE B: Forças aerodinâmicas – Dimensionamento do mecanismo.....	145
APÊNDICE C: Cálculo dos esforços no pino da trava.....	159
APÊNDICE D: Real Comportamento da longarina.....	161
APÊNDICE E: Desenhos	164

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Nomenclatura de um perfil [RODRIGUES, s.d.].....	5
Figura 2: Forças aerodinâmicas resultantes [RODRIGUES, s.d.].....	6
Figura 3: Curva característica $CLx \alpha$ [AIRFOIL DATABASE].....	7
Figura 4: Curva característica $Cdx \alpha$ [AIRFOIL DATABASE].....	8
Figura 5: Curva característica $Cmx \alpha$ [AIRFOIL DATABASE].	9
Figura 6: Relação da camada limite com α [RODRIGUES, s.d.].....	10
Figura 7: Perfil da asa CH10SM.	10
Figura 8: Observação da separação da camada limite em um <i>flap</i> comum (a) e um do tipo <i>slotted</i> (b) [WEZINGER, 1935].	13
Figura 9: Posicionamento do <i>Flap Fowler</i> [PLATT, 1935].....	15
Figura 10: Curva Flap Down [Roskam, 1987].....	15
Figura 11: Transformação de fase induzida por variação da temperatura [Paiva, 2004].	17
Figura 12: Efeito Pseudoelástico induzido por tensão. (a) Transformação de fase acima da temperatura de austenitização com a aplicação e retirada de carregamento ; (b) Curva x Deformação [Pereira, 2009].	18
Figura 13: Efeito Memória de Forma Simples (<i>One Way</i>) [Pereira, 2009].....	19
Figura 14: Tensão x Deformação [Pereira, 2009].	19
Figura 15: Efeito Memória de Forma Reversível (<i>Two Way</i>) [Paiva, 2004].....	20
Figura 16: Mecanismo a base de SMA para controle de compensadores. [Senthilkumar <i>et al.</i> , 2013].	22
Figura 17: Sistema de acionamento de <i>flaps</i> com Fios de SMA [Senthilkumar <i>et al.</i> , 2013].....	22
Figura 18: Sistema composto de um componente elástico ligado a um fio de SMA [Barbarino <i>et al.</i> , 2011].	23
Figura 19: Conceito da asa ajustável para cada condição de voo [Barbarino <i>et al.</i> , 2011].....	23
Figura 20: Cauda de um peixe mecânico utilizando fios de SMA em conjunto com molas de compressão [Finkbeiner <i>et al.</i> , 2011].	24
Figura 21: Base do Mecanismo e seus componentes. (a) - Posição inicial; (b) – posição final, de máxima deflexão.	26
Figura 22: Instalação do Mecanismo Base na asa.	26
Figura 23: Configuração 01.....	27
Figura 24: Ampliação dos detalhes da configuração 01.....	28
Figura 25: Configuração 02.....	28
Figura 26: Configuração 03.....	29
Figura 27: Vista Superior da Configuração 03.....	29
Figura 28: Sistema Modular de Flaps.	30
Figura 29: Montagem da Configuração 4 na aeronave.....	31
Figura 30: Detalhes do sistema modular instalado na aeronave.....	31
Figura 31: Pontos de apoio dos flaps durante o acionamento.	32
Figura 32: Movimento de acionamento dos flaps anteriores. (a) – Posição inicial; (b) – Posição final.....	33
Figura 33: Movimento de acionamento dos flaps Final. (a) – Posição inicial; (b) – Posição final.....	33
Figura 34: Funcionamento do Mecanismo. (a) – Posição inicial; (b) – Posição final, de deflexão máxima.	35
Figura 35: Representação das condições em que o avião se encontra durante um voo completo.	36

Figura 36: Componentes da Curva $Cl \times \alpha$ [ROSKAM, 1987].	38
Figura 37: Componentes da Curva $CLW \times \alpha W$ [ROSKAM, 1987].	38
Figura 38: Dimensões do Flap <i>Fowler</i> .	39
Figura 39: Variações da Curva coeficiente de.....	40
Figura 40: Aspectos geométricos da Asa com <i>flap</i> .	42
Figura 41: Representação do Modelo Físico Fio SMA-Mola Aço.....	44
Figura 42: Modelo físico representativo da associação das molas de aço e de SMA.	50
Figura 43: Força atuante na direção axial da associação de molas.	50
Figura 44: Representação da aplicação das forças na longarina dos flaps.	53
Figura 45: Representação do estado plano de tensões.	54
Figura 46: Diagrama de Corpo Livre do Flap.	55
Figura 47: Diagrama de Corpo Livre do perfil da asa.....	57
Figura 48: Seções do perfil da asa.....	57
Figura 49: Parafusos de fixação do mecanismo.	58
Figura 50: Representação esquemática do sistema de alimentação desmembrado em dois circuitos independentes.	59
Figura 51: Mecanismo de acionamento simultâneo dos dois circuitos.	60
Figura 52: Determinação das dimensões disponíveis para a confecção da trava	60
Figura 53: Ensaio experimental do conjunto.....	62
Figura 54: Ensaio experimental do conjunto Mola de SMA-Mola de Aço ligado a uma célula de carga.	63
Figura 55: (a): vista geral da parte superior; (b): vista geral para parte inferior.	64
Figura 56: Vista de componentes, (a) - Visão geral da parte superior; (b) – visão geral da parte inferior.....	66
Figura 57: Discretização do modelo, (a) – Vista da parte superior; (b) – Vista da parte inferior.	67
Figura 58: Vista de detalhes da discretização do modelo.....	68
Figura 59: Teste de Sensibilidade de tamanho de malha para os elementos estruturais do mecanismo, considerando a tensão equivalente de von-Mises e o deslocamento (mm).	73
Figura 60: Condições de contorno e carregamentos para o modelo numérico por elementos finitos.	74
Figura 61: Extração das seções da Porção do Perfil da Asa para plotagem da distribuição de tensão.	75
Figura 62: Curva Flap Up para o perfil.....	77
Figura 63: Curva Flap Up para a Asa.....	78
Figura 64: Gráficos de aquecimento (a) $h = 10 \text{ W/m}^2 \cdot ^\circ\text{C}$, (b) $h = 100 \text{ W/m}^2 \cdot ^\circ\text{C}$	80
Figura 65: Gráficos de resfriamento (a) $h = 10 \text{ W/m}^2 \cdot ^\circ\text{C}$, (b) $h = 100 \text{ W/m}^2 \cdot ^\circ\text{C}$	80
Figura 66: Gráficos relacionando o tempo com os coeficientes de convecção:.....	81
Figura 67: Gráficos de aquecimento com variação da corrente elétrica:.....	82
Figura 68: Ensaio experimental força x deslocamento de uma mola de SMA ligada a uma carga variável [Pereira, 2009].	83
Figura 69: Curva força x variação β para três diferentes valores de constante de rigidez de molas de aço associadas, cada uma, em série com a mola de SMA.	83
Figura 70: Curva deflexão axial da mola de SMA x variação β para três diferentes valores de constante de rigidez de molas de aço associadas, cada uma, em série com a mola de SMA.	84
Figura 71: Pontos de fixação das molas de SMA e de aço.	85
Figura 72: Esforços atuantes sobre o mecanismo do flap em voo horizontal.	87

Figura 73: Esforços atuantes sobre o mecanismo do flap considerando o avião na posição de máxima inclinação durante a subida.	87
Figura 74: Diagrama de forças totais atuantes sobre os dois flaps.....	89
Figura 75: Representação dos esforços atuantes sobre a longarina que interliga os flaps de ponta a ponta.	90
Figura 76: Variação das forças aerodinâmicas em relação ao ângulo de ataque [Mathcad].	91
Figura 77: Diagrama de esforços cortante e fletor da longarina [MDSolid].	92
Figura 78: Diagrama de esforços cortante e fletor no flap [MDSolid].	93
Figura 79 - Tensões registradas nas seções analisadas do flap (a) seção A, (b) seção B [Mathcad].	94
Figura 80: Diagrama de esforços cortante e fletor na asa [MDSolid].	95
Figura 81: Tensões registradas nas seções analisadas da asa [Mathcad].	99
Figura 82: Carregamentos e descarregamentos gradativos sobre o sistema fio-mola.	101
Figura 83: Gráfico Deslocamento(m) x Tempo (s).	102
Figura 84: Gráfico Força (N) x tempo (s).	102
Figura 85: Gráficos da análise numérica por elementos finitos do Perfil da Asa próxima da região central da asa – (a) para a seção A-A; - (b) para a seção B-B; - (c) para a seção C-C; - (d) para a seção D-D; - (e) para a seção E-E; - (f) para a seção F-F; - (g) para a seção G-G; - (h) para a seção H-H.	106
Figura 86: Plotagem da Tensão Equivalente de von-Mises sobre todo o mecanismo no caso mais crítico em voo horizontal.	107
Figura 87: Plotagem do deslocamento sobre todo o mecanismo no caso mais crítico em voo horizontal.	107
Figura 88: Plotagem da distribuição do fator de segurança sobre todo o mecanismo no caso mais crítico em voo horizontal.	108
Figura 89: Plotagem da distribuição da Tensão de von-Mises na Porção do Perfil da Asa localizado próximo da região central, considerando o caso mais crítico em voo horizontal.	108
Figura 90: Plotagem da distribuição da Tensão de von-Mises no Perfil Lateral do Flap localizado próximo da região central, considerando o caso mais crítico em voo horizontal.	109
Figura 91: Plotagem da distribuição da tensão de von-Mises na longarina, considerando o caso mais crítico em voo horizontal.	109
Figura 92: Plotagem da distribuição da tensão de von-Mises no Flap, considerando o caso mais crítico em voo horizontal.	110
Figura 93: Plotagem da distribuição da tensão de von-Mises no Deslizador localizado próximo ao centro da asa, considerando o caso mais crítico em voo horizontal.	110
Figura 94: Plotagem da Tensão Equivalente de von-Mises sobre todo o mecanismo no caso mais crítico em voo inclinado.	111
Figura 95: Plotagem do deslocamento sobre todo o mecanismo no caso mais crítico em voo inclinado.	111
Figura 96: Plotagem da distribuição do fator de segurança sobre todo o mecanismo no caso mais crítico em voo inclinado.	112
Figura 97: Plotagem da distribuição da Tensão de von_Mises na Porção do Perfil da Asa localizado próximo da região central, considerando o caso mais crítico em voo inclinado.	112
Figura 98: Plotagem da distribuição da Tensão de von_Mises no Perfil Lateral do Flap localizado próximo da região central, considerando o caso mais crítico em voo inclinado.	113
Figura 99: Plotagem da distribuição da tensão de von-Mises na longarina, considerando o caso mais crítico em voo inclinado.	113

Figura 100: Plotagem da distribuição da tensão de von-Mises no Flap, considerando o caso mais crítico em voo inclinado.	113
Figura 101: Plotagem da distribuição da tensão de von-Mises no Deslizador localizado próximo ao centro da asa, considerando o caso mais crítico em voo inclinado.	114
Figura 102: Esboço da trava em forma de garfo que prenderia diretamente nos flaps.	115
Figura 103: Movimento aumento e diminuição da distância provocada pelo eixo sem-fim acionada por um motor elétrico.	115
Figura 104: Esboço do mecanismo 4 barras para com a trava na extremidade.	116
Figura 105: Montagem do parafuso do flap com a capa de ABS.	122
Figura 106: Bateria selecionada para prover cada um dos dois circuitos.	123
Figura 107: Detalhamento do acionamento do interruptor.	124
Figura 108: Vista superior do compartimento de carga onde está o circuito alimentador, nota-se a racional utilização do espaço.	124
Figura 109: Mecanismo de travamento pronto para ser instalado no aeromodelo.	125
Figura 110: Mecanismo instalado no aeromodelo nota-se o pequeno espaço ocupado pelo mesmo. .	126
Figura 111: Mecanismo numa posição aleatória, nota-se o quanto é perto da longarina dos flaps.	126
Figura 112: Cotas da asa	132
Figura 113: Determinação do parâmetro de efetividade da sustentação do perfil $\alpha\delta$ para flap simples e flap <i>Fowler</i>	134
Figura 114: Determinação do fator de correção da corda do Flap k_1	134
Figura 115: Determinação do fator correção deflexão do Flap k_2	135
Figura 116: Determinação do fator de correção do movimento do Flap k_3	135
Figura 117: Determinação do Incremento do Coeficiente de Sustentação máximo do perfil devido aos dispositivos hiper-sustentadores localizados no bordo de fuga ΔCl_{max}	136
Figura 118: Determinação do Fator do vão do Flap kb	136
Figura 119: Efeito da razão de aspecto e da razão da corda do flap no parâmetro da razão de efetividade do flap 3D em relação ao 2D $\alpha\delta$. $CL\alpha\delta$. Cl	137
Figura 120: Efeito da conicidade no fator de correção de forma plana $k\Delta$	137
Figura 121: Aproximação teórica para coeficiente de sustentação	139
Figura 122: Fator de arrasto do perfil do flap Fowler ΔCdp	140
Figura 123: Fator de arrasto de indução em flaps descontínuos (k)	141
Figura 124: Aproximação teórica para coeficiente de arrasto	143
Figura 125: Aproximação teórica o ganho de eficiência do flap.	144
Figura 126: Fator de concentração de tensão de tração.	158
Figura 127: Diagrama de Corpo Livre da trava, com as principais forças deste componente.	159
Figura 128: Representação gráfica das forças atuantes na barra principal.	160
Figura 129: distribuição das forças na longarina.	161
Figura 130: comportamento real desta longarina através da determinação da linha elástica.	162

LISTA DE TABELAS

Tabela 1: Tipos de Flaps [CARRIER UK,s.d.].....	12
Tabela 2: Principais propriedades físicas e elétricas do Flexinol 375.....	48
Tabela 3: Parâmetros utilizados nas análises analíticas.	49
Tabela 4: Propriedades mecânicas dos materiais constituintes da parte estrutural do mecanismo. ..	65
Tabela 5: Dados do Perfil e da Asa.	76
Tabela 6: Dados do Flap.....	77
Tabela 7: Coeficiente de Sustentação do flap.	78
Tabela 8: Coeficiente de arrasto do flap.....	79
Tabela 9: Eficiência do flap.	79
Tabela 10: Esforços Aerodinâmicos provenientes de Condições atmosféricas de voo.	88
Tabela 11: Determinação da quantidade de séries em paralelo.	90
Tabela 12: Fatores de Segurança da longarina.	92
Tabela 13: Fatores de Segurança do flap.....	94
Tabela 14: Fatores de segurança da asa.....	99
Tabela 15: Fatores de segurança dos fixadores.	100
Tabela 16: Dados da deflexão axial e força, na temperatura ambiente e no aquecimento, e o curso obtido, considerando uma mola de aço com constante de rigidez 160 N/m^2	119
Tabela 17: Informações para a bateria.	123
Tabela 18: Comparativo entre os modelos analítico e Experimental com célula de carga para o sistema Fio SMA-Mola Aço.	127
Tabela 19: Comparativo entre os modelos analítico e Experimental com célula de carga para o sistema Mola de SMA-Mola Aço.	128
Tabela 20: Massa dos componentes do mecanismo.	129
Tabela 21: Ganho real da capacidade de carga.	129

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

$\left[\frac{(\alpha_{\delta})_{C_L}}{(\alpha_{\delta})_{C_l}} \right]$	Razão entre os parâmetros de efetividade do flap 3D e 2D
$(\Delta C_{l_{max}})_{base}$	Incremento do coeficiente de sustentação máximo do perfil devido ao flap
α_w^*	Ângulo de ataque limite correspondente à variação linear da Curva de sustentação versus ângulo de ataque da asa
ΔC_{L_w}	Varição do coeficiente de sustentação da asa devido ao flap
$\Delta C_{l_{max_w}}$	Varição máxima do coeficiente de sustentação da asa devido ao flap
$\Delta C_{l_{max}}$	Varição máxima do coeficiente de sustentação devido ao flap
A_{sup}	Área superficial do fio em convecção
$C_{l_{max}}$	Coeficiente de sustentação máximo do perfil
$C_{l_{\alpha}}$	Inclinação da Curva do coeficiente de sustentação x ângulo de ataque do perfil
$C_l(\alpha = 0)$	Coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo do perfil
S_{wf}	Área projetada da região da asa com flaps
T_{∞}	Temperatura do fluido
α_{0L_w}	Ângulo de ataque correspondente ao coeficiente de sustentação nulo da asa
α_{0l}	Ângulo de ataque correspondente ao coeficiente de sustentação nulo do perfil
$\alpha_{C_{l_{max}}}$	Ângulo de ataque máximo correspondente ao coeficiente de sustentação máximo do perfil
α^*	Ângulo de ataque limite correspondente à variação linear da Curva de sustentação versus ângulo de ataque do perfil
δ_f	Deflexão do flap
$\Lambda_{c/4}$	Ângulo de enflechamento da asa medido à $\frac{1}{4}$ da corda da asa
A_F	Temperatura de fim da transformação de fase em austenita
A_S	Temperatura de início da transformação de fase em austenita
$C_{l_{max_w}}$	Coeficiente de sustentação máximo da asa
$C_{L_{\alpha_w}}$	Inclinação da curva de sustentação da asa
C_{L_w}	Coeficiente de sustentação da asa
$C_{L_w}(\alpha_w = 0)$	Coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo da asa
$C_{l_{\alpha_{\delta_w}}}$	Inclinação da Curva de sustentação da asa devido ao flap

C_d	Coeficiente de arrasto do perfil
C_f	Corda do flap
C_l	Coeficiente de sustentação do perfil
C_m	Coeficiente de momento do perfil
C_r	Corda da raiz da asa
C_t	Corda da ponta da asa
D_s	Diâmetro médio da mola de SMA
F_R	Força resultante aerodinâmica
G_A	Módulo de cisalhamento da fase austenita
G_M	Módulo de cisalhamento da fase martensita
G_S	Módulo de cisalhamento da mola de SMA
K_1	Fator de correção da corda do flap
K_2	Fator de correção da deflexão do flap
K_3	Fator de correção do movimento do flap
K_Λ	Fator de correção forma plana
K_A	Rigidez da mola de aço
K_b	Fator do vão do flap
K_S	Rigidez da mola de SMA
L_{0A}	Comprimento inicial da mola de aço
L_{0sma}	Comprimento inicial da mola de SMA
L_{flap}	Comprimento do flap
M_F	Temperatura de fim da transformação de fase em martensita
M_S	Temperatura de início da transformação de fase em martensita
d_s	Diâmetro do fio constituinte da mola de SMA
$m_{c/4}$	Momento no centro aerodinâmico
u'_A	Deflexão axial da mola de aço na temperatura de aquecimento
u'_S	Deflexão axial da mola de SMA na temperatura de aquecimento
u_A	Deflexão axial da mola de aço na temperatura ambiente

u_s	Deflexão axial da mola de SMA na temperatura ambiente
$\alpha_{C_{L_{max_w}}}$	Ângulo de ataque máximo correspondente ao coeficiente de sustentação máximo da asa
α_w	Ângulo de Ataque da asa
α_δ	Parâmetro de efetividade do coeficiente de sustentação do perfil
σ_M	Tensão de flexão
σ_P	Tensão de tração
$\sigma_{Projeto}$	Tensão de projeto
σ_{eq}	Tensão equivalente de Von Mises
τ_V	Tensão cisalhante
ΔC_l	Varição do coeficiente de sustentação do perfil devido ao uso dos flaps
A	Razão de aspecto
Aus	Austenita
b	Envergadura da asa
C	Corda do perfil base com os flaps retraídos
c	Calor específico
C'	Corda total com flap acionado
F	Força axial atuante na associação de molas
h	Coefficiente de convecção do fluido
Lm	Comprimento da mola relaxada
Lo	Comprimento do fio de SMA
M	Martensita maclada
M(+)	Martensita não maclada
Q	Área de cisalhamento
r	Geração de calor por unidade de massa promovida por uma fonte de calor
S	Área projetada total da asa
T	Temperatura do fio de SMA
Um'''	Deslocamento da extremidade da mola proveniente do aquecimento
Um''	Deslocamento da mola proveniente da montagem, à temperatura ambiente, com a mola
Usma''	Deslocamento da ponta do fio proveniente da montagem, à temperatura ambiente, com a mola

U_{sma}'''	Deslocamento máximo sofrido pela extremidade do fio proveniente do seu aquecimento
V	Volume do fio SMA
δ	Folga existente entre as extremidades do fio (ou mola de SMA) e da mola de aço
ρ	Densidade específica
D	Força de arrasto
L	Força d sustentação
SMA	Shape Memory Alloy
v	Velocidade relativa
α	Ângulo de Ataque do perfil
β	Fração volumétrica da martensita
ε	Deformação
η	Fração da região da Asa com flaps
λ	Afilamento
ω	Coefficiente de transformação de fase

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

O principal objetivo da SAE BRASIL AeroDesign é construir um aeromodelo em escala controlado remotamente de acordo com o regulamento capaz de transportar o maior peso possível por categoria. Por experiência prática durante competições nota-se que, em condições de carga máxima, a etapa mais crítica do voo é na decolagem.

Esse fato é explicado pela força de sustentação gerada por uma superfície aerodinâmica ser diretamente proporcional ao quadrado da velocidade. Para decolar com carga máxima, normalmente o aeromodelo necessita de mais faixa de pista para ganhar velocidade, fato negativo, pois a faixa de pista utilizada na decolagem e pouso influencia em critérios de pontuação da equipe.

Este projeto visa superar esse problema projetando um dispositivo hipersustentador conhecido como *Flap*. Sua principal função é aumentar as superfícies aerodinâmicas de um aeromodelo proporcionando assim um ganho de sustentação notável, quando em baixa velocidade, onde a força de sustentação gerada por uma superfície é consideravelmente maior que a força de arrasto.

1.1 – Motivação

A principal motivação deste projeto foi oportunidade de melhorias na eficiência aerodinâmica do aeromodelo da equipe Venturi do CEFET/RJ para que este tenha maior capacidade de carregar peso visando torná-lo mais competitivo durante o evento. Outro fato relevante é o critério de pontuação da competição que premia a equipe com o projeto mais inovador durante a competição.

1.2 – Justificativa

O *flap* do tipo *Fowler* foi escolhido por ser um dos *flaps* mais eficientes, em termos aerodinâmicos. Este tipo de *flap* proporciona um aumento da corda dos perfis, com o

consequente aumento da área de superfície de asa, aliada com a deflexão desta superfície móvel, que altera a curvatura dos perfis da asa. Devido ao acionamento complexo para estruturas e mecanismos que utilizam servos motores como atuadores, foi idealizada o seu acionamento por meio de fios com memória de forma, que mais tarde foram convertidos em molas para proporcionar um sistema mais compacto, os quais permitem um grande deslocamento se comparado ao servo-motor.

1.3 – Objetivos

O objetivo deste trabalho consiste no estudo do desenvolvimento de um mecanismo utilizando materiais com comportamento de memória de forma visando o desenvolvimento de um protótipo de um mecanismo para acionamento de *flaps* do tipo *Fowler* de um aeromodelo de Competição da SAE BRASIL Aerodesign, de modo a ter sua eficiência aerodinâmica aumentada significativamente durante as decolagens e realização de pousos com menos velocidade de modo a ser utilizada menos pista nestas duas situações.

1.4 – Metodologia e Trabalho Realizado

A metodologia deste projeto envolve como primeiro passo o desenvolvimento de uma pesquisa bibliográfica na área de Aerodinâmica com a finalidade de levantar os tipos de *flaps* existentes atualmente, de modo a permitir identificar o melhor tipo a ser empregado no aeromodelo utilizado na competição SAE BRASIL Aerodesign.

Em seguida, ainda baseado nas bibliografias pesquisadas, foram feitas análises de desempenho do *flap* escolhido (*flap* do tipo *Fowler*) de forma a se obter o desempenho do *flap* no projeto em questão e suas principais características geométricas.

Após finalizar o estudo aerodinâmico, os esforços foram focados na elaboração de um mecanismo simples com acionamento por SMA. Foram estudadas tanto aplicações utilizando sistemas fio SMA – mola helicoidal mecânica como também molas helicoidais de SMA – mola mecânica, com a finalidade de se obter a melhor configuração para aplicação do sistema no aeromodelo.

Na sequência, foram realizados estudos envolvendo modelos analíticos para obter equações que caracterizassem o comportamento de duas configurações. Na primeira considerou-se uma mola helicoidal de aço ligada a um fio de SMA, enquanto que na segunda considerou-se uma mola helicoidal de aço ligada a uma mola helicoidal de SMA. Os estudos foram acompanhados de análises experimentais em laboratório de modo a obter a validação das análises com os modelos analíticos. Em função do curso de operação necessário para o dispositivo, a configuração com uma mola helicoidal de SMA mostrou-se mais adequada, uma vez que deseja-se um dispositivo compacto e o comprimento do dispositivo para a configuração com o fio de SMA mostrou-se exageradamente grande.

Por fim, foram projetados o mecanismo e seus sistemas associados por meio de cálculos analíticos envolvendo basicamente as disciplinas Resistência dos Materiais, Transferência de Calor e Eletricidade Básica. Com os dados dos carregamentos obtidos por estes cálculos, foram feitas análises numéricas por elementos finitos utilizando o pacote computacional Ansys Workbench Mechanical R16 com os componentes modelados no pacote computacional Solidworks 2014. Os resultados de tensão e deflexão foram comparados com os valores obtidos dos modelos analíticos.

1.5 – Organização do Trabalho

O presente trabalho é organizado da seguinte forma:

No Capítulo 2, é realizada uma apresentação dos principais conceitos aerodinâmicos necessários para compreensão do desenvolvimento e funcionamento dos *flaps*.

No Capítulo 3, são apresentados os principais conceitos envolvendo materiais com comportamento de memória de forma e suas aplicações relacionadas ao desenvolvimento de mecanismos como o desenvolvido neste trabalho.

No Capítulo 4, são expostas possíveis configurações de acordo com o sistema de acionamento a ser utilizado: 1) mola helicoidal de aço – fio de SMA; e 2) mola helicoidal de aço – mola helicoidal de SMA. Apresenta-se o estudo desenvolvido para a escolha da configuração final, mostrado em detalhes, o modo como são instalados na asa e o princípio de funcionamento, além da apresentação das condições em que a aeronave voa.

No Capítulo 5, são apresentados estudos analíticos, análises experimentais em laboratório e análises numéricas por elementos finitos.

No Capítulo 6, são apresentados os resultados obtidos de cada análise feita para o projeto.

No capítulo 7, são discutidos os resultados de cada uma dessas análises.

Por fim, no Capítulo 8, são apresentadas as conclusões.

CAPÍTULO 2

FORÇAS AERODINÂMICAS EM FLAPS

Flaps são dispositivos hipersustentadores que consistem de abas, ou superfícies articuladas, existentes nos bordos de fuga (parte posterior) das asas de um avião, os quais, quando abaixados e/ou estendidos aumentam a sustentação e o arrasto ou resistência ao avanço de uma asa pela mudança da curvatura do seu perfil e do aumento de sua área [HOMA, JORGE M.].

A Figura 1 apresenta as nomenclaturas básicas de um perfil.

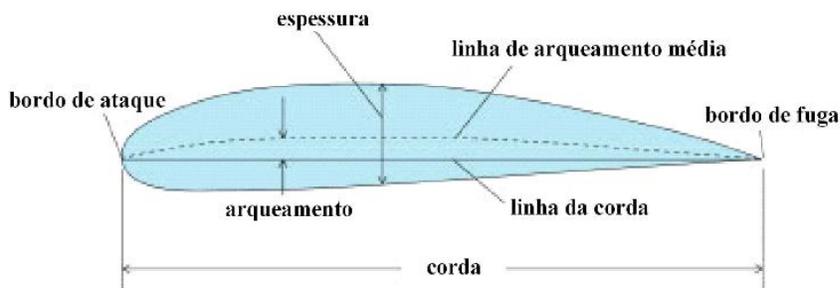


Figura 1: Nomenclatura de um perfil [RODRIGUES, s.d.].

2.1 – Aerodinâmica de perfis (2D)

Existem três características aerodinâmicas importantes para a seleção adequada de um perfil [HOMA, JORGE M.]:

- Determinação da capacidade de geração de sustentação do perfil através do cálculo da força de sustentação;
- Determinação da correspondente força de arrasto;
- Determinação do momento resultante ao redor do centro aerodinâmico que influenciará decisivamente nos critérios de estabilidade longitudinal da aeronave.

A Figura 2 ilustra as forças aerodinâmicas desenvolvidas em um perfil, onde L representa a força de sustentação, D representa a força de arrasto, R representa a força

resultante proveniente de L e D , v representa a velocidade relativa (soma da velocidade com que o aerofólio se move com a velocidade do vento circundante), α representa o ângulo de inclinação do aerofólio em relação ao solo e $m_{c/4}$ representa o momento resultante ao redor do centro aerodinâmico.

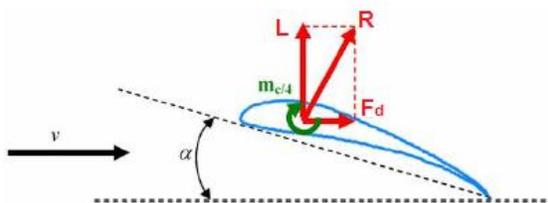


Figura 2: Forças aerodinâmicas resultantes [RODRIGUES, s.d.].

2.1.1 – Sustentação

A sustentação é a resultante aerodinâmica perpendicular ao movimento relativo do perfil. Essa resultante aerodinâmica é uma força que surge em razão da diferença de pressão entre o extradorso e o intradorso do perfil da asa (princípio de Bernoulli).

Esta diferença de pressão é ocasionada pelo maior percurso que o ar percorre ao passar pelo extradorso, aumentando sua velocidade e, em consequência, diminuindo a pressão em relação ao intradorso do perfil. Assim a força resultante dessa diferença de pressão gera a sustentação e o arrasto na asa [RODRIGUES, s.d.].

A força de sustentação (L) por unidade de envergadura gerada pela seção de um aerofólio pode ser calculada a partir da aplicação da equação a (2.1), com o valor de C_L do perfil obtido a partir da leitura da curva característica $C_L \times \alpha$ (coeficiente de sustentação x ângulo de ataque), mostrada na Figura 3.

$$L = C_L \frac{\rho}{2} v^2 c \quad (2.1)$$

onde:

C_L é o coeficiente de sustentação;

ρ é a massa específica do ar ($1,225 \text{ kg/m}^3$ no nível do mar);

v é a velocidade relativa;

c é a corda do perfil.

O coeficiente de sustentação é usualmente determinado a partir de ensaios em túnel de vento ou através de pacotes computacionais específicos que simulam túnel de vento, como é o caso das simulações CFD (*Computational Fluid Dynamic*). Representa a característica do perfil em gerar a força de sustentação.

Perfis com altos valores de coeficiente de sustentação atrelados com baixos coeficientes de arrasto são considerados eficientes para a geração de sustentação. O coeficiente de sustentação é função do modelo do perfil, do número de Reynolds e do ângulo de ataque [RODRIGUES, s.d.].

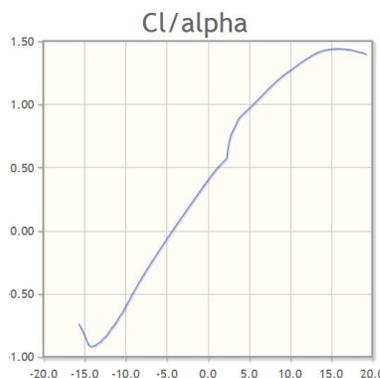


Figura 3: Curva característica $C_L \times \alpha$ [AIRFOIL DATABASE].

2.1.2 – Arrasto

O arrasto é a resultante paralela ao movimento relativo do perfil ocasionado pela força de atrito, que age na direção paralela à superfície do perfil e de forças de pressão dinâmica, que atuam no perfil (no bordo de ataque e de fuga ou na área projetada perpendicular ao plano de movimento relativo) [SAINTIVE, 2006].

A força de arrasto (F_d) pode ser obtida com a aplicação da equação (2.2), com o valor do coeficiente de arrasto obtido diretamente da leitura da curva característica $C_d \times \alpha$ do perfil (coeficiente de arrasto x ângulo de ataque), mostrada na Figura 4:

$$D = C_d \frac{\rho}{2} v^2 c \quad (2.2)$$

O coeficiente de arrasto representa a característica do perfil em gerar a força de arrasto. Enquanto maiores coeficientes de sustentação são requeridos para um perfil ser considerado

eficiente para produção de sustentação, menores coeficientes de arrasto devem ser obtidos, pois um perfil como um todo somente será considerado aerodinamicamente eficiente quando produzir grandes coeficientes de sustentação aliados a pequenos coeficientes de arrasto. O coeficiente de arrasto depende também do número de Reynolds que, se tratando de aeromodelos, fica entre 3×10^5 e 5×10^5 [RODRIGUES, s.d.].

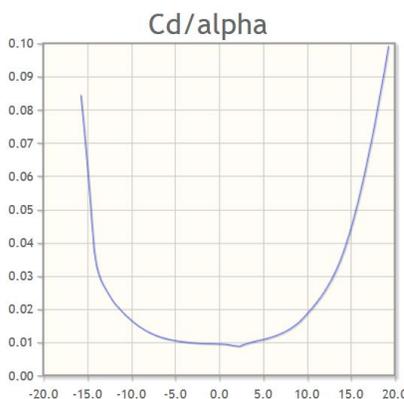


Figura 4: Curva característica $C_d \times \alpha$ [AIRFOIL DATABASE].

2.1.3 – Momento

Também devido à diferença de pressão existente entre o intradorso e o extradorso do perfil, existe a presença de um momento que tende a rotacionar o perfil.

Geralmente os cálculos são realizados considerando-se que este momento atua em um ponto localizado a 1/4 da corda, medido a partir do bordo de ataque. Este ponto é denominado na aerodinâmica como centro aerodinâmico do perfil [RODRIGUES, s.d.].

O momento ao redor do centro aerodinâmico do perfil pode ser determinado a partir da equação (2.3), com o valor do coeficiente de momento também obtido diretamente da leitura da curva característica $C_m \times \alpha$ do perfil (coeficiente de momento x ângulo de ataque), mostrada na Figura 5:

$$m_{c/4} = C_m \frac{\rho}{2} v^2 c^2 \quad (2.3)$$

O coeficiente de momento representa parâmetros a se obter para determinação do centro aerodinâmico do perfil.

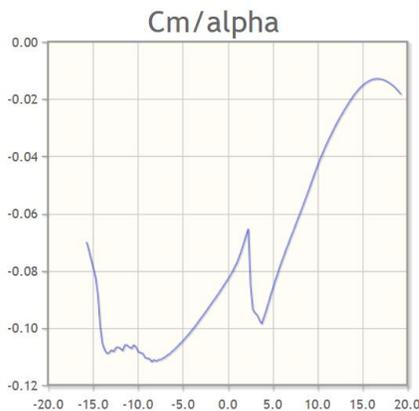


Figura 5: Curva característica $C_m \times \alpha$ [AIRFOIL DATABASE].

2.2 – Aerodinâmica de perfis (3D)

Para as mesmas forças envolvidas, pode-se estabelecer valores das resultantes aerodinâmicas considerando a área da asa em análises 3D. As fórmulas da força de sustentação e arrasto são dadas, respectivamente pelas seguintes equações:

$$L = C_L \frac{\rho}{2} V^2 A_s \quad (2.4)$$

$$D = C_D \frac{\rho}{2} V^2 A_p \quad (2.5)$$

onde:

A_s é a área superficial da asa;

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

2.3 – Relações Com o ângulo de ataque e Camada Limite

Camada limite é a camada de fluido (ar) nas proximidades da superfície do perfil. Criam-se duas fronteiras: uma interna à camada limite, dominada pela viscosidade e aumentando a predominância de arrasto entre o ar interno a camada limite e o perfil (considera-se a velocidade do ar em contato com a superfície, nula) e uma externa à camada limite, onde a viscosidade pode ser desprezada sem efeitos significativos na solução [SAINTIVE, 2006].

A importância de tal conceito está em controlar o comportamento da camada limite para minimizar o arrasto. Dois efeitos têm de ser considerados. Em primeiro lugar, a camada limite aumenta a espessura efetiva do corpo, através da espessura de deslocamento, aumentando assim a pressão de arrasto. Em segundo lugar, as forças de cisalhamento na superfície da asa criam arrasto de fricção na superfície.

O aumento do ângulo de ataque leva a uma maior diferença de pressão entre extradorso e intradorso. Na situação crítica, tal diferença ocasiona a separação da camada limite, conforme mostrado na Figura 6. Nesse ponto acontece o estol (perda de sustentação) da asa, situação não desejada que tem maior ocorrência durante pousos e decolagens.

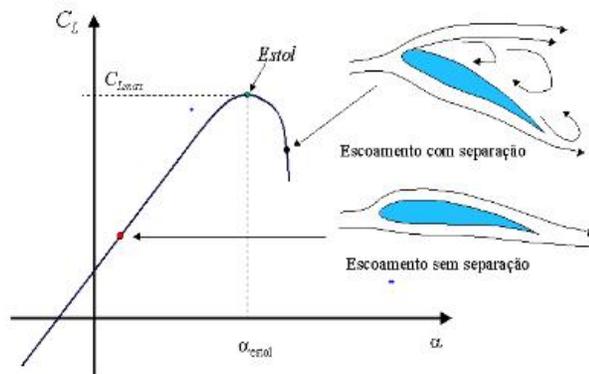


Figura 6: Relação da camada limite com α [RODRIGUES, s.d.].

2.4 – Asa utilizada no estudo

A asa utilizada nos estudos apresentados nesse trabalho é a de perfil CH10SM, mesmo perfil utilizado no aeromodelo da equipe Venturi na competição SAE BRASIL Aerodesign 2013, cujo perfil é mostrado na Figura 7:



Figura 7: Perfil da asa CH10SM.

Embora a aplicação dos *flaps* em tais perfis seja mais complexa devido à maior curvatura, característica específica do perfil em questão, sabe-se que atualmente na competição, perfis mais adequados para baixas velocidades adotam a mesma característica, pois, nessas condições, a curvatura do perfil torna o perfil mais eficiente por causar uma maior diferença de pressão entre as superfícies superior e inferior.

Outra motivação consiste, no caso de competições futuras, no uso do sistema estudado, com algumas atualizações para o perfil e condições de voo, ser incorporado ao novo aeromodelo. Assim, o projeto do mesmo já estará adequado para perfis mais complicados.

2.5 – Aerodinâmica de flaps

Flaps são dispositivos hipersustentadores (permitem aumentar consideravelmente o coeficiente de sustentação do aerofólio) que consistem de abas, ou superfícies articuladas, existentes nos bordos de fuga (parte posterior) das asas de um avião, os quais, quando abaixados e/ou estendidos aumentam a sustentação e o arrasto ou resistência ao avanço de uma asa pela mudança da curvatura do seu perfil e do aumento de sua área.

A curvatura do perfil designa a linha média entre o topo e o fundo de um aerofólio. Juntamente com a espessura do perfil, é responsável pela alteração do escoamento ao redor do aerofólio e, por consequência, é responsável pela geração de sustentação em uma asa.

2.5.1 – Aplicação de flaps

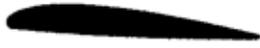
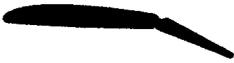
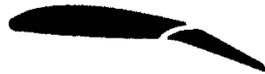
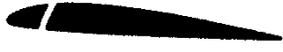
Os *flaps* são usados em dois momentos do voo:

1. Durante a aproximação para o pouso, permitindo que a aeronave reduza a sua velocidade de aproximação, evitando o estol. Com isso a aeronave pode tocar o solo na velocidade mais baixa possível;
2. Durante a decolagem, em ajuste adequado para produzir a melhor combinação de sustentação (máxima) e arrasto (mínimo), permitindo que a aeronave percorra a menor distância no solo antes de atingir a velocidade de decolagem.

2.5.2 – Tipos existentes

A Tabela 1 apresenta um resumo com diversos tipos de *flaps*.

Tabela 1: Tipos de Flaps [CARRIER UK,s.d.].

TIPOS DE FLAPS	PERFIL	PERCENTUAL DE MÁXIMA SUSTENTAÇÃO	ÂNGULO DE MÁXIMA SUSTENTAÇÃO	OBSERVAÇÕES
Perfil Básico		-	15°	Os efeitos de todos <i>flaps</i> variam de acordo com o tipo de perfil.
<i>Plain</i> ou <i>camber flap</i>		50%	12°	Aumenta a curvatura. Produz arrasto considerável. Momento longitudinal.
<i>Split flap</i>		60%	14°	Aumenta a curvatura. Produz ainda mais arrasto que o <i>Plain flap</i> . Momento longitudinal
<i>Zap flap</i>		90%	13°	Aumenta a curvatura e área da asa. Produz arrasto considerável. Momento longitudinal.
<i>Slotted flap</i>		65%	16°	Controla a camada limite. Aumenta a curvatura. Atrasa o estol. Não produz muito arrasto.
<i>Double-slotted flap</i>		70%	18°	Gera mais sustentação que o <i>slotted flap</i> .
<i>Fowler flap</i>		90%	15°	Aumenta a curvatura e área da asa. Melhor flap para sustentação. Mecanismo complicado. Momento longitudinal.
<i>Double-slotted Fowler flap</i>		100%	20°	Gera mais sustentação que o <i>Fowler flap</i> simples.
<i>Slotted wing</i>		40%	20°	Controla a camada limite. Arrasto extra em altas velocidades.

2.6 – Seleção do tipo de *flap* a ser utilizado

Dos tipos de *flaps* tabelados existentes que já foram estudados, foram avaliadas suas vantagens e desvantagens e também, a possibilidade de aplicação no projeto em questão. Dentre esses, o escolhido foi o *flap* do tipo *Fowler*.

As principais vantagens do *flap* tipo *Fowler* são:

- O ganho (teórico) percentual em sustentação devido ao aumento da curvatura da asa, como na maioria dos *flaps*;
- O ganho de sustentação devido ao movimento para trás do *flap*, de tamanho igual ou próximo à sua corda;
- O *flap* do tipo *Fowler*, ao ser acionado pelo fio ou mola de SMA, não exige um mecanismo complicado comparado a outros *flaps* similares;
- O vão (*slot*) entre o final do perfil da asa e o bordo de ataque do *flap*. Tal singularidade faz com que esse *flap* seja mais vantajoso comparado a outros *flaps* não só nos pousos, mas também nas decolagens, por diminuir o estol em baixas velocidades e elevados ângulos de ataque. O espaço entre asa e *flap* retarda o descolamento da camada limite que passa pelo perfil da asa por efeito de diferença de pressão.

A Figura 8 demonstra, em túnel de vento, o comportamento da Camada Limite em diferentes tipos de *flaps*.

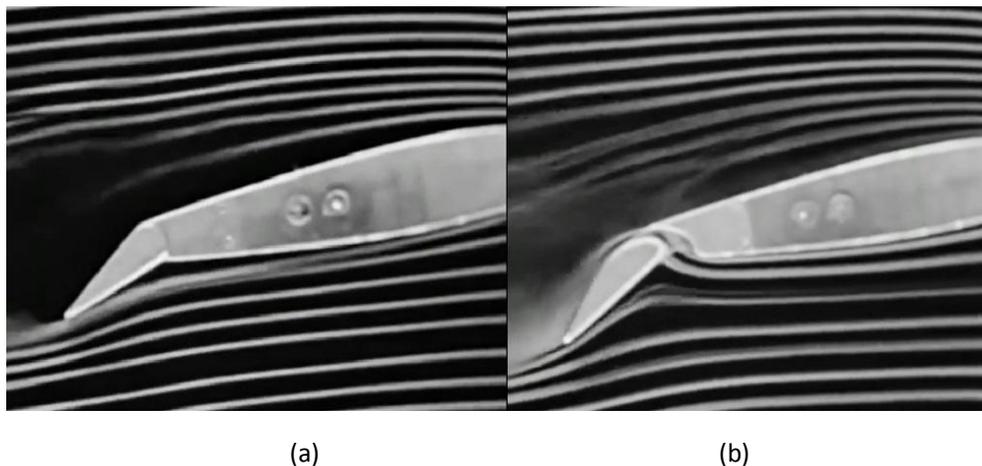


Figura 8: Observação da separação da camada limite em um *flap* comum (a) e um do tipo *slotted* (b) [WEZINGER,1935].

Principais desvantagens:

- Para diferentes cordas de *flap*, o comprimento total dos fios de SMA torna-se de relativa preocupação visto que, esses conseguem desenvolver uma deformação recuperável devido à transformação de fase de aproximadamente 5% de seu comprimento inicial e, podem exigir um grande espaço para acomodar o atuador de modo a garantir o correto funcionamento do mecanismo;
- O *flap* do tipo *Fowler* provoca um momento considerável no eixo longitudinal do aeromodelo;

Das desvantagens, as soluções a serem estudadas são:

- Estudar a aplicação de uma mola helicoidal de SMA no lugar de fios de SMA pois assim, a recuperação linear obtida no mecanismo atuado pela mola helicoidal seria muito maior que a do fio, reduzindo o espaço necessário para acomodar o atuador;
- Em relação ao momento causado pelo *flap*, como a aplicação de *slats* não é considerada no estudo, considera-se que o momento pode ser, ao menos, reduzido controlando a angulação dos profundos.

2.6.1 – Dimensionamento do flap 2D (curva Flap Down e ganhos)

Com o *flap* selecionado, iniciou-se uma busca por literatura correspondente contendo dados de estudos feitos em túnel de vento para obter posições, tamanho de corda e angulação ideais para aplicação do flap Fowler.

O dimensionamento dos *flaps* proposto neste trabalho foi desenvolvido tomando como base a metodologia descrita em [PLATT, 1935] e [Roskam, 1987]. No artigo citado, foram analisados diversos arranjos de *flaps* com cordas de 20%, 30% e 40% do comprimento da asa e ângulos de 20° a 40°. A Figura 9 apresenta tais medidas.

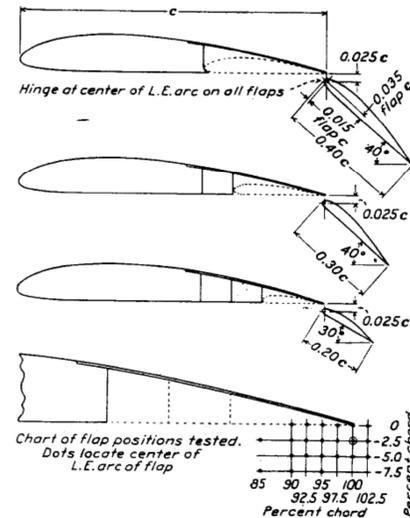


Figura 9: Posicionamento do *Flap Fowler* [PLATT, 1935].

Em todos os casos, as posições do *flap* em relação ao final da asa permaneceram muito similares. Uma média foi feita e considerada como resultado aplicável. Os coeficientes de sustentação para os *flaps* de 20%, 30% e 40% foram respectivamente 2,45, 2,85 e 3,17.

Embora o *flap* de 40% de corda tenha obtido o maior coeficiente de sustentação, os *flaps* que obtiveram características mais favoráveis para aplicação foram os de 20% e 30%. Os principais motivos para essa conclusão foram o arrasto causado pelo *flap* de 40% devido a maior área de superfície que, conseqüentemente originava também, um momento considerável na asa estudada.

Observando a curva *Flap Down*, mostrada na Figura 10, nota-se a curva $C_L \times \alpha$ com o *flap* retraído (curva usual) e com o *flap* acionado, caracterizando o ganho de sustentação obtido por ele idealizado por ΔC_{lmax} que é a variação do coeficiente de sustentação da asa com e sem uso de *flaps*.

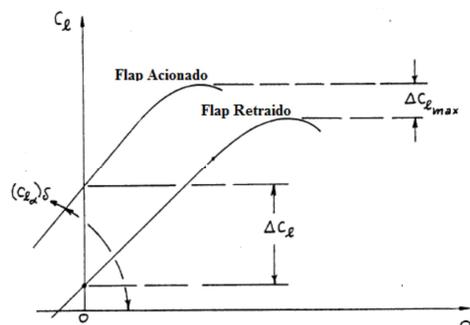


Figura 10: Curva *Flap Down* [Roskam, 1987].

CAPÍTULO 3

ATUADORES COM ELEMENTOS DE LIGAS COM MEMÓRIA DE FORMA

Neste capítulo serão apresentados conceitos teóricos do funcionamento de atuadores com elementos de liga com memória de forma, algumas vantagens em comparação a atuadores convencionais e as principais desvantagens desses atuadores.

3.1 – Ligas de Memória de Forma

As ligas de memória de forma, também conhecidas como SMA (*Shape Memory Alloy*) são materiais metálicos que possuem a capacidade de recuperar a sua forma inicial, eliminando deformações residuais quando submetidas a processos térmicos pelos quais ocorrem transformações microestruturais de fase austenita (*Aus*) ↔ martensita, podendo esta ser induzida por temperatura (*M*) ou por tensão (*M(+)*) [Pereira, 2009].

No mercado, esses materiais são comumente encontrados como ligas de NiTi, CuZnAl e CuAlNi. As NiTi têm as vantagens sobre as demais por apresentarem excelente resistência à corrosão, elevada ductilidade e recuperação de até 8% de deformação residual. Já as outras duas, têm as desvantagens de serem susceptíveis a corrosão sob tensão e recuperarem de 4 a 5% da forma após deformarem [Fernandes, 2006].

Estes materiais apresentam comportamentos termomecânicos complexos, caracterizados por englobar efeitos de transformação de fase, efeitos de natureza térmica e mecânica, caracterizadas por um comportamento não linear. Propriedades como, por exemplo, o módulo de Elasticidade ou de *Young* dependem da temperatura e da taxa de deformação [Fernandes, 2006].

Entretanto, atuadores com fios de SMA apresentam inúmeras vantagens em relação aos atuadores convencionais, tais como os pistões à base de fluido. Entre elas pode-se destacar: permitem o desenvolvimento de sistemas limpos e com um menor número de partes móveis; possuem boas características de vida à fadiga e elevada resistência à corrosão; têm maior eficiência na relação força/peso (um fio de NiTi de 150 μm de diâmetro consegue aplicar uma força em torno de 8,8 N [Mavroidis, 2002]); são compactos, proporcionando uma redução considerável de peso e espaço; proporcionam uma redução na complexidade dos

sistemas e mecanismos; o sistema possui baixo custo de manutenção. Além disso, não apresentam os problemas dos atuadores pneumáticos: vazamentos; grandes dimensões para poder desenvolver uma pressão comparável com a dos atuadores hidráulicos. E também não apresentam os problemas dos atuadores hidráulicos: risco de contaminação de todo o sistema; vazamentos; complexidade e inflamabilidade do fluido; altos custos de manutenção e grandes quedas de pressão em transmissões retas e em válvulas, o que reduz a sua eficiência.

A Figura 11 apresenta uma representação esquemática das transformações de fases mediante variação da temperatura, considerando um estado livre de tensões. Primeiramente, abaixo da temperatura M_F , representado pelo ponto B, tem-se 100% M , que é uma fase estável nesta região. Durante o aquecimento, ao passar pela temperatura A_S , representada pelo ponto C, tem-se o início da conversão de $M \rightarrow Aus$, que chega a 100% quando se atinge a temperatura A_F , representada pelo ponto D, no qual acima deste a austenita é a fase estável numa situação livre de tensão. Durante o resfriamento, percorrendo o sentido inverso, ao passar pela temperatura M_S , representado pelo ponto A, tem-se o início da transformação reversa de $Aus \rightarrow M$, que ao passar pela temperatura M_F chega a 100%, retornando à sua configuração inicial [Paiva, 2004; Bandeira, 2005].

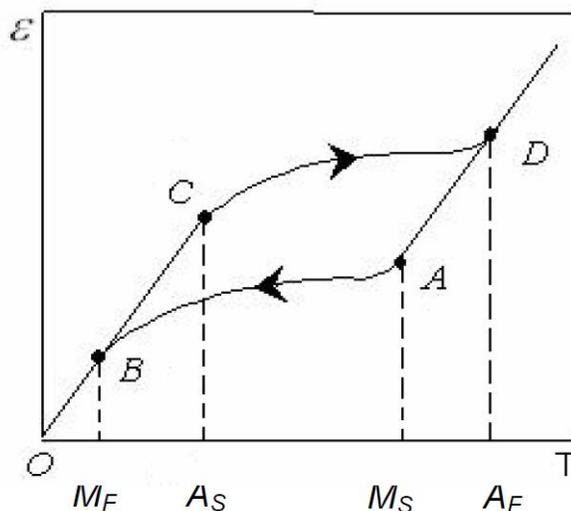


Figura 11: Transformação de fase induzida por variação da temperatura [Paiva, 2004].

Os principais efeitos das Ligas com Memória de Forma são: pseudoelasticidade, memória de forma simples (*one-way*) e memória de forma reversível (*two-way*) [Fernandes, 2006]. Todos esses efeitos serão discutidos nos próximos tópicos.

3.2 – Pseudoelasticidade

A pseudoelasticidade é caracterizada por apresentar transformação de fase $Aus \leftrightarrow M(+)$ induzida por tensão para a condição de temperatura constante acima de A_F , temperatura à qual a austenita é a única fase estável numa configuração livre de tensão, conforme se observa na Figura 12a. Abaixo do ponto D, tem-se 100% Aus , conforme se observa na Figura 12b. Ao aplicar um carregamento sobre a SMA, passando pelo ponto A, inicia-se a transformação $Aus \rightarrow M(+)$. Ao passar do ponto B, tem-se 100% $M(+)$. Após o descarregamento, como a martensita é instável a essa temperatura, percorre-se o sentido inverso $B \rightarrow C$. Ao passar pelo ponto C, tem-se o início da transformação de fase inversa $M(+)\rightarrow Aus$, retornando à sua posição inicial, em D.

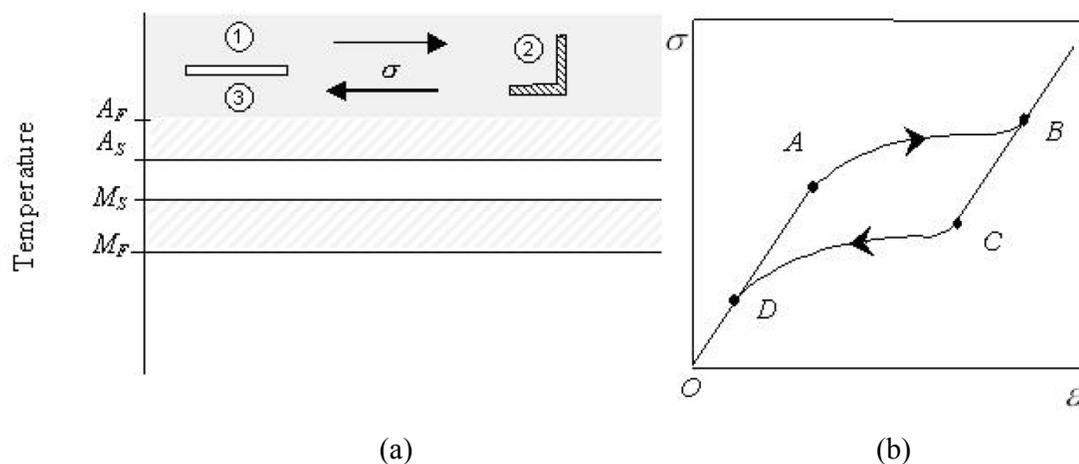


Figura 12: Efeito Pseudoelástico induzido por tensão. (a) Transformação de fase acima da temperatura de austenitização com a aplicação e retirada de carregamento ; (b) Curva x Deformação [Pereira, 2009].

3.3 – Memória de Forma Simples

Na grande maioria dos casos, a memória de forma se manifesta em apenas um único sentido, que é o sentido em que ao resfriar um material, não há nenhuma alteração na forma, embora ocorra transformação da microestrutura em martensita. Quando esta é deformada, essa deformação aparece até que o material, ao ser submetido ao aquecimento que o leve até o domínio austenítico, recupere a forma inicial [Fernandes, 2006].

Conforme visto na Figura 13, em 1, tem-se 100% *Aus*, livre de tensão. Ao ser submetida a um processo de resfriamento, passando do estado 1 para o estado 2, tem-se a transformação de fase *Aus* → *M*, sendo esta martensita induzida por temperatura. No estado 2, por estar abaixo da temperatura M_F , tem-se 100% *M*, onde esta fase é estável. Em seguida, é aplicada uma tensão trativa gradativa fazendo com que ocorra a transformação microestrutural *M* → *M*(+), originando uma deformação residual até um valor limite, quando se obtém 100% *M*(+). Esta deformação residual, ilustrada na Curva Tensão x Deformação da Figura 14, ao ser submetida a um determinado aquecimento, de modo a atingir a temperatura de início da formação de austenita, é eliminada gradativamente conforme a temperatura se eleva e ocorre a transformação *M*(+) → *Aus*. Quando se chega na temperatura acima da temperatura de austenitização, representado pelo ponto 4, obtém-se 100% *Aus*, com a eliminação da deformação residual oriunda da fase *M*(+), recuperando-se a forma inicial [Pereira, 2009].

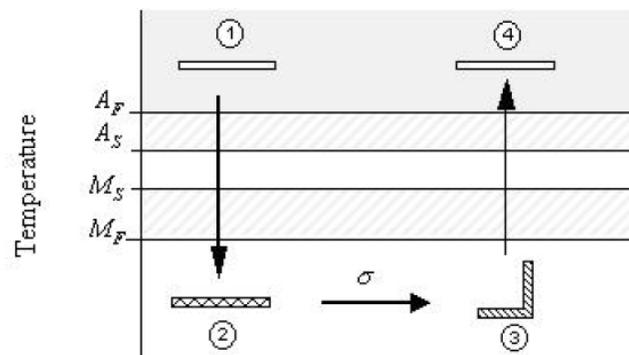


Figura 13: Efeito Memória de Forma Simples (*One Way*) [Pereira, 2009].

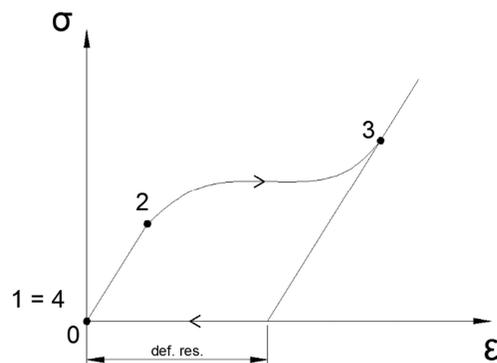


Figura 14: Tensão x Deformação [Pereira, 2009].

3.4 – Memória de forma Reversível

Para este efeito, a força que o material pode exercer para retornar ao seu formato de baixa temperatura, abaixo de M_s , e, também a deformação sofrida, são reduzidas se comparada ao Efeito de Memória de Forma Simples [Fernandes, 2006].

É caracterizado por apresentar mudança de forma tanto no processo de aquecimento quanto no resfriamento [Fernandes, 2006]. O material relembra a forma em baixas e altas temperaturas. Na temperatura ambiente, por exemplo, o material tem uma forma. Quando sofre aquecimento, assume a forma referente a esta temperatura. Depois de esfriar, o material retorna à forma que tinha na temperatura ambiente.

Para acontecer, são introduzidos defeitos microestruturais que induzem a concentração de tensões, responsáveis pelo crescimento de plaquetas de martensita segundo certas direções preferenciais, durante o resfriamento, o que implica em uma mudança de forma global mais acentuada segundo essa mesma direção [Fernandes, 2006].

Na Figura 15, é mostrado esse efeito, onde: em 1, tem-se o material com 100% Aus ; durante o processo de resfriamento, ocorre a transformação de fase $Aus \rightarrow M$; Ao chegar em M_F , tem-se 100% M , representado em 2; Ao ser aquecida, ocorre a transformação reversa $M \rightarrow Aus$, que chega a 100% Aus , alcançada temperaturas acima de A_F , representado em 3, retornando ao estado inicial.

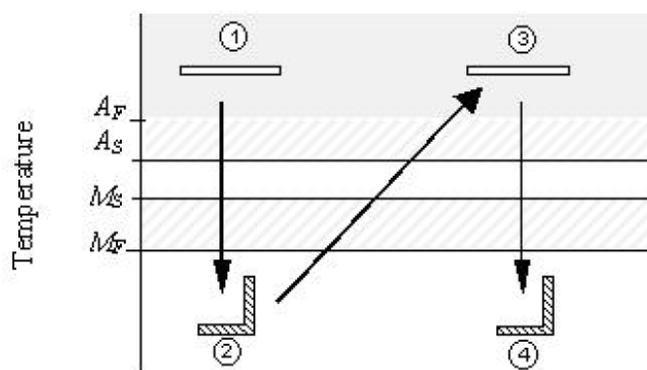


Figura 15: Efeito Memória de Forma Reversível (*Two Way*) [Paiva, 2004].

3.5 – Aplicações

Com base nas vantagens e efeitos presentes nos materiais com comportamento de memória de forma, tem-se encontrado uma vasta gama de possibilidades de aplicações, desde a área aeroespacial até aplicações em medicina. Neste tópico, serão abordadas algumas aplicações Aeronáuticas [Senthilkumar *etal.*, 2013], [Barbarino *etal.*, 2011], e uma Naval [Finkbeiner *etal.*, 2011], mostrando o desenvolvimento de mecanismos que poderão vir a substituir os atuadores tradicionais, como é o caso dos pneumáticos, hidráulicos e servomecânicos. Estas aplicações permitem que seja obtida uma maior eficiência na execução das funções do componente a ser acionado, além de atenuar ou mesmo eliminar os problemas apresentados por atuadores tradicionais.

No ramo da aeronáutica, tem-se buscado desenvolver mecanismos como o da Figura 16, [Senthilkumar *etal.*, 2013], onde, neste caso, a intenção é o acionamento, por fios de SMA, de compensadores, que são pequenas superfícies móveis existentes no bordo de fuga de grandes superfícies móveis tais como profundor e leme, que fazem com que a aeronave se mantenha na altitude desejada sem a necessidade do operador constantemente aplicar forças de controle, tais como no profundor.

Neste mecanismo, estão presentes dois fios lineares de SMA que funcionam antagonicamente, trabalhando em conjunto com molas superelásticas de SMA. Os dois fios de SMA são conectados a um cursor linear através de uma correia, que se apoia em duas polias. Este cursor é conectado a uma das extremidades de uma haste de conexão que, por sua vez, se liga à um *horn* preso no compensador. As duas molas superelásticas de SMA servem para manter o compensador na posição neutra após o resfriamento do fio de SMA acionado, além de funcionarem como um sistema de segurança caso um dos fios arrebente, mantendo o compensador na posição neutra.

A seta vermelha simboliza o funcionamento de um dos fios, que diminui de tamanho, devido à transformação de fase $M \rightarrow Aus$, com o aquecimento, e deflete o compensador para um dos lados. Já a seta azul, simboliza o funcionamento do outro fio, seguindo o mesmo princípio, defletindo o compensador para o sentido oposto.

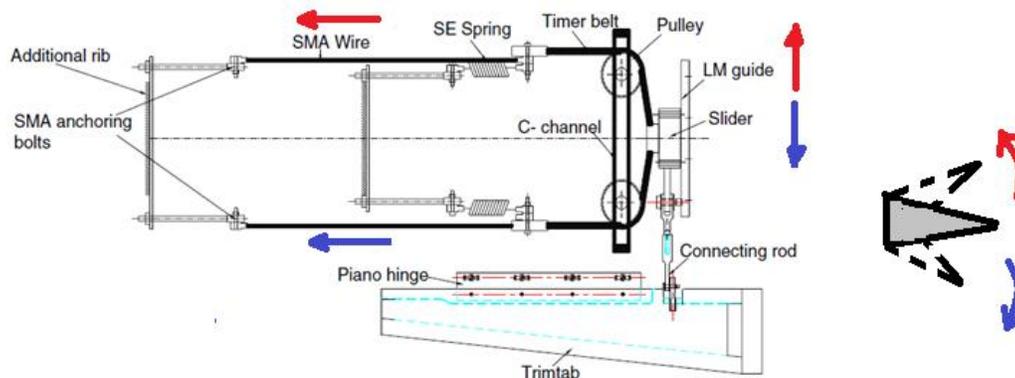


Figura 16: Mecanismo a base de SMA para controle de compensadores.
[Senthilkumar *et al.*, 2013].

Um sistema similar ao anterior, para o acionamento de *flaps* do tipo simples da asa de um avião é apresentado na Figura 17 [Senthilkumar *et al.*, 2013]. O mecanismo utiliza dois fios de SMA ligados cada um a uma mola de tração, feita de aço, montados em cada lado do flap, para funcionarem antagonicamente, da mesma forma como mostrado no caso anterior. As molas têm uma das suas extremidades fixadas na estrutura interna bordo de ataque da asa enquanto as outras extremidades são ligadas cada uma a um fio de SMA independente que se liga à um *horn* fixo em cada lado do *flap*.

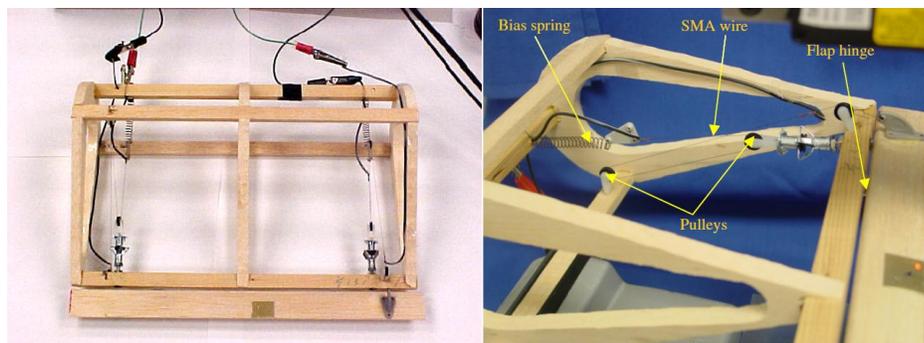


Figura 17: Sistema de acionamento de *flaps* com Fios de SMA [Senthilkumar *et al.*, 2013].

Em termos aerodinâmicos, o conceito de uma asa que conseguisse modificar sua geometria, como a variação da curvatura dos perfis da asa, de modo a se adaptar a cada condição de voo, representaria uma configuração otimizada que proporcionaria melhorias em termos de eficiência aerodinâmica e de aeronavegabilidade. Entretanto, um dos desafios é que a estrutura tem que ser rígida o suficiente para manter a forma da asa diante dos

carregamentos e ser flexível para se deformar sem se colapsar. Uma possível solução para esta aplicação é o uso de materiais de SMA, dispostos conforme ilustra a Figura 18 [Barbarino *etal.*, 2011]. Neste sistema tem-se um componente de comportamento elástico ligado em cada uma das suas duas extremidades a um fio de SMA, conforme visto na Figura 18a. O fio de SMA, ao ser submetido a um processo térmico, reduz de tamanho, e, com isso, gera uma pequena deflexão do componente elástico, conforme visto na Figura 18b. Entretanto, em conjunto, estas estruturas permitem desenvolver grandes alterações de forma do perfil, conforme mostrado pela Figura 19.

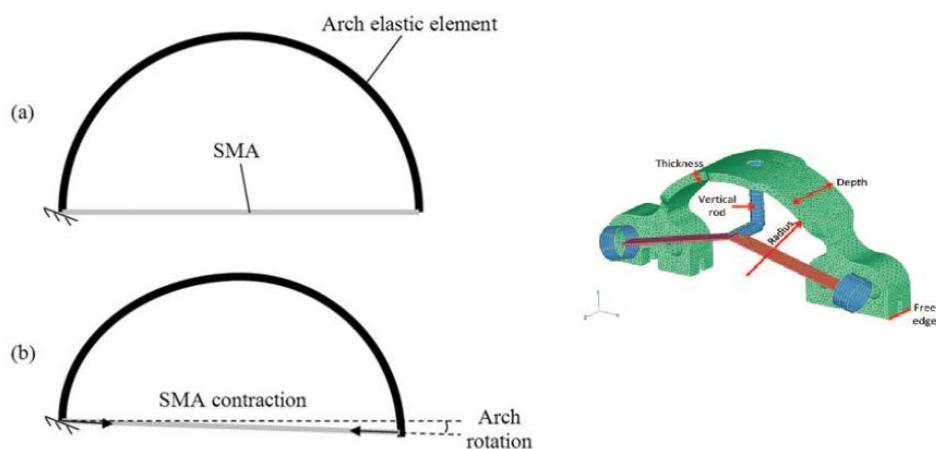


Figura 18: Sistema composto de um componente elástico ligado a um fio de SMA [Barbarino *etal.*, 2011].

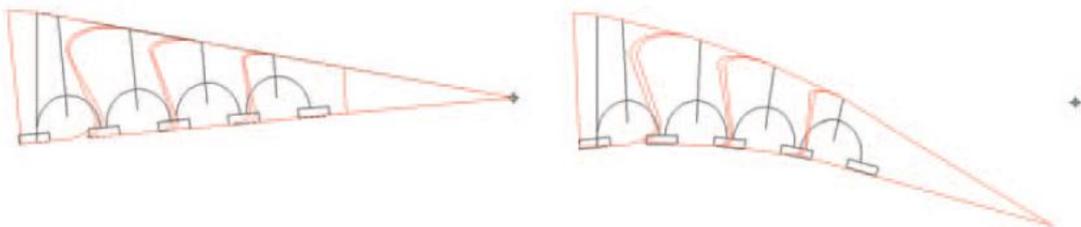


Figura 19: Conceito da asa ajustável para cada condição de voo [Barbarino *etal.*, 2011].

Em seguida apresenta-se uma aplicação Naval, que visa substituir o sistema de propulsão a hélice por intermédio de movimentos de barbatanas peitorais e de calda, mostrada na Figura 20 [Finkbeiner *et al.*, 2011]. O mecanismo de propulsão é acionado por atuadores de SMA trabalhando em conjunto com molas de compressão usando o efeito memória de

forma reversível (*two way*), possibilitando uma maior manobrabilidade em baixas velocidades, além de ser muito silencioso. Pode-se ver dois fios de SMA enrolados em polias, localizados em cada lado da cauda, fazendo a conexão da Base com o Centro e do Centro com a Extremidade, onde está localizada a barbatana, de modo a proporcionar flexibilidade, força e geração de movimento pela cauda. Pode-se atuar os fios de SMA de um dos lados, através do aquecimento, causando uma compressão nas molas, sem colocar tensão sobre os fios de SMA do outro lado, e encurvando, desse modo, a calda para um dos lados. Intercalando entre os lados, consegue-se imitar o movimento real da calda dos peixes e, por fim, fazer com que o equipamento se desloque conforme idealizado.

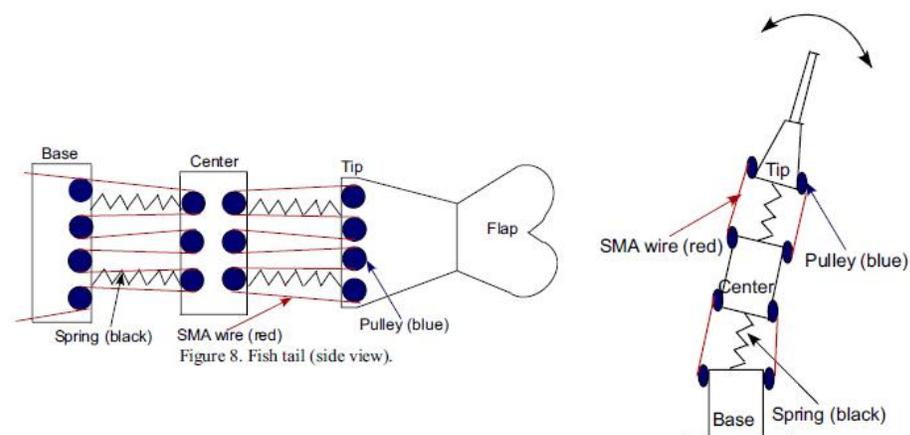


Figura 20: Cauda de um peixe mecânico utilizando fios de SMA em conjunto com molas de compressão [Finkbeiner *etal.*, 2011].

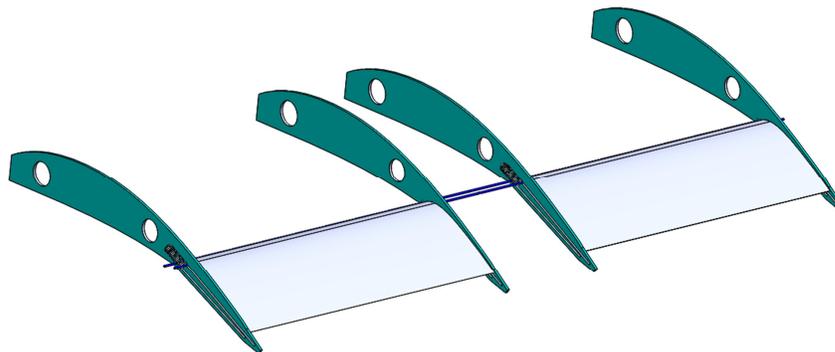
CAPÍTULO 4

PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO E CONDIÇÕES DE VOO

Para obter o movimento desejado do *Flap Fowler*, foram idealizadas, depois de vários estudos de movimento com o auxílio do pacote computacional *SolidWorks* 2014, diversas configurações para a criação de uma estrutura primária, denominada Mecanismo Base. Em seguida, são apresentadas as configurações completas propostas, com o correspondente modo de funcionamento, até a configuração final. Por fim, no final deste capítulo apresentam-se as condições de voo na qual o projeto do mecanismo foi pensado.

4.1 – Base do Mecanismo

A Base do Mecanismo das configurações iniciais consiste de quatro perfis inteiriços, denominados Perfis Suporte, conforme visto na Figura 21a, destacada em verde. Além disso, estes perfis apresentam dois rasgos em suas partes finais, que funcionam como guias, com o propósito de permitirem o deslizamento orientado de duas Barras, segundo um caminho, destacadas em azul, que, ligadas estruturalmente aos dois Flaps, possibilitam os deslocamentos dos mesmos e, desse modo, a obtenção do movimento desejado, conforme visto na Figura 21b. Além desses elementos, existem quatro Molas de Aço, localizadas com uma de suas extremidades fixa em cada Perfil Suporte e as outras, ligadas à uma das Barras que fazem o maior trajeto de deflexão no trilho. Estas molas desempenham a função de trazer os flaps para a sua posição inicial (flaps recolhidos).



(a)

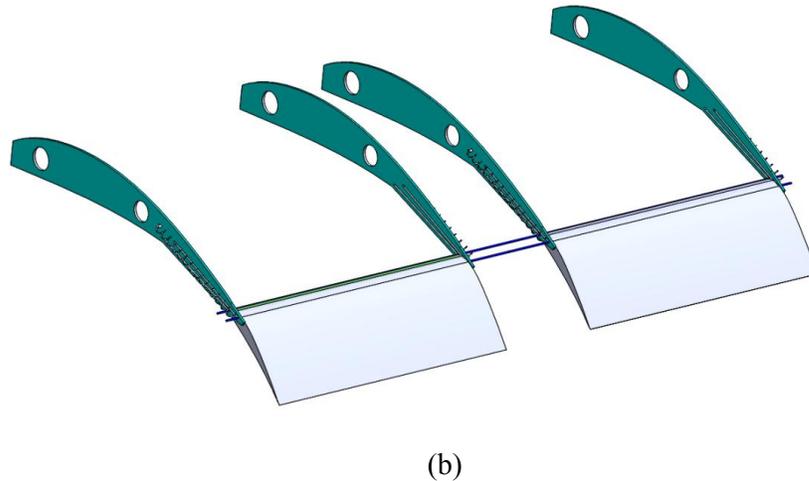


Figura 21: Base do Mecanismo e seus componentes. (a) - Posição inicial; (b) – posição final, de máxima deflexão.

4.2 – Instalação

A instalação das primeiras configurações consiste na fixação dos dois furos de cada um dos Perfis Base nas longarinas principal e auxiliar da asa, sendo esta necessária de ser introduzida na asa, conforme visto na Figura 22. Como o *Flap Fowler* tem que se deslocar para as pontas dos Perfis Base, é necessária a cobertura da região superior da asa com o intuito de impedir que se forme uma grande região vazia que pode trazer sérios problemas à sustentação da asa, o que foi mantido na Configuração Final.

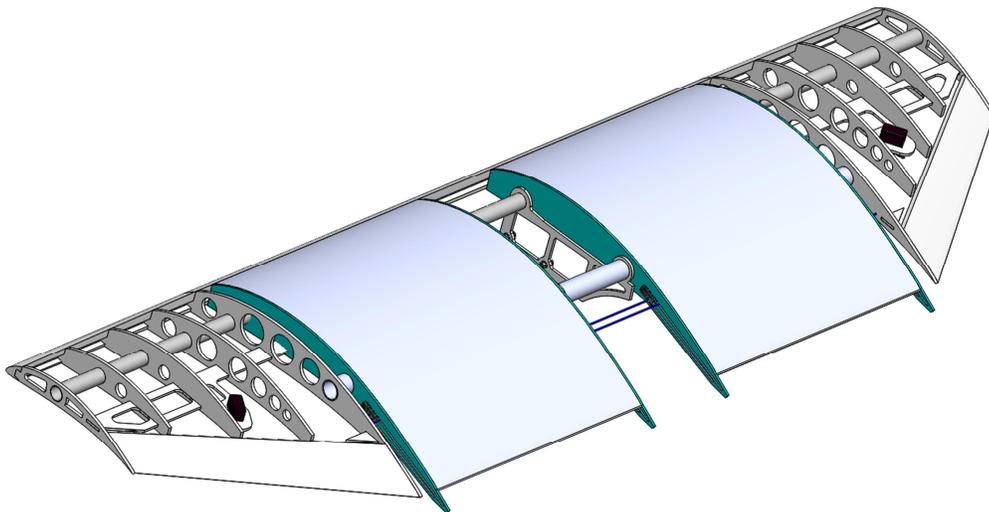


Figura 22: Instalação do Mecanismo Base na asa.

4.3 – Configuração

A partir do desenvolvimento da Base do Mecanismo, várias configurações foram estudadas e, no final, visando simplicidade, praticidade de reparo e manutenção, menos partes móveis e, conseqüentemente, focando em redução de peso, além de gerar impactos mínimos à aerodinâmica, chegou-se a versão final, que consiste na idéia de criação de um módulo, que é o sistema de flaps, a ser instalado na asa, sem necessidade de profundas alterações no projeto inicial da asa para sua acomodação e total funcionamento. Partindo da evolução das configurações, a primeira, mostrada na Figura 23, consiste na proposta de realizar o deslizamento do Mecanismo Base por intermédio de um fio de SMA localizado no centro da asa, com uma de suas extremidades fixa na Barra que percorre a maior deflexão no trilho e a outra que esta fixa na fuselagem, com praticamente todo fio localizado na calda do avião, que, por ser muito longo, tem que ser disposto em zigue-zague por meio de várias roldanas. Um ponto positivo deste arranjo é a exposição do fio ao fluxo de ar da atmosfera, que proporciona um melhor arrefecimento diminuindo o tempo de resposta para a retomada do flap à posição neutra. Os pontos negativos são o tamanho do fio demasiadamente grande e a perturbação que este faz à aerodinâmica, em forma de arrasto, devido a sua exposição ao ar. Na Figura 24 segue uma ampliação de onde fica a localização do fio de SMA.

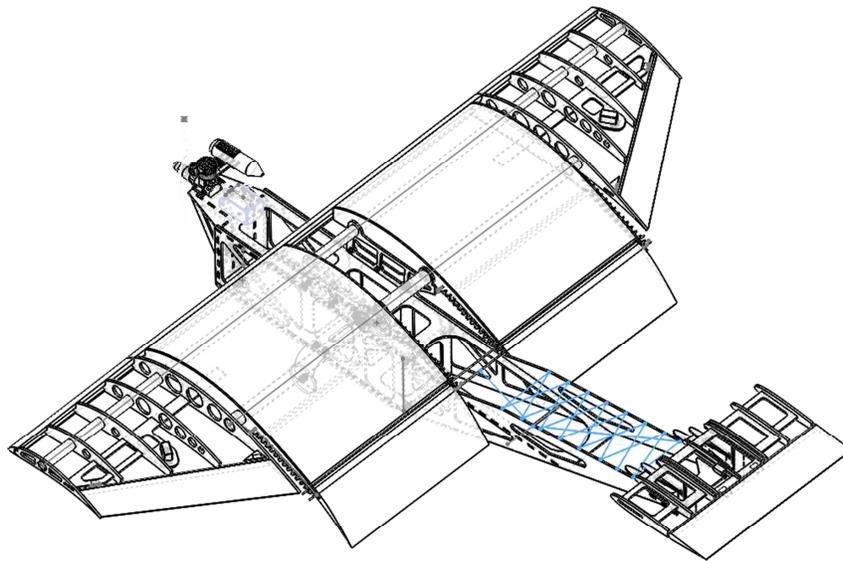


Figura 23: Configuração 01.

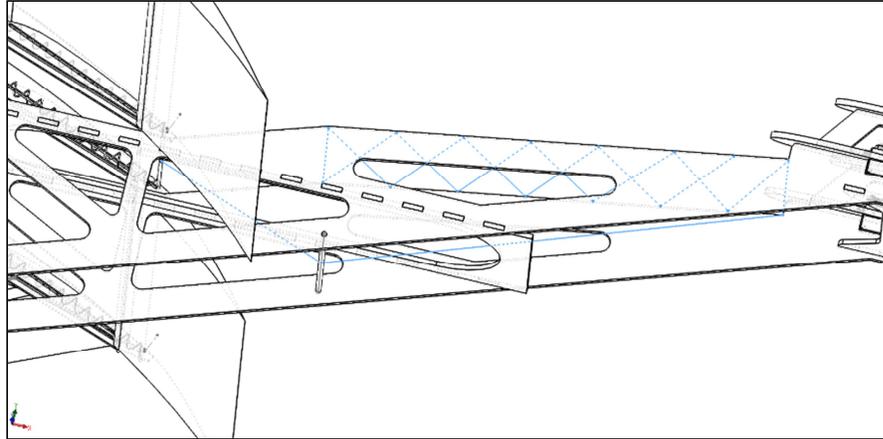


Figura 24: Ampliação dos detalhes da configuração 01.

A segunda configuração, mostrada na Figura 25, é muito similar à anterior. Entretanto, o fio fica confinado no interior da asa. Um ponto positivo é que o fio não causa perturbações à aerodinâmica, mas devido à localização confinada, pode resultar em um maior tempo para o fio resfriar, o que pode gerar um tempo de resposta maior para retornar à sua posição neutra.

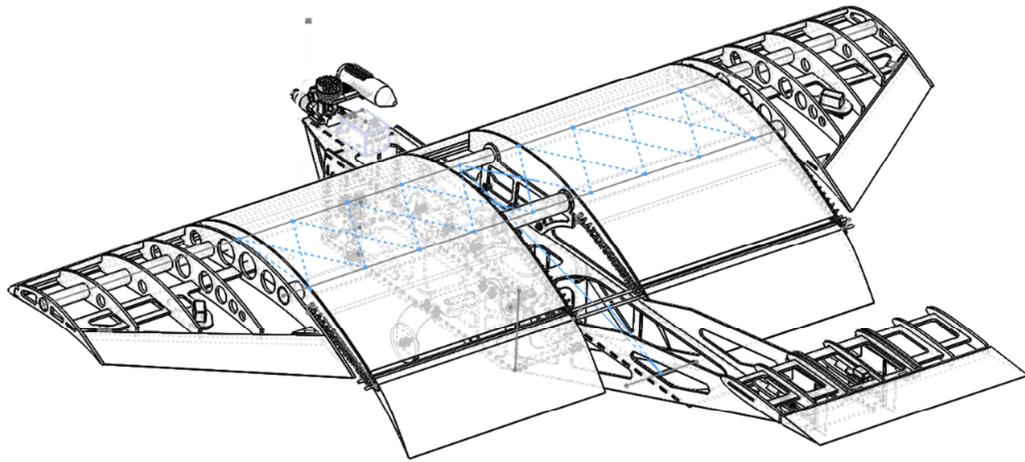


Figura 25: Configuração 02.

O grande problema destas duas configurações, diante do curso demasiado grande para o acionamento dos flaps, é a necessidade de se ter um fio de SMA extremamente grande, que além de ocupar uma região muito grande, exige a adição de muitos componentes para facilitar e guiar o seu deslocamento, somado ainda a questão da grande quantidade de calor que é necessária para fornecer a este fio para que este chegue à temperatura de funcionamento.

Por fim, teve uma terceira configuração, conforme apresentada na Figura 26, que consiste na troca do longo fio de SMA por uma mola de SMA. Uma das extremidades desta mola se liga à mesma barra que os fios das configurações anteriores se ligam e a outra extremidade, se liga à uma barra fixada na calda. A Figura 27 ilustra, por meio de uma vista superior, a região onde está a localização desta mola.

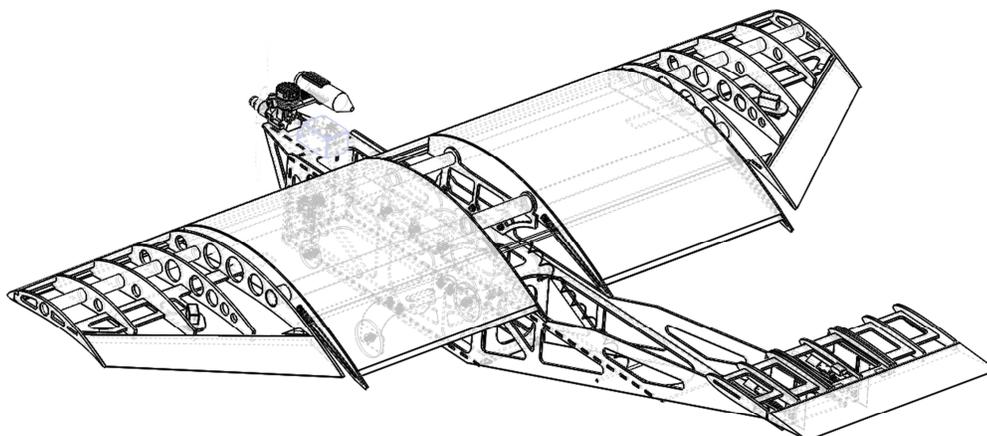


Figura 26: Configuração 03.

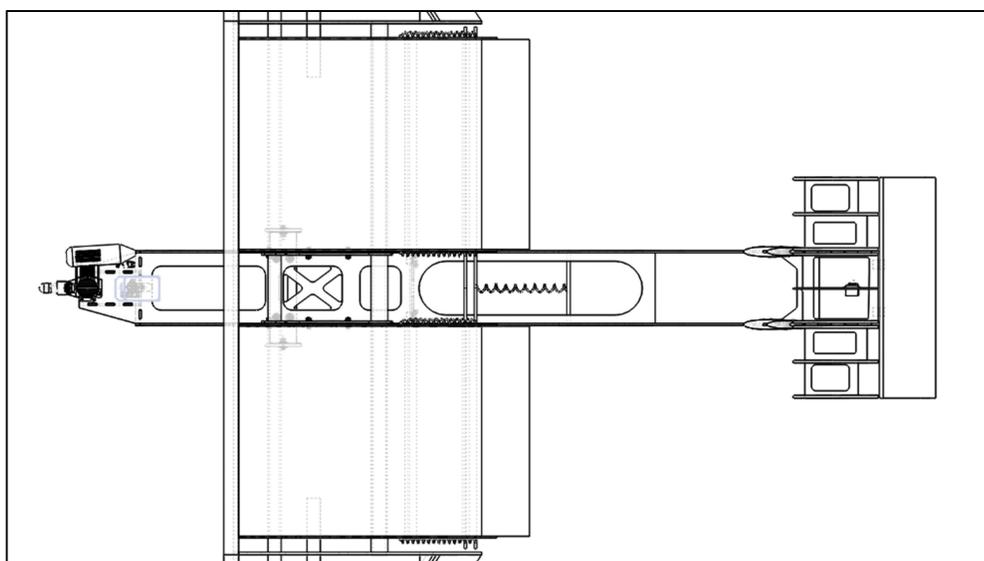


Figura 27: Vista Superior da Configuração 03.

Já a quarta configuração, ilustrada pela Figura 28, denominada Sistema Modular de Flaps, foi a final e a escolhida para este projeto, sendo uma versão melhorada das configurações anteriores com a implantação de uma associação em paralelo de uma associação em série de uma mola helicoidal de aço de tração, (com uma das extremidades ligada por um parafuso ao perfil suporte da asa, que serve para fixação da asa na fuselagem, e a outra, ligada à longarina que conecta os flaps de ponta a ponta) com uma mola helicoidal de SMA (com uma das extremidades ligada por um parafuso à fuselagem e a outra, na longarina que conecta os flaps de ponta a ponta), conforme identificado na Figura 29, mostrada em detalhes na Figura 30. A estrutura móvel passa a ser basicamente constituída dos mesmos componentes das configurações anteriores: perfil laterais do flap, flap direito e esquerdo, longarina que conecta os flaps de ponta a ponta e quatro parafusos que tem a função de servir como apoio para o descanso dos flaps dentro da guia do mesmo modo como é servido pelas extremidades da longarina, conforme ilustrado pela Figura 31.

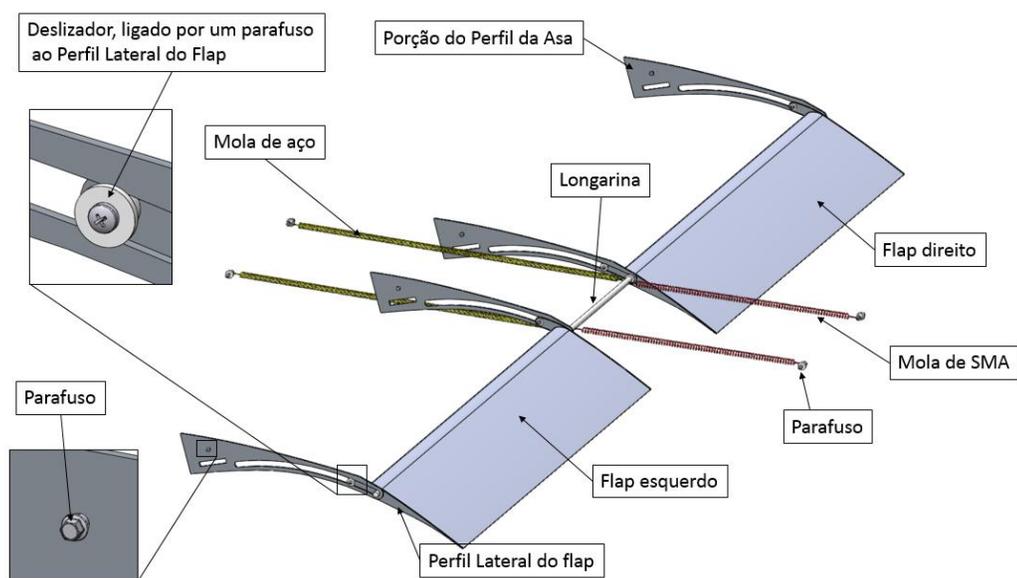


Figura 28: Sistema Modular de Flaps.

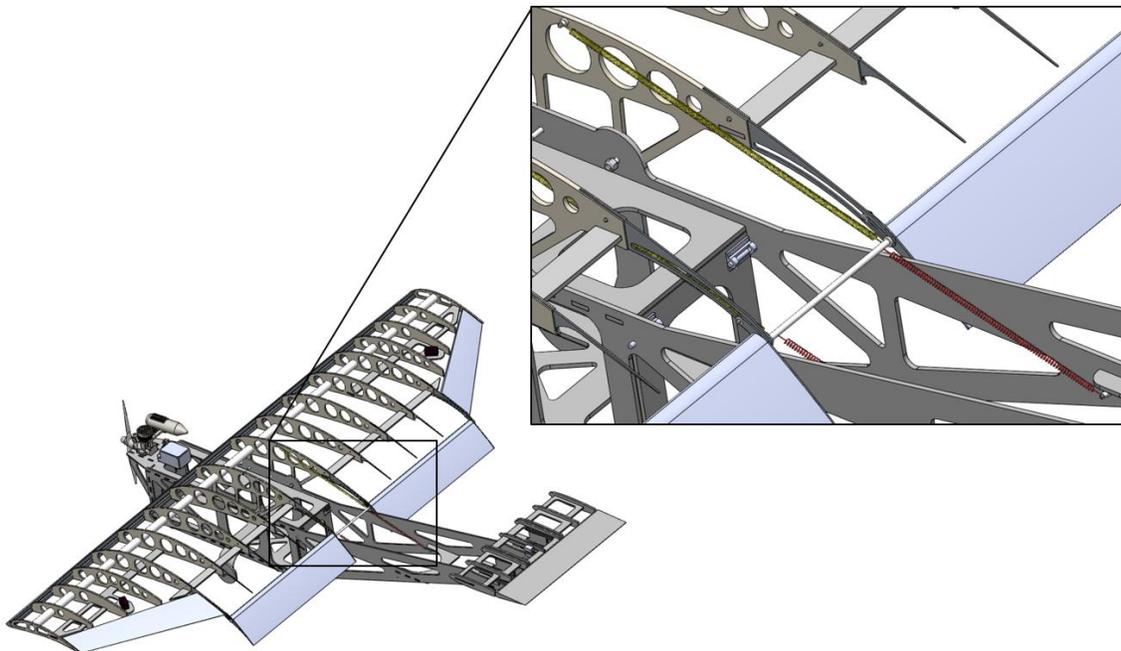


Figura 29: Montagem da Configuração 4 na aeronave.

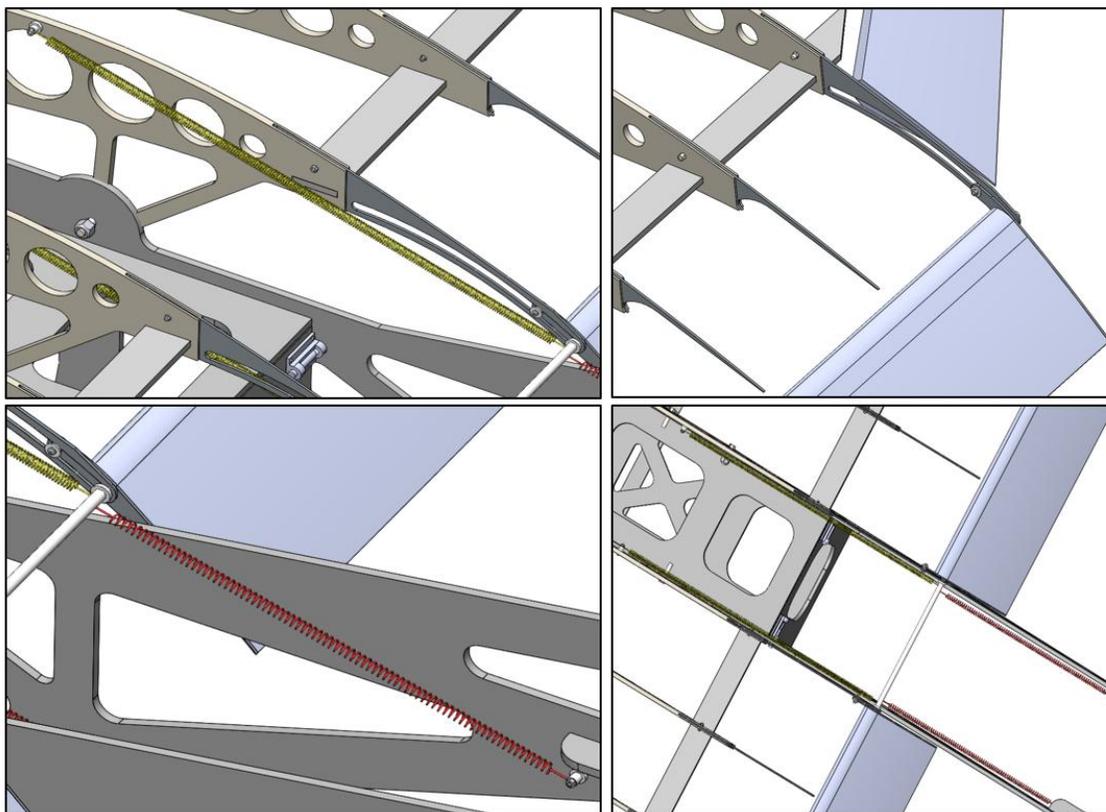


Figura 30: Detalhes do sistema modular instalado na aeronave.

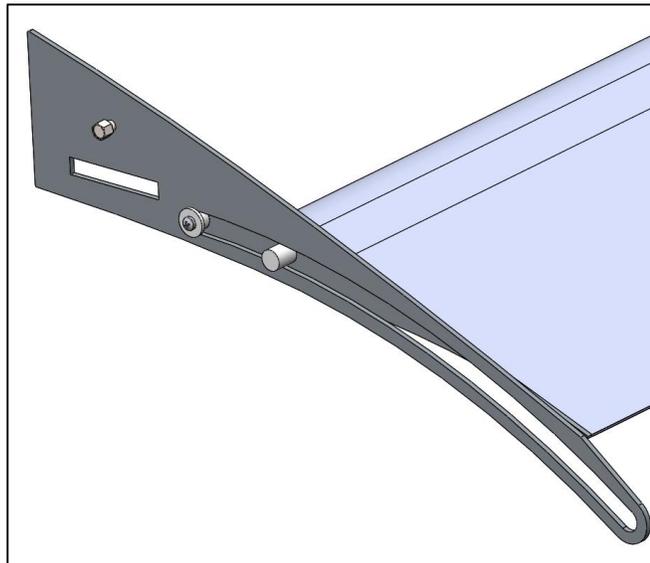
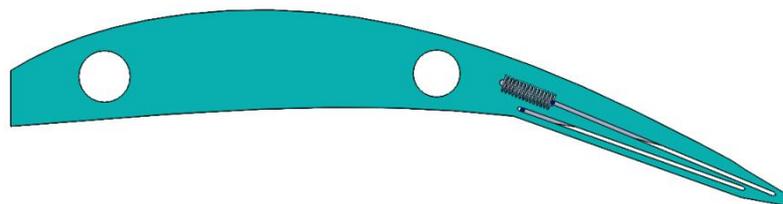


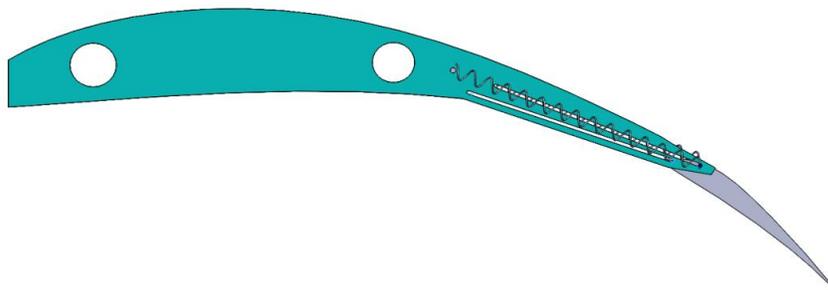
Figura 31: Pontos de apoio dos flaps durante o acionamento.

4.4 – Funcionamento

Nas três primeiras configurações, a essência da execução do movimento do flap está no deslizamento do Mecanismo Base, que é a peça móvel representada pelos dois flaps, com seus respectivos perfis laterais, ligados às duas Barras, a partir da posição inicial, sobre as duas guias, conforme visto na Figura 32a, até chegar na posição final, ilustrada na Figura 32b, onde a Barra mais à direita chega ao final do curso da guia, representando, assim, a posição final do flap.



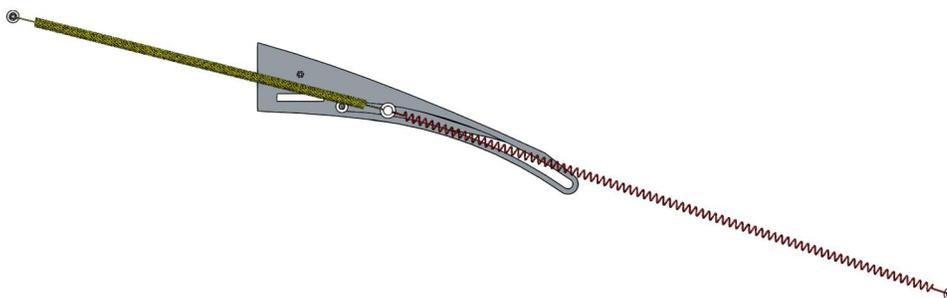
(a)



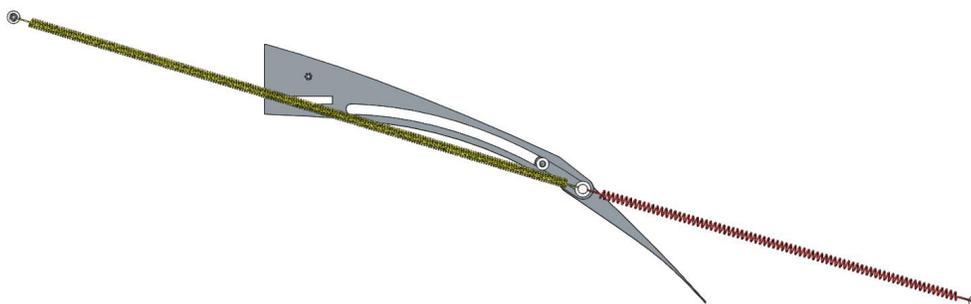
(b)

Figura 32: Movimento de acionamento dos flaps anteriores. (a) – Posição inicial; (b) – Posição final.

No caso da configuração Final, a essência continua a mesma, mas ao invés de duas Barras, tem-se apenas uma longarina que une os flaps, além da existência de apenas uma guia para evitar travamento do mecanismo. Abaixo, na Figura 33a segue a configuração dos flaps na posição inicial e, na Figura 33b segue a configuração na posição final.



(a)

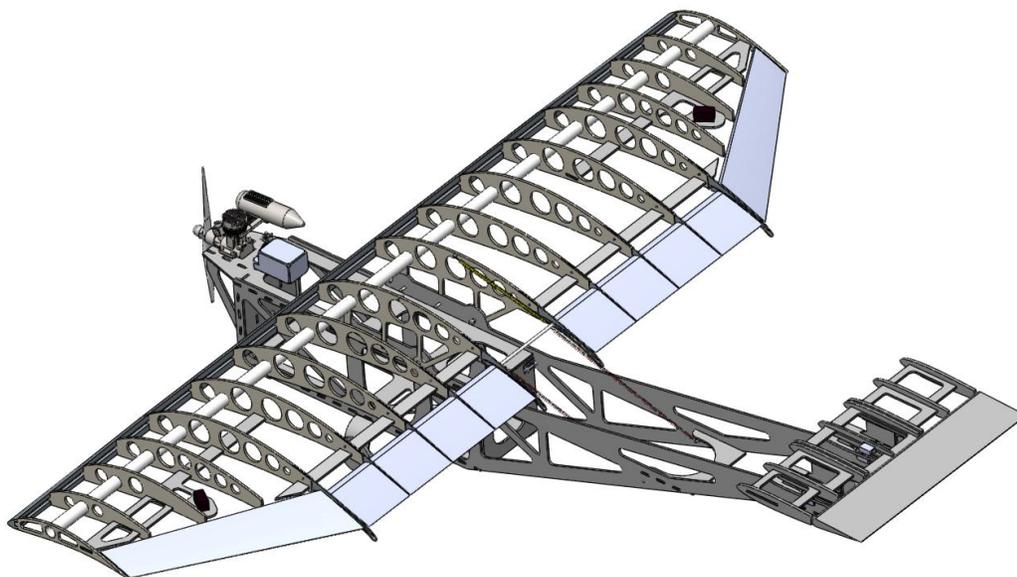


(b)

Figura 33: Movimento de acionamento dos flaps Final. (a) – Posição inicial; (b) – Posição final.

Visando executar o movimento descrito acima, o mecanismo, que pode possuir qualquer uma das quatro configurações, inicia o seu funcionamento da seguinte maneira: primeiramente, conforme visto na Figura 34a, o sistema Fio SMA-Mola Aço (ou Mola SMA-Mola de Aço) é montado de forma a ser aplicada uma pretensão inicial sobre as molas de aço, que são de tração, o suficiente de modo a fazer com que o fio (ou mola) de SMA, que é de natureza martensítica, transforme grande parte da martensita (M), à temperatura ambiente, em martensita trativa ($M+$), que deve ser correspondentemente acompanhada da geração de uma deformação residual. Em seguida, é aplicada uma corrente elétrica que percorre todo o comprimento do fio de SMA que, como consequência, aquece de modo a se atingir a temperatura de transformação da fase martensita trativa na fase austenita. Neste instante, ocorre uma alteração do comprimento do fio (ou mola), que diminui, fazendo com que este exerça uma força tratora crescente sobre a mola de aço puxando o flap, seguindo as guias, até a posição final conforme ilustrado na Figura 34b.

Para o sentido inverso, o esfriamento do fio (ou mola) faz com que a austenita recém-formada no aquecimento, seja transformada em martensita trativa que gradativamente é formada diante da pretensão existente nas molas de aço e, acompanhada dessa mudança de fase, ocorre uma gradativa recuperação do comprimento inicial do fio (ou da mola) de SMA que passa, aos poucos, a diminuir a força tratora sobre as molas de aço que puxam o flap de volta até sua posição inicial.



(a)

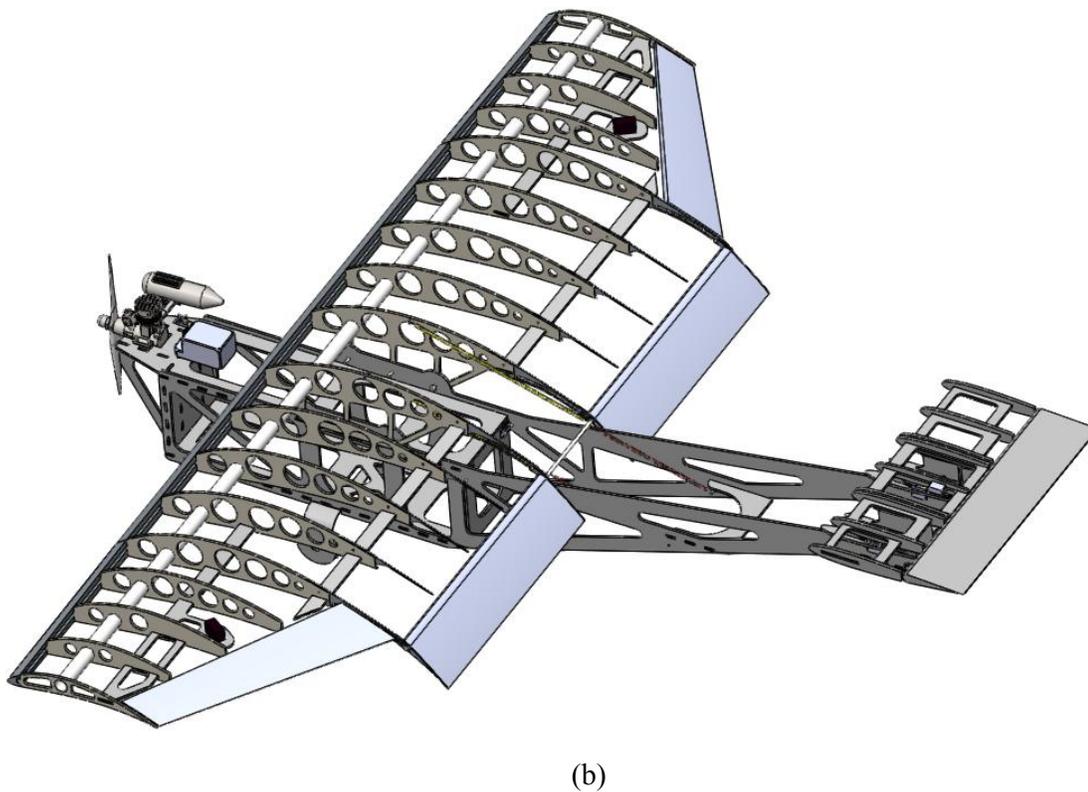


Figura 34: Funcionamento do Mecanismo. (a) – Posição inicial; (b) – Posição final, de deflexão máxima.

4.5 – Condições de voo

Conforme pode ser visto na Figura 35, tem-se a representação das condições em que o avião se encontra durante um voo completo, separadas em três etapas:

- [1 - 5] Decolagem

Separada em:

[1] Acionamento dos flaps, onde a aeronave fica parada no solo, se preparando para o voo;

[2] Aceleração horizontal, onde a aeronave sai do estado de repouso para o estado de máxima velocidade (19m/s);

[3] Subida inclinada, onde a aeronave ganha altitude à velocidade máxima de 19m/s;

[4] Estabilização horizontal, onde a aeronave atinge a altitude segura para voo de cruzeiro, voando a velocidade de 19m/s;

[5] Desacionamento dos flaps;

- [6] Voo de cruzeiro, onde a aeronave circundando o local da pista;
- [7 - 11] Pouso

Separada em:

[7] desaceleração horizontal, onde a aeronave reduz a velocidade para se aproximar da pista e realizar o pouso;

[8] acionamento dos flaps;

[9] descida inclinada, onde a aeronave perde altitude a uma velocidade bem menor em relação à subida;

[10] estabilização horizontal, onde a aeronave toca o solo e pouisa na pista;

[11] desacionamento dos flaps, onde a aeronave, já em solo, reduz a velocidade até parar por completo.

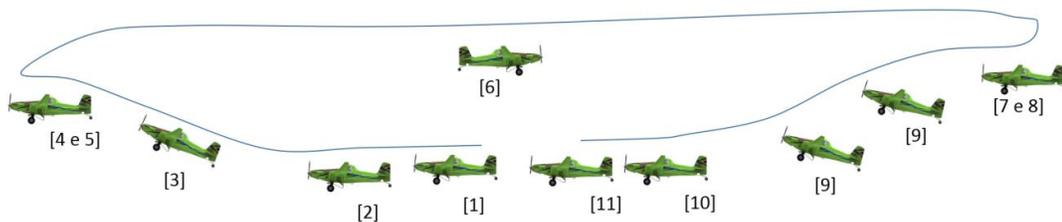


Figura 35: Representação das condições em que o avião se encontra durante um voo completo.

CAPÍTULO 5

METODOLOGIA

No atual capítulo serão apresentadas as principais metodologias para dimensionamento do flap através de métodos analíticos baseados em bibliografia existente, além de estudos analíticos para o sistema mola de aço – mola de SMA e mola de aço – mola de SMA, que serão acompanhadas de análises experimentais para sua validação. Por fim, será apresentada a análise numérica por elementos finitos.

5.1 – Estudos Analíticos

5.1.1 – Dimensionamento do Flap Fowler

Para o dimensionamento aerodinâmico do *Flap* do tipo *Fowler* desenvolveu-se um estudo bidimensional preliminar, referente ao perfil, seguido de um estudo tridimensional, referente à asa. Para tal foram utilizados dados do estudo para o perfil, em que outras variáveis referentes à geometria longitudinal da Asa e do Flap foram consideradas nos cálculos para determinação do aumento dos coeficientes de sustentação e de arrasto com o acionamento dos flaps.

Para a determinação das Curvas Flap Up, tanto para o perfil, caso 2D, quanto para a asa, caso 3D, foram obtidas com o auxílio do software XFLR5 v6.06. Já a determinação das Curvas Flap Down, foi obtida a partir de estimativas obtidas por cálculos analíticos [Roskam, 1987].

Para a determinação do Coeficiente de arrasto, também foram realizados cálculos analíticos [ROSKAM, 1987].

No final, foi feita uma análise comparativa ilustrando a eficiência Aerodinâmica (C_L / C_D) x ângulo de ataque.

5.1.1.1 – Curva Flap Up – Perfil

Para o dimensionamento do Flap, deve-se, primeiramente, obter a Curva $C_l \times \alpha$, conforme ilustrado na Figura 36, onde C_l corresponde ao coeficiente de sustentação do perfil

e α corresponde ao ângulo de ataque do perfil. Esta Curva refere-se ao perfil base, sem a existência dos flaps.

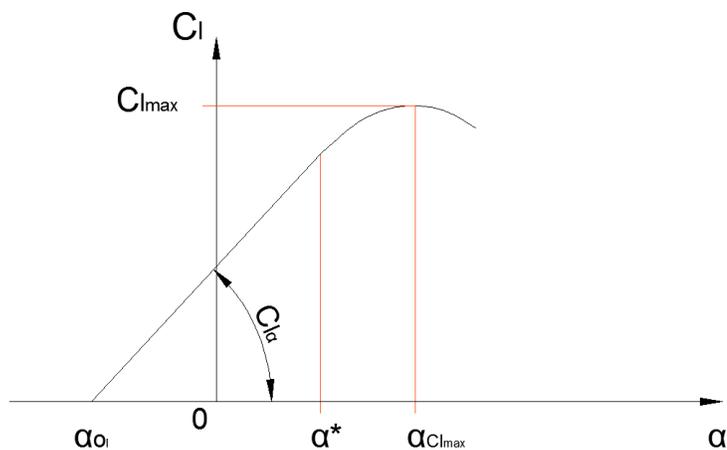


Figura 36: Componentes da Curva $C_l \times \alpha$ [ROSKAM, 1987].

5.1.1.2 – Curva Flap Up – Asa

Com a obtenção da Curva Flap Up referente ao perfil, o próximo passo foi a obtenção da Curva Flap Up referente aos dados da curva de sustentação versus ângulo de ataque para a asa, ilustrado na Figura 37.

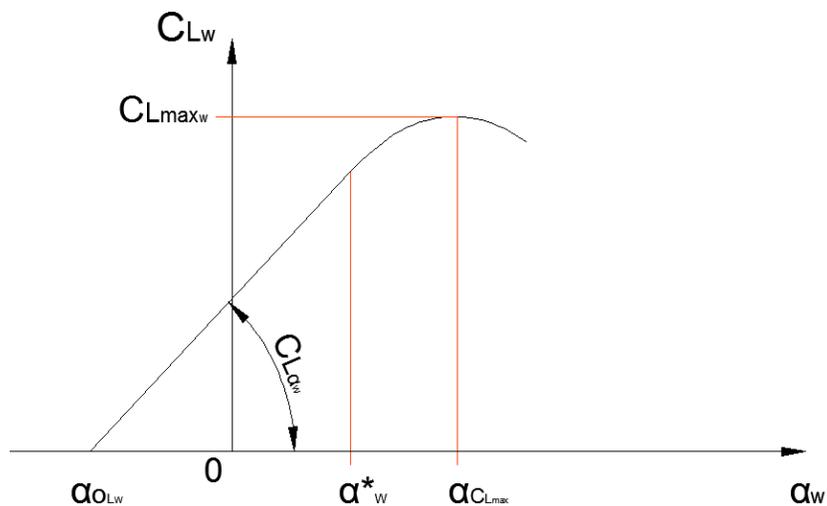


Figura 37: Componentes da Curva $C_{Lw} \times \alpha_w$ [ROSKAM, 1987].

5.1.1.3 – Curva Flap Down –Perfil

Para o dimensionamento bidimensional do flap, são necessárias as seguintes especificações geométricas, ilustradas na Figura 38.

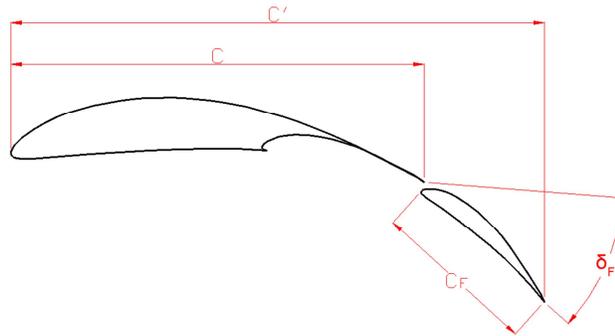


Figura 38: Dimensões do Flap *Fowler*.

Onde C representa a corda da base do perfil, C' representa a corda total com o flap acionado, C_f representa a corda do flap e δ_f representa a deflexão do flap.

Considerando:

$$C' = C + C_f \cdot \cos \delta_f \quad (5.1)$$

Adotando-se $C_f = 0,20 \cdot C$ e substituindo-se em (5.1) tem-se:

$$\frac{C'}{C} = 1 + 0,20 \cdot \cos \delta_f \quad (5.2)$$

Com o flap acionado, ocorrem alterações na Curva $C_l \times \alpha$, ilustrada na Figura 39.

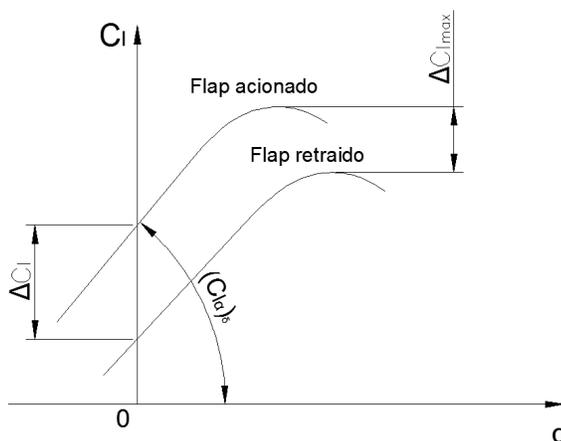


Figura 39: Variações da Curva coeficiente de sustentação x ângulo de ataque para o perfil.

Para o cálculo da variação do Coeficiente de Sustentação do perfil, para o ângulo de ataque nulo, utilizou-se a seguinte equação (ROSKAM, 1987):

$$\Delta C_l = C_{l\alpha} \cdot \alpha_\delta \cdot \frac{c'}{c} \cdot \delta_f \quad (5.3)$$

onde:

- α_δ é determinado pelo Anexo I;
- δ_f , sendo, para esta equação, dado em rad.

A equação para o cálculo Inclinação da curva do coeficiente de sustentação do perfil devido ao flap é dada por [Roskam, 1987]:

$$(C_{l\alpha})_\delta = \frac{c'}{c} \cdot C_{l\alpha} \quad (5.4)$$

Por fim, a variação máxima do Coeficiente de Sustentação do perfil é dada por:

$$\Delta C_{lmax} = K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot (\Delta C_{lmax})_{base} \quad (5.5)$$

onde:

K_1 - corresponde ao fator de correção relacionado à cordas de flap diferentes de 25%C, obtido pelo Anexo II;

K_2 - corresponde ao fator de correção relacionado à deflexões de flap diferentes do ângulo estipulado como referência, obtido pelo Anexo III;

K_3 - corresponde ao fator de correção relacionado ao movimento do flap, obtido pelo Anexo IV;

$(\Delta C_{l_{max}})_{base}$ - corresponde ao incremento do perfil relacionado ao coeficiente de sustentação máximo devido ao flap, obtido pelo Anexo V.

5.1.1.4 – Curva Flap Down – Asa

Com os dados obtidos do dimensionamento bidimensional, realizou-se o dimensionamento tridimensional, determinando-se a mudança da Curva $C_{Lw} \times \alpha_w$ referente ao Flap acionado.

Abaixo segue o cálculo para a determinação da variação do Coeficiente de Sustentação para a Asa, considerando o ângulo de ataque zero [Roskam, 1987]:

$$\Delta C_{Lw} = K_b \cdot \Delta C_l \cdot \frac{C_{L\alpha w}}{C_{l\alpha}} \cdot \left[\frac{(\alpha_\delta)_{C_L}}{(\alpha_\delta)_{C_l}} \right] \quad (5.6)$$

onde:

K_b - corresponde ao fator de vão, determinado pelo Anexo VI;

$\left[\frac{(\alpha_\delta)_{C_L}}{(\alpha_\delta)_{C_l}} \right]$ - corresponde à razão do parâmetro de efetividade do flap (3D) em relação ao do flap (2D), determinado pelo Anexo VII.

A variação máxima do Coeficiente de Sustentação para a Asa [Roskam, 1987]:

$$\Delta C_{L_{max_w}} = (\Delta C_{L_{max}}) \cdot \left(\frac{S_{wf}}{S} \right) \cdot K_\Lambda \quad (5.7)$$

onde:

K_A - corresponde ao fator de correção de forma plana, determinado pelo Anexo VIII;
 S_{wf} corresponde à área da asa flapeada, ilustrada na Figura 40, e S corresponde à área total da asa.

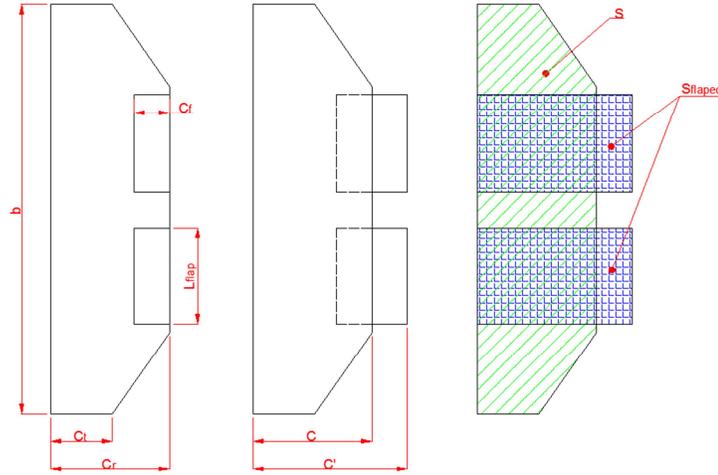


Figura 40: Aspectos geométricos da Asa com *flap*.

Sendo:

$$S_{wf} = 2 \cdot C' \cdot L_{flap} \quad (5.8)$$

$$\eta = \frac{2 \cdot L_{flap}}{b} \quad (5.9)$$

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad (5.10)$$

Onde L_{flap} corresponde ao comprimento de cada um dos flaps, η representa a fração da região da asa com flaps, λ representa o afilamento, b representa a envergadura da asa, C_t corresponde à corda da ponta da asa e C_r corresponde à corda do perfil base da asa.

A inclinação da Curva $C_{L\alpha_w} \times \alpha_w$ é dada por:

$$(C_{L\alpha_w})_\delta = C_{L\alpha_w} \cdot \left[1 + \left(\frac{c'}{c} - 1 \right) \cdot \left(\frac{S_{wf}}{S} \right) \right] \quad (5.11)$$

5.1.1.5 – Coeficiente de Arrasto

O coeficiente de arrasto devido à deflexão do flap Fowler pode ser estimado da seguinte forma:

$$C_{D_{flap}} = \Delta C_{D_{prof_{flap}}} + \Delta C_{D_{i_{flap}}} + \Delta C_{D_{int_{flap}}} \quad (5.12)$$

Sendo:

$$\Delta C_{D_{prof_{flap}}} = \left(\Delta C_{d_{p_{\Lambda_{c/4}=0}}} \right) \cdot (\cos \Lambda_{c/4}) \cdot \frac{S_{wf}}{S} \quad (5.13)$$

$$\Delta C_{D_{i_{flap}}} = K^2 \cdot (\Delta C_{L_{flap}})^2 \cdot \cos \Lambda_{c/4} \quad (5.14)$$

$$\Delta C_{D_{int_{flap}}} = K_{int} \cdot \Delta C_{D_{prof_{flap}}} \quad (5.15)$$

onde:

$\Delta C_{D_{prof_{flap}}}$ é a porção do arrasto causado pelo perfil do flap;

$\Delta C_{D_{i_{flap}}}$ é a porção de arrasto induzido do flap;

$\Delta C_{D_{int_{flap}}}$ é a porção de arrasto causado pela interferência do flap;

$\Delta C_{d_{p_{\Lambda_{c/4}=0}}}$ é o incremento bidimensional de arrasto do flap aplicado a um flap Fowler,

determinado pelo gráfico Anexo IX;

$\cos \Lambda_{c/4}$ é o cosseno do ângulo da corda do flap;

K é uma constante empírica, determinada pelo gráfico Anexo X;

$\Lambda_{c/4}$ é o ângulo de $1/4$ da corda do perfil;

K_{int} é um fator para arrasto de indução em flaps não contínuos, com valor de 0.25 para flap do tipo Fowler.

5.1.2 – Sistema Fio SMA-Mola Aço

5.1.2.1 – Modelo Analítico

Como ponto de partida, a parte analítica foi baseada segundo um modelo físico, representado esquematicamente na Figura 41, onde (1) representa o estado livre tanto do fio de SMA quanto da mola de tração, feita de aço, (2) representa a união desses elementos representando a sua montagem no mecanismo e (3) representa o estado de aquecimento do fio. Quando o fio esfriar, ele retorna para o estado (2) e, assim, o funcionamento do mecanismo envolve a execução do ciclo (2)-(3)-(2).

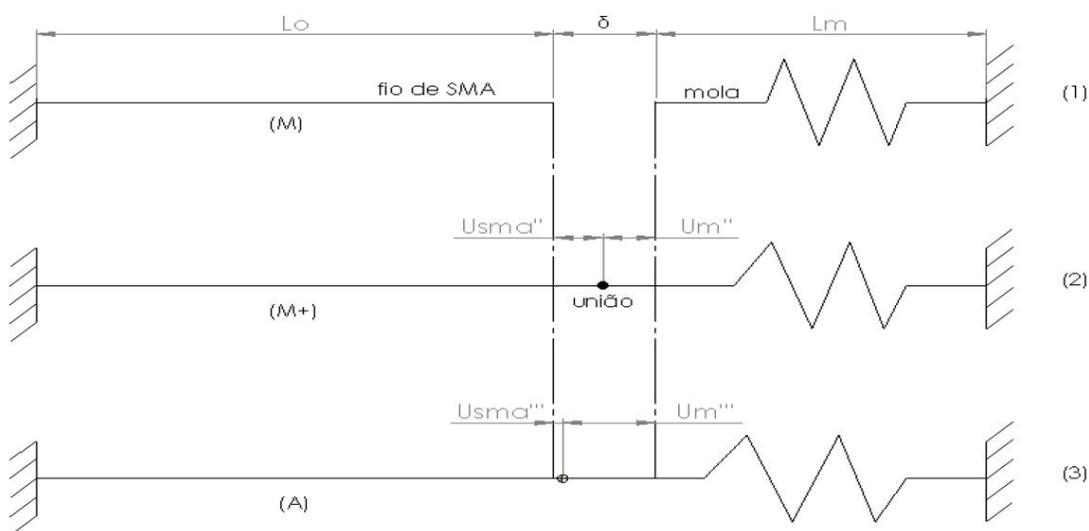


Figura 41: Representação do Modelo Físico Fio SMA-Mola Aço.

onde:

$$\delta = U_{sma}'' + U_m'' = U_{sma}''' + U_m''' \quad (5.12)$$

Sendo que δ representa a folga existente entre as extremidades do fio e da mola, L_o o comprimento do fio de SMA, L_m o comprimento da mola relaxada, U_{sma}'' o deslocamento da ponta do fio proveniente da montagem, à temperatura ambiente, com a mola e U_m'' o deslocamento da mola nestas condições. Já U_{sma}''' representa o deslocamento máximo sofrido pela extremidade do fio proveniente do seu aquecimento e U_m''' , o deslocamento da extremidade da mola nesta condição.

Para o cálculo da força tratora sobre o fio considerou-se um valor de $Usma'''$ corresponde a $5\%Lo$.

5.1.2.2 – Cálculos para prever o Comportamento do Fio de SMA ligado à Mola Aço

O fio de SMA perde calor por convecção através de sua superfície. Uma estimativa da variação da temperatura durante o processo pode ser obtida utilizando a equação de um modelo de massa concentrada para análise transiente de transferência de calor por convecção [Pereira, 2009]:

$$\rho V r - h A_{sup} (T - T_{\infty}) = c \rho V \frac{dT}{dt} \quad (5.13)$$

onde: ρ corresponde à massa específica do fio de SMA, V é o volume do fio, r é a geração de calor por unidade de massa promovida por uma fonte de calor, que neste caso corresponde à potência fornecida ao fio para o acionamento do mecanismo, h é o coeficiente de convecção do fluido, que neste caso é o ar, A_{sup} é a área superficial do fio em convecção, T é a temperatura do fio de SMA, T_{∞} a temperatura do fluido e c é o calor específico.

A seguir, a equação é integrada no tempo a fim de se obter equações referentes ao aquecimento e ao resfriamento do fio.

Para o caso do aquecimento, a equação é utilizada para determinar o tempo necessário para a chegada do sistema à temperatura final de $70^{\circ} C$ com a variação de temperatura do ar em relação ao fio.

Primeiramente, separando as diferenciais, tem-se:

$$dt = \frac{c \rho V}{\rho V r - h A_{sup} (T - T_{\infty})} dT \quad (5.14)$$

Através de uma substituição de variáveis:

$$\rho V r - h A_{sup} (T - T_{\infty}) = m \quad (5.15)$$

Substituindo (5.15) em (5.14), obtém-se:

$$\frac{dm}{dT} = \frac{d}{dT}(\rho Vr) - \frac{d}{dT}(hA_{\text{sup}}(T - T_{\infty})) \quad (5.16)$$

Considera-se que a massa específica, o volume, a geração de calor por unidade de massa e a temperatura do ar ambiente não variam com a temperatura e, dessa forma, obtém-se:

$$\frac{dm}{dT} = -hA_{\text{sup}} \quad (5.17)$$

$$dm = -hA_{\text{sup}}dT \quad (5.18)$$

$$dT = -\frac{dm}{hA_{\text{sup}}} \quad (5.19)$$

Agora, substituindo-se (5.19) em (5.14) tem-se:

$$\int_{t_0=0}^t dt = \int_{m_0}^m -\frac{c\rho V}{mhA_{\text{sup}}} dm \quad (5.20)$$

$$t = -\frac{c\rho V}{hA_s} \left[\ln(\rho Vr - hA_{\text{sup}}(T - T_{\infty})) \right]_{T_{\infty}}^{T_f} \quad (5.21)$$

Após todas as substituições, obtém-se a equação (5.22) que correlaciona o tempo necessário para a chegada à temperatura suficiente para a total transformação da fase martensita em austenita:

$$t = -\frac{c\rho V}{hA_{\text{sup}}} \left[\ln \left(1 - \frac{hA_{\text{sup}}(T_f - T_{\infty})}{\rho Vr} \right) \right] \quad (5.22)$$

Considerando que:

$$V = \frac{\pi D^2 L}{4} \quad (5.23)$$

onde D representa o diâmetro do fio e L o seu comprimento:

$$A_s = \pi DL \quad (5.24)$$

onde R representa a resistência do fio e I a intensidade da corrente aplicada ao fio para provocar o aquecimento:

$$P = RI^2 \quad (5.25)$$

onde P corresponde à potencia e

$$r = \frac{P}{M} \quad (5.26)$$

onde M representa a massa do fio de SMA.

Isolando T_f em (5.22) obtém-se a equação para a temperatura final, em °C, em função do tempo, em segundos, decorrido:

$$T_f = T_\infty - \frac{\rho V r (e^{-\left(\frac{hA_{sup}}{c\rho V}\right)t} - 1)}{hA_{sup}} \quad (5.27)$$

Já para o caso do resfriamento, substituiu-se (5.23) e (5.24) em (5.13) e admite-se que $r = 0$, uma vez que não há mais a passagem de corrente elétrica ao longo do fio de SMA, resultando em:

$$-4h(T - T_\infty) = c\rho D \frac{dT}{dt} \quad (5.28)$$

Integrada a equação acima, obtém-se:

$$\int_{t_0=0}^t -\frac{4h}{c\rho D} dt = \int_{T_0}^{T_f} \frac{1}{T-T_\infty} dT \quad (5.29)$$

Tomado $T - T_\infty = K$ e substituindo na equação acima, obtém-se:

$$-\frac{4ht}{c\rho D} = \int_{K_0}^{K_f} \frac{1}{K} dK \quad (5.30)$$

$$-\frac{4ht}{c\rho D} = [\ln(T - T_\infty)]_{T_0}^{T_f} \quad (5.31)$$

Resolvida a expressão acima, obtém-se:

$$-\frac{4ht}{c\rho D} = \ln(T_f - T_\infty) - \ln(T_0 - T_\infty) \quad (5.32)$$

Isolando t , obtém-se a equação que define o tempo, em segundos, necessário para o resfriamento do fio em função da temperatura, em °C:

$$t(T_f) = -\frac{c\rho D \left[\ln\left(\frac{T_f - T_\infty}{T_0 - T_\infty}\right) \right]}{4h} \quad (5.33)$$

Isolado T_f , chega-se à equação que relaciona a temperatura final do fio com o tempo de resfriamento:

$$T_f(t) = T_\infty + (T_0 - T_\infty)e^{\left(-\frac{4h}{c\rho D}\right)t} \quad (5.34)$$

Em seguida apresentam-se duas tabelas contendo propriedades e parâmetros da análise desenvolvida. A Tabela 2 mostra as principais propriedades físicas e elétricas do fio de SMA, utilizado no mecanismo como referência para os cálculos das análises de aquecimento e resfriamento do fio. A Tabela 3 mostra os parâmetros usados nessas análises.

Tabela 2: Principais propriedades físicas e elétricas do Flexinol 375.

Diâmetro (μm)	375
Área da seção transversal (μm^2)	$1,105 \times 10^{-5}$
Resistência linear (Ω/m)	8
Corrente recomendada (A)	2,75
Potência recomendada (W/m)	60,5
Força para uma máxima recuperação a 600 MPa (N)	64,974
Força para uma recomendada recuperação a 190 MPa (N)	19,6
Força para uma recomendada deformação a 35 MPa (N)	3,8514
Velocidade típica de contração (s)	1

Massa específica (Kg/m ³)	6450
Máxima deformação (%)	8
Deformação recomendada (%)	3 a 5

Fonte: MuscleWires.com.

Tabela 3: Parâmetros utilizados nas análises analíticas.

c (W.s/Kg.°C)	465
L, comprimento do fio de SMA (mm)	168,14

5.1.3 – Sistema Mola SMA-Mola Aço

5.1.3.1 – Modelo Analítico

A, Figura 42, mostra a representação do modelo analítico utilizado para representar a associação em série estabelecida entre uma mola de aço com uma de SMA, sabendo-se que Lo_A representa o comprimento inicial relaxado da mola de aço e Lo_{sma} representa o comprimento relaxado da mola de SMA. O índice (1) representa, na temperatura ambiente, o estado livre tanto da mola de SMA quanto da mola de aço, sendo que ambas irão trabalhar sob tração. Já o índice (2) representa a união desses elementos representando a sua montagem no mecanismo eliminando a folga de montagem $\delta = u_A + u_s = u'_A + u'_s$, sendo esta estabelecida para gerar a pretensão sobre a mola de aço, que gera uma deflexão inicial, representada por u_A , e sobre a mola de SMA, representada por u_s . Finalmente o índice (3) representa o estado de aquecimento do fio, a uma temperatura suficientemente alta para obtenção de austenita estável, onde a deflexão axial da mola de aço agora passa a ser representada por u'_A e a deflexão axial da mola de SMA passa a ser representada por u'_s . Quando o fio esfria, ele retorna para o estado (2) e, assim, o funcionamento do mecanismo envolve a execução do ciclo (2)-(3)-(2).

Para a obtenção do máximo curso possível, deve-se ter o máximo valor possível para a diferença entre u_s e u'_s .

Com base neste modelo, posteriormente, foi estabelecida a análise experimental de modo a comprovar a equivalência com esta análise analítica.

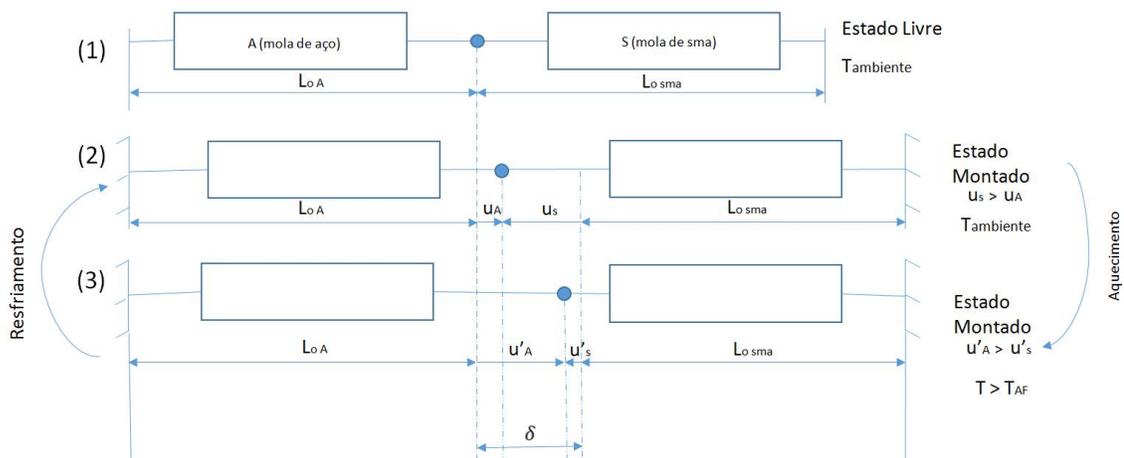


Figura 42: Modelo físico representativo da associação das molas de aço e de SMA.

Na Figura 43, segue a representação da força axial atuante nesta associação de molas, onde esta será bem maior na temperatura de aquecimento em relação a temperatura ambiente.



Figura 43: Força atuante na direção axial da associação de molas.

5.1.3.2 – Cálculos para prever o Comportamento da Mola de SMA ligada à Mola de Aço

Prosseguindo com os cálculos analíticos listados no tópico 5.1.2.2, agora considerando no lugar de um fio de SMA uma mola de SMA associada em série com uma mola de aço, será especificada a determinação da força axial (F) e da deflexão axial (us).

Seguem abaixo, considerando o sistema na temperatura ambiente, os cálculos para este segundo modelo:

Sendo:

$$\delta = u_A + u_s \tag{5.35}$$

Dado:

$$F = K_A * u_A \quad (5.36)$$

onde:

K_A representa a rigidez da mola de aço.

Isolando-se u_A em (5.36):

$$u_A = \frac{F}{K_A} \quad (5.37)$$

Dado a equação [Pereira, 2009]:

$$F = \frac{\pi * d_s^3}{6 * D_s} \left(\frac{G_s * d_s * u_s}{\pi * D_s^2 * N_s} - \omega * \beta \right) \quad (5.38)$$

onde:

D_s representa o diâmetro externo da mola de SMA;

d_s representa o diâmetro do fio que constitui a mola de SMA;

G_s representa o módulo de cisalhamento da mola de SMA;

N_s representa o número de espiras da mola de SMA;

ω representa o coeficiente de transformação de fase da SMA;

β representa a fração volumétrica da martensita.

Isolando-se u_s em (5.38) e substituindo G_s por G_M , uma vez que na temperatura ambiente tem-se a martensita trativa como fase constituinte:

$$u_s = \frac{\pi * D_s^2 * N_s}{G_M * d_s} \left(\frac{F * 6 * D_s}{\pi * d_s^3} + \omega * \beta \right) \quad (5.39)$$

onde:

G_M representa o módulo de cisalhamento da fase martensita;

Substituindo (5.37) e (5.39) em (5.35):

$$\delta = \frac{F}{K_A} + \frac{\pi * D_s^2 * N_s}{G_M * d_s} \left(\frac{F * 6 * D_s}{\pi * d_s^3} + \omega * \beta \right) \quad (5.40)$$

Isolando-se F em (5.40) tem-se:

$$F = \frac{\delta - \frac{\omega * \beta * \pi * D_s^2 * N_s}{G_M * d_s}}{\frac{1}{K_A} + \frac{6 * D_s^3 * N_s}{G_M * d_s^4}} \quad (5.41)$$

Agora, considerando o sistema na temperatura de aquecimento:

Com base na equação (5.40) e (5.41), substituiu-se G_M por G_A e foi considerado $\beta = 0$, uma vez que agora está sendo considerada a fase austenita, originada de parte da martensita tratativa convertida:

$$\delta = \frac{F}{K_A} + \frac{\pi * D_s^2 * N_s}{G_A * d_s} \left(\frac{F * 6 * D_s}{\pi * d_s^3} \right) \quad (5.42)$$

$$F = \frac{\delta}{\frac{1}{K_A} + \frac{6 * D_s^3 * N_s}{G_A * d_s^4}} \quad (5.43)$$

onde:

G_A representa o módulo de cisalhamento da fase austenita

5.1.4 – Estudo analítico estrutural do mecanismo

5.1.4.1 - Memória de cálculo analítica

Após definição do mecanismo e seus perfis estruturais, foi realizado um estudo utilizando o software MATHCAD (presente no APÊNDICE) para obtenção de valores das tensões que afetam os componentes utilizados no mecanismo do flap.

O dimensionamento teve início com o cálculo das forças aerodinâmicas atuantes no flap que são a Força de Sustentação e a Força de Arrasto, equações (2.4) e (2.5) já apresentadas no Capítulo 2. Para uma análise mais detalhada, foi analisado um intervalo de angulação de 0°

até 15° do ângulo de ataque do aeromodelo para saber em qual situação, as forças aerodinâmicas tem seu maior valor e qual a força resultante dessas duas forças bem como seu ângulo de aplicação foram calculados pelas equações (5.44) e (5.45), respectivamente:

$$F_R = \sqrt{L^2 + D^2} \quad (5.44)$$

$$\theta_{FR} = \frac{D}{F_R} \quad (5.45)$$

Com o maior valor da resultante das forças aerodinâmicas, o dimensionamento do mecanismo deu-se a partir da longarina dos flaps (perfil estrutural base para os dois flaps). Com a resultante no ponto de apoio da longarina foi dimensionado o flap e, com as resultantes encontradas no flap, foi então dimensionado o perfil da asa, que é a base do mecanismo. Em seguida foram dimensionados os fixadores do sistema.

5.1.4.1.1 – Longarina

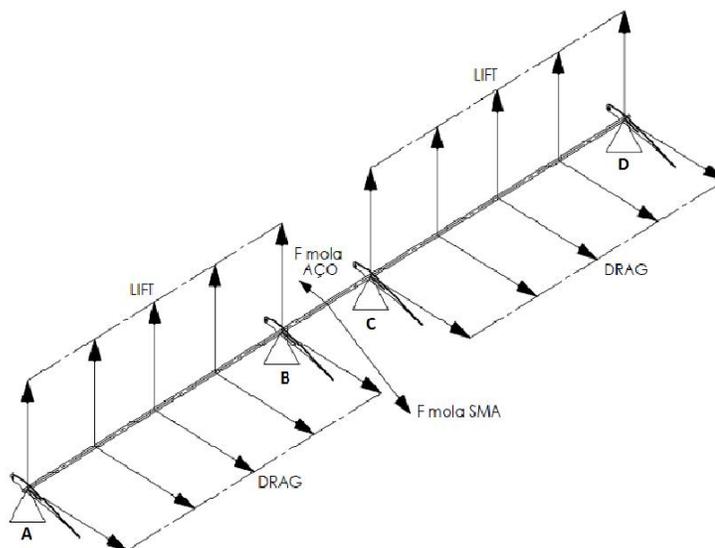


Figura 44: Representação da aplicação das forças na longarina dos flaps.

As forças aerodinâmicas estão distribuídas em mais de um plano ao longo da longarina e, devido a esse fato, o dimensionamento da longarina foi feito utilizando uma análise de estado plano de tensões onde as tensões de cisalhamento associadas aos esforços cortantes

foram desconsideradas devido à largura da longarina ser mais de dez vezes maior que sua espessura.

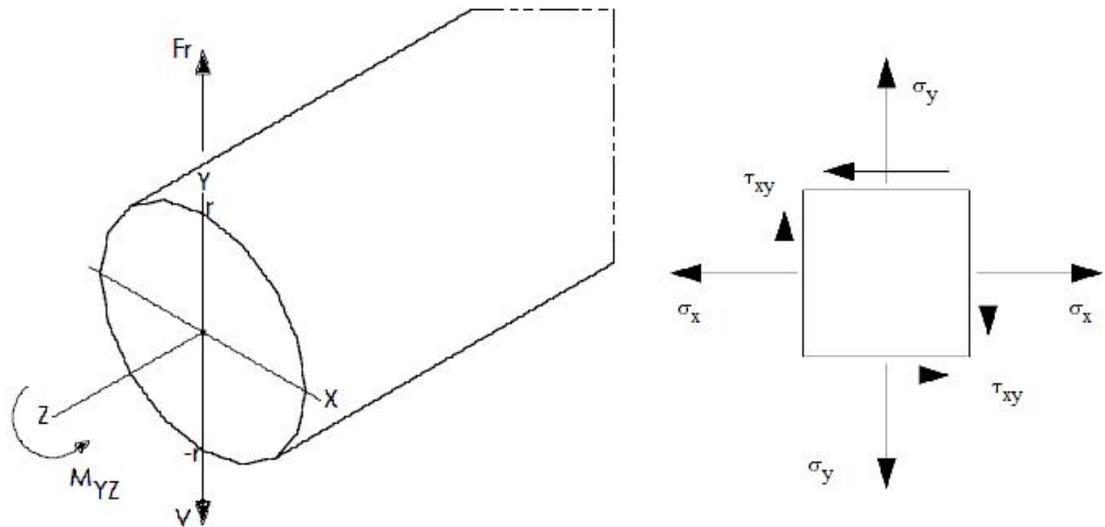


Figura 45: Representação do estado plano de tensões.

O principal esforço que a longarina experimenta é o momento aplicado no plano da força resultante, portanto o ponto analisado será o mais afastado do centroide da peça onde a tensão de flexão é maior. A peça está submetida a um estado uniaxial de tensão representado pela tensão de flexão é maior. A peça está submetida a um estado uniaxial de tensão representado pela tensão de flexão na longarina que, dessa forma, é igual à tensão equivalente:

$$\sigma_x = \sigma_M = \frac{M.r}{I} \quad (5.46)$$

onde:

M – representa o momento aplicado ao longo do trecho AB da longarina;

r – representa o raio (distância do centroide) da peça onde a tensão será estudada;

I – momento de Inércia da seção.

$$\sigma_{1,2} = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}\right)^2 + (\tau_{xy})^2} \quad (5.47)$$

$$\sigma_{projeto} = \sqrt{\sigma_1^2 - \sigma_1 \cdot \sigma_2 + \sigma_2^2} \quad (5.48)$$

5.1.4.1.2 – Flap

Os quatro perfis laterais dos flaps estão conectados à longarina nos pontos A, B, C e D. A força utilizada para seu dimensionamento é a resultante nos apoios A, B, C e D da longarina e aplicada no centro de pressão do perfil do flap.

Em seguida foi feito o somatório de forças e momento no flap aproximando-o de uma viga bi-apoiada nos pontos A e B do perfil do flap como na Figura 46.

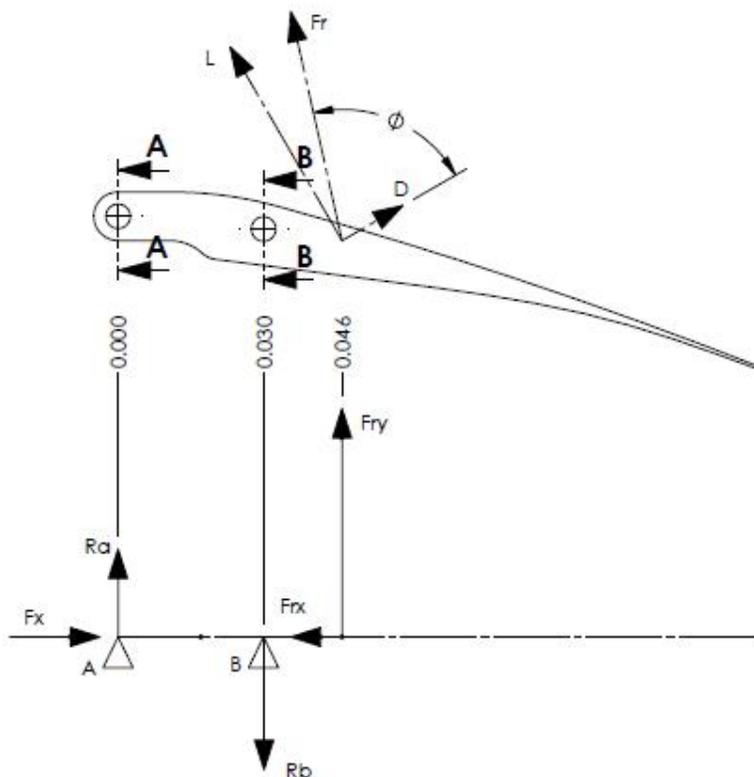


Figura 46: Diagrama de Corpo Livre do Flap.

Para os cálculos das tensões foram consideradas as possíveis seções críticas do flap nos pontos A e B. Em cada seção, são calculadas as parcelas da tensão de flexão, tensão de tração e tensão cisalhante, e em seguida foi realizada a análise de estado plano de tensões nas seções críticas.

$$\sigma_P = k_t \cdot \frac{P}{A_P} \quad (5.49)$$

onde:

k_t – é o fator de concentração de tensão de tração para as seções onde há mudança de geometria;

P – força de tração atuante na seção;

A_P – área da seção.

$$\tau_V = \frac{V \cdot Q}{I \cdot t} \quad (5.50)$$

onde:

V – representa o esforço cortante na seção;

Q – área de cisalhamento;

t – espessura da seção.

Com os resultados obtidos aplica-se a equação do estado plano de tensões e em seguida a tensão de projeto.

5.1.4.1.3 – Asa

Os apoios A e B do flap estão em contato com a asa, pois esses são os pontos de fixação do flap à asa e por onde o flap tem liberdade para se deslocar. Portanto, as reações nos apoios do flap serão as principais forças atuantes na asa conforme a Figura 47. Para o estudo, foi aproximado a estrutura analisada à uma viga engastada.

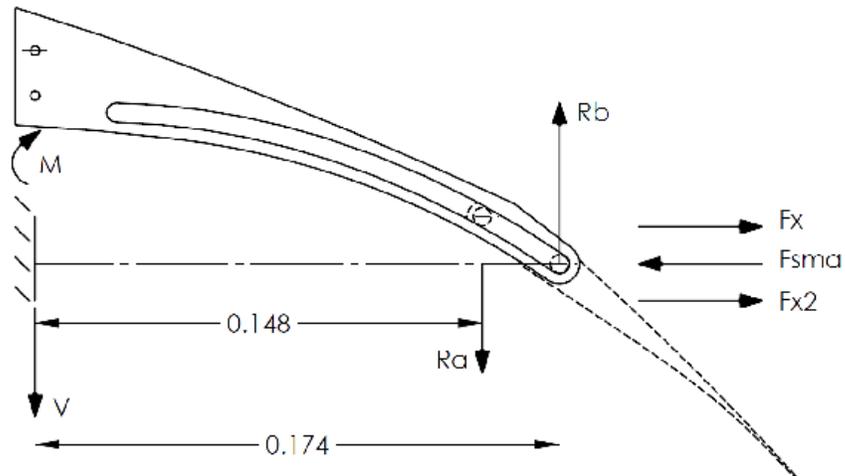


Figura 47: Diagrama de Corpo Livre do perfil da asa.

Devido à falta de simetria no componente, a análise da distribuição de tensões na estrutura foi feita tomando oito seções divididas igualmente e analisando a tensão equivalente em cada seção conforme a Figura 48. As análises de tensão seguem o mesmo conceito das análises feitas no flap.

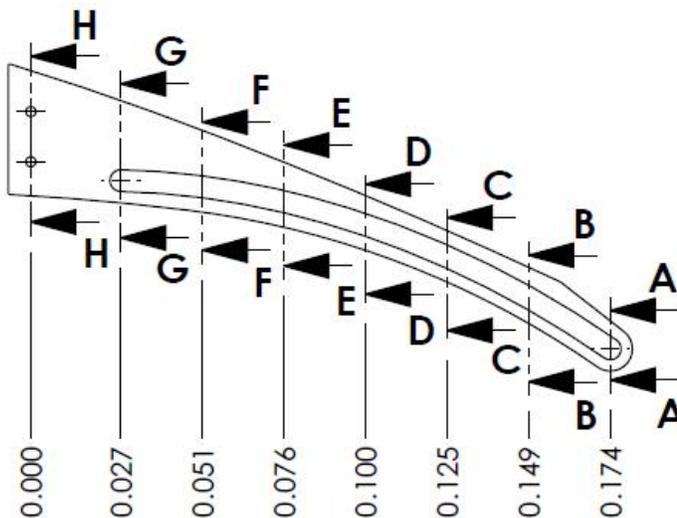


Figura 48: Seções do perfil da asa.

5.1.4.1.4 – Fixadores

Foram utilizados parafusos de fixação para fixar a Porção do Perfil da Asa aos perfis da estrutura da asa já existente. Para travar a parte móvel, onde tem os flaps, nos rasgos das Porções dos Perfis da Asa, existem os Deslizadores que servem como apoios dos flaps por onde estes correm nos rasgos, conforme ilustrado na Figura 49.



Figura 49: Parafusos de fixação do mecanismo.

Todos os parafusos foram dimensionados pela fórmula da Tensão Cisalhante tendo o raio do parafuso como incógnita. Após substituição de todos os valores e deixando o raio em evidência tem-se:

$$r = \sqrt{\frac{4.V}{3.\pi.\tau_V}} \quad (5.51)$$

5.1.4.2 – Sistema de Alimentação do Sistema Mola SMA-Aço

A metodologia inicial foi de uma associação em paralelo de duas fileiras com quatro molas de SMA cada e com a necessidade de 2ª cada fileira, totalizando 4ª para o circuito todo.

Diante da impossibilidade de ser encontrada uma bateria compacta e que fornecesse os 4^a que é necessário foi pensado na divisão do circuito inicialmente em paralelo em dois circuitos independentes cada qual com a sua bateria. A ideia pensada pode ser ilustrada de acordo com a figura abaixo:

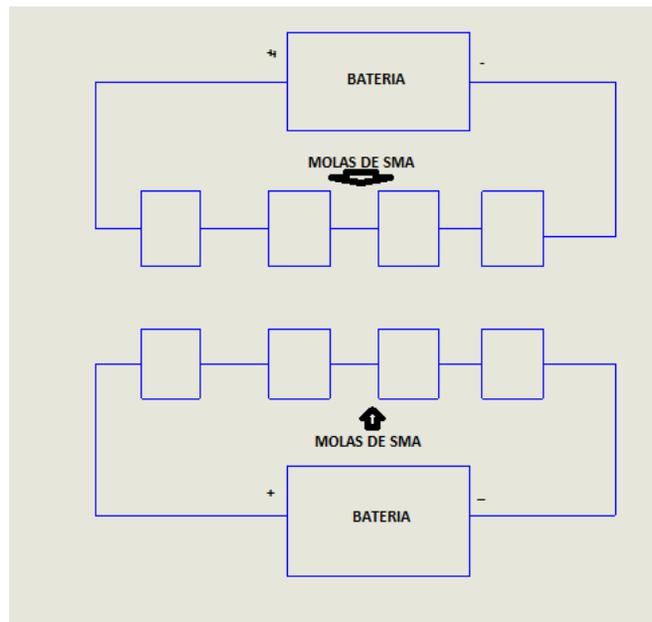


Figura 50: Representação esquemática do sistema de alimentação desmembrado em dois circuitos independentes.

Os dois circuitos mostrados anteriormente visam fornecer a corrente de modo mais homogêneo possível para evitar distorções no acionamento do Sistema Mola-Aço que poderia ter como consequência o mau funcionamento do flap e do avião.

Os referidos circuitos estarão localizados na parte superior do compartimento de carga útil, não ocorrendo assim o desperdício de espaço no interior desse compartimento e não violando o regulamento em questão.

Esse acionamento harmônico necessitará de um acionamento sincronizado entre esses dois circuitos e foi pensando nesta questão que foi desenvolvida a ideia de um mecanismo manivela-biela-pistão que evitará distorções no sistema. Tal dispositivo será mostrado na figura a seguir:

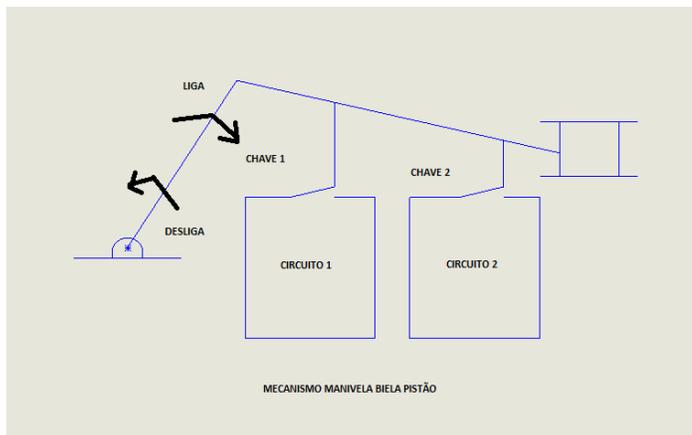


Figura 51: Mecanismo de acionamento simultâneo dos dois circuitos.

Cabe ressaltar que o acionamento desse mecanismo se dará por um servo-mecânico cujo acionamento provém diretamente do rádio transmissor mantendo a característica da automação em todas as funções presente no avião.

5.1.4.3 – Estudo Sobre o travamento do Sistema Mola SMA-Aço

O objetivo deste estudo é criar uma trava que impeça o movimento de retração do flap após o desligamento da corrente alimentadora, ou seja, controlar esse movimento que age de forma involuntária que atrapalharia as manobras de voo como por exemplo decolagem e pouso.

Diante deste fato foi feito um levantamento das dimensões disponíveis para desenvolver a referida trava, de acordo com a figura abaixo:

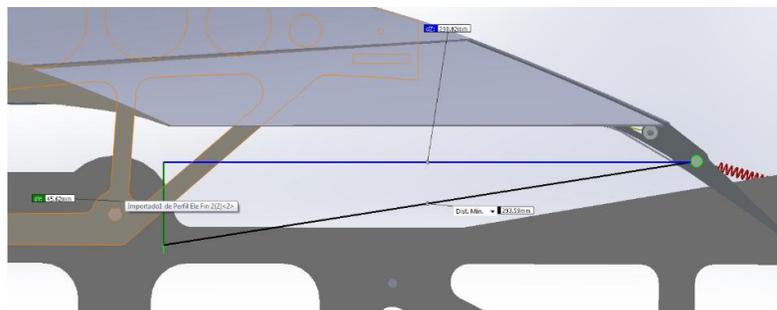


Figura 52: Determinação das dimensões disponíveis para a confecção da trava

As linhas mostradas nos dizem exatamente as dimensões disponíveis, ou seja as linhas verde e azul medem 46,6 mm e 290 mm, respectivamente podendo a última ser aumentada e não menos importante temos a largura do compartimento de carga que mede 160 mm.

Esta trava deve ser feita da maneira mais compacta e leve possível porque de acordo com as medidas disponíveis, trata-se de espaços exíguos no aeromodelo para posicionar tal mecanismo, ainda tendo de dividir espaço com o sistema de alimentação do mecanismo de Mola Aço-SMA.

5.2 – Análises Experimentais

5.2.1 – Sistema Fio SMA-Mola Aço

Para obtenção de registros do comportamento do fio de SMA foram feitos vários ensaios experimentais em laboratório com o auxílio de uma célula de carga conectada a um sistema de aquisição de dados.

A Figura 53 apresenta a visualização dos componentes envolvidos na execução do ensaio, onde existe um fio de SMA de 168,14 mm ligado a uma mola de tração de constante elástica 0,9 kN/m com 40 espiras, de comprimento inicial 51,40 mm. No ensaio, é ajustado inicialmente uma pré-tensão à mola, que em cada ensaio tem esse parâmetro aumentado, e, a partir de cada ajuste, é aplicado um carregamento axial ao conjunto fio-mola. Os dois conectores fornecem corrente elétrica ao fio que, com o aquecimento, sofre uma transformação de fase e passa a ter uma mudança de tamanho produzindo um deslocamento na mola, que é captado por um laser, existente logo atrás da montagem do experimento, que capta a variação da distância entre este e a placa de registro. Os valores captados ou aplicados ao sistema são enviados ao módulo de aquisição de dados e depois, através de um pacote computacional, são gerados os gráficos fornecendo os resultados.

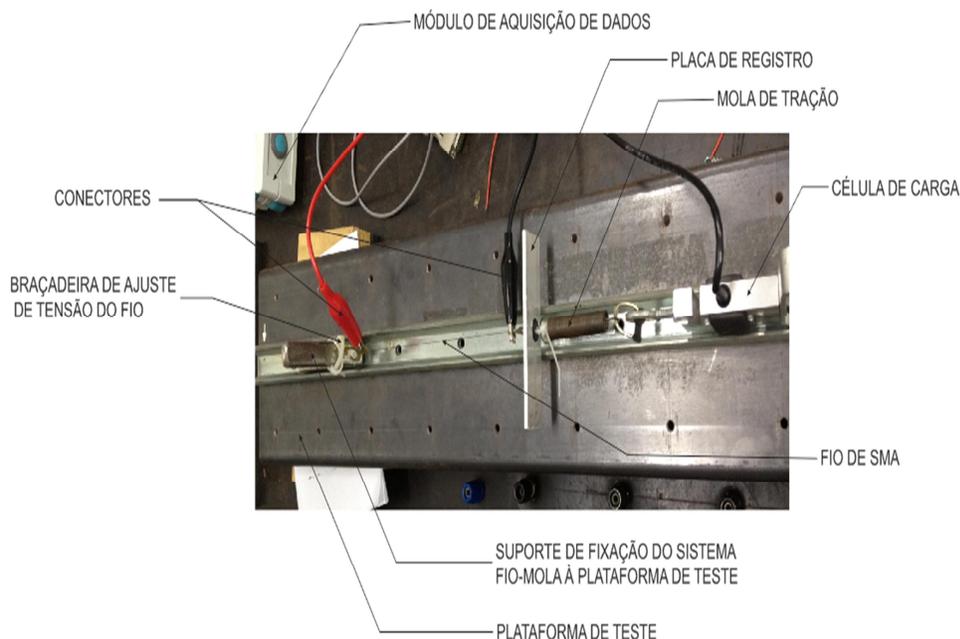


Figura 53: Ensaio experimental do conjunto Fio SMA-Mola Aço ligado a uma célula de carga.

5.2.2 – Sistema Mola SMA-Mola Aço

Para obtenção de registros, agora, do comportamento da mola de SMA [Pereira, 2009], associada à mola de aço, com outro valor de rigidez determinado com base nos cálculos analíticos para este modelo, foi feito um ensaio experimental em laboratório com o auxílio de uma célula de carga conectada a um sistema de aquisição de dados, onde existia uma mola de SMA de 19 mm de comprimento relaxado, com 6mm de diâmetro externo, com 0,750 mm de diâmetro de fio, com 21 espiras, fixado em um suporte, ligada a uma mola de tração de constante elástica 160 N/m com 55 espiras, de comprimento inicial relaxado de 36mm, ligada a uma célula de carga de especificação 20kg 2mV/v. No ensaio, foi ajustado inicialmente uma pré-tensão sobre a associação, com base em uma folga de 90 mm. Os dois conectores, vermelho e preto, forneciam, por meio de um gerador de corrente contínua, uma corrente elétrica de 2 A à mola de SMA que, com o aquecimento, sofreu uma transformação de fase e passou a ter uma mudança de tamanho produzindo um deslocamento na mola, que foi captado por um transdutor linear de deslocamento de curso máximo de 100 mm, associado entre as molas, que captou a variação da deflexão. Os valores captados ou aplicados ao sistema foram

enviados ao módulo de aquisição de dados Spider 8, e depois, através de um pacote computacional, foram gerados os gráficos fornecendo os resultados.

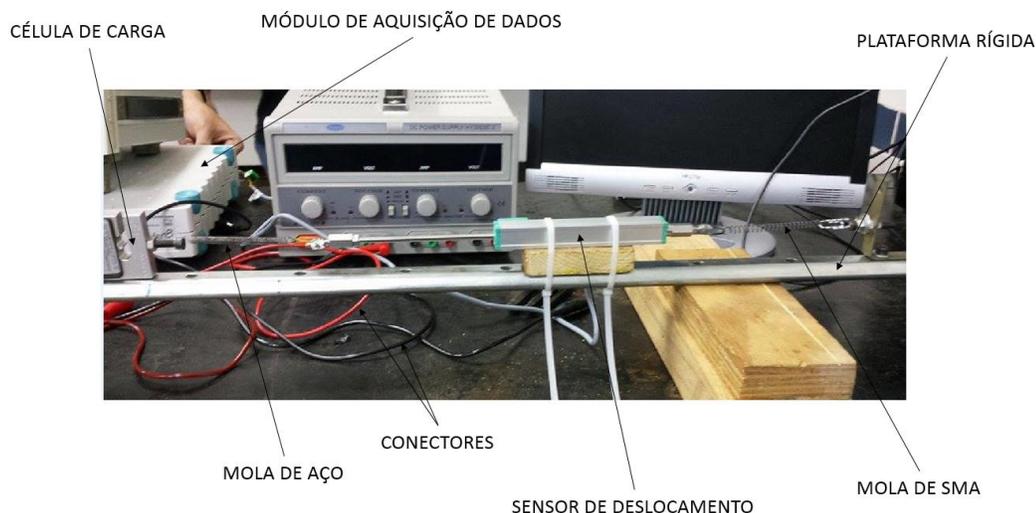


Figura 54: Ensaio experimental do conjunto Mola de SMA-Mola de Aço ligado a uma célula de carga.

5.3 – Análise numérica por elementos finitos

Nesta seção, será apresentada a descrição do modelo numérico de elementos finitos desenvolvido através do pacote computacional Ansys Workbench Mechanical R16.0. A simulação considerou duas situações críticas, considerando o avião voando a 19 m/s sobre rajadas de vento de 8 m/s atuantes na direção de voo: a 1ª considerando a aeronave em voo horizontal, conforme ilustrado pela Figura 72; já a 2ª, considerou a aeronave decolando em um voo inclinado de 15° em relação ao solo, conforme visto pela Figura 73.

5.3.1 – Geometria

Abaixo, Figura 55, segue a geometria 3D utilizada para a análise numérica a qual foi modelada utilizando o software Solidworks 2014. Por motivos de melhor uso do tempo e poder computacional, foi utilizada a condição de análise de apenas metade da geometria (condição de simetria).

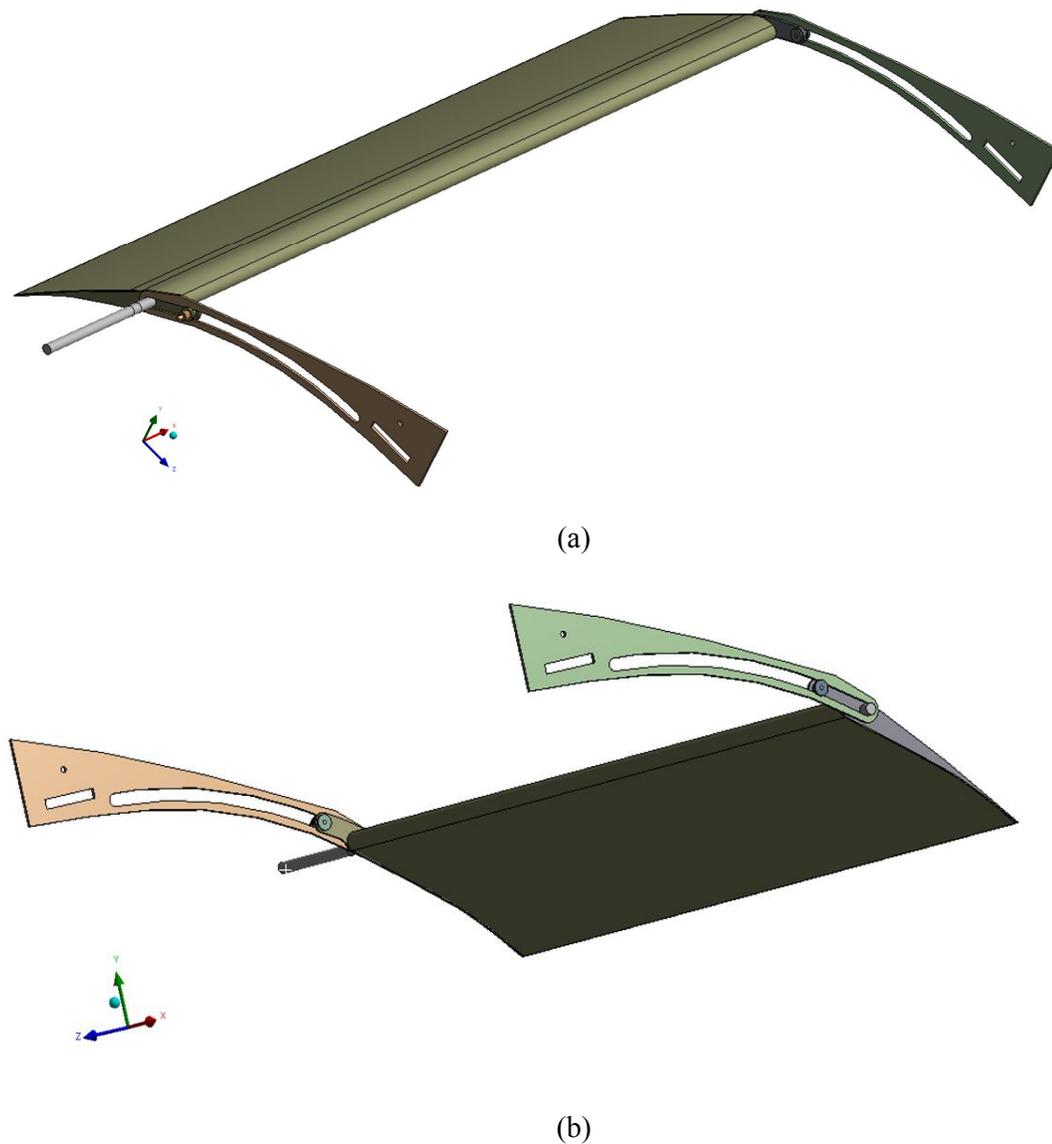


Figura 55: (a): vista geral da parte superior; (b): vista geral para parte inferior.

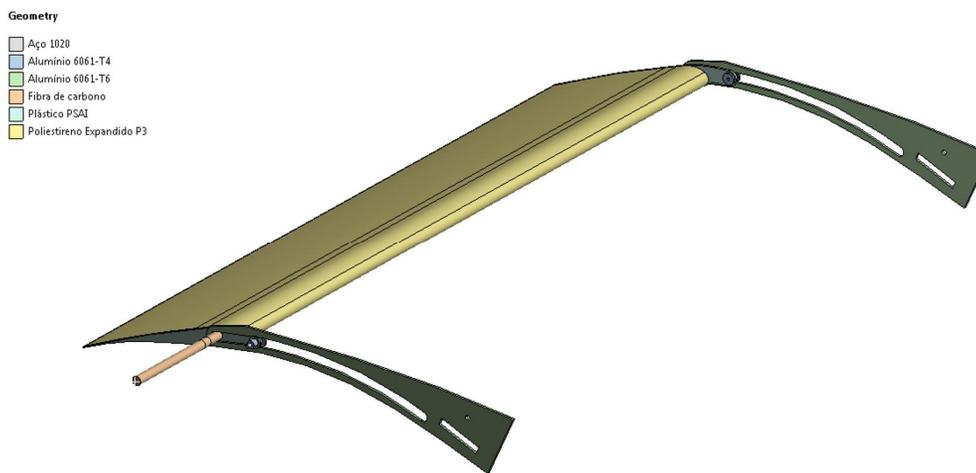
5.3.2 - Propriedades Mecânicas dos materiais

Na Tabela 4 estão listadas as propriedades mecânicas dos materiais constituintes da parte estrutural do mecanismo. A longarina é composta por uma barra de fibra de carbono que, apesar de ser um material compósito a sua geometria de barra justifica que o seu comportamento possa ser adequadamente aproximado para o caso isotrópico. Já os perfis laterais dos flaps que são de Poliestireno Expandido P3 são constituídos de Plástico PSAI

(HIPS). Ao perfil que é fixado à asa, Porção do Perfil da Asa, ao qual tem o rasgo para guiar o acionamento e desacionamento dos flaps, e as peças de apoio (Deslizadores) que juntamente com a longarina deslizam sobre os rasgos, são constituídos de Alumínio 6061-T6. Por fim, aos parafusos, que conectam os perfis laterais dos flaps aos apoios deslizantes, são de Aço 1020, que neste caso exerce mais a função de ligação do que estrutural. A Figura 56 apresenta visualmente a atribuição dos materiais aos componentes estruturais do mecanismo.

Tabela 4: Propriedades mecânicas dos materiais constituintes da parte estrutural do mecanismo.

	Módulo de Elasticidade (GPa)	Coefficiente de Poisson	Tensão de escoamento (MPa)	Densidade (kg/m ³)
Barra de Fibra de Carbono	120	0,25	120	180
Plástico PSAI (HIPS)	1,9	0,41	32	1040
Poliestireno Expandido P3	0,0177	0,12	0,29	117
Aço 1020	200	0,29	351	7900
Alumínio 6061-T6	69	0,33	227	2700



(a)

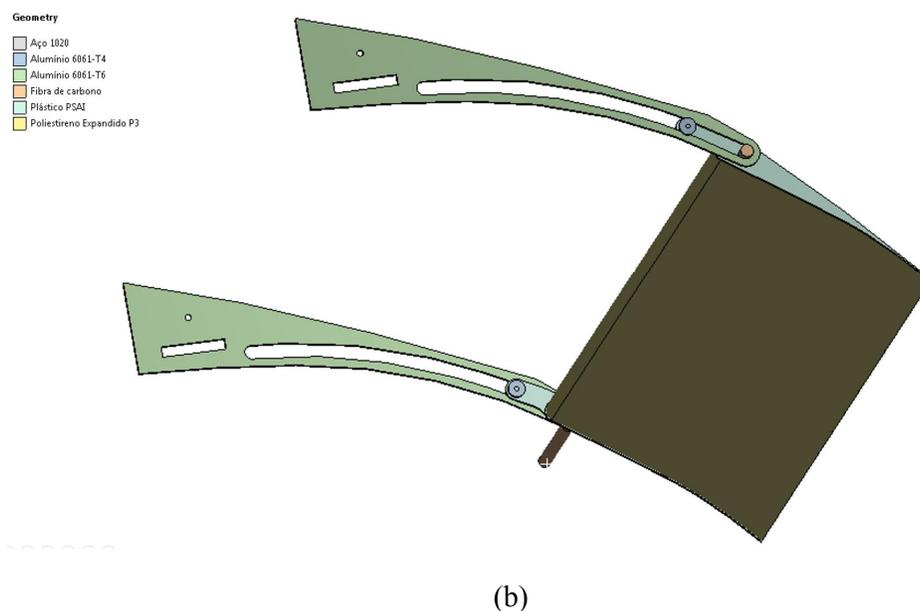


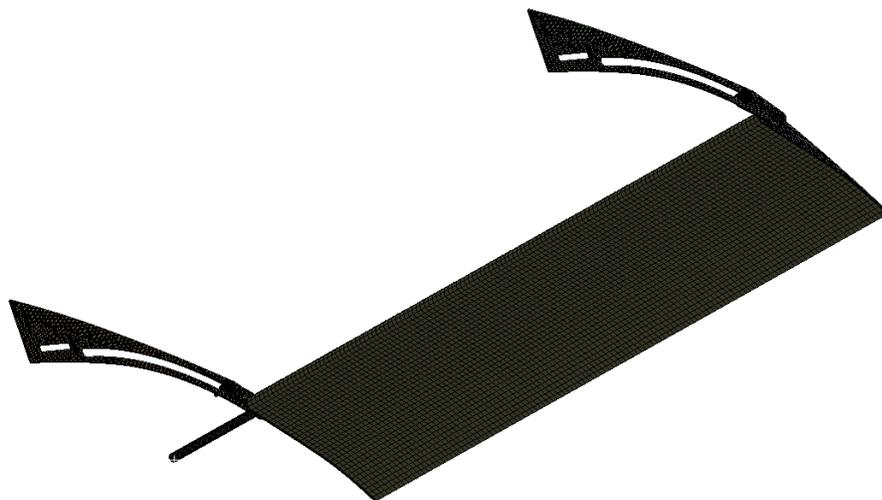
Figura 56: Vista de componentes, (a) - Visão geral da parte superior; (b) – visão geral da parte inferior.

5.3.3 – Discretização da Malha

No processo de discretização do modelo, conforme visto pela Figura 57, ampliando em detalhes na Figura 58, foram utilizados aproximadamente 98.356 elementos e 392.030 nós, sendo, predominantemente, utilizados elementos hexagonais (Hex Dominant Method Quad/Tri). Para a determinação do tamanho de elementos da malha, foi gerado um teste de sensibilidade, conforme visto na Figura 59. Na malha escolhida, nas regiões de menos interesse, como o caso do Flap, usou-se elementos de 4 mm. Já nas regiões de maior interesse foram utilizados os seguintes tamanhos de elementos: Perfil Lateral do Flap: 1 mm; Porção do Perfil da Asa: 1mm; Deslizadores: 1 mm; Longarina: 1 mm.



(a)



(b)

Figura 57: Discretização do modelo, (a) – Vista da parte superior; (b) – Vista da parte inferior.

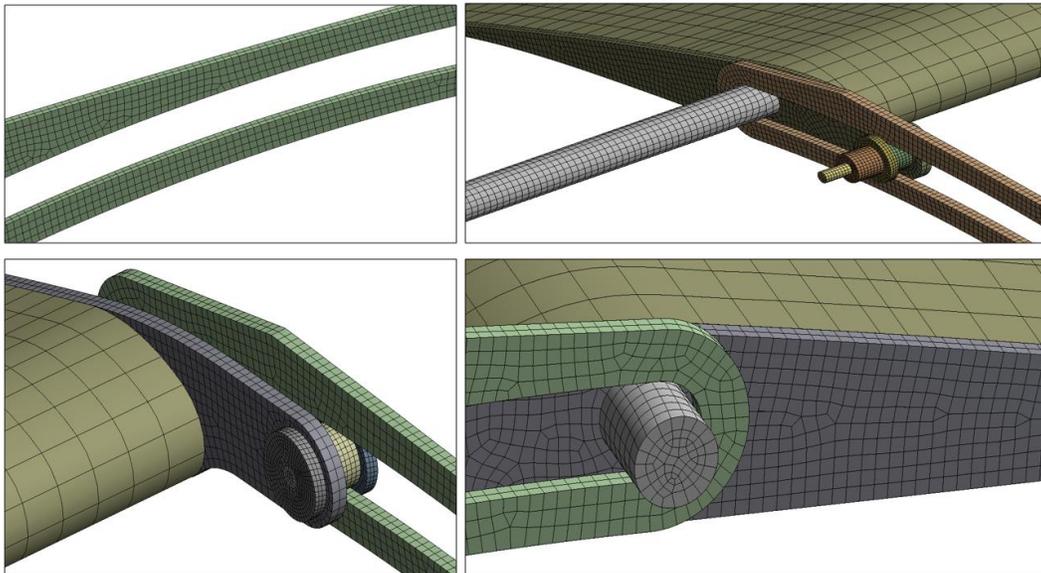
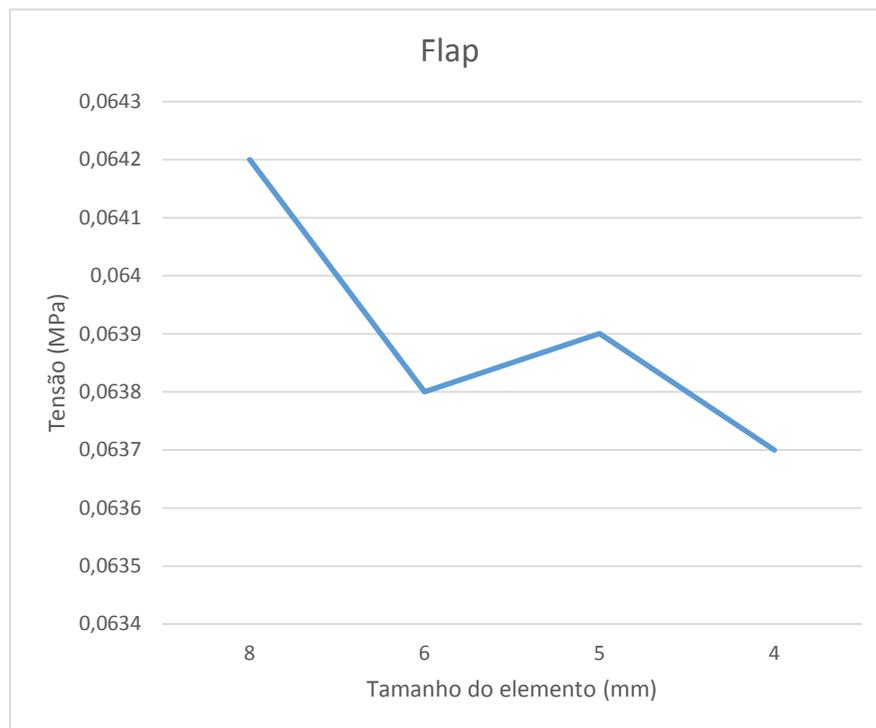
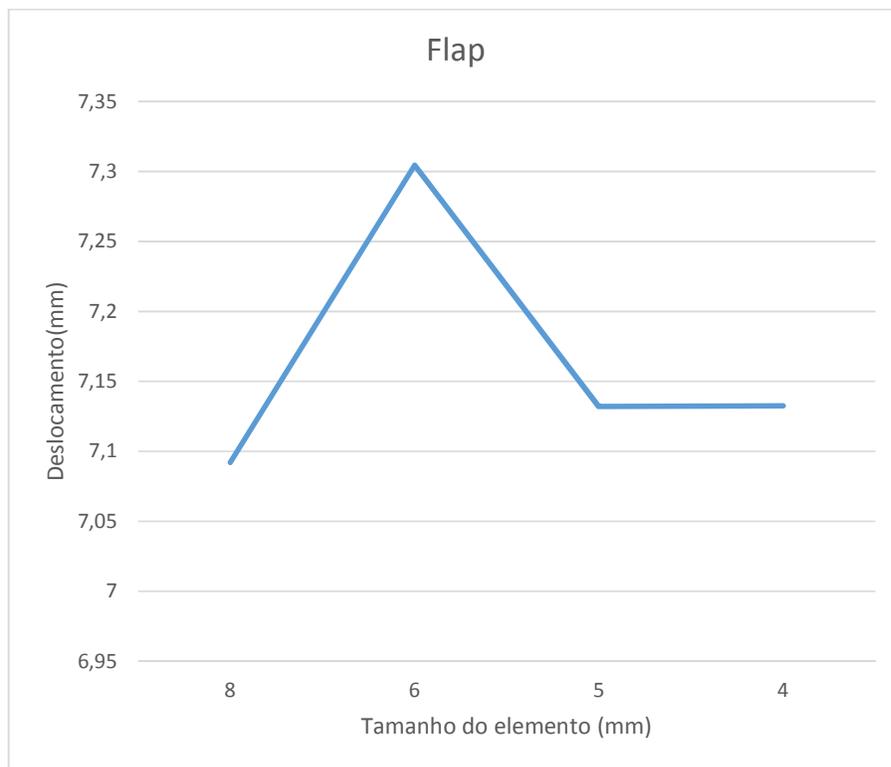


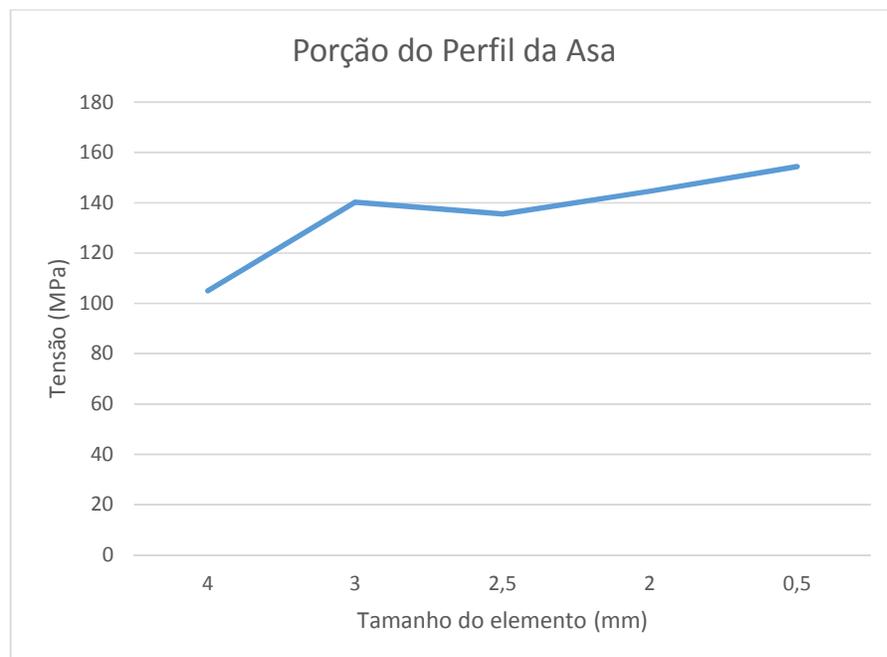
Figura 58: Vista de detalhes da discretização do modelo.



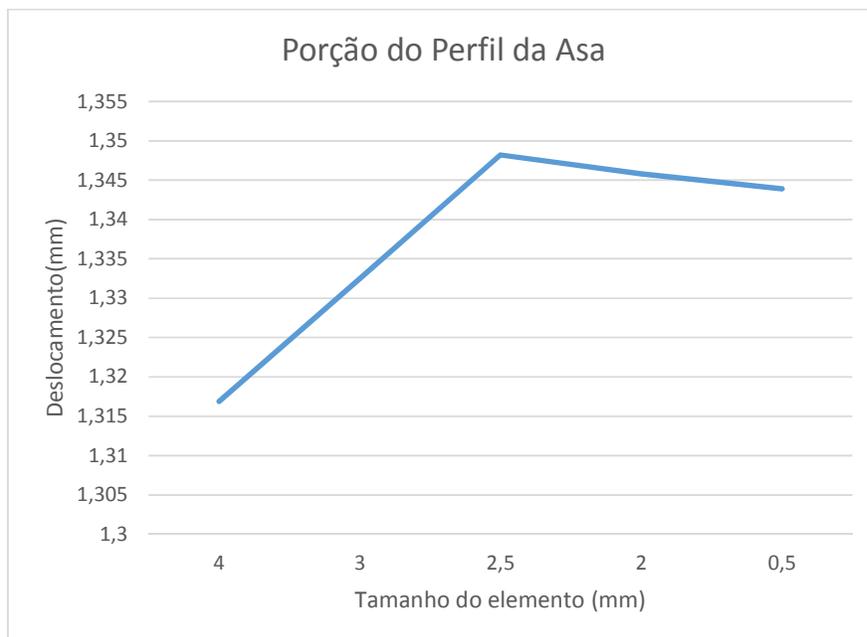
(a)



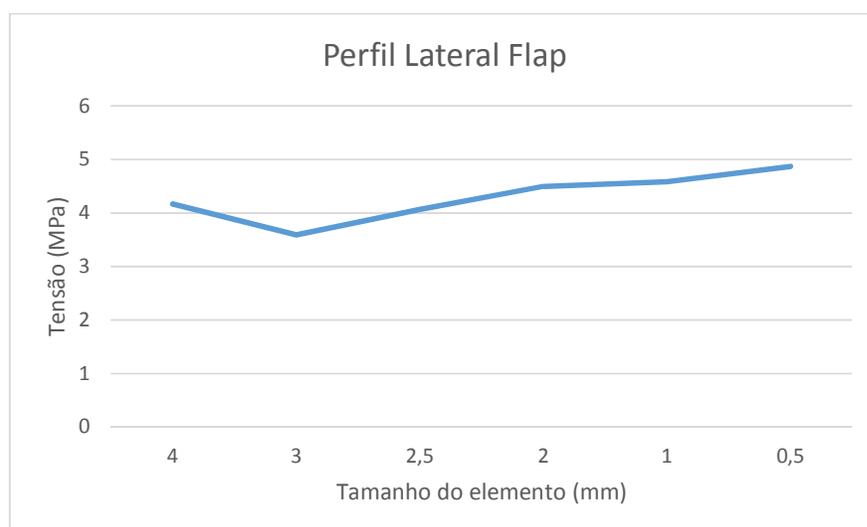
(b)



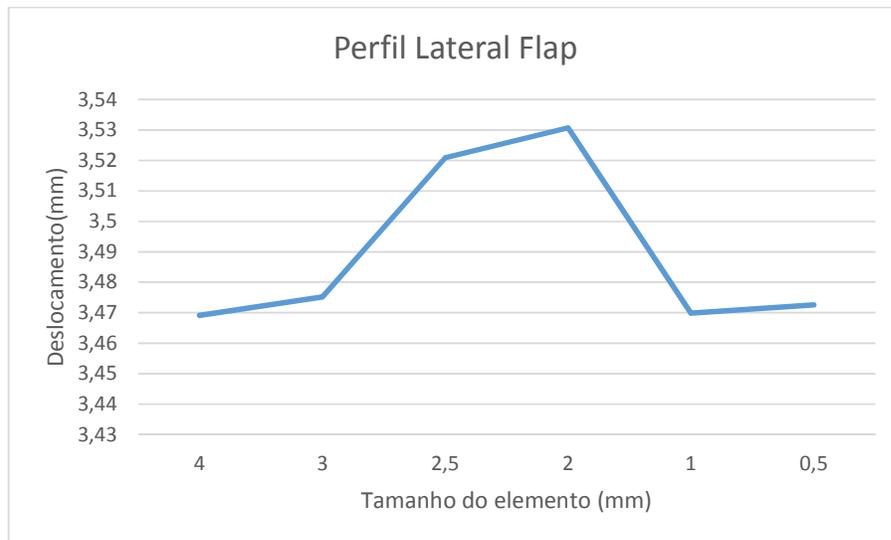
(c)



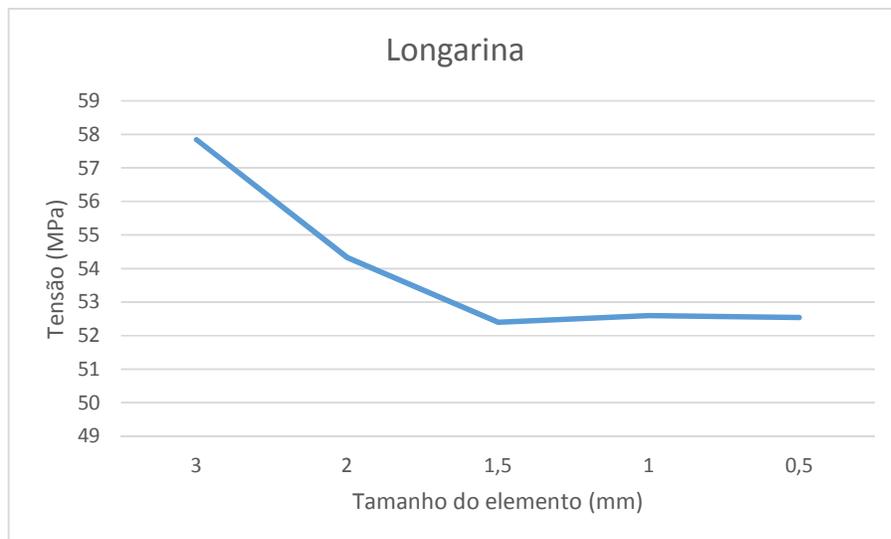
(d)



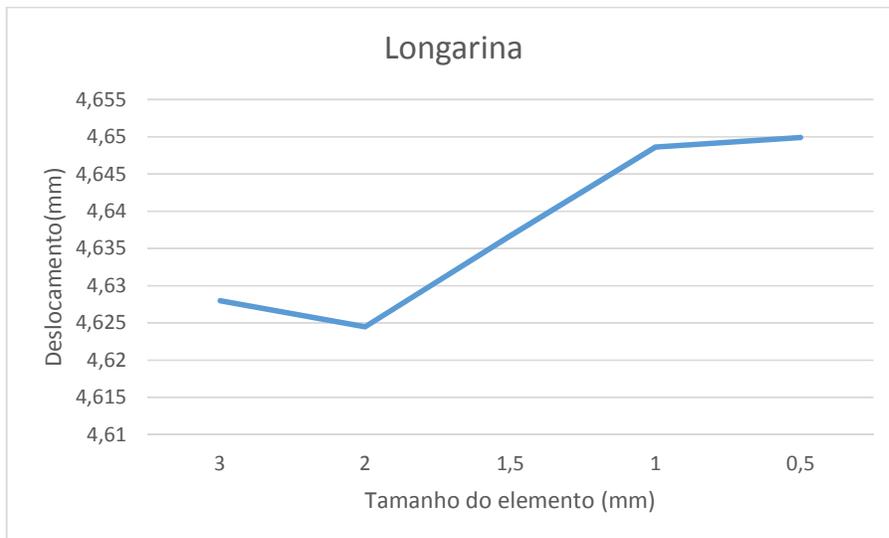
(e)



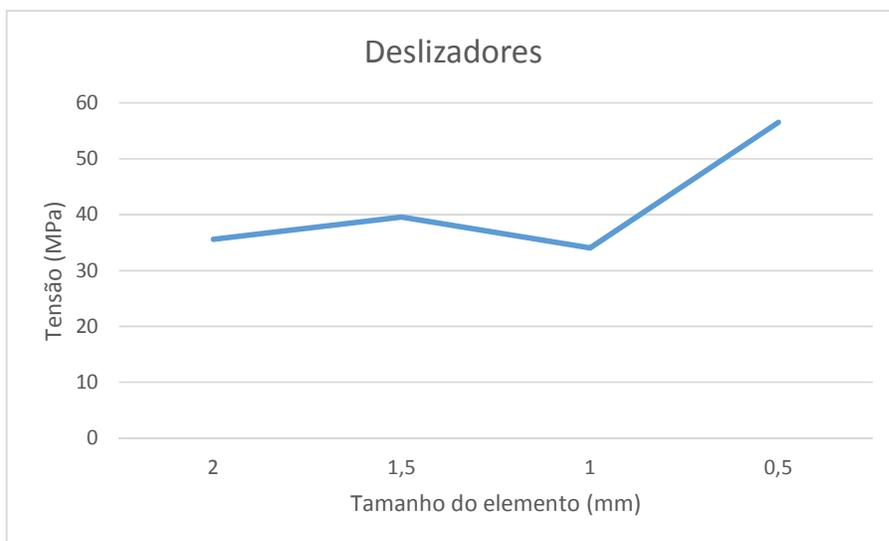
(f)



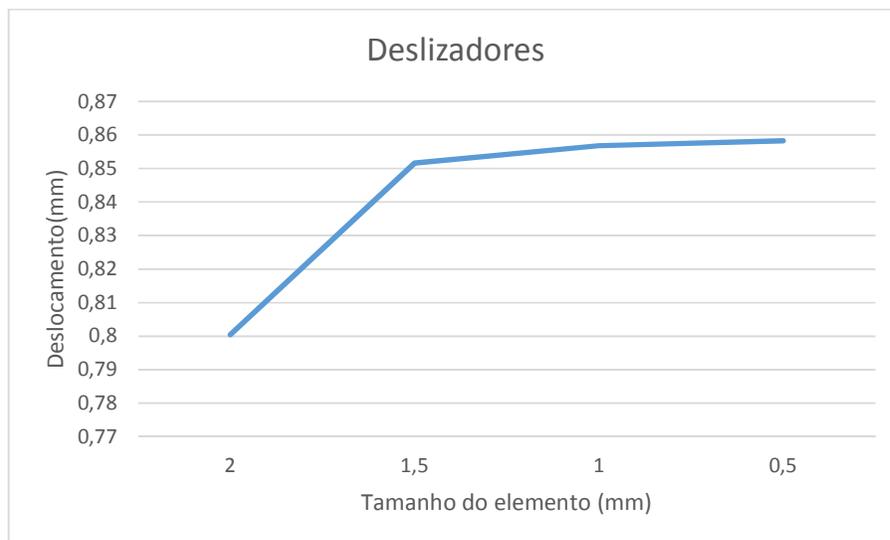
(g)



(h)



(i)



(j)

Figura 59: Teste de Sensibilidade de tamanho de malha para os elementos estruturais do mecanismo, considerando a tensão equivalente de von-Mises e o deslocamento (mm).

5.3.4 – Condições de Contorno e Carregamento

A Figura 60 mostra as condições de contorno e os carregamentos impostos ao modelo numérico. Adota-se a gravidade como força de corpo, com o intuito de considerar o peso próprio dos componentes do mecanismo. São aplicadas as forças aerodinâmicas (sustentação e arrasto) na região localizada a $\frac{1}{4}$ da corda do flap, na condição de velocidade máxima da aeronave (19 m/s), sofrendo rajadas de vento na direção de voo de 8 m/s. Em termos de condições de contorno, considera-se uma condição de simetria na face central da longarina e são aplicadas restrições do tipo Fix Support no furo, que está aparafusado ao resto da asa, e Frictionless Support na região da Porção do Perfil da Asa que ficará encostado na longarina secundária presente no projeto da asa. Com relação as condições de contato, foram atribuídas a condição de contato do tipo “bonded” para os seguintes pares de regiões de contato entre os corpos: Longarina e Flap; Flap e Perfis Laterais do Flap; além desta, foi atribuída a condição de contato do tipo “no separation” para os seguintes pares de regiões de contato dos corpos: Parafuso e rasgo da Porção do Perfil da Asa; Deslizador e Porção do Perfil da Asa e Longarina e rasgo da Porção do Perfil da Asa. Os demais componentes, integrantes da parte móvel formam um Multi Body Part, compartilhando a topologia da malha na região de contato e, desse modo, dispensando a atribuição de pares de contato nestas regiões.

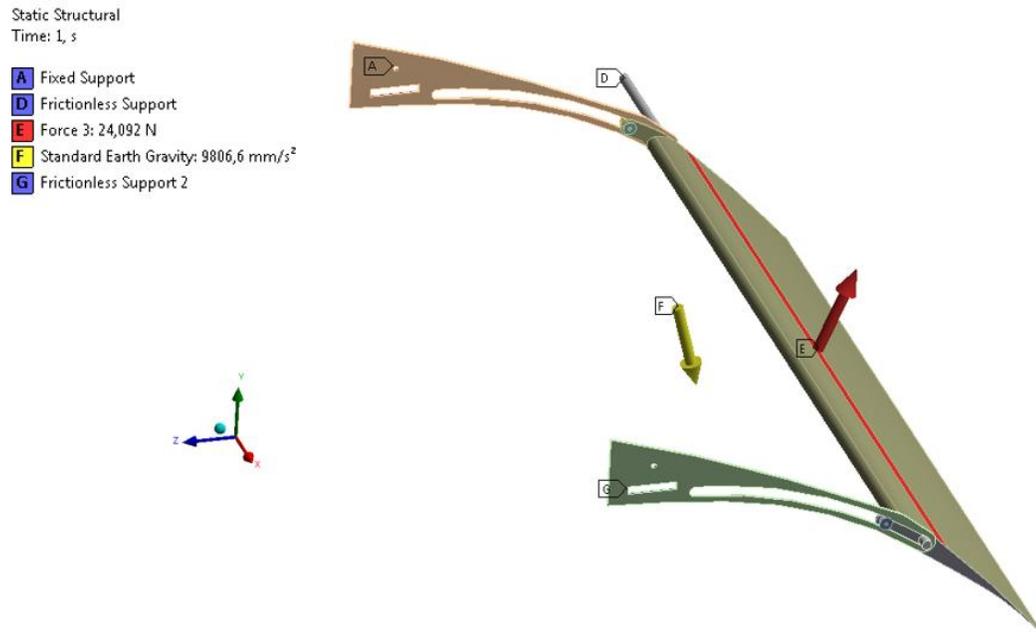


Figura 60: Condições de contorno e carregamentos para o modelo numérico por elementos finitos.

Na Figura 61, tem-se a extração das seções da Porção do Perfil da Asa mais crítica para a plotagem da distribuição da tensão equivalente de von-Mises de modo a ser realizado o comparativo com os resultados obtidos pela análise analítica.

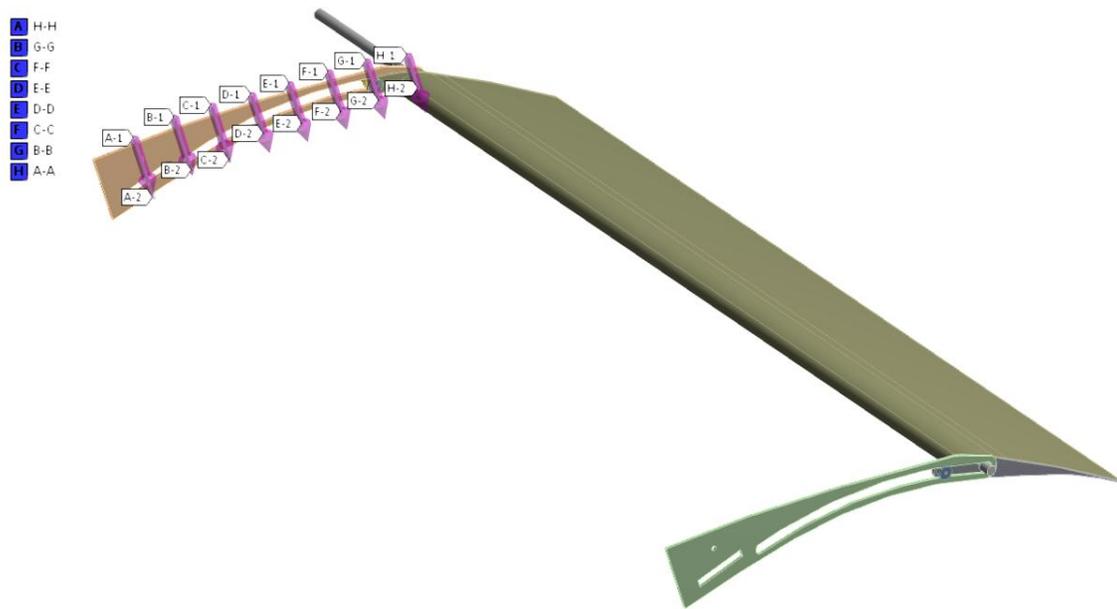


Figura 61: Extração das seções da Porção do Perfil da Asa para plotagem da distribuição de tensão.

CAPÍTULO 6

RESULTADOS

A seguir serão apresentados os resultados dos cálculos analíticos dos modelos de SMA, tanto para o fio quanto para a mola helicoidal de SMA associada a uma mola helicoidal de aço, e das forças aerodinâmicas para a asa em estudo, os ganhos com a aplicação do flap do tipo Fowler, os resultados obtidos nos ensaios experimentais em laboratório para o sistema Fio SMA-Mola Aço e Mola SMA-Mola Aço, além dos resultados provenientes da análise por elementos finitos.

6.1 – Resultados da Análise Analítica

6.1.1 – Dimensionamento do Flap

Para a determinação das Curvas de Coeficiente de sustentação versus ângulo de ataque para a condição dos flaps na posição neutra, tanto para o perfil quanto para a asa, foi utilizado o software XFRL5 V6.06, utilizando o número de Reynolds como sendo igual a 817.000,00 e número de Match igual a 0.2.

Para a obtenção das Curvas do Coeficiente de Sustentação versus Ângulo de Ataque para a condição dos flaps acionados, com base em cálculos analíticos [Roskam, 1987], utilizou-se os dados apresentados nas Tabela 5 e Tabela 6.

Tabela 5: Dados do Perfil e da Asa.

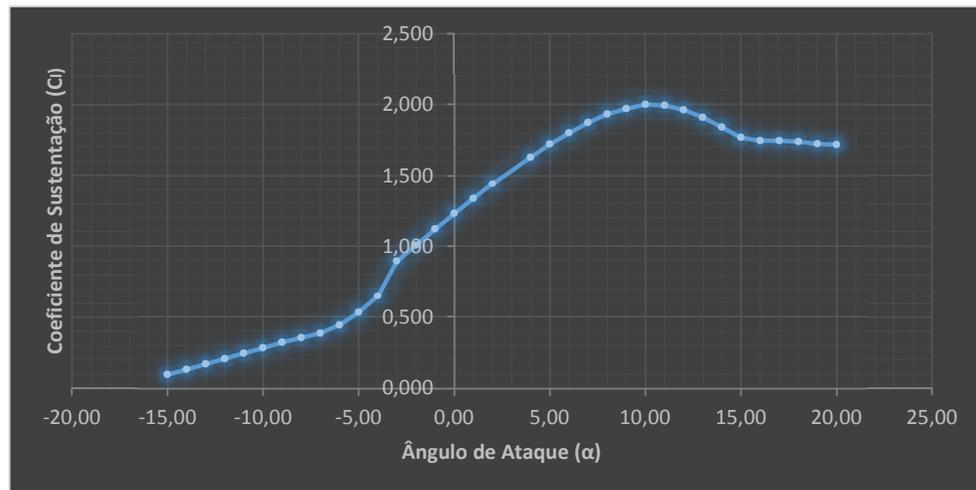
Dados do Perfil	Valores
Nome	CH10SM
C	0,580m
t/c	0,128
Dados da Asa	Valores
Cr	0,580m
Ct	0,300m
b	2,000m
A	3,82
S	1,036m ²
$\Lambda c/4$	0°

Tabela 6: Dados do Flap.

Dados do Flap	Valores
CF	116 mm
C'	730,69 mm
C'/C	1,26
Kb	0,6
KA	0,925
Swf	0,647 m ²
Lflap	465 mm
K1	1,2
K2	0,95
K3	0,85
$\alpha\delta$	0,5
η	0,4722
$(\alpha\delta)CL/(\alpha\delta)Cl$	1,1
$(\Delta Cl_{max})_{base}$	1,45

6.1.1.1 – Curva Flap Up – Perfil

A Figura 44 e a Figura 62, apresentam a Curva $C_l \times \alpha$.

**Figura 62:** Curva Flap Up para o perfil.

6.1.1.2 – Curva Flap Up – Asa

A Figura 63 apresenta a Curva $C_{LW} \times \alpha_w$.

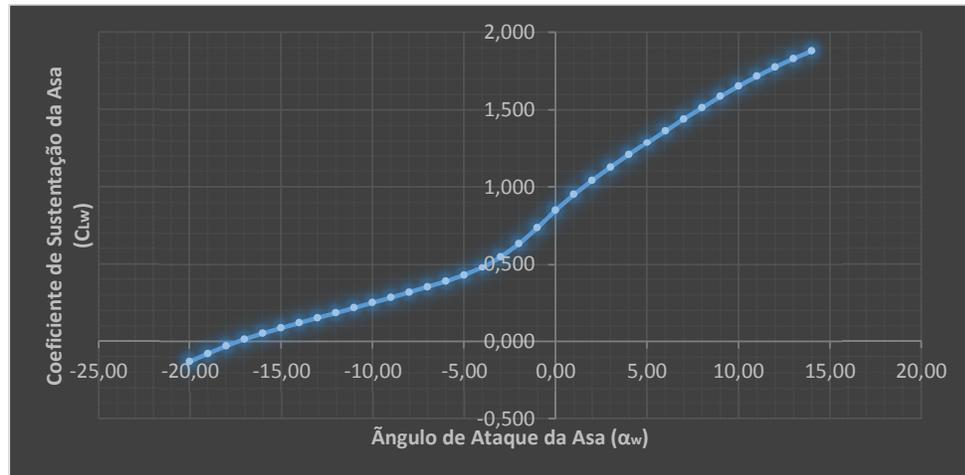


Figura 63: Curva Flap Up para a Asa.

6.1.1.3 – Curva Flap Down

Com base nos resultados analíticos obtidos na memória de cálculo do APÊNDICE A, os resultados para o coeficiente de sustentação do flap foi medido para configurações de 20%, 30 % e 40% da corda do perfil da asa e para os ângulos de 20°, 30° e 40°. As configurações escolhidas são as de aplicação mais usual para estudos aerodinâmicos em perfis.

Tabela 7: Coeficiente de Sustentação do flap.

Ângulo do flap	Corda do flap		
	0.2C	0.3C	0.4C
20°	1,339	1,426	1,525
30°	1,328	1,409	1,5
40°	1,314	1,385	1,465

O maior coeficiente de sustentação dos flaps encontrado foi para a configuração de 0,4C (40% da corda do perfil da asa) com angulação de 20°.

6.1.1.4 – Determinação do Coeficiente de Arrasto

Utilizando-se da mesma metodologia dos resultados para o coeficiente de sustentação, chega-se aos valores de parcelas do coeficiente de arrasto apresentados na Tabela 8.

Tabela 8: Coeficiente de arrasto do flap.

Ângulo do flap	Corda do flap		
	0.2C	0.3C	0.4C
20°	0,264	0,265	0,266
30°	0,386	0,387	0,389
40°	0,496	0,498	0,5

O menor valor do coeficiente de arrasto foi na configuração de 0,2C para o ângulo de 20°.

6.1.1.5 – Eficiência do Flap

Os ganhos percentuais de sustentação da asa com o auxílio dos flaps estão apresentados na Tabela 9.

Tabela 9: Eficiência do flap.

Ângulo do flap	Corda do flap		
	0.2C	0.3C	0.4C
20°	19,70%	18,60%	17,50%
30°	29%	27,50%	25,90%
40°	37,80%	36%	34,10%

O flap estudado com maior ganho percentual de sustentação é o de 20% da corda do perfil da asa com angulação de 40°.

6.1.2 – Sistema Fio SMA-Mola Aço

A Figura 64 apresenta os tempos de resposta para o aquecimento do fio de SMA até 70°C, gerados pela equação (5.22), onde foram considerados o uso de uma corrente elétrica de 1,0 A e o ar ambiente a 22°C. Na Figura 64a, foi considerado o fio exposto a uma camada

estacionária de ar ambiente e, de acordo com esta condição, foi selecionado um coeficiente de convecção de $10 \text{ W/m}^2\cdot\text{°C}$. Na Figura 64b, foi considerada a condição de aplicação de um fluxo forçado do ar ambiente sobre o fio de SMA e, de acordo com esta condição, foi selecionado um coeficiente de convecção de $100 \text{ W/m}^2\cdot\text{°C}$.

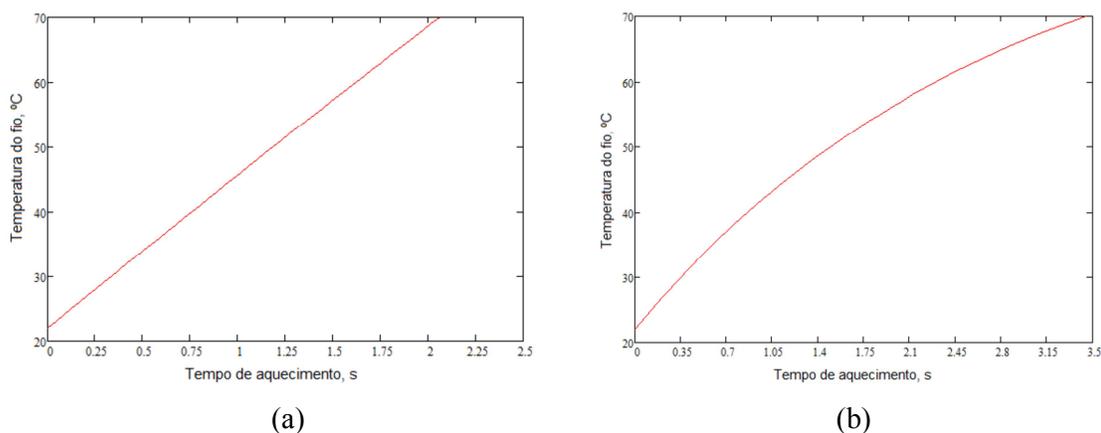


Figura 64: Gráficos de aquecimento (a) $h = 10 \text{ W/m}^2\cdot\text{°C}$, (b) $h = 100 \text{ W/m}^2\cdot\text{°C}$.

Pela Figura 65, são apresentados, a partir da equação (5.33), os tempos de resposta para o resfriamento do fio, que inicialmente estaria à 70°C , até a temperatura ambiente de 22°C . Na Figura 65a, foi considerado o fio exposto a uma camada de ar estacionária à temperatura ambiente e, na Figura 65b, foi considerado o fio exposto a um fluxo forçado de ar ambiente.

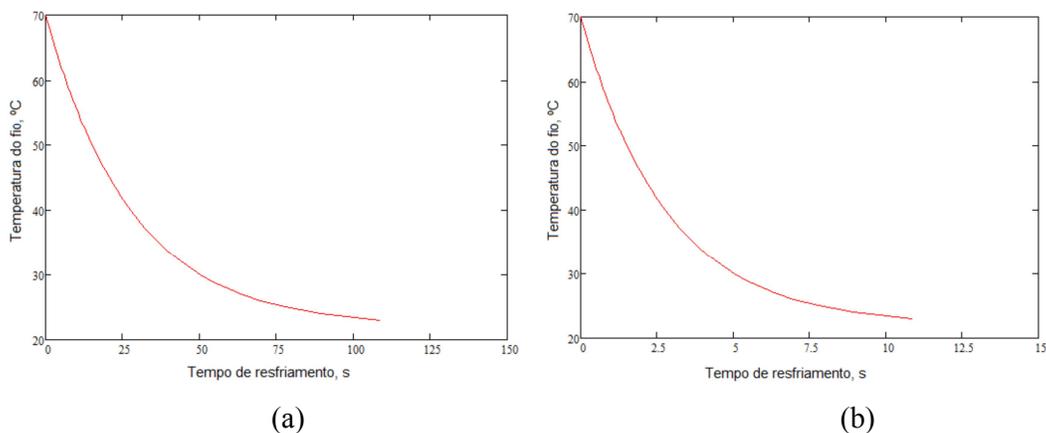


Figura 65: Gráficos de resfriamento (a) $h = 10 \text{ W/m}^2\cdot\text{°C}$, (b) $h = 100 \text{ W/m}^2\cdot\text{°C}$.

Nos gráficos da Figura 66, são apresentados os tempos de resposta necessários para o total aquecimento, mostrado na Figura 66a, e resfriamento, mostrado na Figura 66b, em função de diferentes coeficientes de convecção. O gráfico da Figura 66a foi gerado a partir da

equação (6.1), que foi obtida com base na equação (5.22), onde foi fixada a Temperatura final (T_f) e foi adotado o coeficiente de convecção (h) como se fosse uma variável.

$$t(h) = \frac{c\rho V}{hA_s} \left[\ln \left(1 + \frac{hA_s(T_f - T_\infty)}{\rho V r} \right) \right] \quad (6.1)$$

Nos gráficos da Figura 66 foi considerada a temperatura ambiente igual a 22°C, temperatura final do fio como sendo de 70°C, a aplicação de uma corrente elétrica de 1,0 A e variou-se o coeficiente de convecção de 10 a 100, onde cada um está associado aos meios típicos de troca de calor por convecção natural ou forçada para gases. A Figura 66b, foi gerada pela equação (6.2), obtida com base na equação (5.33), onde foi fixada a temperatura final (T_f) e foi adotado o coeficiente de convecção (h) como se fosse uma variável.

$$t(h) = - \frac{c\rho D \left[\ln \left(\frac{T_f - T_\infty}{T_0 - T_\infty} \right) \right]}{4h} \quad (6.2)$$

Nesta situação, o fio, inicialmente a 70°C, é resfriado até atingir a temperatura ambiente, sendo submetido a uma camada de ar a 22°C.

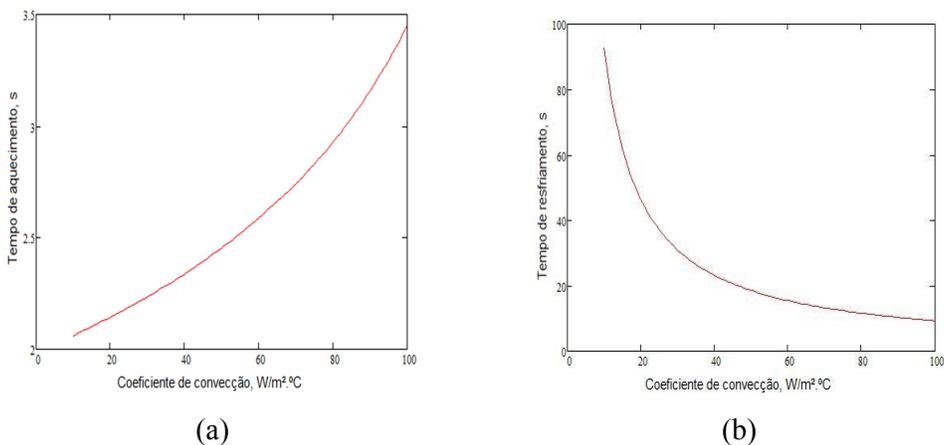


Figura 66: Gráficos relacionando o tempo com os coeficientes de convecção:

(a) aquecimento do fio até 70°C, (b) resfriamento do fio até 22°C.

Por fim, os gráficos da Figura 67 apresentam as situações de aquecimento que relacionam a potência utilizada com o tempo total necessário para o aquecimento do fio de SMA até os 70°C. Na Figura 67a, é apresentada a condição do fio exposto a uma camada

estacionária de ar a 22°C onde, para a execução desta análise foi necessária a equação (6.3), obtida substituindo-se (5.25) e (5.26) em (5.22).

$$t(I) = -\frac{c\rho V}{hA_s} \left[\ln \left(1 - \frac{hA_s(T_f - T_\infty)}{RI^2} \right) \right] \quad (6.3)$$

Na Figura 67b, é apresentada a condição de um fluxo forçado de ar sobre o fio usando os mesmos valores da análise anterior com exceção do h, que neste caso corresponde a 100 W/m².°C, e fazendo a variação da corrente elétrica.

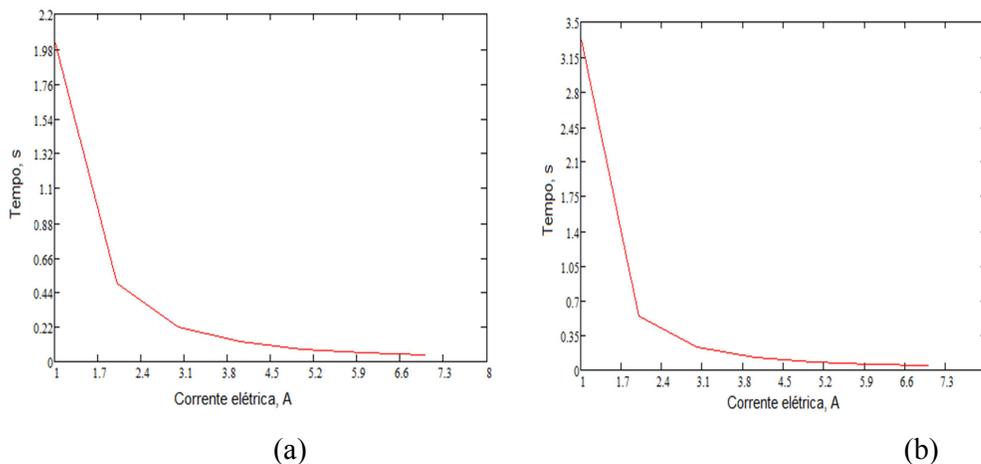


Figura 67: Gráficos de aquecimento com variação da corrente elétrica:

(a) $h = 10 \text{ W/m}^2.\text{°C}$, (b) $h = 100 \text{ W/m}^2.\text{°C}$.

6.1.3 - Sistema Mola SMA-Mola Aço

Com base nas equações (5.39) e (5.41), foram testados valores de constante de rigidez para a mola de aço de modo a ser obtidos valores de força e deflexão axial que coincidissem com o valor do ensaio experimental [Pereira, 2009], que foi realizado com a associação desta mesma mola de SMA em série com uma carga variável, identificado pela Figura 68. Os resultados dos testes representados graficamente na Figura 69 e Figura 70, onde a configuração que proporcionou o maior valor de Beta (40%) e, como consequência, maior deflexão axial (cerca de 60 mm) foi a de constante de rigidez equivalente a 150 N/m².

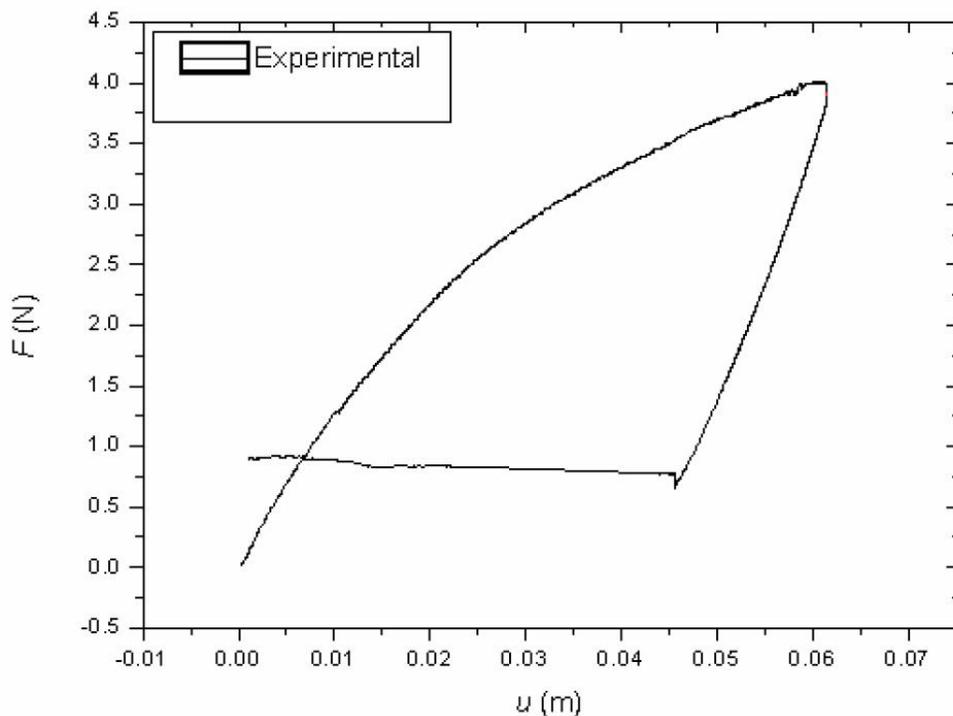


Figura 68: Ensaio experimental força x deslocamento de uma mola de SMA ligada a uma carga variável [Pereira, 2009].

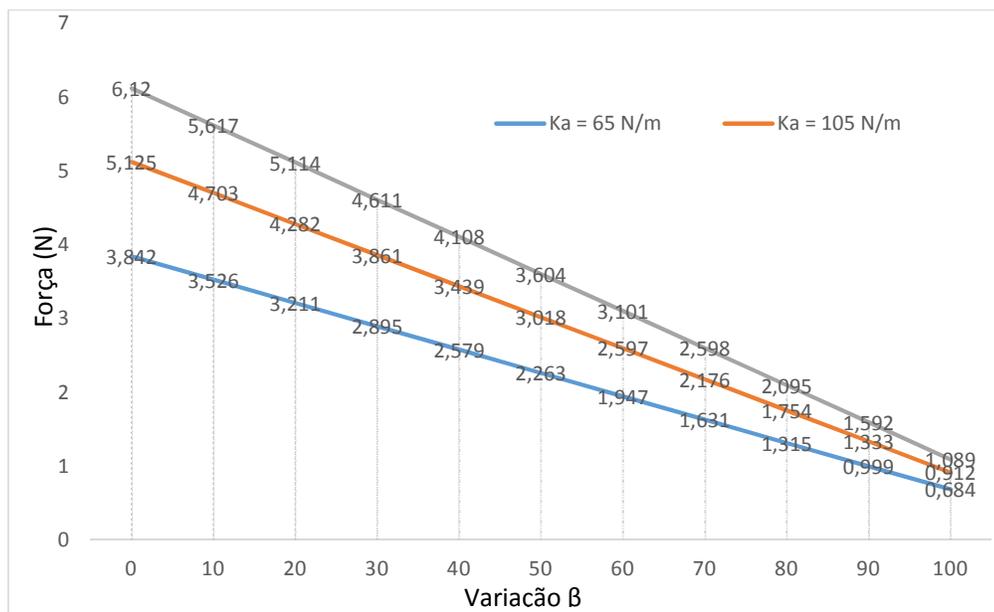


Figura 69: Curva força x variação β para três diferentes valores de constante de rigidez de molas de aço associadas, cada uma, em série com a mola de SMA.

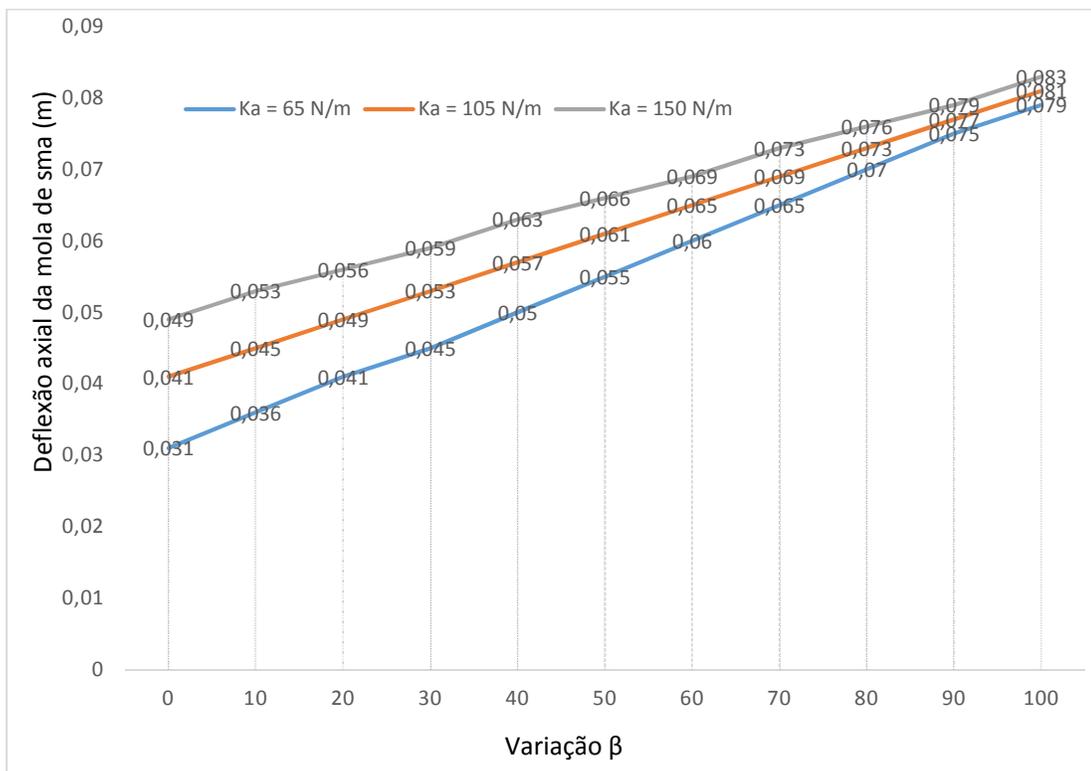


Figura 70: Curva deflexão axial da mola de SMA x variação β para três diferentes valores de constante de rigidez de molas de aço associadas, cada uma, em série com a mola de SMA.

Sabendo-se que o valor da força com a qual se obtém o valor de Beta não pode ficar muito próximo do valor correspondente a 8% de deformação residual ($\beta = 100\%$) da mola de SMA, pois corre-se o risco de entrar na faixa na qual ocorre perda das propriedades do comportamento de memória de forma proveniente da fadiga funcional, foi estipulado o valor de Beta próximo de 40% e, assim, preservar o correto funcionamento do comportamento de memória de forma da mola de SMA adiante de uma grande quantidade de ciclos, garantindo, desse modo, a integridade estrutural do mecanismo presente no aeromodelo diante de um grande número de acionamentos.

6.1.4 - Determinação do tamanho das molas de aço e de SMA e seus pontos de fixação

Sabendo-se que o curso necessário para o acionamento completo dos flaps é aproximadamente 150 mm, e considerando que, na análise experimental, conseguiu-se, para

uma mola de aço de 55 espiras associada a uma mola de SMA de 21 espiras um curso máximo de 33 mm, conclui-se que aumentando esse curso em 4 vezes, deve-se aumentar o número de espiras tanto para a mola de aço quanto para a mola de SMA em 4 vezes, obtendo-se, assim, uma mola de aço de comprimento entre as espiras com a pré-tensão de montagem de 220 mm e uma mola de SMA de comprimento entre espiras com pré-tensão de 360mm, sabendo-se que a folga também é quadruplicada, passando para 360mm. Desse modo, durante o aquecimento, a mola de aço passa a apresentar comprimento entre espiras máximo de 352mm enquanto a mola de SMA passa a apresentar comprimento entre espiras de 228mm. Na Figura 71, são ilustradas pelo círculo azul as posições dos pontos de fixação das molas de aço (fixada no suporte da asa, que serve para a fixação da asa na fuselagem) e de SMA (fixada em uma região da fuselagem), assim como os tamanhos das molas de aço e de SMA, na montagem, durante a temperatura ambiente (flaps recolhidos) e temperatura de aquecimento (flaps estendidos).

Vale ressaltar que na posição final dos flaps, as molas de SMA e de aço ficam paralelas de modo a minimizar o esforço da associação de molas sobre a estrutura do mecanismo. Nesta posição, o ângulo formado pela associação de molas em relação à base do suporte da asa fica em 10° (θ_1) e na posição inicial, esse ângulo fica em $13,26^\circ$.

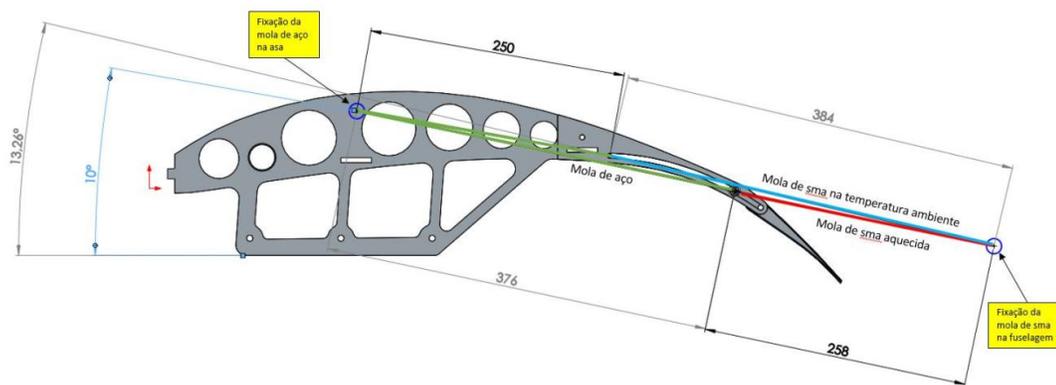


Figura 71: Pontos de fixação das molas de SMA e de aço.

6.1.5 - Determinação das posições mais críticas para a execução do acionamento dos flaps

Analisando as condições em que o avião se encontra durante o voo, conforme ilustradas pela Figura 35, tem-se que as condições [3] e [4] são as mais críticas para o mecanismo uma

vez que o flap sofre mais carregamentos provenientes da sustentação e arrasto somadas aos carregamentos executados pelas molas de aço e de SMA do mecanismo.

Desse modo, tem-se, nas Figura 72 e Figura 73, a representação destes esforços considerando um voo na velocidade máxima de 19 m/s em um vento circundante de 8m/s atuante na direção oposta à direção de voo.

As constatações que se fazem são:

1. Quanto menor o ângulo de incidência da asa, maior é a contribuição do arrasto atuante na direção das molas;
2. Quanto menor o ângulo de incidência, menor é a contribuição da componente do peso na direção das molas;
3. Quanto menor o ângulo de incidência, menor é a contribuição da componente de sustentação na direção das molas.

Os esforços atuantes descritos nestas figuras são:

L: força de sustentação em cada flap;

D: força de arrasto em cada flap;

Faço: força exercida pela mola de aço tentando trazer os flaps para a posição inicial (executando o movimento de desacionamento);

Fsma: força exercida pela mola de SMA tentando trazer os flaps para a posição de máxima deflexão, que representa a posição final (executando o movimento de acionamento);

g: gravidade;

Peso dos flaps: peso de todo o sistema móvel ligado aos dois flaps;

Vvento: velocidade do vento circundante, atuando na direção do voo;

Vavião: velocidade do avião durante o voo.

Na Figura 72, é ilustrado os esforços atuantes sobre o mecanismo do flap considerando o avião em voo na posição horizontal a uma velocidade de 19 m/s, com rajadas de vento de 8m/s atuantes na direção contrária ao voo.

Já na Figura 73, é ilustrado os esforços atuantes sobre o mecanismo do flap considerando o avião na posição de máxima inclinação durante a subida, a uma velocidade de 19m/s, com rajadas de vento de 8m/s atuantes na direção contrária ao voo.

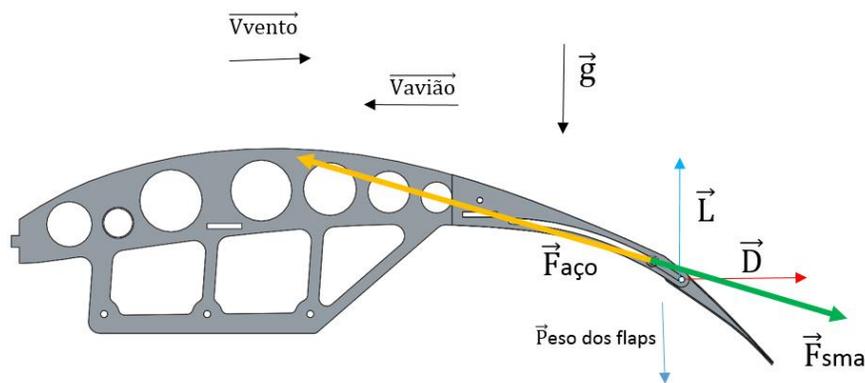


Figura 72: Esforços atuantes sobre o mecanismo do flap em voo horizontal.

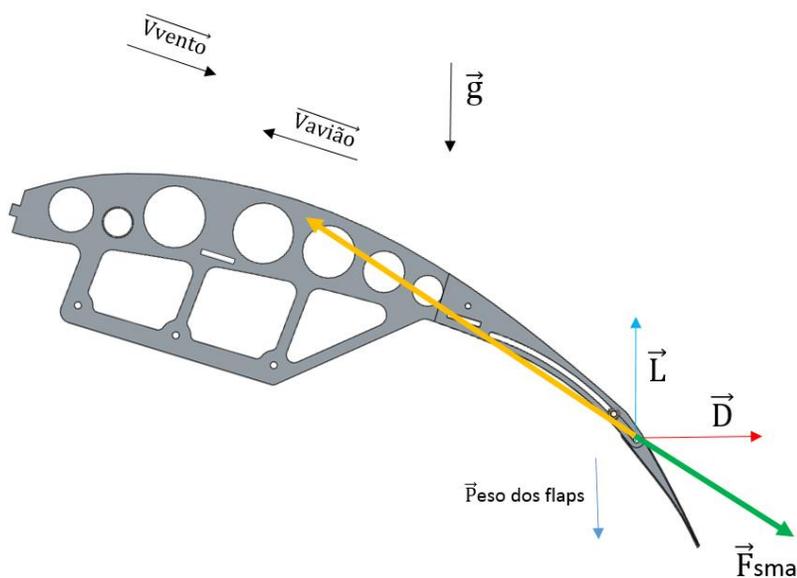


Figura 73: Esforços atuantes sobre o mecanismo do flap considerando o avião na posição de máxima inclinação durante a subida.

6.1.6 - Determinação da força desenvolvida pela associação de molas de SMA-Aço para a execução do acionamento dos flaps nas condições mais críticas

Considerando as duas condições ilustradas pelas Figura 72 e Figura 73, e os esforços aerodinâmicos provenientes das condições atmosféricas (velocidade do vento) listados pela Tabela 10, desenvolveu-se o diagrama de forças mostrado na Figura 74, considerando os esforços aerodinâmicos atuantes sobre os dois flaps ($2L$ e $2D$) e o peso dos flaps (P_{flap}).

Tabela 10: Esforços Aerodinâmicos provenientes de Condições atmosféricas de voo.

	Vel. do vento (m/s)	Vel. do aero (m/s)	Ângulo de Ataque aero	F Sustentação (distribuída) (N/m)	F Arrasto (distribuída) (N/m)	F Sustentação (aplicada) (N)	F Arrasto (aplicada) (N)	F Resultante (distribuída) (N/m)	F Resultante (aplicada) (N)
Situação 1	0	19	0°	28,9876	7,0022	13,5645	3,256	29,8213	13,8669
Situação 2	0	19	15°	23,6683	9,9026	11,0058	4,6047	26,6564	11,9302
Situação 3	8	19	0°	58,5373	14,1402	27,2198	6,5752	60,2209	28,0027
Situação 4	8	19	15°	47,7955	19,9972	22,2249	9,2987	51,8102	24,0918
Situação 5	3	19	0°	38,8643	9,388	18,0719	4,3654	39,9821	18,5917
Situação 6	3	19	15°	31,7325	13,2766	14,7556	6,1736	34,398	15,9951
Situação 7	4	19	0°	42,4777	10,2608	19,7521	4,7713	43,6994	20,3202
Situação 8	4	19	15°	34,6829	14,511	16,1275	6,7476	37,5962	17,4822
Situação 9	6	19	0°	50,1863	12,1229	23,3366	5,6372	51,6297	24,0078
Situação 10	6	19	15°	40,9769	17,1444	19,0543	7,9721	44,4189	20,6548

A fim de especificar a força mínima necessária para a mola de SMA realizar o acionamento dos flaps e a força mínima necessária para a mola de aço realizar o desacionamento dos flaps, deve-se decompor as forças da sustentação e de arrasto, de cada flaps, e do peso dos flaps na direção da associação das molas. Assim:

Componente da força de sustentação de cada flap na direção da associação (L_c):

$$L_c = L * \cos(90^\circ - (\theta_1 + \theta_2)),$$

onde:

θ_2 - Representa o ângulo de ataque da aeronave.

Abaixo, segue a obtenção da componente da força de arrasto de cada flap na direção da associação (D_c):

$$D_c = D * \cos(\theta_1 + \theta_2)$$

Agora, segue a obtenção da componente da força peso de cada flap na direção da associação (P_c):

$$P_c = \text{Peso}_{\text{flap}} * \cos(90^\circ - (\theta_1 + \theta_2))$$

Deve-se ressaltar que a componente L_c reduz a força necessária para a mola de aço puxar os flaps para a posição inicial, mas gera mais força necessária para a mola de SMA puxá-los para a posição final, e as componentes D_c e P_c reduzem a força necessária para a

mola de SMA puxar os flaps para a posição final, mas aumentam a força necessária para a mola de aço puxar os flaps para a posição inicial.

Realizando-se a resultante dessas componentes (F), como sendo seus somatórios, tem-se:

$$F = -2L * \cos(90^\circ - (\theta_1 + \theta_2)) + 2D * \cos(\theta_1 + \theta_2) + \text{Peso}_{flap} * \cos(90^\circ - (\theta_1 + \theta_2))$$

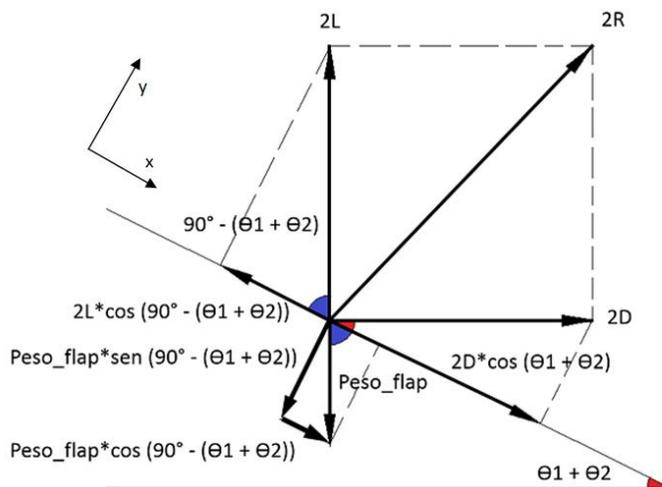


Figura 74: Diagrama de forças totais atuantes sobre os dois flaps.

Para ser determinada a quantidade mínima de molas de SMA associadas em paralelo ou a quantidade de molas de aço, associadas em paralelo necessárias para executar o movimento de acionamento e recolhimento completo dos flaps.

Pelas condições e forças dadas pela Tabela 10, realizou-se os cálculos de modo a ser obtida a quantidade de molas de aço e de SMA necessárias para o completo acionamento e recolhimento dos flaps, mostrado pela Tabela 11.

Sabendo-se que uma série consiste em uma mola de aço ligada a uma mola de SMA, duas séries em paralelo já seriam uma série atuando ao lado de outra de modo a ser obtida o dobro de força, de modo a vencer ou a componente da sustentação ou a componente do arrasto somada com a componente do peso dos flaps, todas estas atuantes na direção da associação de molas na posição final dos flaps.

Tabela 11: Determinação da quantidade de séries em paralelo.

	Pc (N)	Lc (N)	Dc (N)	F (N)	número de séries em paralelo	L (N)	D (N)	ângulo ($\Theta_1 + \Theta_2$)	Velocidade do vento (m/s)	Número efetivo de séries em paralelo
caso 1	1,213	2,355	3,207	2,915	0,8	13,565	3,256	10	0	1
caso 2	2,953	4,651	4,173	1,997	0,6	11,006	4,605	25	0	1
caso 3	1,213	4,727	6,475	4,711	1,3	27,220	6,575	10	8	2
caso 4	2,953	9,393	8,427	1,022	0,3	22,225	9,299	25	8	1
caso 5	1,213	3,138	4,299	3,535	1,0	18,072	4,365	10	3	1
caso 6	2,953	6,236	5,595	1,671	0,5	14,756	6,174	25	3	1
caso 7	1,213	3,430	4,699	3,751	1,1	19,752	4,771	10	4	2
caso 8	2,953	6,816	6,115	1,552	0,4	16,128	6,748	25	4	1
caso 9	1,213	4,052	5,552	4,212	1,2	23,337	5,637	10	6	2
caso 10	2,953	8,053	7,225	1,298	0,4	19,054	7,972	25	6	1

Desse modo, analisando a Tabela 11, conclui-se que são necessárias no mínimo duas associações em paralelo da associação em série formada por uma mola de aço de 220 espiras com uma mola de SMA de 84 espiras, cuja disposição é ilustrada na Figura 75 abaixo, sendo F_3 a força exercida pela mola de aço e F_4 sendo a força exercida pela mola de SMA.

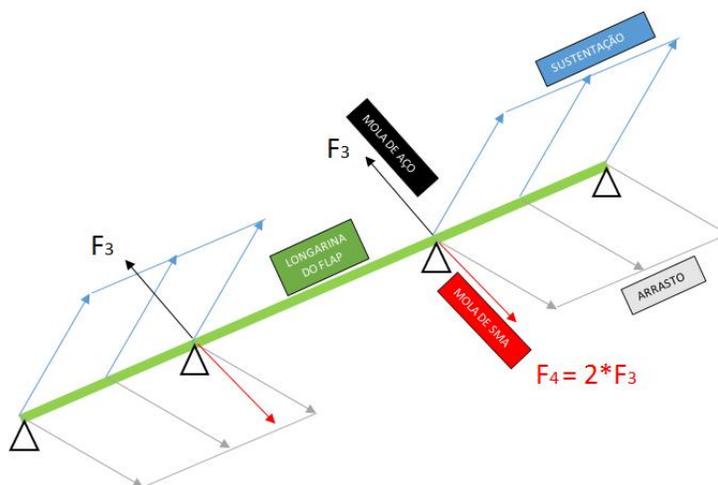


Figura 75: Representação dos esforços atuantes sobre a longarina que interliga os flaps de ponta a ponta.

O modelo citado acima nos dá uma idéia de simetria, o que não ocorre na realidade. A causa da adoção deste modelo foi que o método de linha elástica nos dá 4 incógnitas para apenas 3 equações (1 de corpo livre, 1 de momento e 1 de linha elástica). Diante deste fato não seria possível obter os comportamentos que estão descritos na memória de cálculo.

6.1.7 - Análise analítica estrutural do mecanismo

Para o dimensionamento do mecanismo foi analisado primeiramente para qual ângulo de ataque do aeromodelo, as resultantes das forças aerodinâmicas tem seu maior valor. Lembrando que, para o ângulo de ataque de 0° , a angulação do flap será de 30° e para o ângulo de ataque máximo do aeromodelo de 15° , a angulação do flap será de 45° . Os resultados obtidos estão na Figura 76.

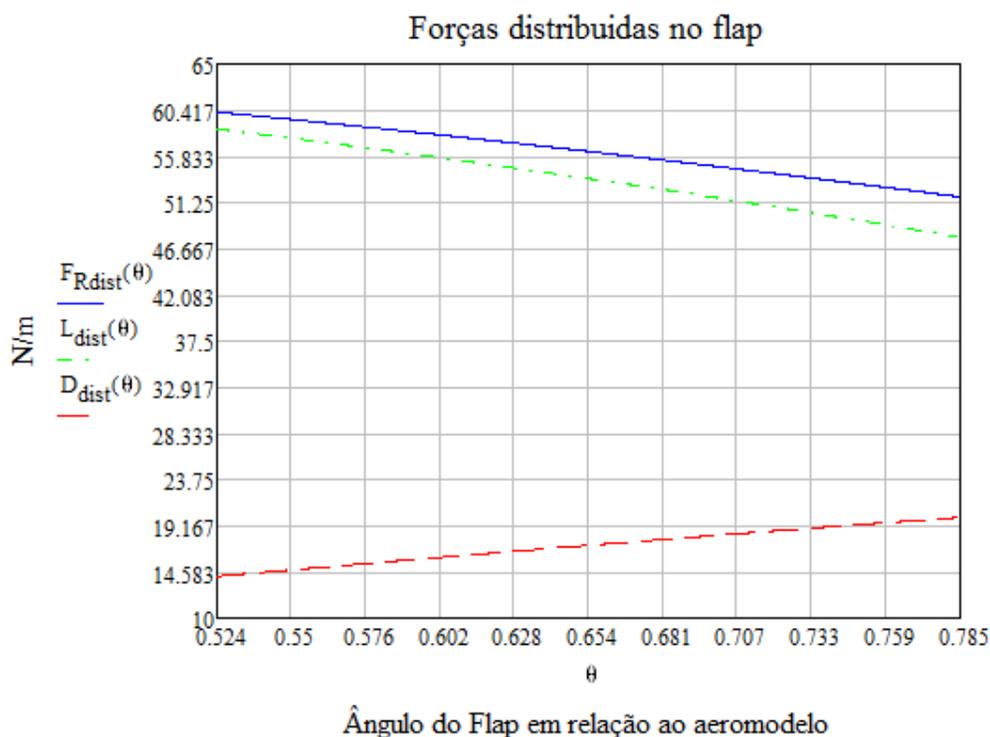


Figura 76: Variação das forças aerodinâmicas em relação ao ângulo de ataque [Mathcad].

Pela análise do gráfico nota-se que a força resultante tem seu maior valor para o ângulo de ataque de 0° do aeromodelo. Como é nessa configuração que serão registrados os maiores valores de tensões na estrutura, os estudos de tensão serão feitos baseados para esse ângulo.

Com os resultados obtidos pela análise das tensões no mecanismo, foram selecionados alguns materiais e calculados seus fatores de segurança para identificar qual dos materiais é de melhor aplicação para cada componente do mecanismo.

6.1.7.1 – Longarina

Os esforços encontrados na seção AB da longarina estão representados na Figura 77.

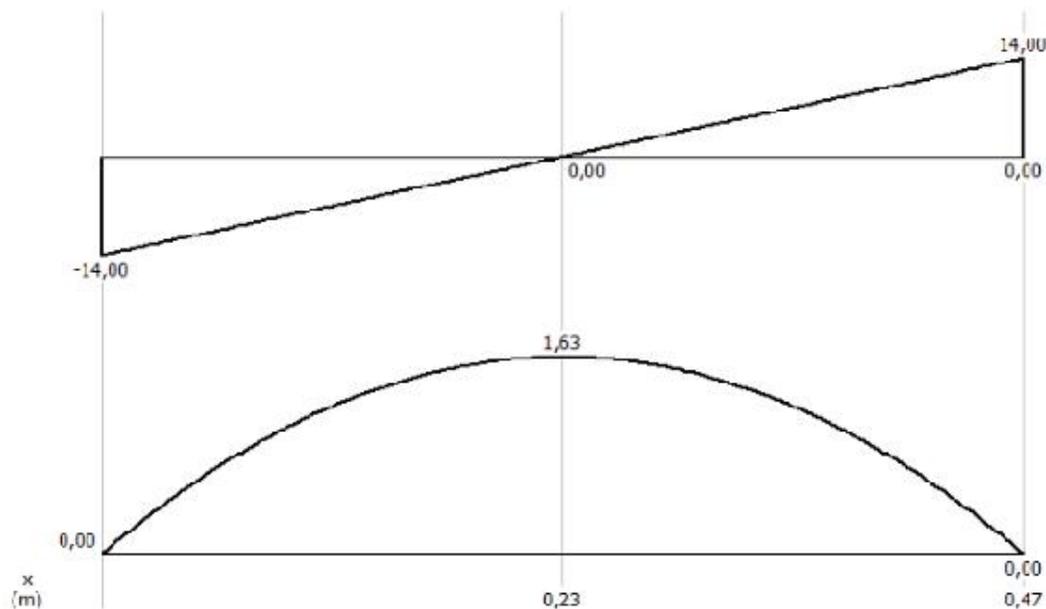


Figura 77: Diagrama de esforços cortante e fletor da longarina [MDSolid].

O único material selecionado para a longarina foram perfis tubulares de carbono. Os resultados de fatores de segurança seguem na Tabela 12.

Tabela 12: Fatores de Segurança da longarina.

	Tensão de Ecoamento (MPa)	Diâmetro (mm)	Tensão equivalente (MPa)	Fator de Segurança
Tubo de carbono	120	5	159,1603	0,754
		6	76,7555	1,5634
		7	41,4307	2,8964

6.1.7.2 – Perfil do Flap

Os esforços encontrados no perfil do flap estão representados na Figura 78.

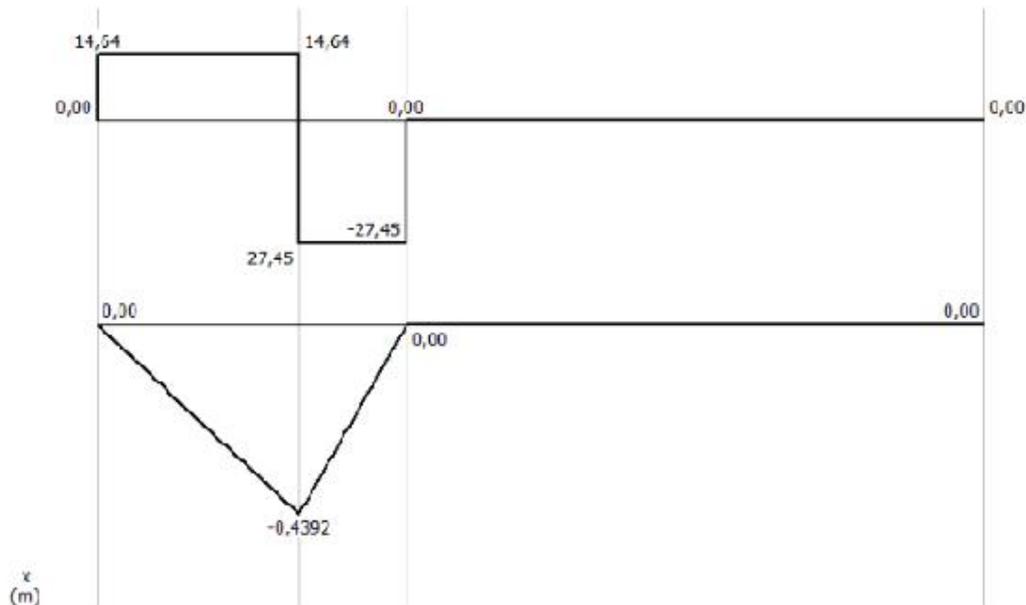
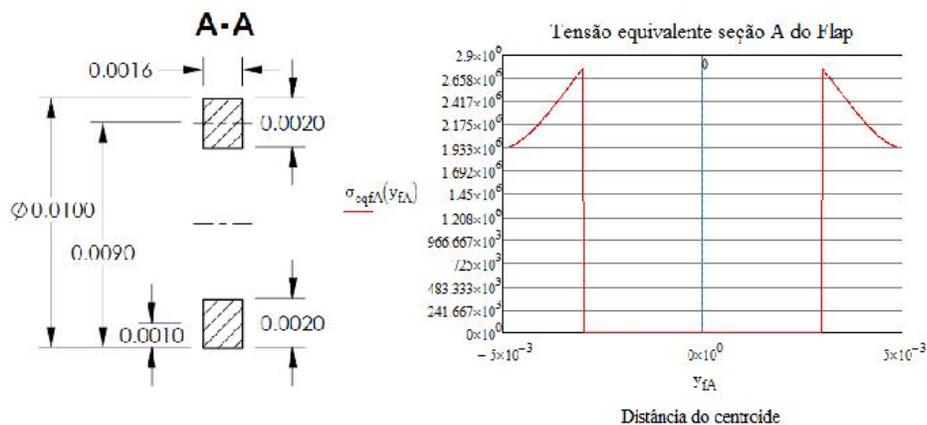
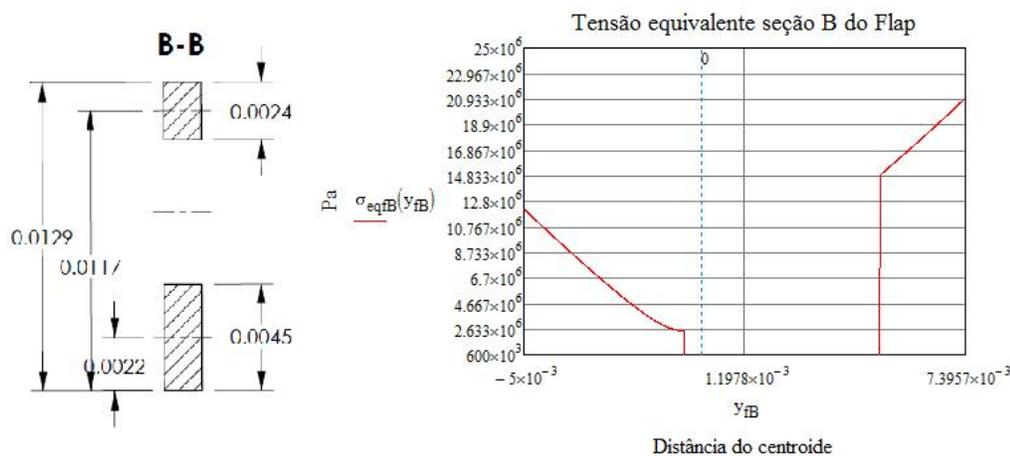


Figura 78: Diagrama de esforços cortante e fletor no flap [MDSolid].

Nos pontos críticos A e B as tensões foram calculadas considerando toda a área das seções analisadas como indicado na Figura 79 itens (a) e (b). Nota que, os diagramas abaixo representam as tensões equivalentes para seções de 1,58mm de espessura e, ao mudar a espessura (que pode variar de acordo com o material aplicado) o diagrama poderá ter mudanças significativas de máxima e mínima tensão registradas.



(a)



(b)

Figura 79 - Tensões registradas nas seções analisadas do flap (a) seção A, (b) seção B

[Mathcad].

Pela análise acima nota-se que a maior parcela da tensão registrada em A constitui-se da tensão cisalhante e em B, da tensão de flexão.

Os fatores de segurança foram calculados considerando a seção crítica encontrada na seção B, as tensões equivalentes para cada tipo de material e espessura estão representadas na Tabela 13 bem como seus respectivos fatores de segurança.

Tabela 13: Fatores de Segurança do flap.

Flap	Tensão de Escoamento (MPa)	Espessura (mm)	Tensão Equivalente (MPa)	FS
H100	3,5	4,7mm	6,4972	0,5387
H130	4,8	6mm	5,0895	0,9431
6061	55	1/32"	38,4718	1,4296
6061		1/16"	19,2359	2,8592
6061-T4	110	1/32"	38,4718	2,8592
6061-T4		1/16"	19,2359	5,7185
6061-T6	227	1/32"	38,4718	5,9004
6061-T6		1/16"	19,2359	11,8009
PSAI	32	1/16"	19,2359	1,6636
PSAI		5mm	6,1074	5,2396
Balsa	8	1/16"	19,2359	0,4159
Balsa		5mm	6,1074	1,3099
Balsa		6mm	5,0895	1,5719

6.1.7.3 – Asa

A distribuição de esforços no perfil da asa ficou como ilustrado na Figura 80.

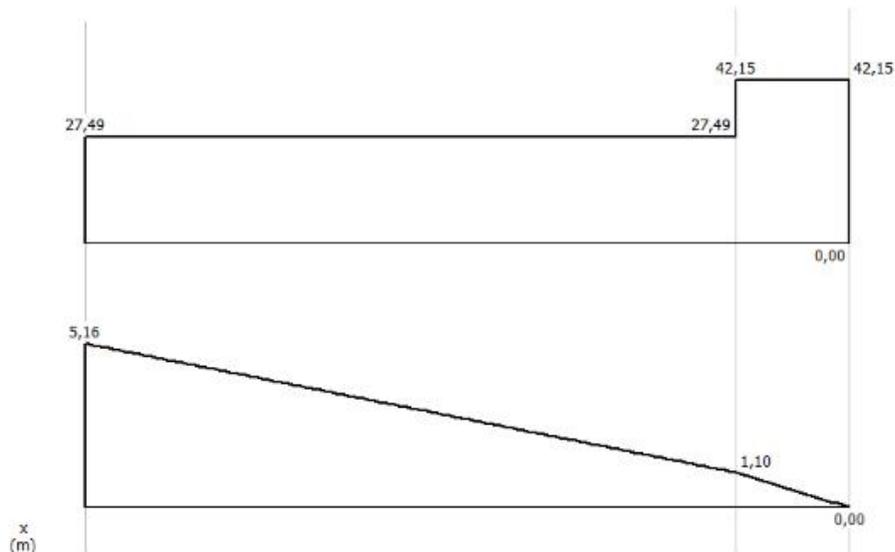
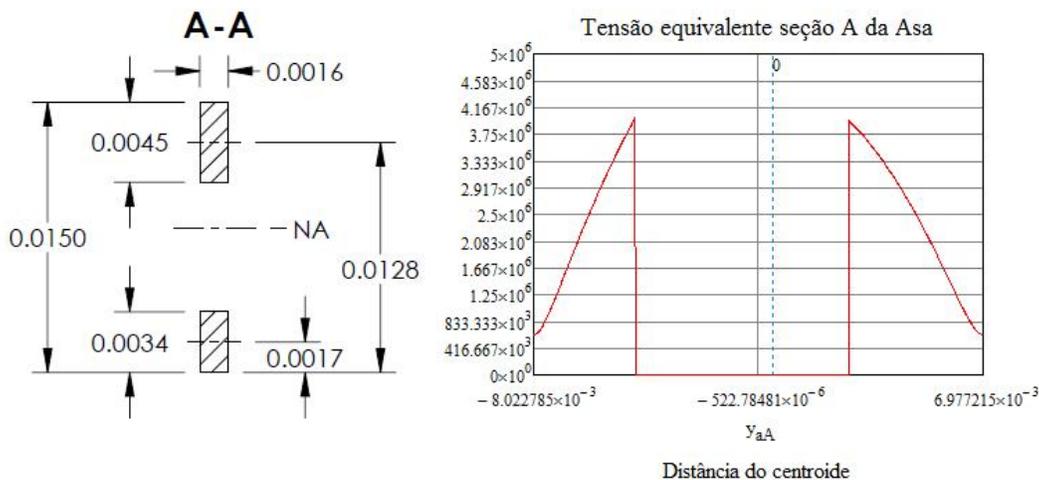
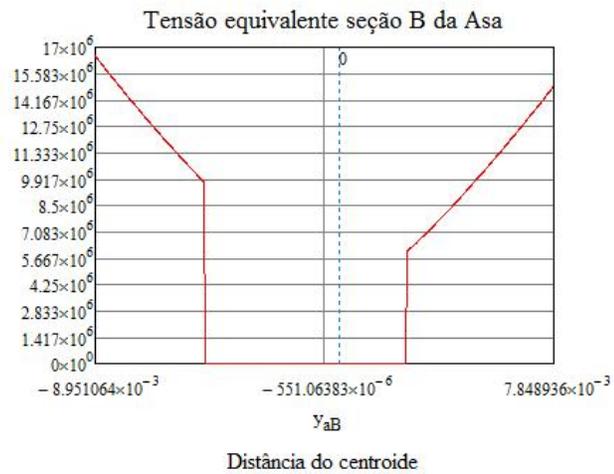
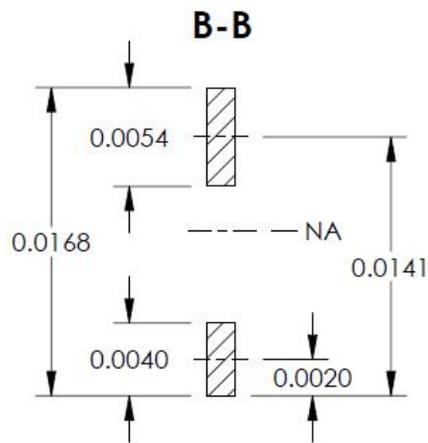


Figura 80: Diagrama de esforços cortante e fletor na asa [MDSolid].

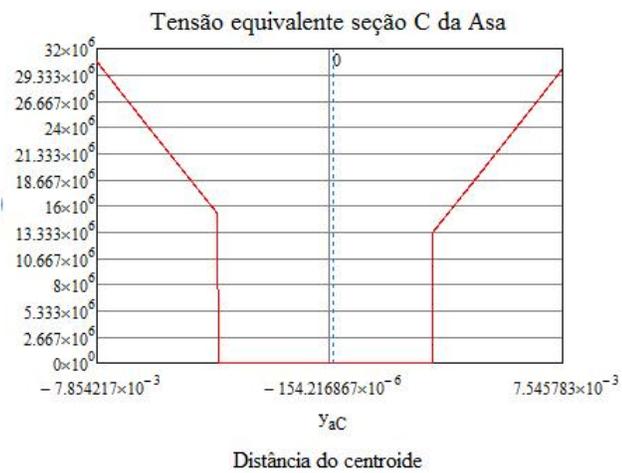
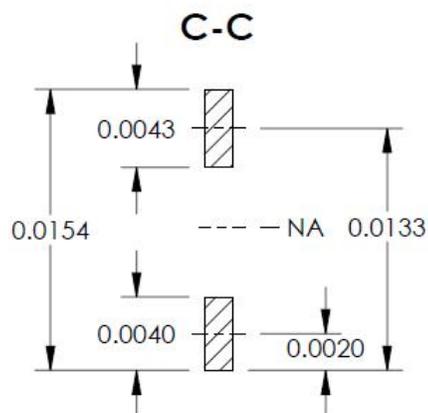
Conforme especificado no capítulo 5, Figura 48, a análise de tensões na asa foi realizada em diversas seções divididas igualmente, foram elas numeradas de A até H. A figura a seguir demonstra as geometrias das seções e sua tensões equivalentes para uma espessura de 1,58mm.



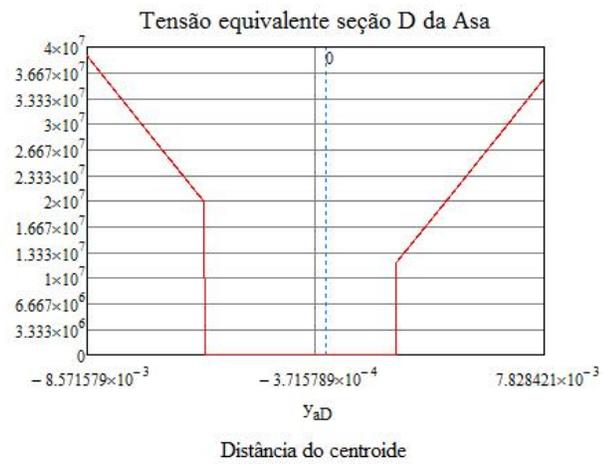
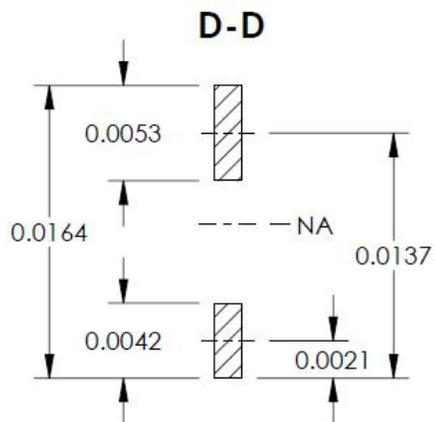
(a)



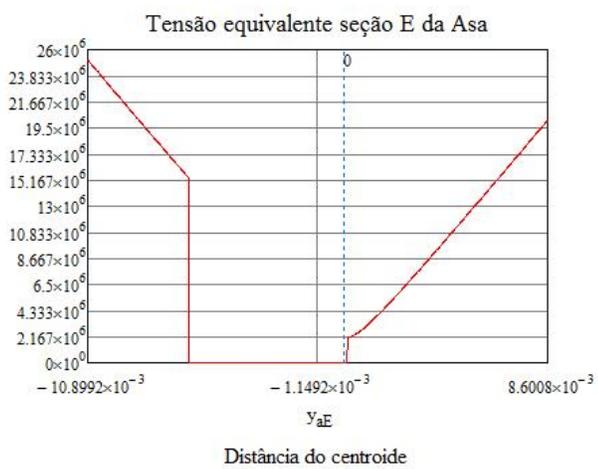
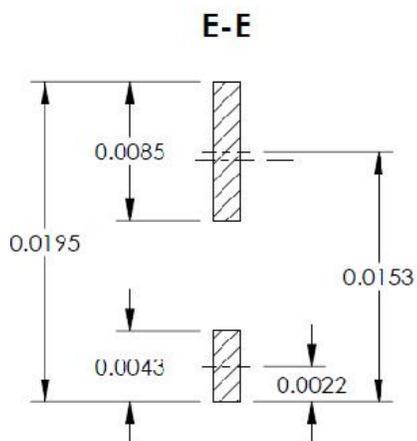
(b)



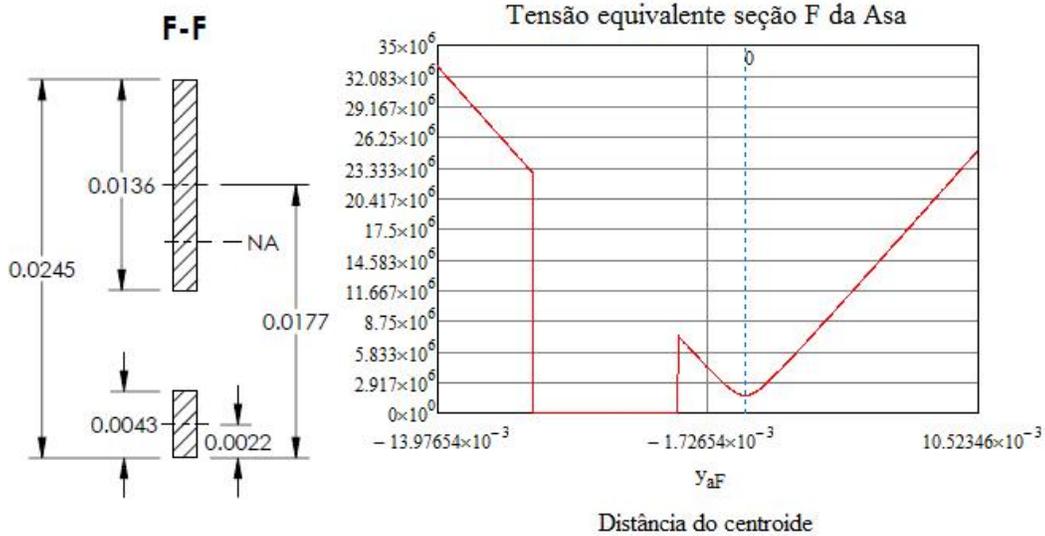
(c)



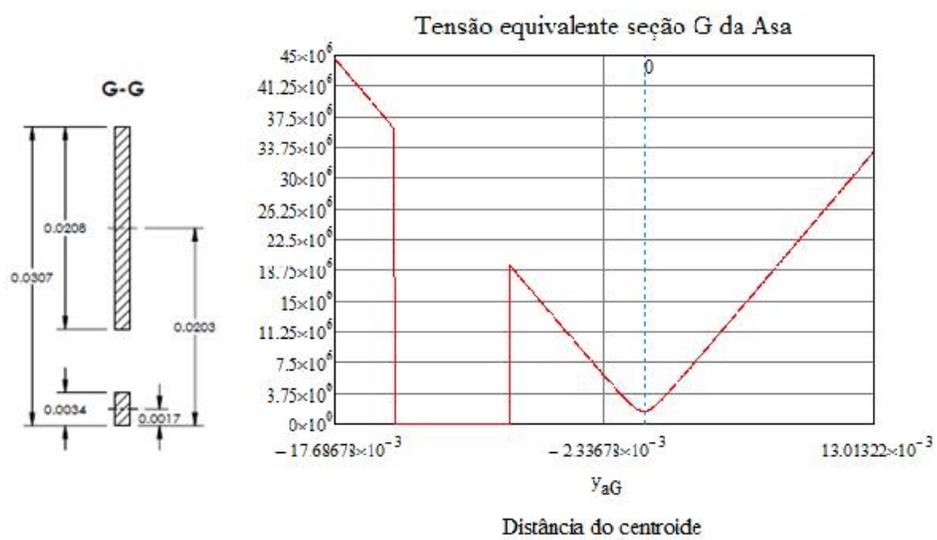
(d)



(e)



(f)



(g)

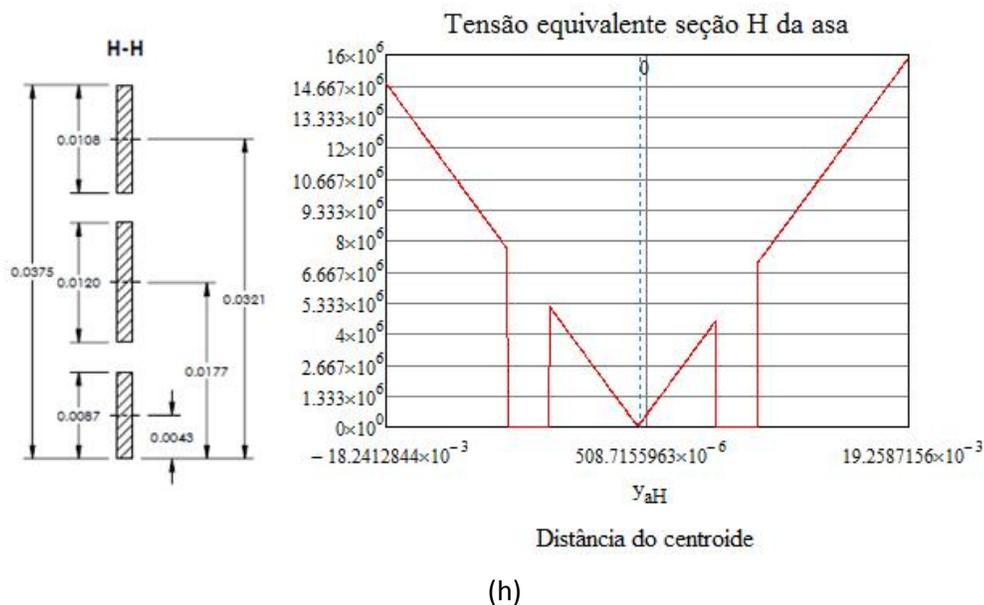


Figura 81: Tensões registradas nas seções analisadas da asa [Mathcad].

A maior tensão encontrada no perfil da asa foi na seção G. Alguns materiais e fatores de segurança estão apresentados na Tabela 14.

Tabela 14: Fatores de segurança da asa.

Asa	Tensão de Escoamento (Mpa)	Espessura (mm)	Tensão Equivalente (Mpa)	FS
6061	55	1/32"	90,1794	0,6099
6061		1/16"	45,0897	1,2198
6061-T4	110	1/32"	90,1794	1,2198
6061-T4		1/16"	45,0897	2,4396
6061-T6	227	1/32"	90,1794	2,5172
6061-T6		1/16"	45,0897	5,0344
PSAI	32	5	14,316	2,2353

6.1.7.4 – Fixadores

Os fixadores do flap e da asa foram dimensionados fixando valores padronizados de parafusos. Os resultados obtidos estão na Tabela 15.

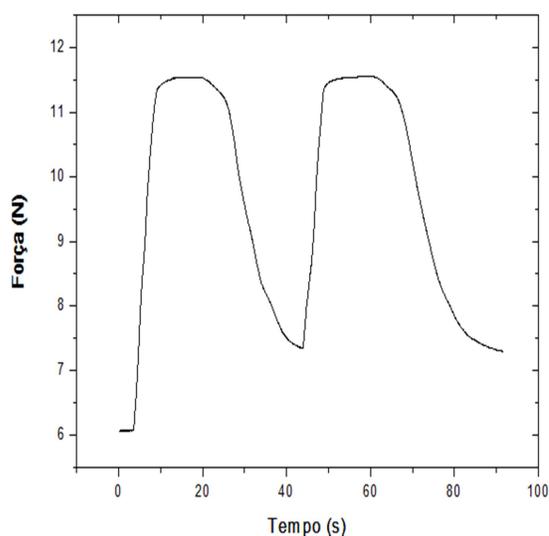
Tabela 15: Fatores de segurança dos fixadores.

Parafusos	Material	Tensão de Escoamento (MPa)	Diâmetro (mm)	Tensão Equivalente (MPa)	FS
Asa	PSAI	32	2	23,3327	1,3715
Asa			3	10,3701	3,0858
Flap			2	14,5733	2,1958
Flap			3	9,7155	3,2937

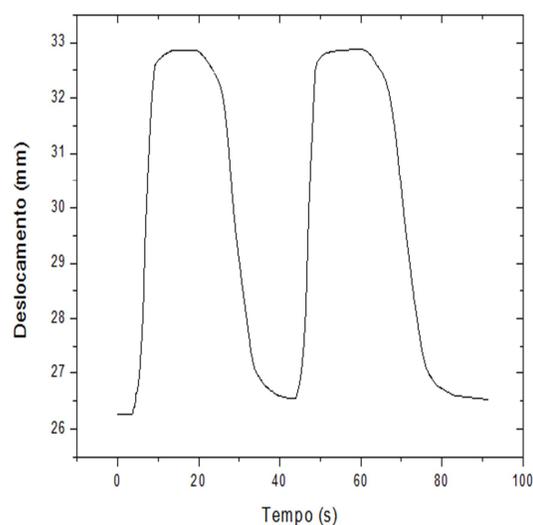
6.2 – Resultados da Análise Experimental

6.2.1 – Sistema Fio SMA-Mola Aço

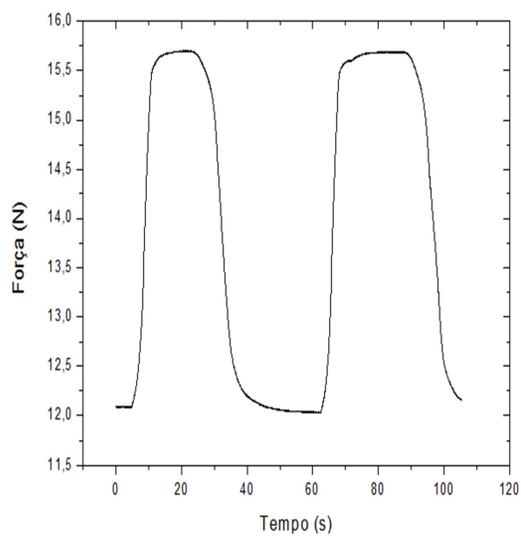
Os gráficos da Figura 82 expressam os resultados provenientes do comportamento do sistema fio-mola, visto na Figura 41, diante da aplicação de carregamentos e descarregamentos gradativos onde, em cada ensaio a pré-tensão inicial sobre a mola foi sendo aumentada de maneira a se obter a força máxima sobre o fio, tomando o cuidado para que não fosse ultrapassado o seu limite de resistência, para ser obtido o maior valor possível da variação do seu tamanho, traduzido como deslocamento, a fim de ser necessário um menor comprimento de fio de SMA para o mecanismo.



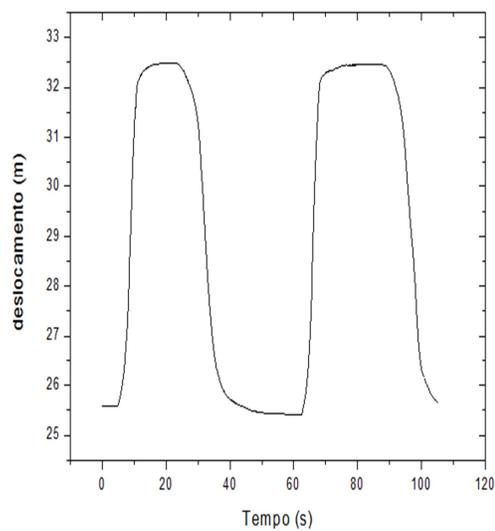
(a)



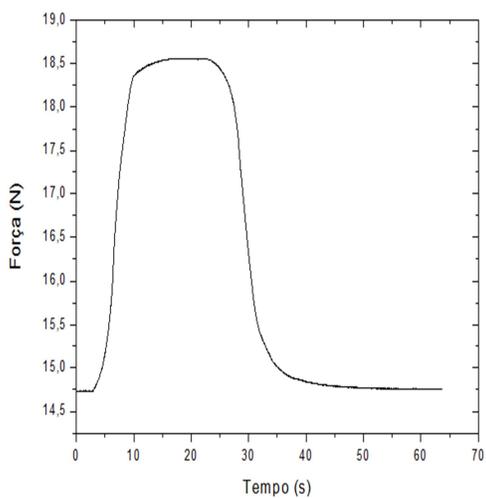
(b)



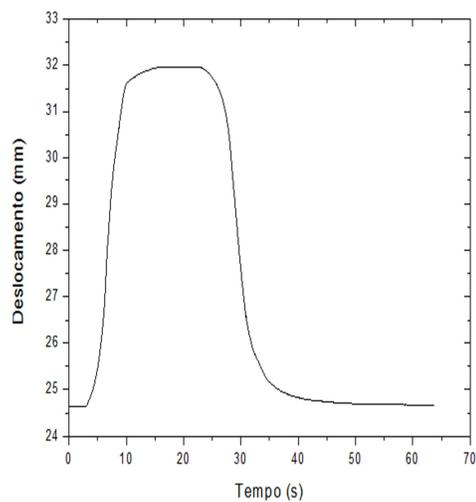
(c)



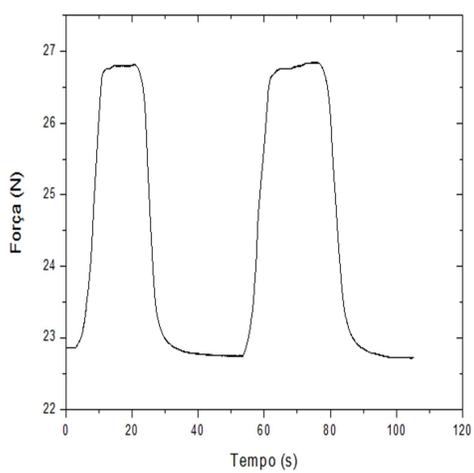
(d)



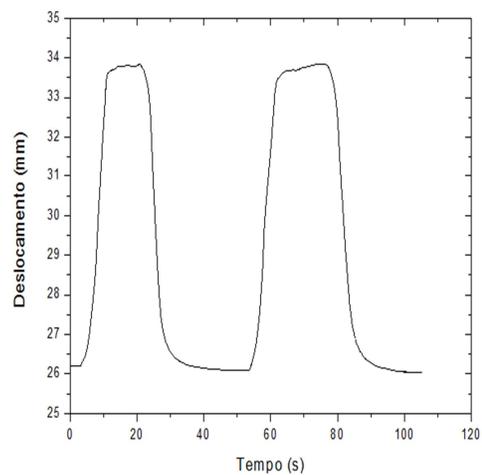
(e)



(f)



(g)



(h)

Figura 82: Carregamentos e descarregamentos gradativos sobre o sistema fio-mola.

6.2.2 - Sistema Mola SMA-Mola Aço

Os gráficos da Figura 83 expressam os resultados provenientes do comportamento do sistema Mola de SMA-Mola de Aço visto na Figura 54.

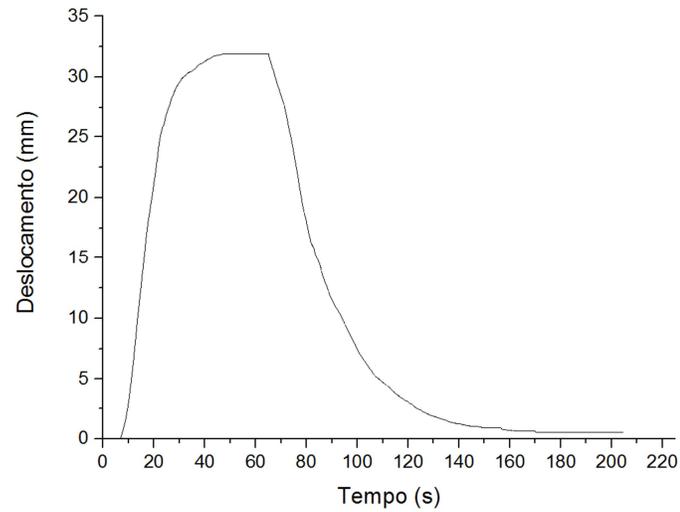


Figura 83: Gráfico Deslocamento(m) x Tempo (s).

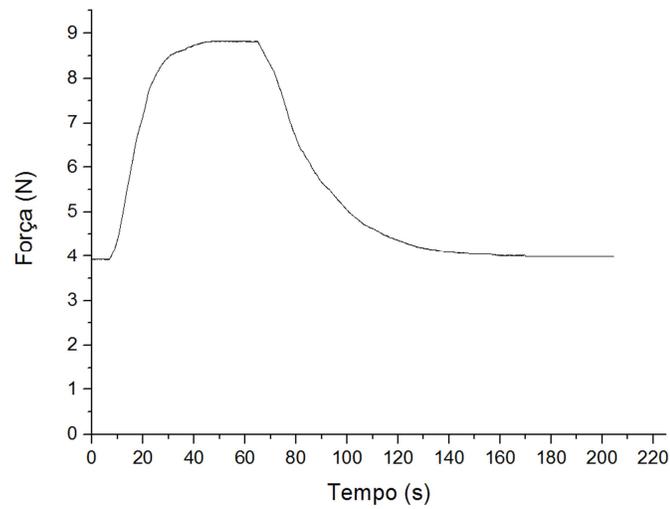
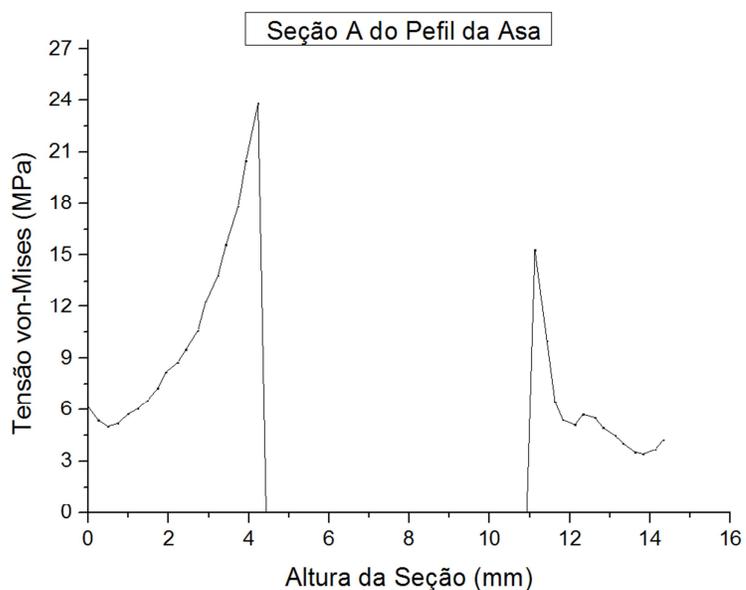


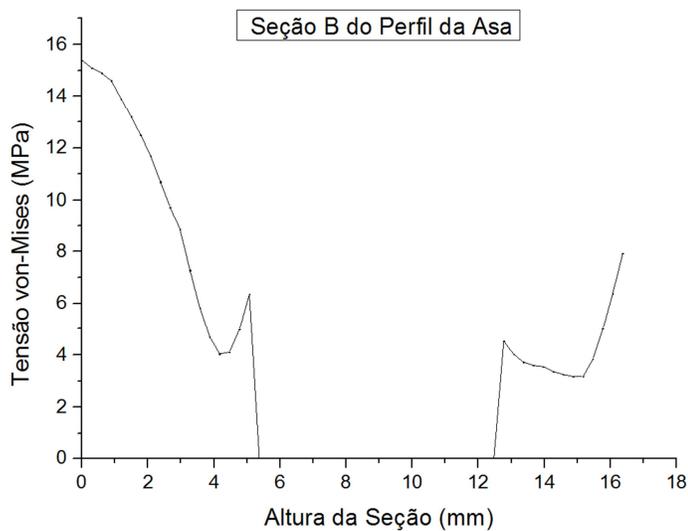
Figura 84: Gráfico Força (N) x tempo (s).

6.3 – Resultados da análise numérica por elementos finitos

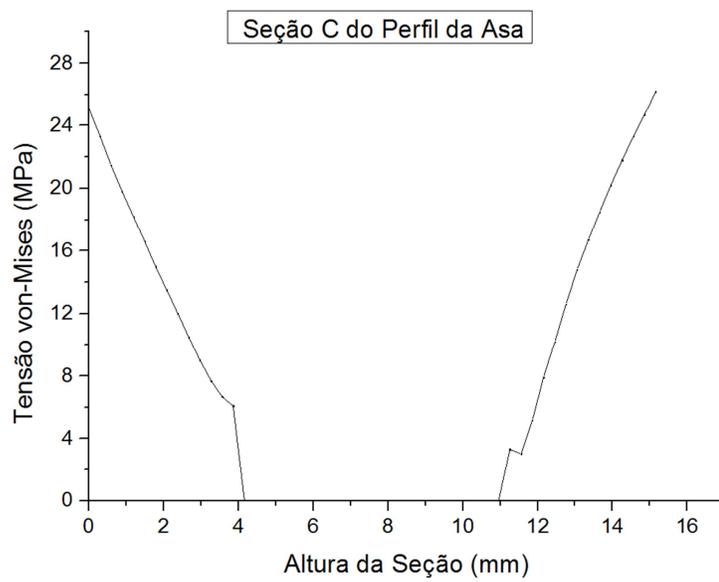
Seguem na Figura 85 os gráficos referentes à análise de tensão equivalente de von-Mises para as seções A-A, B-B, C-C, D-D, E-E, F-F, G-G e H-H do Perfil da Asa localizada próxima da região central da asa, considerando o avião na condição mais crítica em voo horizontal.



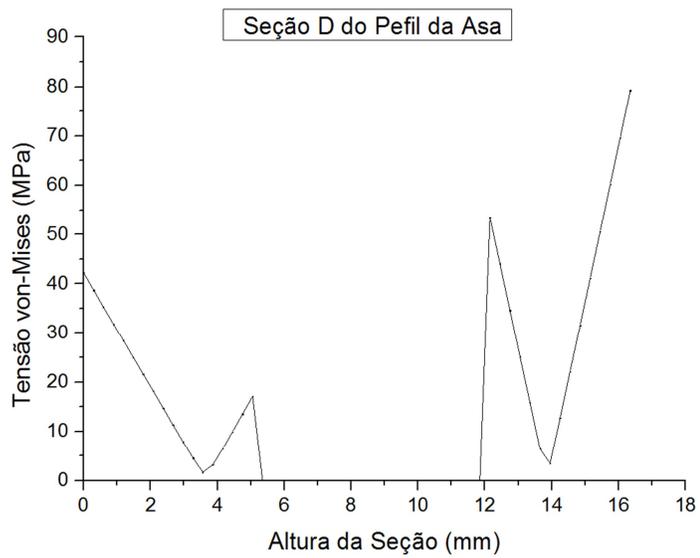
(a)



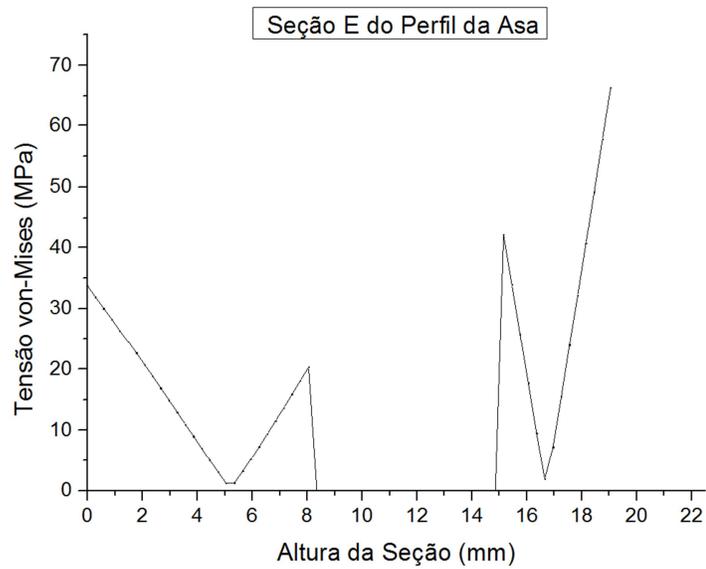
(b)



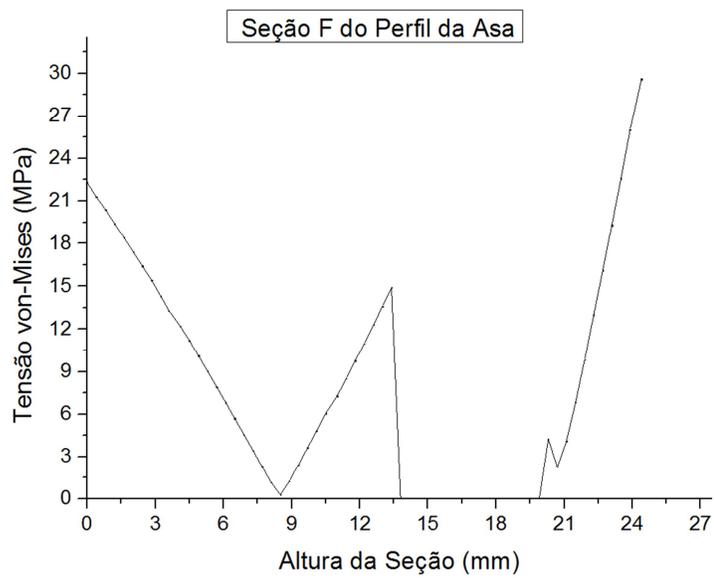
(c)



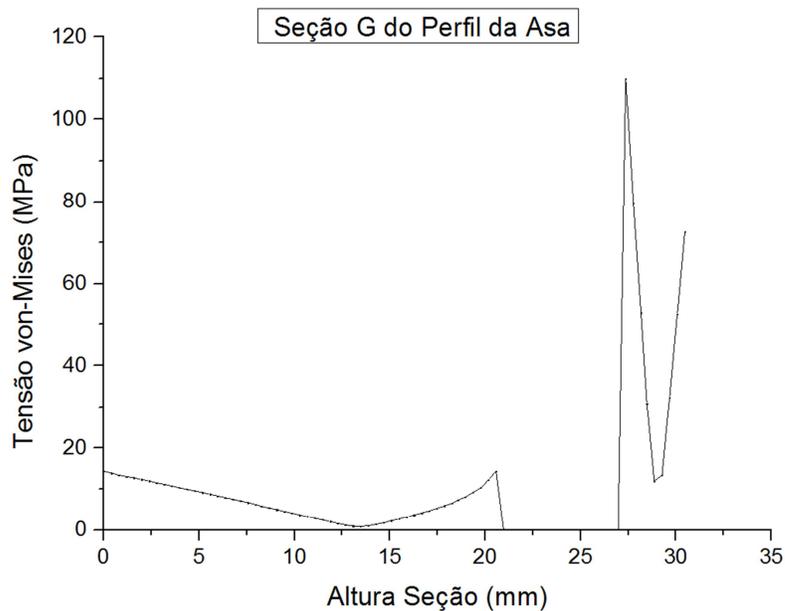
(d)



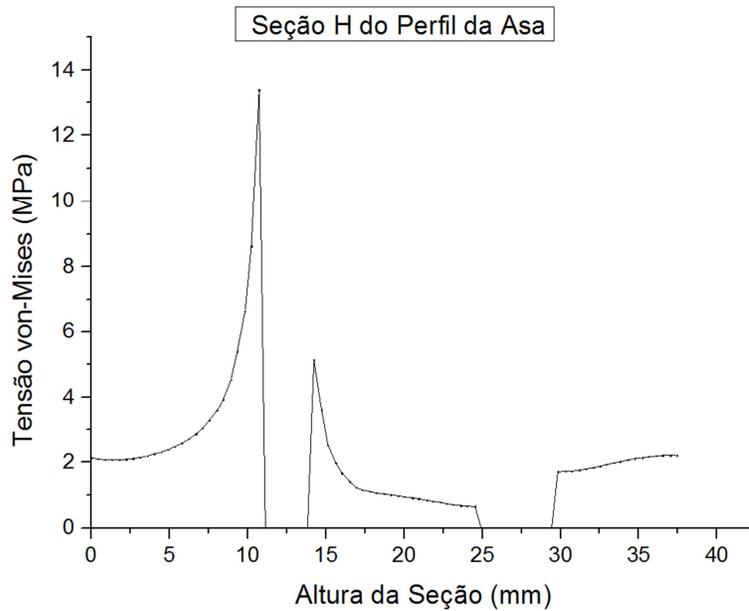
(e)



(f)



(g)



(h)

Figura 85: Gráficos da análise numérica por elementos finitos do Perfil da Asa próxima da região central da asa – (a) para a seção A-A; - (b) para a seção B-B; - (c) para a seção C-C; - (d) para a seção D-D; - (e) para a seção E-E; - (f) para a seção F-F; - (g) para a seção G-G; - (h) para a seção H-H.

Nas Figura 86, Figura 87 e Figura 88 seguem as distribuições da tensão equivalente de von-Mises, deslocamentos e fator de segurança, respectivamente, sobre todo o mecanismo, considerando a condição mais crítica no voo horizontal, ilustrada pela Figura 72. Nas Figura 89, Figura 90, Figura 91, Figura 92 e Figura 93 segue a distribuição da tensão equivalente de von-Mises para os principais componentes do mecanismo.

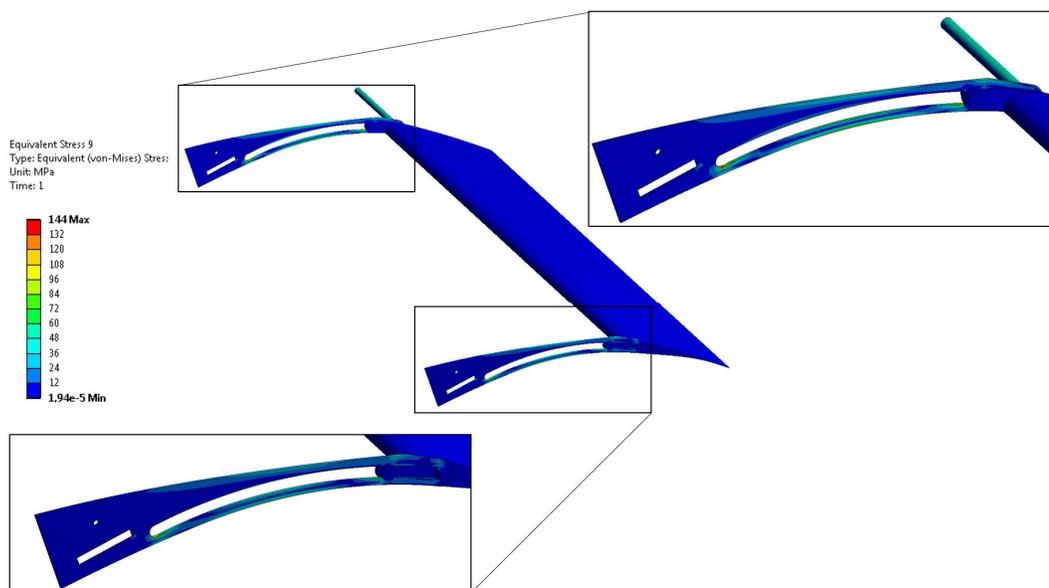


Figura 86: Plotagem da Tensão Equivalente de von-Mises sobre todo o mecanismo no caso mais crítico em voo horizontal.

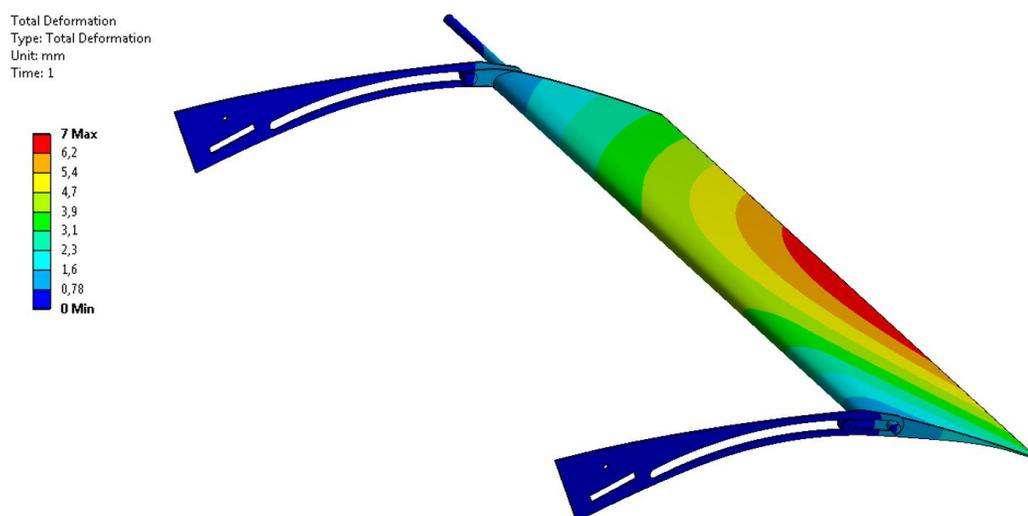


Figura 87: Plotagem do deslocamento sobre todo o mecanismo no caso mais crítico em voo horizontal.

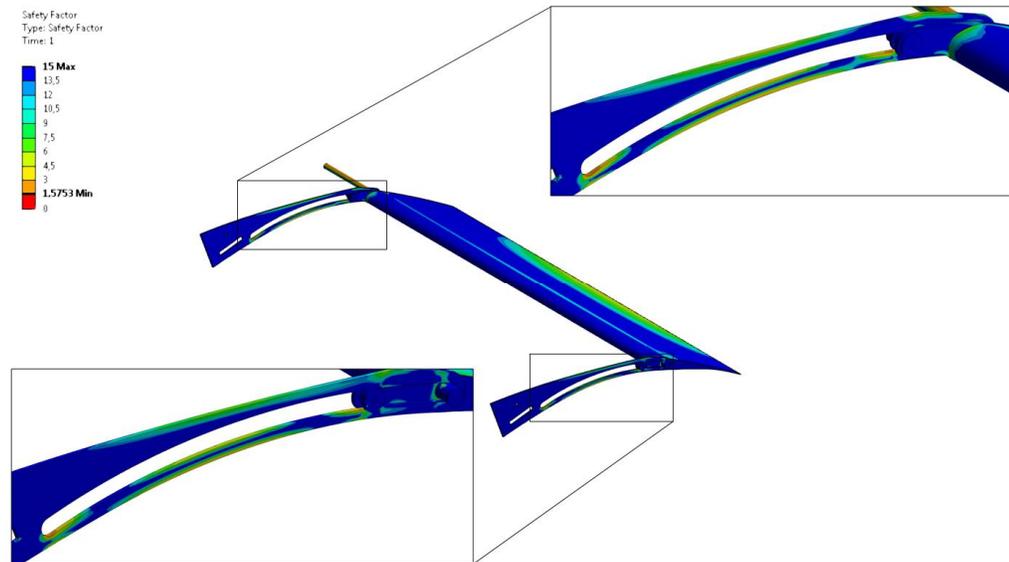


Figura 88: Plotagem da distribuição do fator de segurança sobre todo o mecanismo no caso mais crítico em voo horizontal.

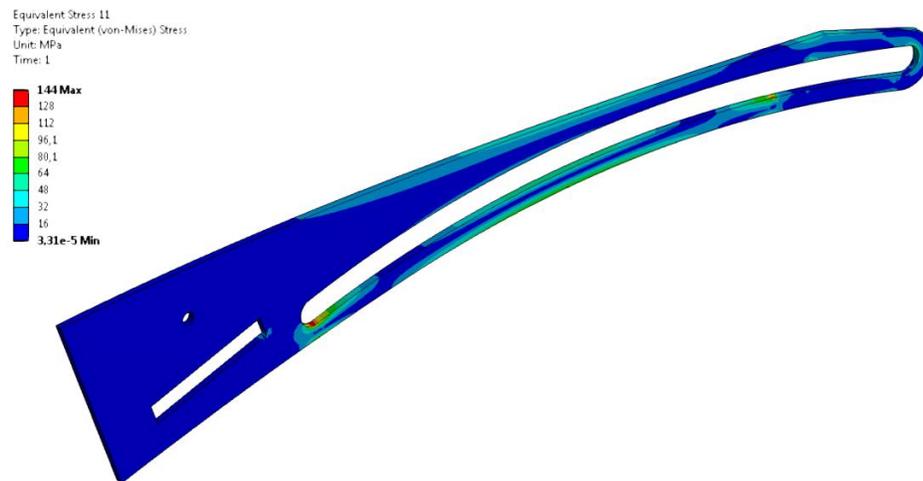


Figura 89: Plotagem da distribuição da Tensão de von-Mises na Porção do Perfil da Asa localizado próximo da região central, considerando o caso mais crítico em voo horizontal.

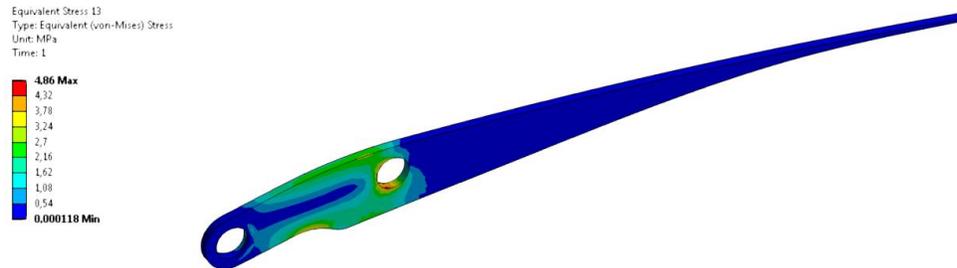


Figura 90: Plotagem da distribuição da Tensão de von-Mises no Perfil Lateral do Flap localizado próximo da região central, considerando o caso mais crítico em voo horizontal.

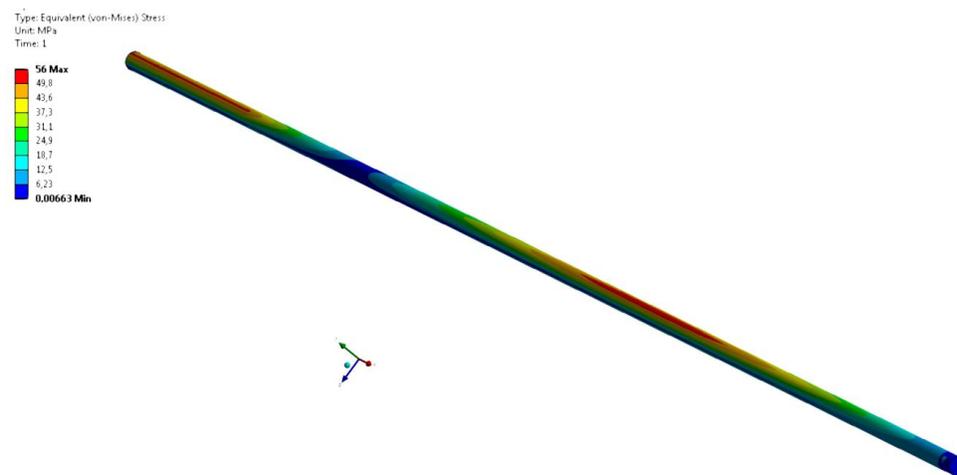


Figura 91: Plotagem da distribuição da tensão de von-Mises na longarina, considerando o caso mais crítico em voo horizontal.

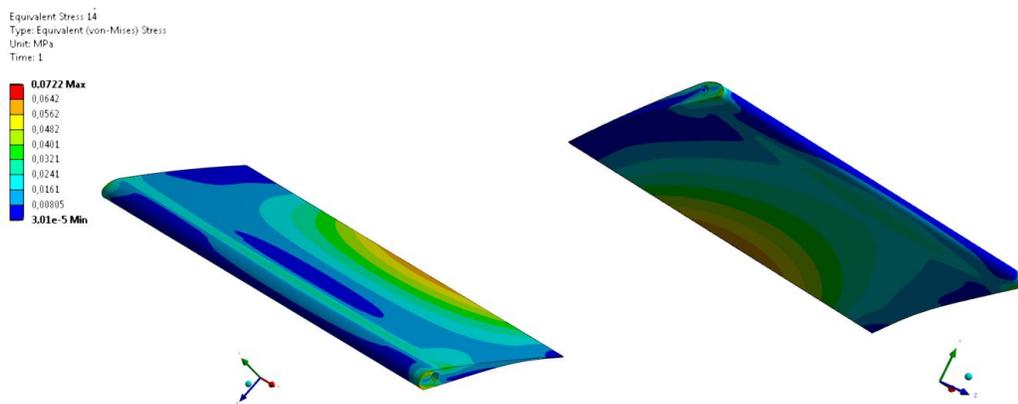


Figura 92: Plotagem da distribuição da tensão de von-Mises no Flap, considerando o caso mais crítico em voo horizontal.

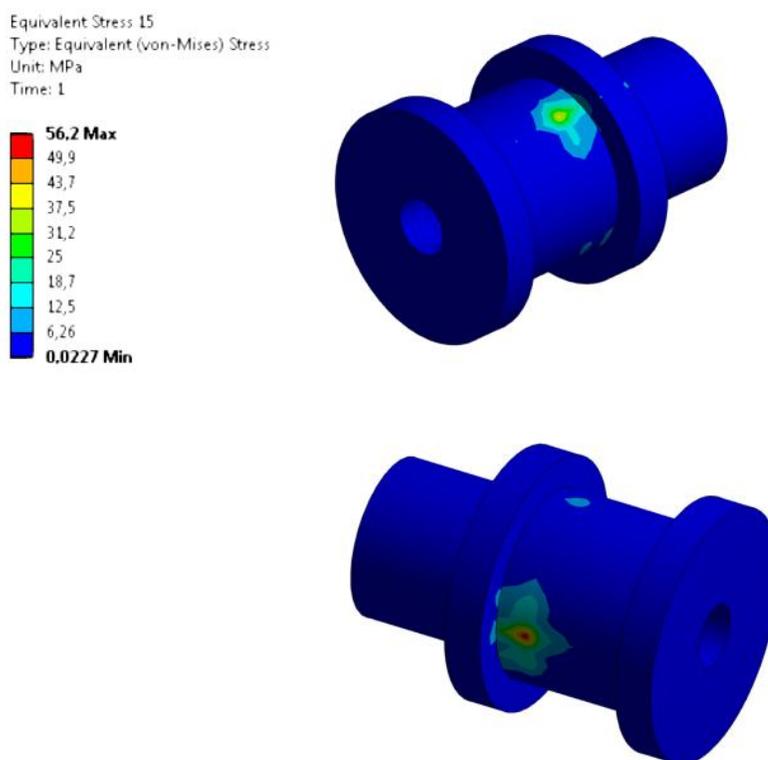


Figura 93: Plotagem da distribuição da tensão de von-Mises no Deslizador localizado próximo ao centro da asa, considerando o caso mais crítico em voo horizontal.

Nas Figura 94, Figura 95 e Figura 96, seguem as distribuições da tensão equivalente de von-Mises, deslocamentos e fator de segurança, respectivamente, sobre todo o mecanismo,

considerando a condição mais crítica em voo inclinado, ilustrada pela Figura 73. Nas Figura 97, Figura 98, Figura 99, Figura 100 e Figura 101, segue a distribuição da tensão equivalente de von-Mises para os principais componentes do mecanismo.

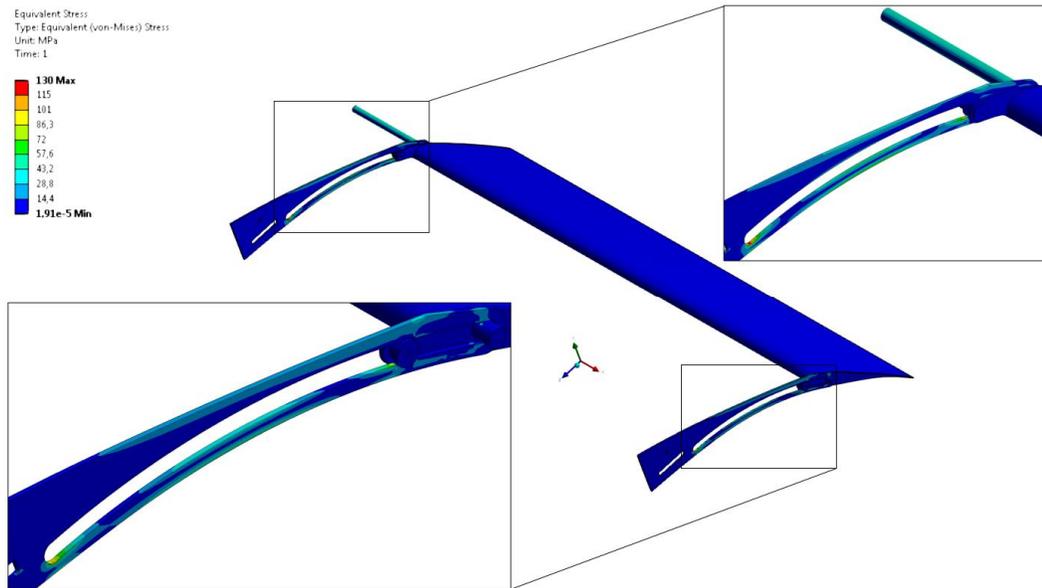


Figura 94: Plotagem da Tensão Equivalente de von-Mises sobre todo o mecanismo no caso mais crítico em voo inclinado.

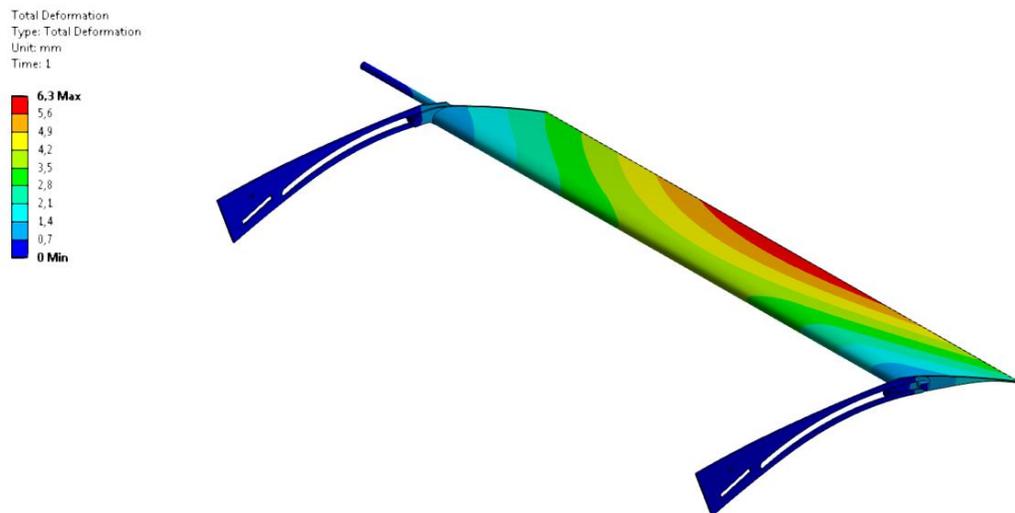


Figura 95: Plotagem do deslocamento sobre todo o mecanismo no caso mais crítico em voo inclinado.

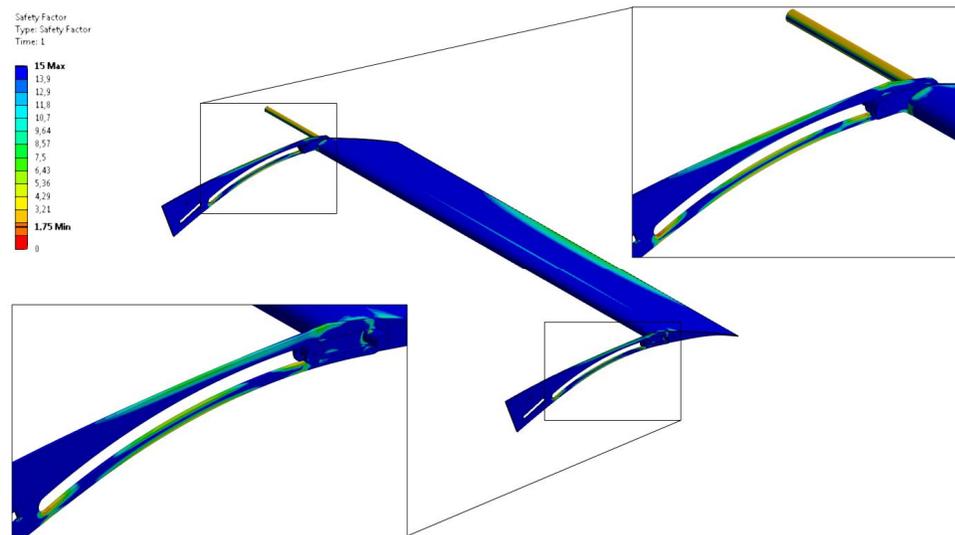


Figura 96: Plotagem da distribuição do fator de segurança sobre todo o mecanismo no caso mais crítico em voo inclinado.

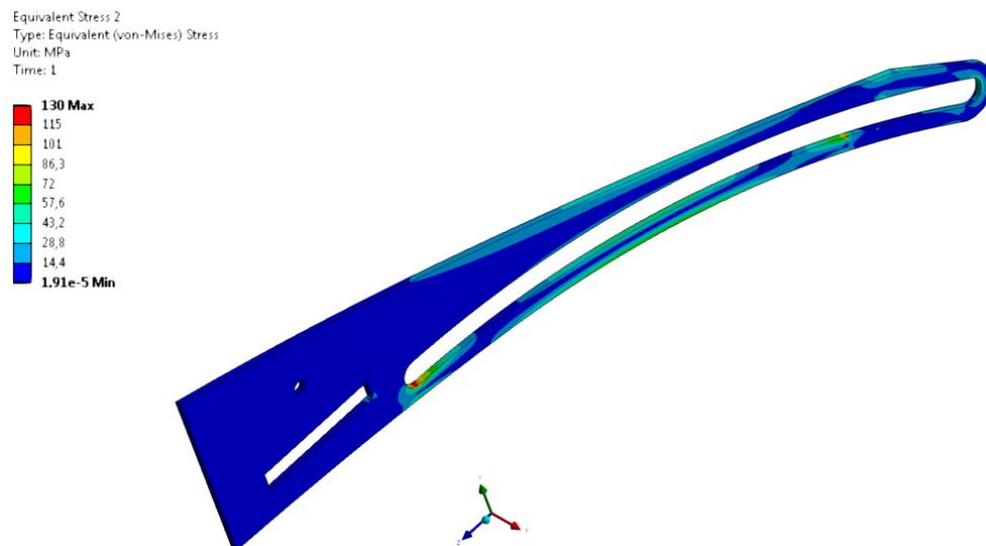


Figura 97: Plotagem da distribuição da Tensão de von_Mises na Porção do Perfil da Asa localizado próximo da região central, considerando o caso mais crítico em voo inclinado.

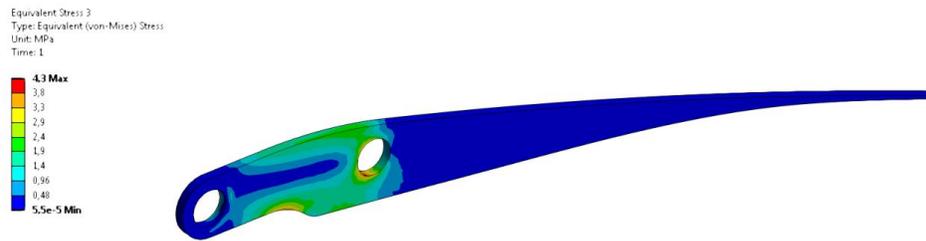


Figura 98: Plotagem da distribuição da Tensão de von_Mises no Perfil Lateral do Flap localizado próximo da região central, considerando o caso mais crítico em voo inclinado.

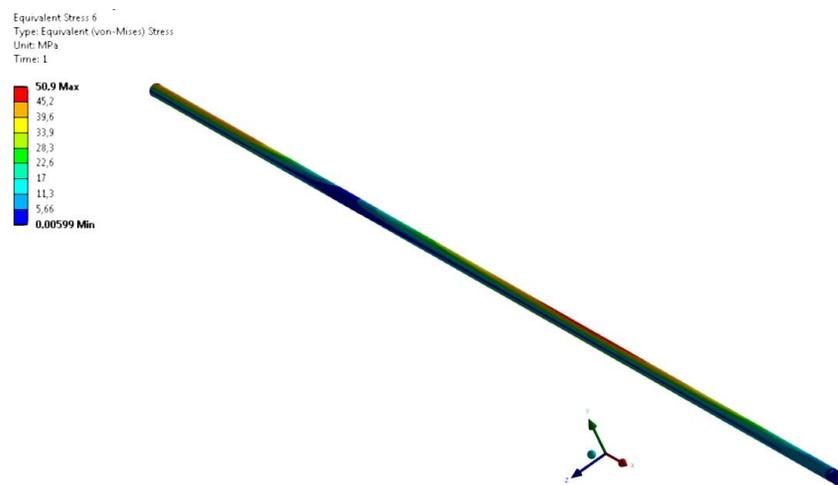


Figura 99: Plotagem da distribuição da tensão de von-Mises na longarina, considerando o caso mais crítico em voo inclinado.

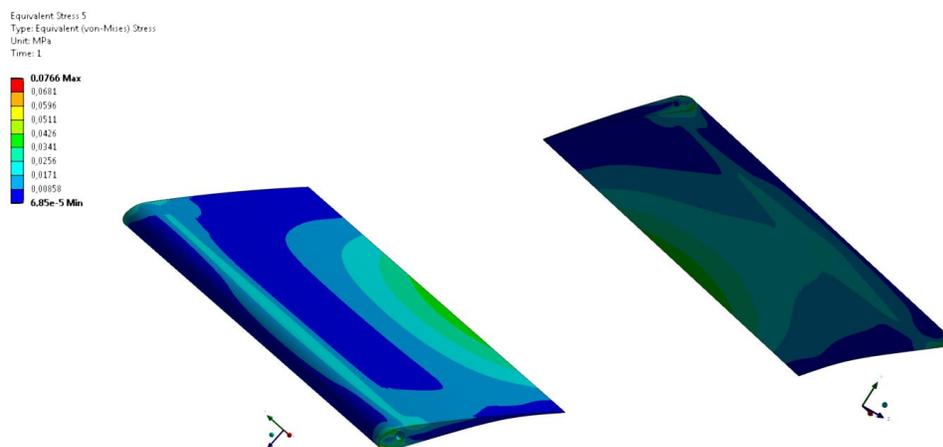


Figura 100: Plotagem da distribuição da tensão de von-Mises no Flap, considerando o caso mais crítico em voo inclinado.

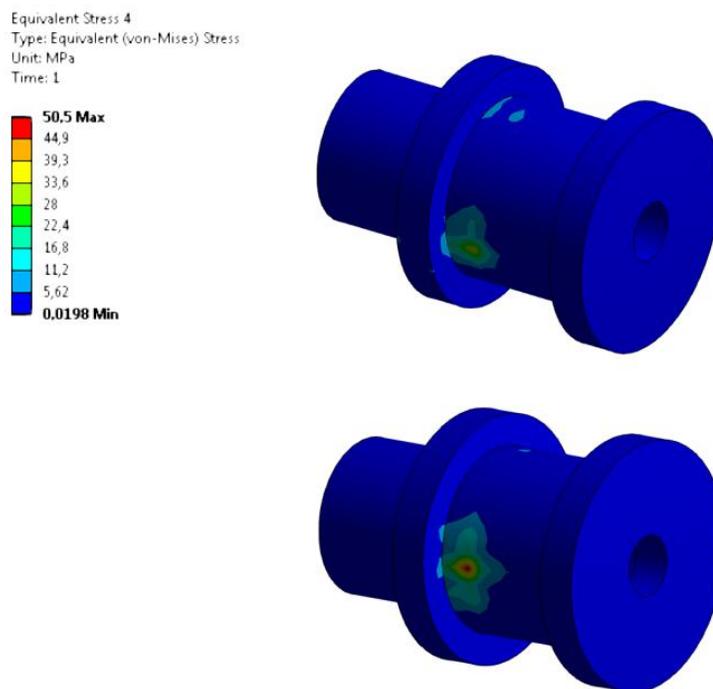


Figura 101: Plotagem da distribuição da tensão de von-Mises no Deslizador localizado próximo ao centro da asa, considerando o caso mais crítico em voo inclinado.

6.4 – Dimensionamento da bateria do Sistema Mola SMA-Aço

O dimensionamento da bateria do sistema foi realizado através da coleta de dados da tese da antiga mestrandia Juliana, onde os mesmos provaram que a escolha não seria pela energia dissipada e sim pela amperagem requerida.

Outro fator que influenciou na realidade do dimensionamento, foi não termos o coeficiente de arrasto do avião (C_f), onde o mesmo seria substituído para a determinação do número de Reynolds e o número de Nusselt médio influenciando diretamente na determinação do coeficiente de convecção que culminaria na determinação da quantidade de calor dissipada.

Diante deste fato foram determinados diversos valores para demonstrar a escolha da bateria através da amperagem e não pela potência dissipada no sistema.

6.5 – Análise dos modelos apresentados para o mecanismo de acionamento da trava

Foram pensadas diversas ideias para construir tal mecanismo, sendo que a ideia principal é a de posicionar um garfo que atuaria na longarina que contém os flaps.

A primeira ideia foi de a trava atuar diretamente nos dois flaps, porém essa ideia foi abandonada por causa das grandes dimensões que o mecanismo teria e como seriam usadas varetas cilíndricas que gerariam escoamento cruzado podendo ou não o mesmo ser turbulento provocando arrasto e conseqüentemente perda de rendimento do aeromodelo, a ideia é esboçada na figura a seguir:

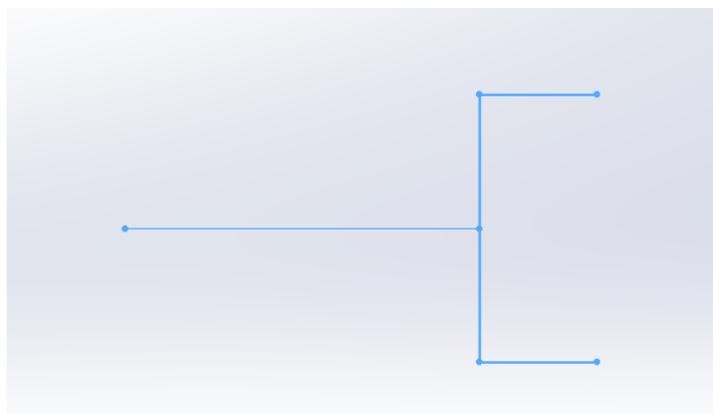


Figura 102: Esboço da trava em forma de garfo que prenderia diretamente nos flaps.

Outro modelo pensado foi usando mecanismo sem-fim, onde se teria um motor elétrico que acionava um parafuso sem fim numa “fêmea”. O movimento de recolhimento e expansão da trava ficaria a cargo deste conjunto sem fim, ou seja, pela rotação horária e anti-horária deste motor elétrico. A figura a seguir esboça a idéia;

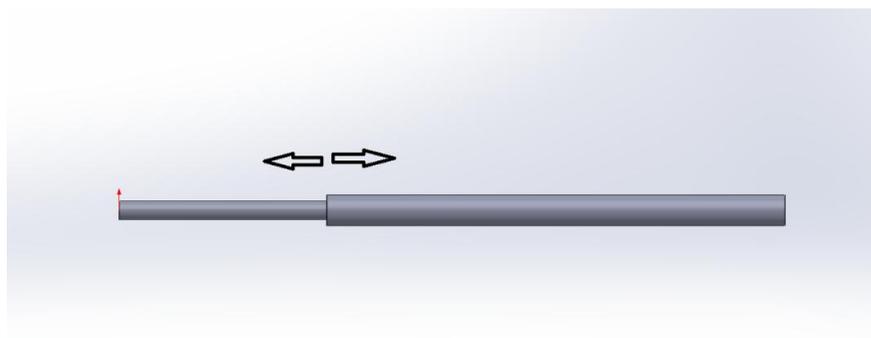


Figura 103: Movimento aumento e diminuição da distância provocada pelo eixo sem-fim acionada por um motor elétrico.

Esta idéia foi abandonada devido a dois motivos. O primeiro seria a dificuldade de automatização deste mecanismo e o segundo seria em relação ao espaço porque para alimentar este motor elétrico precisaria montar outro circuito elétrico além do circuito de alimentação da SMA, ocupando assim um valioso espaço.

Após outros estudos de viabilidade, chegou-se a conclusão que o que satisfaz todas as condições exigidas era um mecanismo de 4 barras acionado por um servo-mecânico e ficaria esboçado da seguinte forma:

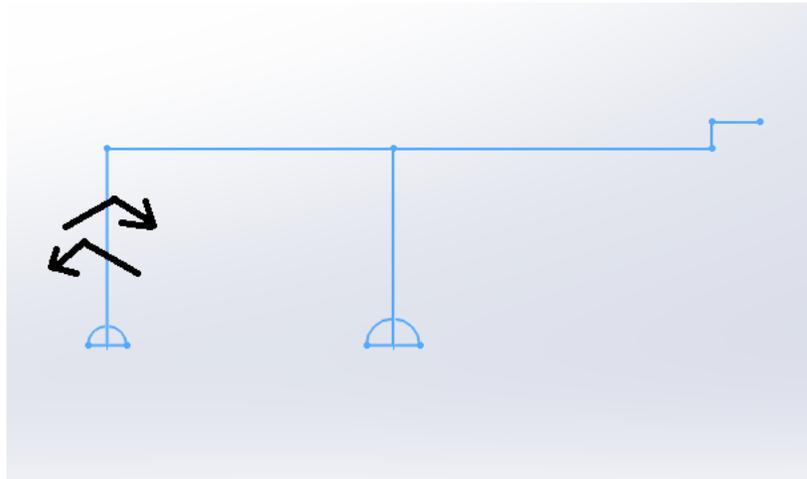


Figura 104: Esboço do mecanismo 4 barras para com a trava na extremidade.

Como mostrado na figura anterior pode-se notar que o movimento é realizado pela manivela acionada por um servo mecânico que aproxima e afasta a trava da longarina que contém os flaps.

CAPÍTULO 7

DISCUSSÃO

Nesse capítulo serão discutidos os resultados obtidos pelas análises analíticas, experimentais e numéricas.

7.1 – Discussão dos Resultados da Análise Analítica

7.1.1 – Dimensionamento do Flap

7.1.1.1 – Sustentação

De acordo com a Tabela 7, os ganhos de sustentação com a utilização dos flaps nas configurações estudadas variam de 130% até 150% do valor da sustentação da asa.

A força de sustentação por sua vez, irá variar de acordo com a configuração escolhida já que seu valor é diretamente proporcional ao valor do coeficiente de sustentação.

7.1.1.2 – Arrasto

Com os resultados obtidos referentes ao arrasto total provocado pela aplicação do flap Fowler na asa, constatou-se um aumento considerável no coeficiente de arrasto, de 26% até 50%. Embora o aumento do coeficiente de arrasto e conseqüentemente da força de arrasto seja, de forma geral, considerada negativa, o aumento percentual de sustentação supera consideravelmente a parcela do arrasto.

7.1.1.3 – Eficiência

Com os resultados dos coeficientes obtidos é possível concluir qual configuração resultará em maior ganho de eficiência na asa. Pela Tabela 9 conclui-se que a melhor configuração para o mecanismo em questão é a de um flap de 20% da corda da asa com 40° de angulação.

Porém, após estudos de fabricação do mecanismo foi verificado que a guia dos flaps, localizada no perfil da asa, exigiria demais componentes para tornar essa angulação possível.

Dito isso, para não tornar o mecanismo mais complexo e não adicionar ainda mais peso à estrutura optou-se por aplicar um flap de 30° de angulação.

Outro fator descoberto posteriormente que eliminou a possibilidade de aplicar um flap de 30% ou 40% da corda da asa foi que, como nessas configurações o deslocamento é maior, as dimensões da mola de SMA teriam que ser ainda maiores. Para evitar esse fato, o flap escolhido para aplicação foi o de 20% da corda da asa e 30° de inclinação.

7.1.2 – Sistema Fio SMA-Mola Aço

Iniciando pelos gráficos da Figura 64 tem-se:

Em (a), constatou-se que o fio leva 2,06 segundos para atingir a temperatura de 70°C, sendo esta escolhida a fim de se garantir a total transformação da fase martensita (M^+) em austenita para o completo acionamento do dispositivo.

Nesta situação, a aeronave se encontraria parada no solo se preparando para a decolagem.

Em (b), a partir do gráfico, notou-se que o fio leva 3.39 segundos para atingir os 70°C.

Para esta situação, a aeronave estaria em voo, onde existiria um intenso fluxo de ar passando em contato direto com o mecanismo constituído dos fios de SMA.

Agora, para os gráficos da Figura 65:

Em (a), constatou-se que o fio leva 109 segundos para atingir a temperatura ambiente, que representaria a situação da aeronave ainda em solo, parada.

Já em (b), constatou-se que o fio levaria 11,25 segundos para atingir a temperatura ambiente, sendo que para a retração dos flaps para a sua posição original, durante o voo, não há exigências de tempos muito rápidos, mas também não muito lentos. Assim, especulasse que essa faixa de tempo de resposta não interferiria no desempenho da aeronave durante o voo.

Com relação aos gráficos da Figura 66:

Em (a), notou-se que o maior tempo de resposta para o aquecimento está relacionado a um $h = 100 \text{ W/m}^2 \cdot ^\circ\text{C}$.

Já em (b), notou-se que o menor de tempo de resposta para o resfriamento está relacionado também a um $h = 100 \text{ W/m}^2 \cdot ^\circ\text{C}$.

Analisando os gráficos da Figura 67, tem-se:

Em (a), notou-se que no intervalo de 1 a 1,9 A conforme se aumenta a intensidade da corrente ocorre uma drástica redução de tempo de aquecimento. Já a partir de aproximadamente 3,1A o aumento da intensidade da corrente proporciona insignificantes reduções no tempo de aquecimento para o funcionamento do mecanismo.

Já em (b), mais uma vez correntes acima de aproximadamente 3,1A não proporcionam significativas reduções de tempo de aquecimento para o funcionamento do mecanismo.

7.1.3 – Sistema Mola SMA-Mola Aço

Na procura por uma mola física, de rigidez próxima a 150N/m, foi achada uma mola de 160N/m, com 55 espiras, diâmetro do fio de 0,54mm e com comprimento relaxado de 36mm.

Pela Tabela 16, tem-se os dados da deflexão axial e da força referentes tanto na temperatura ambiente, que representa a configuração dos flaps recolhidos, quanto na temperatura de aquecimento, que representa a configuração dos flaps acionados, para a mola de constante de rigidez correspondente a 160N/m. Com esta, foi registrado, na temperatura ambiente, uma força axial de 3,451N e, na temperatura de aquecimento, uma força axial de 6,911N, que proporcionou um curso teórico de 24mm.

Tabela 16: Dados da deflexão axial e força, na temperatura ambiente e no aquecimento, e o curso obtido, considerando uma mola de aço com constante de rigidez 160 N/m².

Ka = 160 N/m						
Temperatura Ambiente			Temperatura Aquecimento			
Beta (%)	Deflexão axial (m)	Força (N)	Beta (%)	Deflexão axial (m)	Força (N)	Curso (m)
55	0,067	3,451	0	0,043	6,911	0,024

7.2 – Discussão dos Resultados da Análise Experimental

7.2.1 – Sistema Fio SMA-Mola Aço

Pela Figura 82, nota-se que em quase todos os gráficos foram aplicadas duas seções de carregamento e descarregamento com a finalidade de checar o comportamento do fio de SMA diante dessa repetitividade, que foi constatada como diferindo muito pouco uma da outra.

Em (a), começou-se a análise com a aplicação de uma pré-tensão de 6N e, como resultados, registrou-se uma força máxima de 11,5N que, pelo gráfico em (b), gerou uma variação máxima de 6,75mm.

Em (c), aumentou-se um pouco a pré-tensão para 12,0N e, como resultados, registrou-se uma força máxima de 15,75N que, pelo gráfico em (d), gerou uma variação de 7 mm, um pouco maior que o obtido no 1º ensaio.

Em (e), aumentou-se com valores maiores a pré-tensão, que foi para 15,0N, e, como resultados, registrou-se uma força máxima de 18,5N que, pelo gráfico em (f), gerou uma variação de 7,4mm.

Por último, em (g), elevou-se a pré-tensão para 23N e, como resultados, registrou-se uma força máxima de 26,8N e, pelo gráfico em (h), gerou uma variação máxima de 7,7mm. Foi com esta pré-tensão que a mola seria ajustada na construção do mecanismo, caso fosse utilizado o sistema Fio SMA- Mola Aço.

7.2.2 – Sistema Mola SMA-Mola de Aço

Com base nos resultados do ensaio experimental envolvendo a mola helicoidal de SMA associada em série com a mola helicoidal de aço, foi registrada uma força axial máxima, durante a montagem na temperatura ambiente, em torno de 3,56N, onde ocorreu a deflexão axial aproximada de 55mm na mola de aço e 90mm na mola de SMA. Já no aquecimento, a força axial máxima registrada foi de aproximadamente 8,63N, onde ocorreu a deflexão axial aproximada de 88mm na mola de aço e 57mm na mola de SMA, que gerou um curso real de 33mm. A mola de SMA levou cerca de 40s para, durante o aquecimento, proporcionar a obtenção do curso máximo e, durante o resfriamento, esta levou cerca de 95s para chegar a temperatura ambiente e retornar completamente à posição inicial.

7.3 – Discussão dos resultados da análise numérica por elementos finitos

De acordo com os resultados da análise por elementos finitos, o mecanismo como um todo apresentou resistência e deflexão mecânica em níveis aceitáveis com fator de segurança mínimo em torno de 1,5 diante da condição mais crítica tanto para voo horizontal quanto para voo inclinado.

Analisando os resultados de tensão e fator de segurança nos Perfis Laterais dos Flaps, estes apresentaram fatores de segurança altos para as condições de carregamento. Isso é explicado pelo fato destes terem que ser rígidos o suficiente para o acionamento e recolhimento dos flaps. Além disso, o fato do Plástico PSAI ser bastante liso facilita o deslizamento entre os Perfis Laterais dos Flaps e as Porções dos Perfis da Asa. Já os demais componentes, apresentaram tensões e fatores de segurança semelhantes aos calculados pelas análises analíticas validando, desse modo, a análise.

7.4 – Discussão do dimensionamento da estrutura

De acordo com os resultados obtidos nos estudos de forças aerodinâmicas e tensões no mecanismo é possível fazer uma seleção apropriada de materiais para compor cada componente do sistema.

Para a longarina, utilizou-se um tubo maciço de carbono de 6mm por ser mais leve que um material metálico e oferecer fator de segurança de 1,5634, considerado aceitável para aplicação visto que o fator de segurança para um diâmetro inferior fica abaixo de 1 e, um de diâmetro superior, tem um fator de segurança muito elevado,

No caso do flap, algumas opções são viáveis sendo que, algumas são de mais cara fabricação. Pelo custo benefício e também critérios de tolerância dimensionais e atrito, o material preferencial para fabricação dos perfis laterais do flap será o plástico PSAI, pois sua fabricação é feita a partir de uma chapa padronizada por máquina a laser capaz de garantir tolerâncias dimensionais para o funcionamento pleno do sistema.

As tensões encontradas no perfil da asa foram as maiores de todo mecanismo, os materiais selecionados para análise foram ligas de alumínio aeronáutico 6061 normal e com tratamento térmico de tempera nível T-4 e T-6, além do plástico de alto impacto PSAI. No caso do alumínio foram levados em consideração duas espessuras de fabricação padronizada

de 1/16 polegadas e 1/32 polegadas e, embora pelos resultados analíticos seja possível afirmar que uma chapa de alumínio de 1/32 polegadas é aplicável para o caso, existem dúvidas se tal chapa de 1/32 polegadas tem rigidez adequada para não comprometer o mecanismo.

Pela análise analítica, o plástico PSAI de 5 mm de espessura também é passível de aplicação. Porém, embora tanto a análise analítica quanto a por elementos finitos tenha apontado a mesma seção crítica, houve uma discrepância de resultados na qual, por segurança, optou-se utilizar uma chapa alumínio 6061-T6 de 1/16 polegadas como matéria prima para fabricação da asa para garantir o bom funcionamento de todo sistema.

Para finalizar a escolha de materiais, os parafusos de fixação do sistema de fabricação proposta em plástico ABS possuem fator de segurança adequado para um diâmetro de 3mm ambos. Porém, os parafusos de fixação do flap tem as funções de correr em um rasgo guia de 6.5mm de espessura e fixar as molas de aço responsáveis por retrair o sistema. Para fixação das molas foi pensado em parafusos e porcas padrões de aço onde a mola seria comprimida pelo torqueamento da porca à superfície do parafuso.

Com o objetivo de exercer as duas funções descritas foi elaborado um conjunto com uma capa feita em plástico ABS com diâmetro externo de 6mm para correr no rasgo guia com um furo central por onde é fixado um parafuso de aço de 2mm de diâmetro para manter o conjunto seguro e fixo à mola de aço.

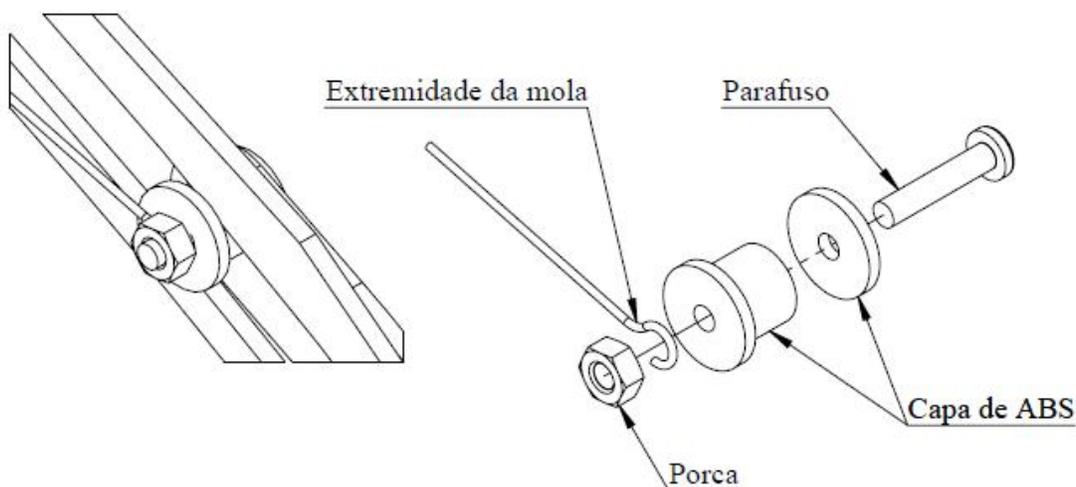


Figura 105: Montagem do parafuso do flap com a capa de ABS.

7.5 - Discussão da escolha da bateria do Sistema Mola SMA-Aço

De acordo com os valores determinados na tabela a seguir, pode-se notar que os valores são extremamente inferiores à potência fornecida pela bateria e por isso deve ser levado em consideração a amperagem fornecida.

Tabela 17: Informações para a bateria.

NOME	VALORES
Potência Dissipada	0,152 W
Potência Útil	14,4 W
Coefficiente de convecção	$67 \text{ W/m}^2 \text{ } ^\circ\text{C}$
Quantidade de calor requerida para $T = 70^\circ \text{C}$	0,104 W

De acordo com o que foi visto na tabela anterior somente a amperagem nos fornece parâmetros para a procura de um par de baterias no mercado, sendo a bateria abaixo selecionada para prover os circuitos com a amperagem necessária para um rendimento satisfatório do sistema.



Figura 106: Bateria selecionada para prover cada um dos dois circuitos.

Além da escolha da bateria alimentadora do mecanismo Mola SMA-Aço, ficou decidido que seria abandonada a idéia do mecanismo biela-manivela-pistão, sendo o mesmo substituído por um interruptor acionado por um servo mecânico devido à dificuldade de se

encontrar o sincronismo entre os chaves de liga e desliga dos circuitos, a nova idéia será ilustrada na figura abaixo:

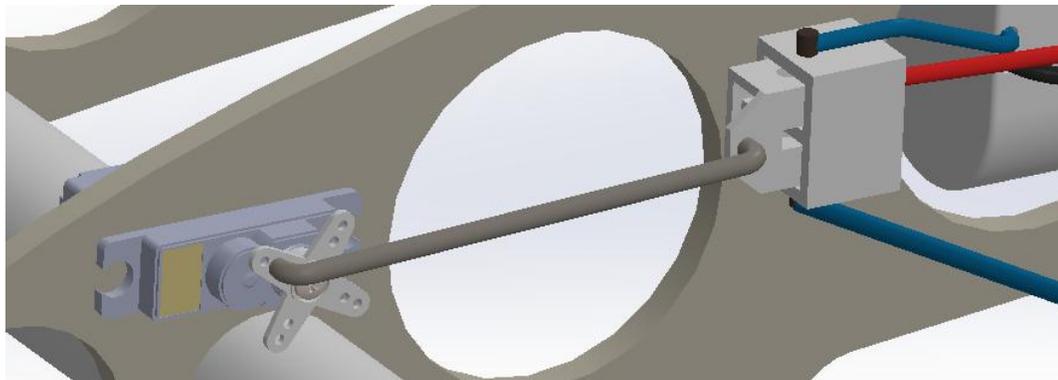


Figura 107: Detalhamento do acionamento do interruptor.

Essa nova idéia não só é mais simples que a anterior como também é muito mais compacta favorecendo assim um ganho de espaço e de carga conforme mostra a figura abaixo:

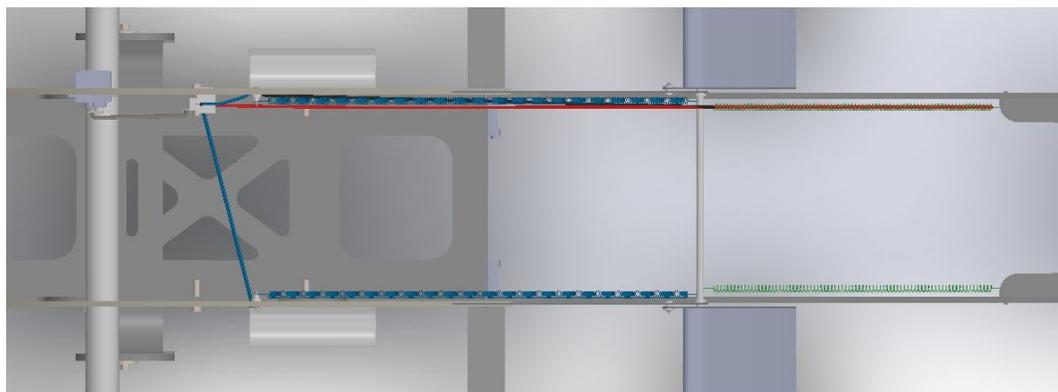


Figura 108: Vista superior do compartimento de carga onde está o circuito alimentador, nota-se a racional utilização do espaço.

7.6 – Discussão sobre a trava do Sistema Mola SMA-Aço

A idéia escolhida para se por em prática foi a idéia do mecanismo de 4 barras acionado por um servo-mecânico. Tal fato aconteceu devido à facilidade de automação do mecanismo onde o mesmo pode ser acionado pelo rádio transmissor depois de contar o tempo de aquecimento, onde o flap estará em sua posição de abertura máxima. Abaixo poderá ser vista a figura em 3D desenhada no software SólidWorks:

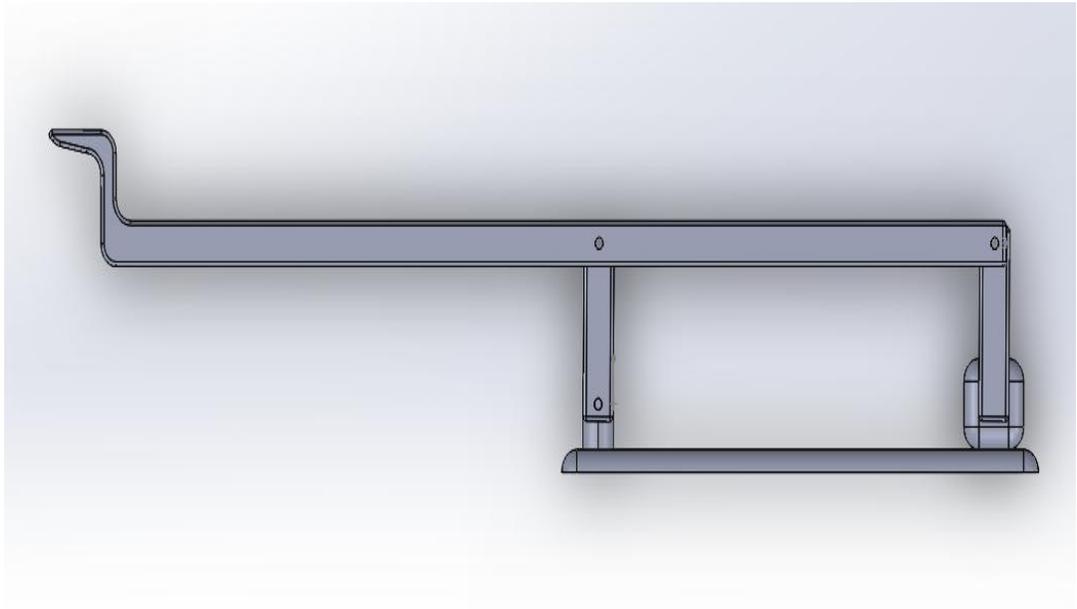


Figura 109: Mecanismo de travamento pronto para ser instalado no aeromodelo.

Será mostrado a seguir o mecanismo de travamento instalado no aeromodelo, mostrando assim o quanto é compacto e rígido para conter os esforços solicitados pelo Sistema Mola SMA-Aço.

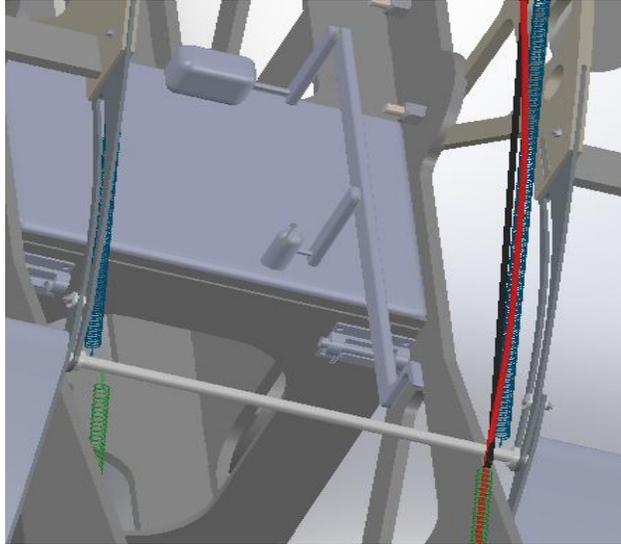


Figura 110: Mecanismo instalado no aeromodelo nota-se o pequeno espaço ocupado pelo mesmo. .

O material desse mecanismo é o mesmo do aeromodelo, que é fibra de carbono o que difere somente são os pinos onde os mesmo são de alumínio.

Para garantir uma maior resposta ao mecanismo, o mesmo foi colocado o mais perto possível da longarina que contém os flaps, como mostra a figura abaixo:

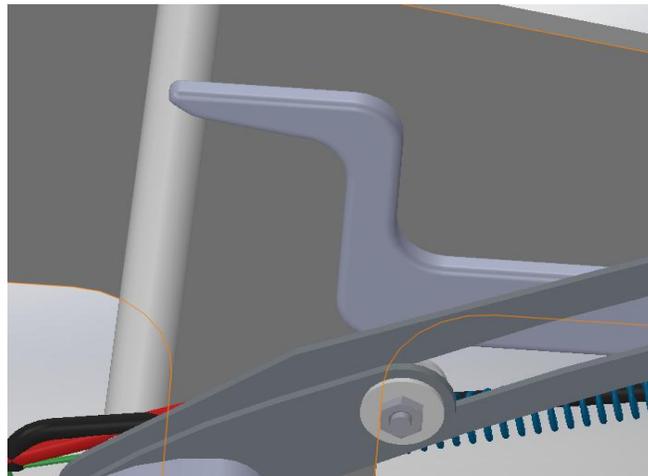


Figura 111: Mecanismo numa posição aleatória, nota-se o quanto é perto da longarina dos flaps.

CAPÍTULO 8

CONCLUSÃO

Com relação aos resultados aerodinâmicos, as variações dos coeficientes de sustentação mostraram uma grande possibilidade de melhora significativa para a decolagem do aeromodelo.

Com relação ao estudo do sistema Fio SMA-Mola de Aço, nota-se que, com o ajuste do coeficiente de convecção para $25 \text{ W/m}^2\cdot\text{°C}$, conforme visto na Tabela 18, o modelo analítico e o experimental, para o caso do resfriamento, se igualam. Entretanto, com este mesmo coeficiente para o caso do aquecimento, não há uma grande aproximação dos resultados entre os modelos, existindo, assim, uma discrepância. Deve ser averiguado se esta diferença está relacionada ao atraso na estabilização da corrente elétrica fornecida ao fio pela fonte ou se é por meio de outra causa. Depois de ser averiguado e corrigido isto, pode-se prever o comportamento do fio de SMA ligado a uma mola helicoidal de aço de forma acurada.

Tabela 18: Comparativo entre os modelos analítico e Experimental com célula de carga para o sistema Fio SMA-Mola Aço.

$25 \text{ W/m}^2\cdot\text{°C}$	Aquecimento do fio pelo modelo analítico	2,250s
$25 \text{ W/m}^2\cdot\text{°C}$	Aquecimento do fio pelo modelo experimental	7,81s
$25 \text{ W/m}^2\cdot\text{°C}$	Resfriamento do fio pelo modelo analítico	28,40s
$25 \text{ W/m}^2\cdot\text{°C}$	Resfriamento do fio pelo modelo experimental	28,40s

Com relação ao estudo do sistema Mola de SMA-Mola de Aço, nota-se que, com o ajuste do valor de β para 55%, conforme visto na Tabela 19, o modelo analítico e o experimental, para o caso da determinação da força axial, na associação sob pre-tensão, na temperatura ambiente, se mostram próximos. Entretanto, para o caso da determinação da força axial e do curso, na associação sob tensão, no aquecimento, não há uma grande aproximação dos resultados entre os modelos, existindo, assim, uma discrepância. Deve ser averiguado se

esta diferença está também relacionada ao atraso na estabilização da corrente elétrica fornecida ao fio pela fonte ou se é por meio de outra causa. Depois de ser averiguado e corrigido isto, pode-se prever o comportamento da mola helicoidal de SMA ligada a uma mola helicoidal de aço de forma acurada.

Tabela 19: Comparativo entre os modelos analítico e Experimental com célula de carga para o sistema Mola de SMA-Mola Aço.

	Análise Analítica	Ensaio Experimental
Força axial (N) na montagem, temperatura ambiente	3,451	3,56
Força axial (N) na montagem, aquecimento	6,911	8,63
Curso (mm)	24	33

Além disso, para o desenvolvimento do mecanismo, constatou-se que era necessário um fio muito longo. Desse modo, optou-se em sua substituição por uma mola de SMA, que se caracterizou como a melhor solução, proporcionando um sistema mais compacto, com um menor número de componentes, de fácil instalação, reparo e manutenção, e, de certa forma, interferindo menos na parte estrutural da aeronave, uma vez que um fio muito grande enrolado na fuselagem ou dentro da asa poderia ocasionar em um aumento dos esforços internos sobre a parte estrutural, o que levaria a um reforço nestas áreas, aumentando, assim, o peso da estrutura. Com um sistema mais compacto como é o caso da mola, instalada na região central da aeronave, a região a ser reforçada passa a ser menor e, conseqüentemente, menor será o número de componentes e o peso a ser acrescentado à estrutura.

Na simulação por elementos finitos, constatou-se que o mecanismo como um todo está resistente o suficiente para sofrer as condições de voo mais críticas, considerando voos a 19m/s submetido a rajadas de vento de 8m/s tanto para a posição horizontal quanto para a posição de inclinação máxima de 15°, com um fator de segurança mínimo de 1,5.

Os estudos analíticos da estrutura foram feitos sob as mesmas condições da simulação por elementos finitos. Após a validação dos parâmetros com a simulação foi realizado um estudo mais detalhado com diferentes materiais e variando as tensões de escoamento e

espessuras padronizadas de cada material. Por fim foram selecionados os materiais que melhor se adequam em cada aplicação.

A massa adicionada ao aeromodelo com o uso do mecanismo é apresentada na Tabela 20.

Tabela 20: Massa dos componentes do mecanismo.

Peça	Massa (g)	Qtde.	Massa Total (g)
Perfil da asa	15,95	4	63,8
Perfil de apoio	12,18	6	73,08
Perfil do Flap	3,73	4	14,92
Longarina	60,80	1	60,8
Isopor	10,00	4	40
Bucha	0,18	6	1,08
Fixadores	0,51	18	9,18
Mola de Aço	8,52	2	17,04
Mola de SMA	4,68	2	9,36
Interruptor	85,81	1	85,81
Bateria	80,00	2	160
Massa total do mecanismo			535,07

Equiparando os dados obtidos na Tabela 20 com os valores da força de sustentação em diferentes situações presentes na Tabela 10, consegue-se estipular o ganho real da capacidade de carga do aeromodelo com a adição dos flaps na Tabela 21.

Tabela 21: Ganho real da capacidade de carga.

Situação	Vel. do vento (m/s)	Vel. do aero (m/s)	Ângulo de Ataque aero	F Sustentação (aplicada) (Kgf)	Massa do mecanismo do flap (Kg)	Ganho Real (kg) por flap	Ganho Total (kg)
1	0,000	19,000	0°	1,383	0,535	0,848	1,695443
2	0,000	19,000	15°	1,122	0,535	0,587	1,173792
3	3,000	19,000	0°	1,842	0,535	1,307	2,614383
4	3,000	19,000	15°	1,504	0,535	0,969	1,938277
5	4,000	19,000	0°	2,013	0,535	1,478	2,956932
6	4,000	19,000	15°	1,644	0,535	1,109	2,217971
7	6,000	19,000	0°	2,379	0,535	1,844	3,687717
8	6,000	19,000	15°	1,942	0,535	1,407	2,814669
9	8,000	19,000	0°	2,775	0,535	2,240	4,479399
10	8,000	19,000	15°	2,266	0,535	1,731	3,46107

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AIRFOIL DATABASE, UIUC Applied Aerodynamics Group. Department of Aerospace Engineering. University of Illinois. Disponível em:

http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html;

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;

Bandeira, E.L. Análise de Trelças com Memória de Forma e não-linearidades geométricas através do Método de Elementos Finitos. Dissertação COPPE/UFRJ, 2005;

CARRIER UK. Carrier models design. Disponível em:

<http://www.cheffers.co.uk/cl1des.html>;

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

FINKBEINER, JOHN; AHMAD, JAMAL; SANTOSA, WILLIAM; XU, GUO. Biomimetic Fish Actuated by Shape Memory Alloy. Department of Mechanical Engineering. The City College of New York, 2011;

HOLMAN, J.P., Transferência de Calor. McGraw-Hill, 1983;

HOMA, JORGE M.. Aeronaves e Motores – Conhecimentos Técnicos ASA, 2008;

Paiva, A.; Modelagem do Comportamento de Ligas com Memória de Forma. Tese de Doutorado. Departamento de Engenharia Mecânica, PUC-RIO, 2004;

PEREIRA, J., Um estudo sobre atuadores lineares com molas helicoidais de ligas com memória de forma. 2009. 108f. Dissertação (Mestrado em Tecnologia) – CEFET/RJ. Rio de Janeiro, 2009;

PLATT: Aerodynamic Characteristics of a Wing with Fowler Flaps, Including Flap Loads, Downwash and Calculated Effect on Take-off, N.A.C.A. Report No. 534, 1935;

RODRIGUES, LUIZ. Introdução ao Projeto de Aeronaves, Taperá AeroDesign. Instituto de educação, Ciência e Tecnologia, São Paulo, s.d.. Disponível em:

http://www.engbrasil.eng.br/index_arquivos/aula8.pdf;

ROSA, E., Introdução ao Projeto Aeronáutico: Uma contribuição à Competição SAE Aerodesign. Florianópolis, UFSC/GRANTE, ed. Tribo da Ilha, 2006;

ROSKAM, JAM: Airplane Design Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic. 1987;

SAINTIVE, NEWTON. Teoria de Vôo: Introdução à Aerodinâmica, ed. Asa, 2006;

SELIG, MICHAEL: Summary of Low-Speed Airfoil Data, Vol 1. SoarTech Publications, 1995;

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;

SONG, GANGBING; MA, NING; Robust control of a shape memory alloy wire actuated flap. Smart Materials and Structures Laboratory, Department of Mechanical Engineering, University of Houston, Houston, TX, USA, 2007;

WEZINGER, CARL: Pressure Distribution Over Airfoils With Fowler Flaps, N.A.C.A. Report No. 620, 1935;

YOUNG, M.A.: The Characteristics of Flaps, Report and Memoranda N° 2622, 1947.

APÊNDICE

APÊNDICE A: Aproximação aerodinâmica

Estudo da Eficiência do Flap Fowler

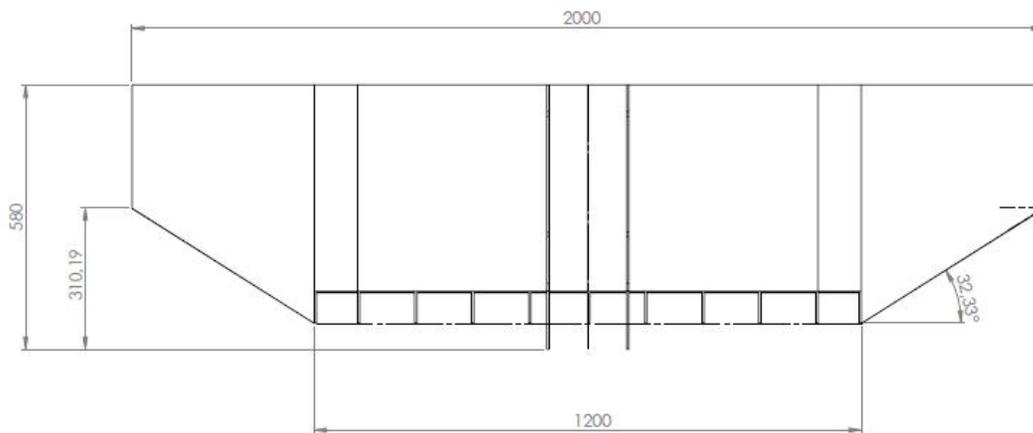


Figura 112: Cotas da asa

1 - Cálculo da Área da Asa

- Envergadura da asa $B := 2000\text{mm}$
- Largura do total do flap $b := 1200\text{mm}$
- Corda da ponta da asa $h_1 := 270\text{mm}$
- Inclinação $h_2 := 310\text{mm}$

- Área da asa
$$A_{\text{asa}} := (B \cdot h_1) + \left[\frac{h_2 \cdot (B + b)}{2} \right] = 1.036 \cdot \text{m}^2$$

$$S := A_{\text{asa}} = 1.036 \text{m}^2$$

2 - Configurações do Flap

- Corda do Perfil da asa $c := 580\text{mm}$
- Largura do flap $l_{\text{flap}} := 465\text{mm}$

- Corda do flap de 20% da corda da asa

$$c_{\text{flap}0.2} := 0.2 \cdot c = 0.116 \text{ m} \quad A_{\text{Flap}0.2} := c_{\text{flap}0.2} \cdot l_{\text{flap}} = 0.054 \text{ m}^2$$

$$A_{\text{Total}0.2} := A_{\text{asa}} + A_{\text{Flap}0.2} = 1.09 \text{ m}^2$$

$$A_{\text{Região}0.2} := 2 \cdot (c \cdot l_{\text{flap}} + A_{\text{Flap}0.2}) = 0.647 \text{ m}^2$$

Configuração 2

- Corda do flap de 30% da corda da asa

$$c_{\text{flap}0.3} := 0.3 \cdot c = 0.174 \text{ m} \quad A_{\text{Flap}0.3} := c_{\text{flap}0.3} \cdot l_{\text{flap}} = 0.081 \text{ m}^2$$

$$A_{\text{Total}0.3} := A_{\text{asa}} + A_{\text{Flap}0.3} = 1.117 \text{ m}^2$$

$$A_{\text{Região}0.3} := 2 \cdot (c \cdot l_{\text{flap}} + A_{\text{Flap}0.3}) = 0.701 \text{ m}^2$$

Configuração 3

- Corda do flap de 40% da corda da asa

$$c_{\text{flap}0.4} := 0.4 \cdot c = 0.232 \text{ m} \quad A_{\text{Flap}0.4} := c_{\text{flap}0.4} \cdot l_{\text{flap}} = 0.108 \text{ m}^2$$

$$A_{\text{Total}0.4} := A_{\text{asa}} + A_{\text{Flap}0.4} = 1.144 \text{ m}^2$$

$$A_{\text{Região}0.4} := 2 \cdot (c \cdot l_{\text{flap}} + A_{\text{Flap}0.4}) = 0.755 \text{ m}^2$$

- Área do flap de 0.2C $S_{\text{wf}0.2} := A_{\text{Região}0.2} = 0.647 \text{ m}^2$
- Área do flap de 0.3C $S_{\text{wf}0.3} := A_{\text{Região}0.3} = 0.701 \text{ m}^2$
- Área do flap de 0.4C $S_{\text{wf}0.4} := A_{\text{Região}0.4} = 0.755 \text{ m}^2$

Coeficiente de Sustentação

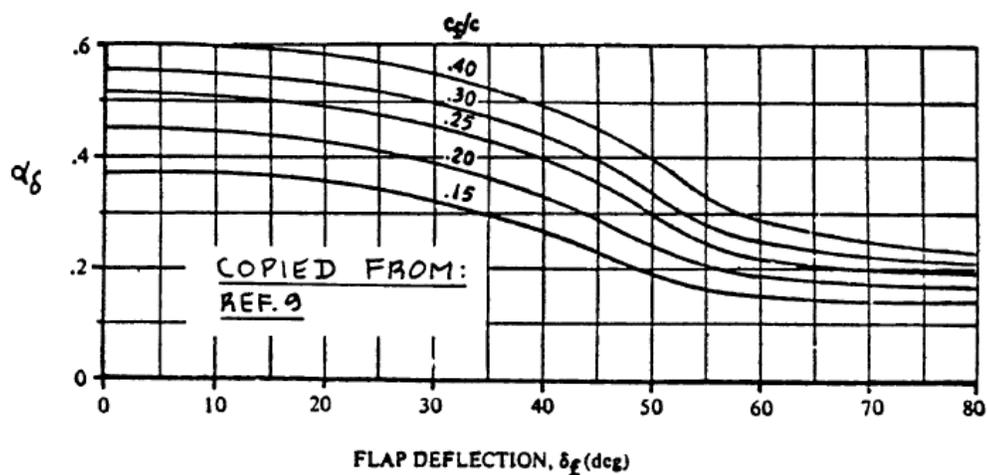


Figura 113: Determinação do parâmetro de efetividade da sustentação do perfil (α_δ) para flap simples e flap *Fowler*

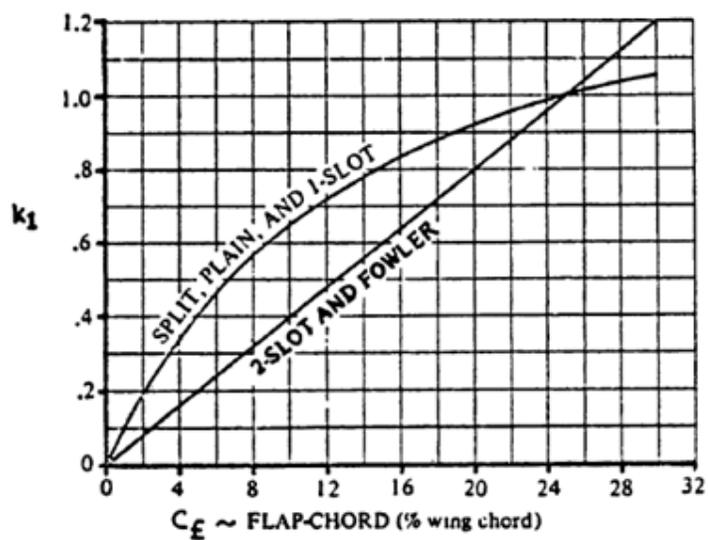


Figura 114: Determinação do fator de correção da corda do Flap (k_1)

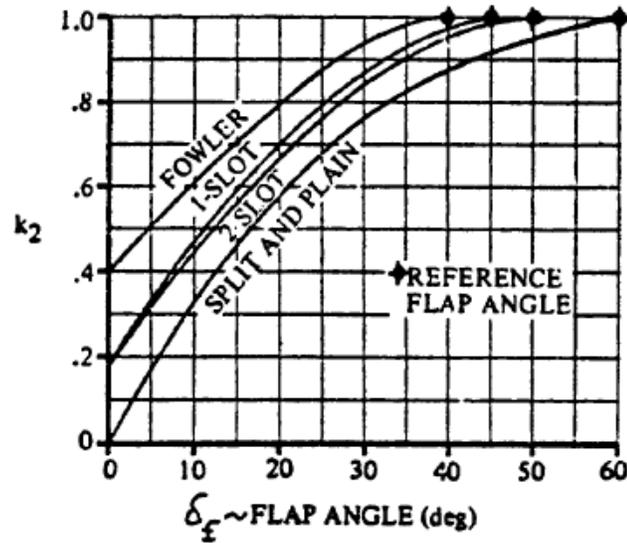


Figura 115: Determinação do fator correção deflexão do Flap (k_2)

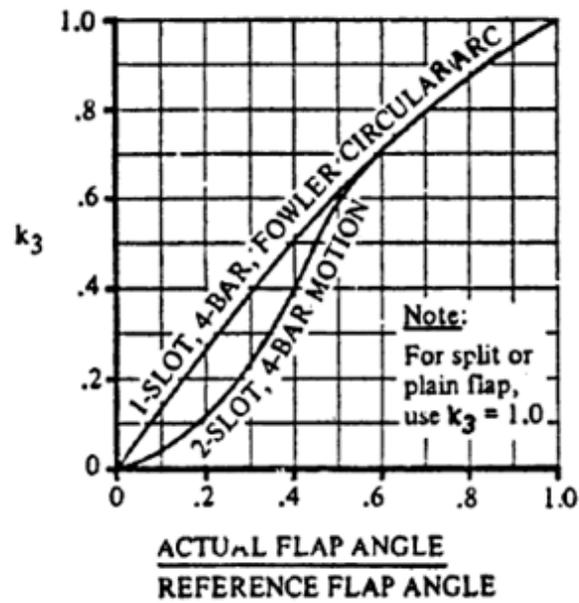


Figura 116: Determinação do fator de correção do movimento do Flap (k_3)

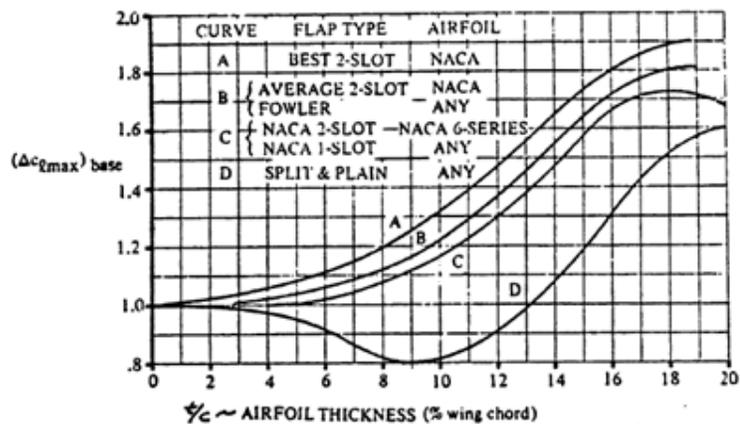


Figura 117: Determinação do Incremento do Coeficiente de Sustentação máximo do perfil devido aos dispositivos hiper-sustentadores localizados no bordo de fuga (ΔC_{lmax})

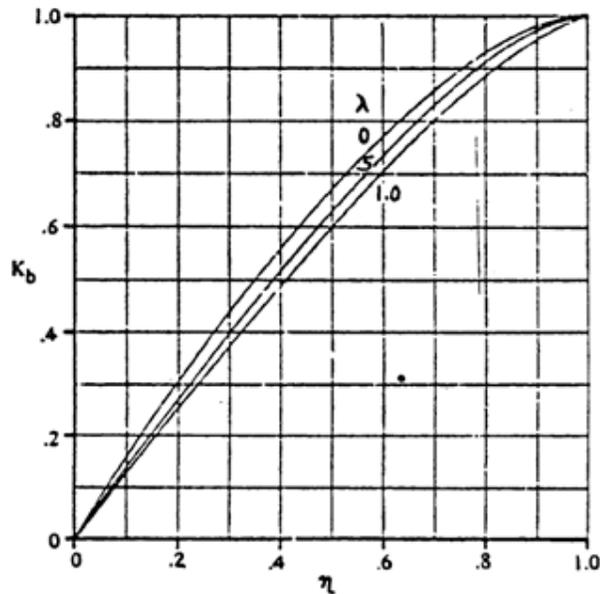


Figura 118: Determinação do Fator do vão do Flap (k_b)

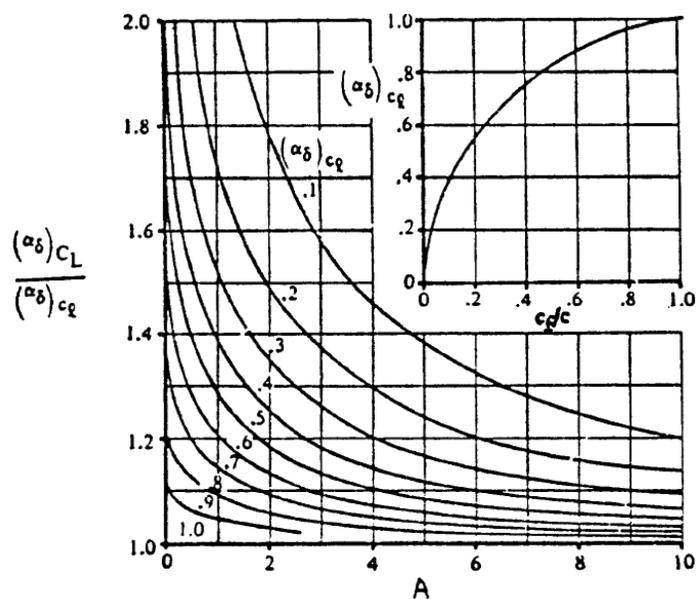


Figura 119: Efeito da razão de aspecto e da razão da corda do flap no parâmetro da razão de efetividade do flap 3D em relação ao 2D $\left(\frac{(\alpha_\delta)C_L}{(\alpha_\delta)C_L}\right)$

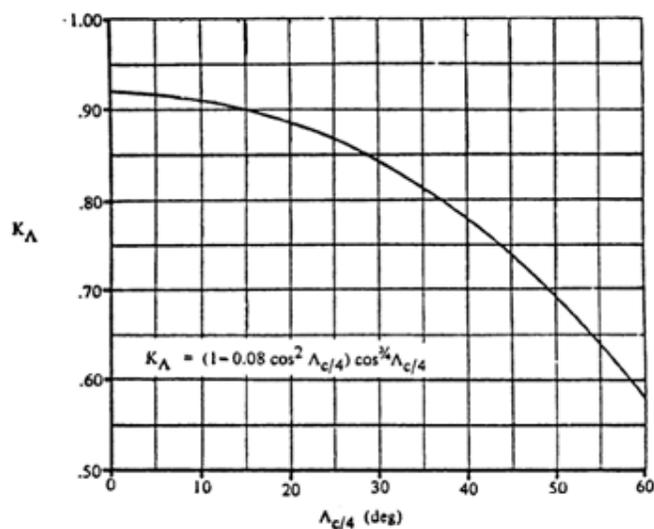


Figura 120: Efeito da conicidade no fator de correção de forma plana (K_Δ)

- Valores obtidos nos gráficos

$$K_1 := 1.2 \quad K_b := 0.6 \quad \Delta C_{Lmaxbase} := 1.45$$

$$K_2 := 0.825 \quad K_\Lambda := 0.925 \quad \Delta C_{Lmax} := 1.405$$

$$K_3 := 0.8 \quad C_{Law} := 1.2 \quad \frac{(\alpha_{\delta CL})}{(\alpha_{\delta Cl})} = 1.1$$

$$C_{la\delta 0.2}(\Lambda) := \frac{C + c_{flap0.2} \cdot \cos(\Lambda)}{C} \cdot C_{la}$$

$$C_{la\delta 0.3}(\Lambda) := \frac{C + c_{flap0.3} \cdot \cos(\Lambda)}{C} \cdot C_{la}$$

$$C_{la\delta 0.4}(\Lambda) := \frac{C + c_{flap0.4} \cdot \cos(\Lambda)}{C} \cdot C_{la}$$

$$\Delta C_{Lw0.2}(\Lambda) := K_b \cdot \Delta C_{Lflap0.2}(\Lambda) \cdot \frac{C_{Law}}{C_{la}} \cdot \left[\frac{(\alpha_{\delta CL})}{(\alpha_{\delta Cl})} \right]$$

$$\Delta C_{Lw0.3}(\Lambda) := K_b \cdot \Delta C_{Lflap0.3}(\Lambda) \cdot \frac{C_{Law}}{C_{la}} \cdot \left[\frac{(\alpha_{\delta CL})}{(\alpha_{\delta Cl})} \right]$$

$$\Delta C_{Lw0.4}(\Lambda) := K_b \cdot \Delta C_{Lflap0.4}(\Lambda) \cdot \frac{C_{Law}}{C_{la}} \cdot \left[\frac{(\alpha_{\delta CL})}{(\alpha_{\delta Cl})} \right]$$

+

$$\Delta C_{Lmax} := K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot (\Delta C_{Lmaxbase}) = 1.148$$

$$\Delta C_{Lmaxw0.2} := (\Delta C_{Lmax}) \cdot \left(\frac{S_{wf0.2}}{S} \right) \cdot K_\Lambda = 0.803$$

$$\Delta C_{Lmaxw0.3} := (\Delta C_{Lmax}) \cdot \left(\frac{S_{wf0.3}}{S} \right) \cdot K_\Lambda = 0.87$$

$$\Delta C_{Lmaxw0.4} := (\Delta C_{Lmax}) \cdot \left(\frac{S_{wf0.4}}{S} \right) \cdot K_\Lambda = 0.936$$

$$C_{L\alpha\delta 0.2}(\Lambda) := C_{L\alpha} \left[1 + \left(\frac{C + c_{\text{flap}0.2} \cdot \cos(\Lambda)}{C} - 1 \right) \cdot \left(\frac{S_{\text{wf}0.2}}{S} \right) \right]$$

$$C_{L\alpha\delta 0.3}(\Lambda) := C_{L\alpha} \left[1 + \left(\frac{C + c_{\text{flap}0.3} \cdot \cos(\Lambda)}{C} - 1 \right) \cdot \left(\frac{S_{\text{wf}0.3}}{S} \right) \right]$$

$$C_{L\alpha\delta 0.4}(\Lambda) := C_{L\alpha} \left[1 + \left(\frac{C + c_{\text{flap}0.4} \cdot \cos(\Lambda)}{C} - 1 \right) \cdot \left(\frac{S_{\text{wf}0.4}}{S} \right) \right]$$

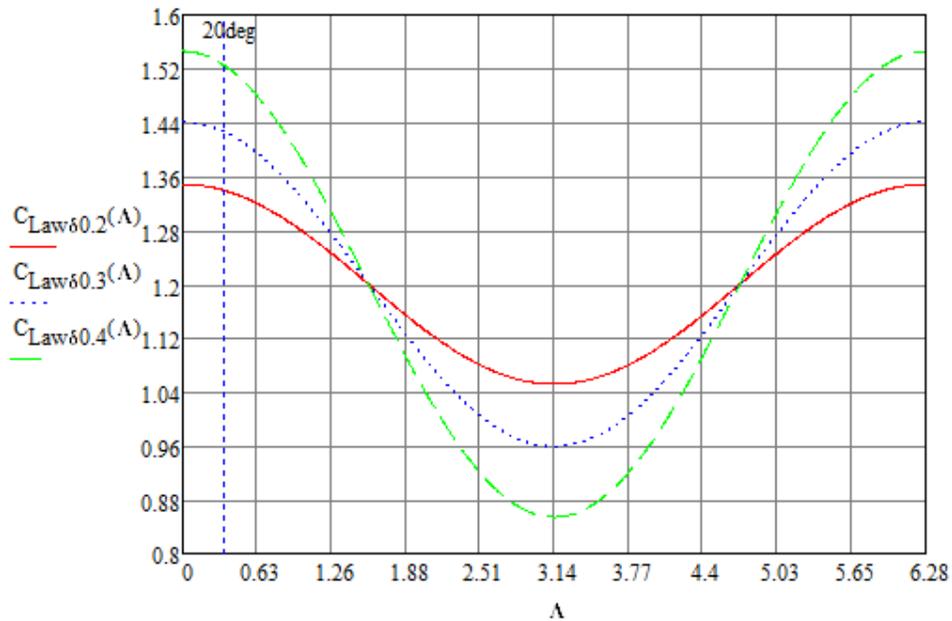


Figura 121: Aproximação teórica para coeficiente de sustentação

$C_{L\alpha\delta 0.2}(20\text{deg}) = 1.339$	$C_{L\alpha\delta 0.3}(20\text{deg}) = 1.426$	$C_{L\alpha\delta 0.4}(20\text{deg}) = 1.525$
$C_{L\alpha\delta 0.2}(30\text{deg}) = 1.328$	$C_{L\alpha\delta 0.3}(30\text{deg}) = 1.409$	$C_{L\alpha\delta 0.4}(30\text{deg}) = 1.5$
$C_{L\alpha\delta 0.2}(40\text{deg}) = 1.314$	$C_{L\alpha\delta 0.3}(40\text{deg}) = 1.385$	$C_{L\alpha\delta 0.4}(40\text{deg}) = 1.465$

Coeficiente de Arrasto

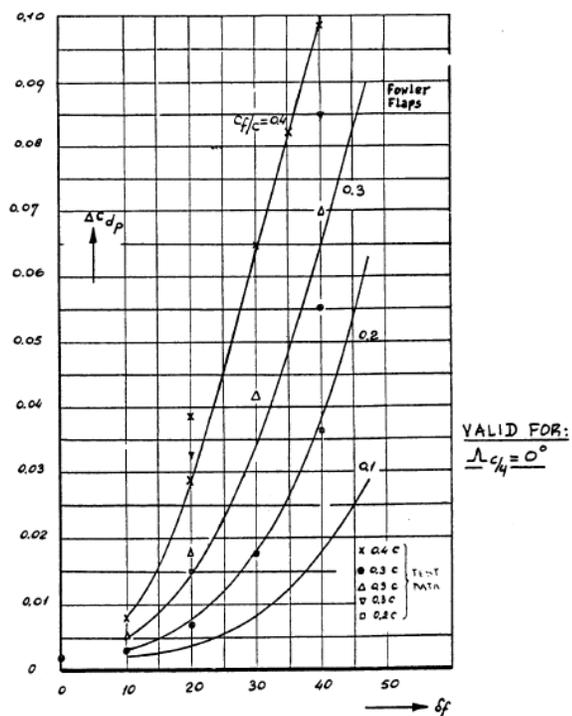


Figura 122: Fator de arrasto do perfil do flap Fowler (ΔC_{dp})

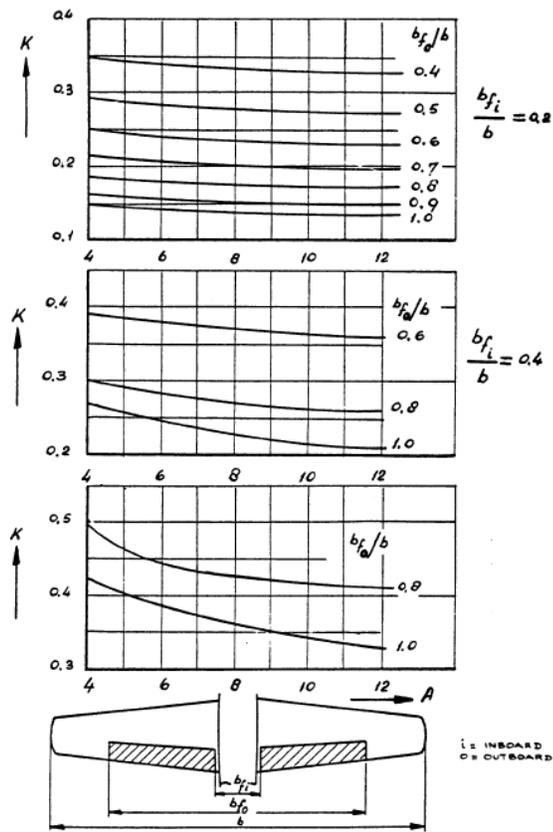


Figura 123: Fator de arrasto de indução em flaps descontínuos (k)

- Constante determinada pelo Gráfico

$$K_{\text{int}} := 0.8$$

- Fator para arrasto induzido em flaps não contínuos

$$K_{\text{int}} := 0.25 \quad \text{para Fowler flap}$$

- Incremento bidimensional de arrasto do flap

$$\Delta C_{dp\Lambda} := 0.05$$

- Parcela do arrasto causado pelo perfil do flap

$$\Delta C_{D\text{profflap}0.2}(\Lambda) := (\Delta C_{dp\Lambda}) \cdot (\sin(\Lambda)) \cdot \frac{S_{\text{wf}0.2}}{S}$$

$$\Delta C_{D\text{profflap}0.3}(\Lambda) := (\Delta C_{dp\Lambda}) \cdot (\sin(\Lambda)) \cdot \frac{S_{\text{wf}0.3}}{S}$$

$$\Delta C_{D\text{profflap}0.4}(\Lambda) := (\Delta C_{dp\Lambda}) \cdot (\sin(\Lambda)) \cdot \frac{S_{\text{wf}0.4}}{S}$$

- Incremento da sustentação do flap

$$\Delta C_{L\text{flap}} := 1.0699$$

- Parcela do arrasto induzido do flap

$$\Delta C_{D\text{iflap}}(\Lambda) := (K)^2 \cdot (\Delta C_{L\text{flap}})^2 \cdot (\sin(\Lambda))$$

- Parcela do arrasto de interferencia do flap

$$\Delta C_{D\text{intflap}0.2}(\Lambda) := K_{\text{int}} \cdot \Delta C_{D\text{profflap}0.2}(\Lambda)$$

$$\Delta C_{D\text{intflap}0.3}(\Lambda) := K_{\text{int}} \cdot \Delta C_{D\text{profflap}0.3}(\Lambda)$$

$$\Delta C_{D\text{intflap}0.4}(\Lambda) := K_{\text{int}} \cdot \Delta C_{D\text{profflap}0.4}(\Lambda)$$

- Arrasto total causado pelo flap

$$\Delta C_{D\text{flap}0.2}(\Lambda) := \Delta C_{D\text{profflap}0.2}(\Lambda) + \Delta C_{D\text{iflap}}(\Lambda) + \Delta C_{D\text{intflap}0.2}(\Lambda)$$

$$\Delta C_{D\text{flap}0.3}(\Lambda) := \Delta C_{D\text{profflap}0.3}(\Lambda) + \Delta C_{D\text{iflap}}(\Lambda) + \Delta C_{D\text{intflap}0.3}(\Lambda)$$

$$\Delta C_{D\text{flap}0.4}(\Lambda) := \Delta C_{D\text{profflap}0.4}(\Lambda) + \Delta C_{D\text{iflap}}(\Lambda) + \Delta C_{D\text{intflap}0.4}(\Lambda)$$

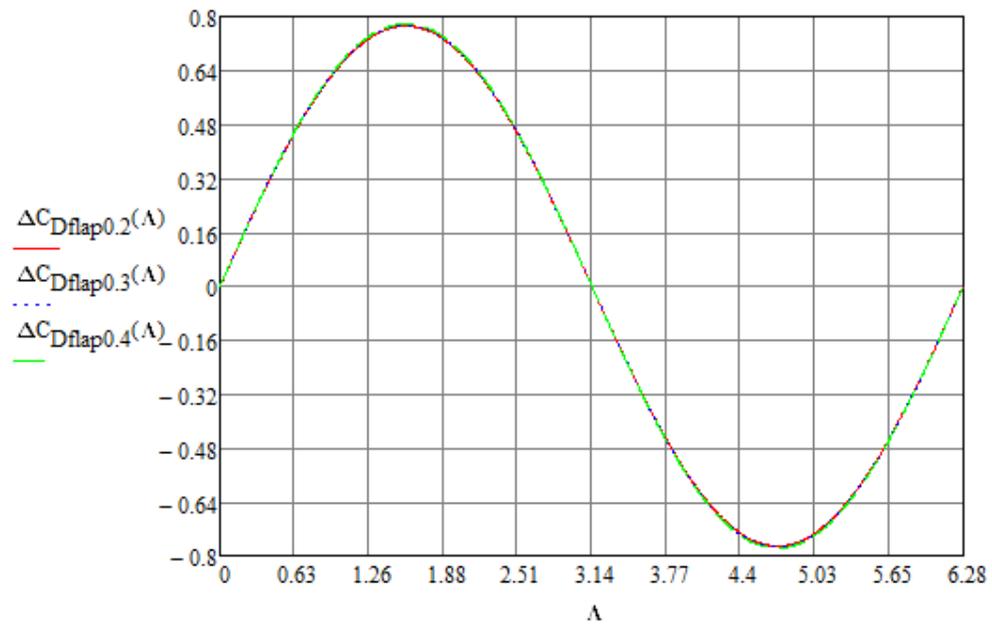


Figura 124: Aproximação teórica para coeficiente de arrasto

$$\Delta C_{Dflap0.2}(20deg) = 0.264$$

$$\Delta C_{Dflap0.3}(20deg) = 0.265$$

$$\Delta C_{Dflap0.4}(20deg) = 0.266$$

$$\Delta C_{Dflap0.2}(30deg) = 0.386$$

$$\Delta C_{Dflap0.3}(30deg) = 0.387$$

$$\Delta C_{Dflap0.4}(30deg) = 0.389$$

$$\Delta C_{Dflap0.2}(40deg) = 0.496$$

$$\Delta C_{Dflap0.3}(40deg) = 0.498$$

$$\Delta C_{Dflap0.4}(40deg) = 0.5$$

Cálculo da Eficiência

$$E_{f0.21}(A) := \frac{\Delta C_{Dflap0.2}(A)}{C_{Law80.2}(A)} \quad E_{f0.31}(A) := \frac{\Delta C_{Dflap0.3}(A)}{C_{Law80.3}(A)} \quad E_{f0.41}(A) := \frac{\Delta C_{Dflap0.4}(A)}{C_{Law80.4}(A)}$$

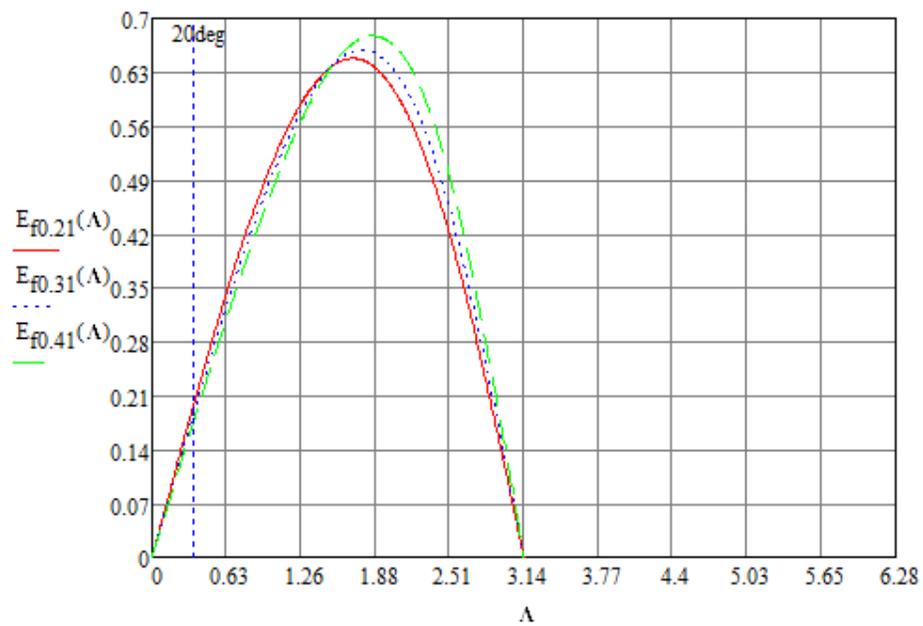


Figura 125: Aproximação teórica o ganho de eficiência do flap

$$E_{f0.21}(20\text{deg}) = 0.197$$

$$E_{f0.31}(20\text{deg}) = 0.186$$

$$E_{f0.41}(20\text{deg}) = 0.175$$

$$E_{f0.21}(30\text{deg}) = 0.29$$

$$E_{f0.31}(30\text{deg}) = 0.275$$

$$E_{f0.41}(30\text{deg}) = 0.259$$

$$E_{f0.21}(40\text{deg}) = 0.378$$

$$E_{f0.31}(40\text{deg}) = 0.36$$

$$E_{f0.41}(40\text{deg}) = 0.341$$

APÊNDICE B: Forças aerodinâmicas – Dimensionamento do mecanismo

Nota: no seguinte estudo foi desenvolvido um padrão de fórmulas para calcular todas seções de geometria similar. Por esse motivo, só será apresentado o dimensionamento de componentes que possuem padrões de desenvolvimento das equações não repetidos.

Ao final da análise de cada componente, foram estudados seus comportamentos em diversos materiais e fatores de segurança.

FORÇAS AERODINÂMICAS

A seguinte memória de cálculo tem por objetivo analisar os esforços no flap e partes da asa modificadas para determinar a distribuição de tensões nos componentes constituintes do projeto.

Para o cálculo das forças aerodinâmicas foram utilizados alguns dados obtidos anteriormente na Memória de Cálculo de Aerodinâmica (em separado) e são apresentados a seguir:

- Corda do flap: $c_{\text{flap}0.2} := 0.116\text{-m}$
- Largura do flap: $l_{\text{flap}} := 0.465\text{-m}$
- Coeficiente de sustentação: $C_{L_{\text{Law}80.2}} := 1.305$
- Coeficiente de arrasto: $\Delta C_{D_{\text{flap}0.2}} := 0.546$

Outros dados relevantes para o cálculo das forças:

- Densidade do ar em São José dos Campos:
(Regulamento competição SAE Aerodesign Brasil) $\rho := 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$
- Velocidade de decolagem máxima do aeromodelo:
(Relatório equipe Venturi Aerodesign CEFET/RJ) $v_{\text{aero}} := 19 \frac{\text{m}}{\text{s}}$
- Velocidade máxima do vento permitida na competição:
(Regulamento competição SAE Aerodesign Brasil) $v_{\text{vento}} := 8 \frac{\text{m}}{\text{s}}$
- Raio da Longarina: $r_{\text{long}} := 3\text{mm}$
- Força da mola de SMA: $F_{\text{molaSMA}} := 17.26\text{N}$

Portanto a maior velocidade relativa do aeromodelo na competição será:

$$v := v_{\text{aero}} + v_{\text{vento}} = 27 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Força de Sustentação

A força de Sustentação no flap é a resultante da carga de vento na área projetada horizontal do flap.

- Área projetada horizontal $s_{\text{ph}}(\theta) := c_{\text{flap}0.2} \cdot \cos(\theta) \cdot l_{\text{flap}}$ (1.1)

- Força de Sustentação $L(\theta) := \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot s_{\text{ph}}(\theta) \cdot C_{L\text{aw}80.2}$ (1.2)

Observando que o resultado obtido é uma força aplicada e, no flap, a Força de Sustentação dá-se de maneira distribuída. Para isso divide-se o valor obtido da Força de Sustentação pela largura do flap:

$$L_{\text{dist}}(\theta) := \frac{L(\theta)}{l_{\text{flap}}} \quad (1.3)$$

Força de Arrasto

A força de Arrasto é obtida de forma similar utilizando a área projetada vertical do flap e o coeficiente de arrasto.

- Área projetada vertical $s_{\text{pv}}(\theta) := c_{\text{flap}0.2} \cdot \sin(\theta) \cdot l_{\text{flap}}$ (1.4)

- Força de Arrasto $D(\theta) := \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot s_{\text{pv}}(\theta) \cdot \Delta C_{D\text{flap}0.2}$ (1.5)

- Força de Arrasto Distribuída $D_{\text{dist}}(\theta) := \frac{D(\theta)}{l_{\text{flap}}}$ (1.6)

Distribuição das Forças na Longarina do Flap

As forças de Sustentação e Arrasto distribuídas terão suas resultantes na longarina do flap (perfil estrutural da montagem dos flaps. Detalhe que, a longarina do flap também é o perfil de fixação da junção entre mola de Aço e mola de SMA (*Shape memory Alloy*) e, para efeito de estudos de máximo esforço, foi considerado que este ocorrerá na configuração de flap aberto. Nesse ponto a mola de SMA terá sua máxima tração, calculada na memória de cálculo da Mola de SMA (em separado) que será utilizada no estudo.

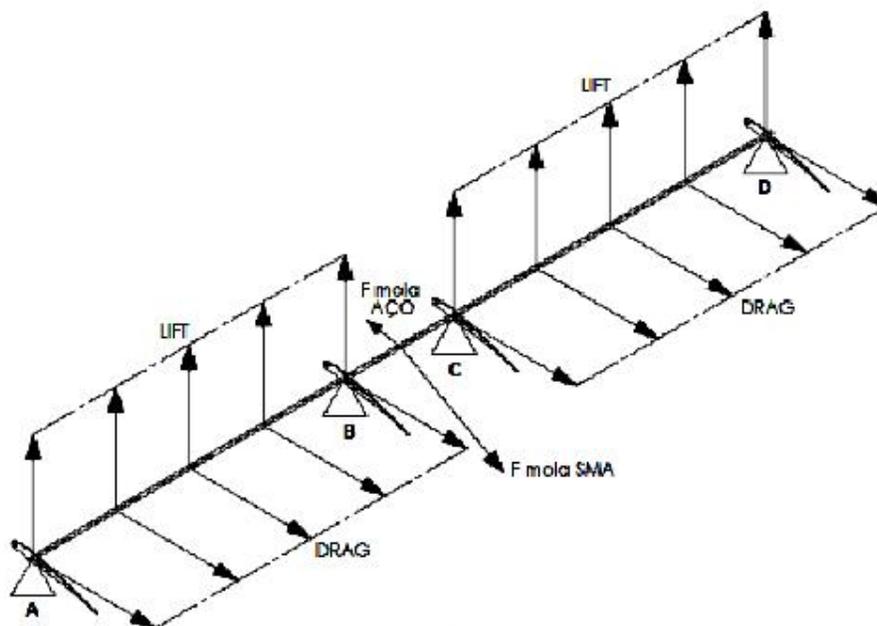
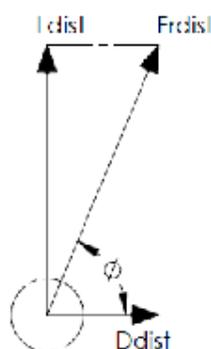


Figura 1 - Diagrama de Corpo Livre da Longarina

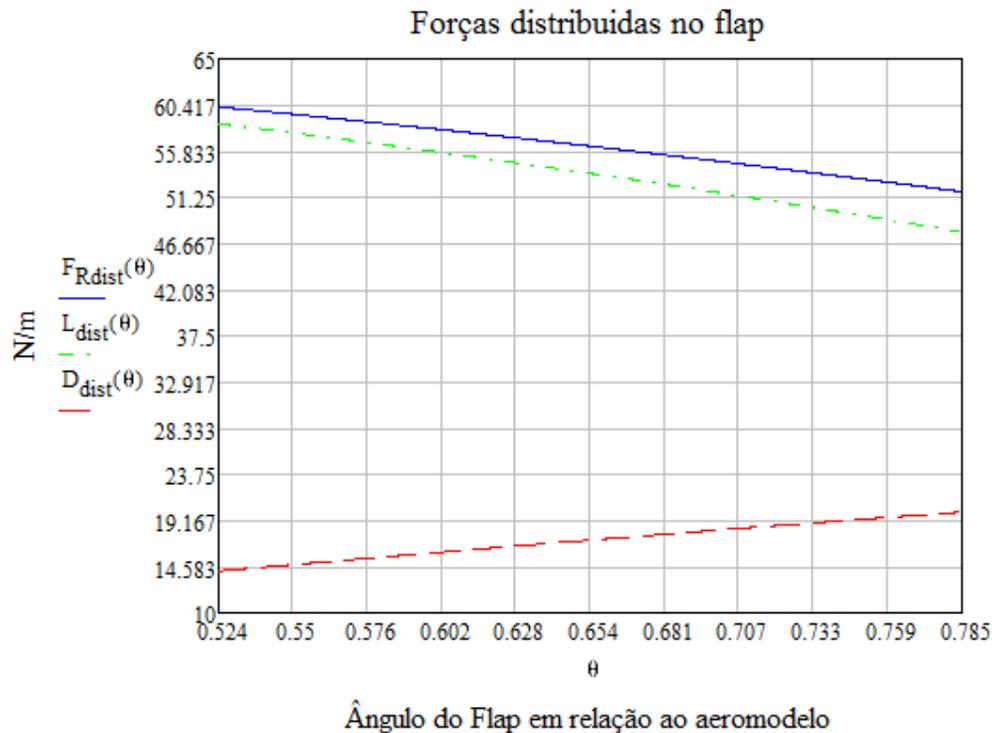


$$F_{Rdist}(\theta) := \sqrt{L_{dist}(\theta)^2 + D_{dist}(\theta)^2} \quad (1.7)$$

$$F_{Rdist}(30deg) = 60.2209 \cdot \frac{N}{m}$$

Figura 2 - Resultante Fr na Longarina

O valor das forças de Sustentação e Arrasto varia de acordo com o ângulo de ataque do aeromodelo, que por sua vez tem a variação máxima de acordo com o projeto de 0° até 15° (ângulo de ataque máximo. portanto, como a angulação do flap parte de 30°, a força resultante no flap terá sua variação no intervalo de 30° até 45°.



De acordo com o gráfico, a força resultante máxima será para o ângulo de ataque de 0° do aeromodelo e será a força aplicada na análise estrutural desse estudo.

- Força resultante aplicada

$$F_R := F_{Rdist}(30deg) \cdot l_{flap} = 28.0027 \text{ N} \quad (1.8)$$

- Ângulo de aplicação da Força resultante

$$\theta_{Fr} := \cos\left(\frac{D(30deg)}{F_R}\right) = 55.7236^\circ \quad (1.9)$$

- Força Resultante da Sustentação e Arrasto na seção AB e CD

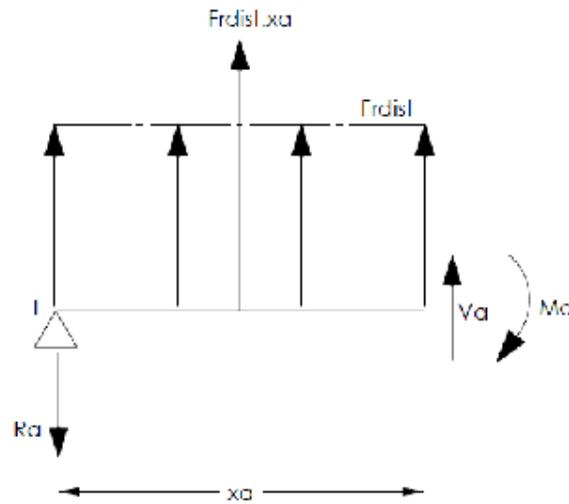


Figura 3 - Diagrama de Corpo Livre da Resultante Fr na Longarina

- Somatório dos momentos em A

$$\sum M_a := 0 \quad F_R \cdot \left(\frac{l_{flap}}{2} \right) - R_b \cdot (l_{flap}) := 0 \quad (2.0)$$

$$R_b := \frac{F_R \cdot \left(\frac{l_{flap}}{2} \right)}{l_{flap}} = 14.0014 \cdot N$$

- Somatório das forças em no eixo y da Longarina

$$\sum F_y := 0 \quad R_a + R_b - F_R := 0 \quad (2.1)$$

$$R_a := F_R - R_b = 14.0014 \cdot N$$

- Cortante há uma distância x do ponto A

$$\sum F_y := 0 \quad V_{Fr} := R_a = 14.0014 \cdot N \quad (2.2)$$

- Momento máximo no trecho AB e CD

$$\sum M_a := 0 \quad x_a := \frac{l_{flap}}{2} \quad (2.3)$$

$$M_{Fr} := R_a \cdot (x_a) - F_{Rdist}(30deg) \cdot x_a \cdot \left(\frac{x_a}{2}\right) = 1.6277 \cdot N \cdot m \quad (2.4)$$

Pela análise conclui-se que o Maior cortante na Longarina é de 14.0014 N nos apoios A e B e o Momento máximo é de 1.6277 Nm encontrado na metade do intervalo AB. Achados os máximos esforços e os diagramas de esforços, calcula-se as tensões na longarina.

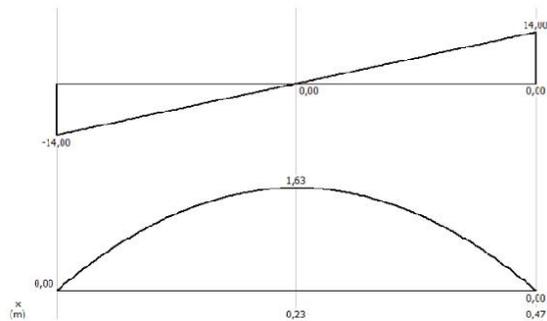


Figura 4 - Diagrama de Cortante e Fletor na Longarina [MDSolid]

Para o cálculo das tensões foi usado o método de Transformação de Tensão no Plano conforme passos a seguir.

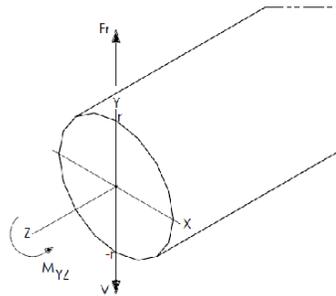


Figura 5 - Vista Isométrica de esforços em uma seção da Longarina

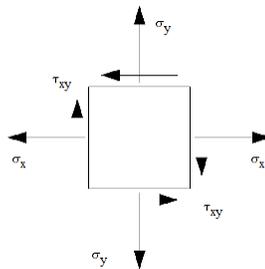


Figura 6 - Transformação de Tensão no Plano

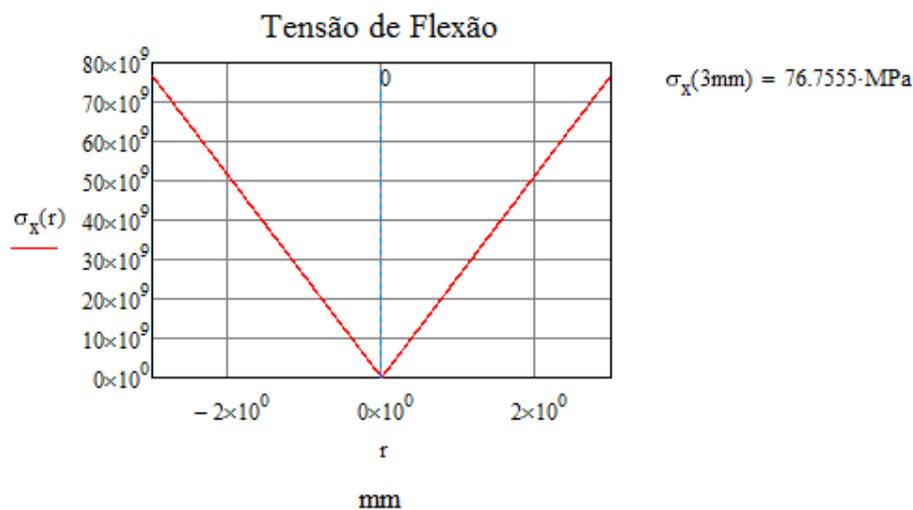
Os cálculos de tensões foram realizados considerando a hipótese de viga longa já que, a largura da Longarina é mais de 10 vezes maior que o raio da mesma.

Na seção em questão (Figura 5), desconsiderando o cisalhante, as tensões máximas serão encontradas nos pontos superior e inferior (em r e $-r$), sendo que o centróide da seção passa pelo eixo X.

- Tensão de Cisalhamento $\tau_{xy} := 0 \quad l_{\text{flap}} \ll R_{\text{long}} \quad (2.5)$

- Momento de Inércia da Longarina $I_{\text{long}} := \frac{\pi \cdot r_{\text{long}}^4}{4} = 6.3617 \times 10^{-11} \text{ m}^4 \quad (2.6)$

- Tensão de flexão na seção $\sigma_x(r) := \left| \frac{M_{Fr} \cdot r}{I_{\text{long}}} \right| \quad (2.7)$



- Tensão de tração

$$\sigma_y := 0\text{MPa}$$

Não existe esforço de tração na Longarina

- Tensões Principais no plano

$$\sigma_1 := \frac{\sigma_y + \sigma_x(3\text{mm})}{2} + \sqrt{\left(\frac{\sigma_y - \sigma_x(3\text{mm})}{2}\right)^2 + (\tau_{xy})^2} \quad (2.8)$$

$$\sigma_2 := \frac{\sigma_y + \sigma_x(3\text{mm})}{2} - \sqrt{\left(\frac{\sigma_y - \sigma_x(3\text{mm})}{2}\right)^2 + (\tau_{xy})^2}$$

- Tensão de de projeto

$$\sigma_{\text{projeto}} := \sqrt{\sigma_1^2 - \sigma_1 \cdot \sigma_2 + \sigma_2^2} = 76.7555 \cdot \text{MPa} \quad (2.9)$$

A tensão de escoamento da da longarina, feita de carbono é de: $\sigma_{\text{escC}} := 120 \text{MPa}$

Logo, o fator de segurança obtido será de:

$$\text{FS}_{\text{long}} := \frac{\sigma_{\text{escC}}}{\sigma_{\text{projeto}}} = 1.5634 \quad (3.0)$$

Distribuição das Forças no Perfil do Flap

Os esforços do Flap foram obtidos a partir da força resultante calculada na Longarina. A força está aplicada no centro aerodinâmico teórico do Flap. O somatório de forças e momento foram calculados pelas componentes da força resultante.

- Centro de Pressão teórico do Flap $C_p := \frac{1}{4} \cdot c_{\text{flap}0.2} = 0.029 \text{ m}$ (3.1)

- Resultante Fr no eixo X $F_{R_x} := F_R \cdot \cos(79 \text{deg}) = 5.3432 \text{ N}$ (3.2)

- Resultante Fr no eixo Y $F_{R_y} := F_R \cdot \sin(79 \text{deg}) = 27.4882 \text{ N}$ (3.3)

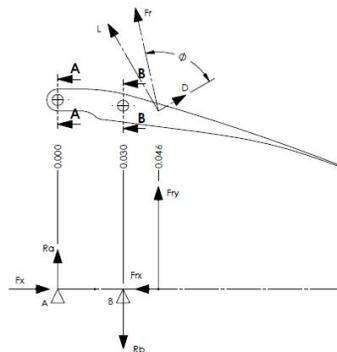


Figura 7 - DCL do Flap

- Somatório das forças em X

$$\sum F_x := 0 \quad F_x - F_{Rx} := 0$$

$$F_x := F_{Rx}$$

$$F_x = 5.3432 \cdot N$$

Observação para F_x que será parte da força a ser sobreposta pela mola

- Somatório dos momentos em A

$$\sum M_{aflap} := 0 \quad R_{bflap} := \frac{(F_{Ry}) \cdot (0.046)}{(0.03)}$$

$$R_{bflap} = 42.1486 \cdot N$$

- Somatório das forças em Y

$$\sum F_y := 0 \quad F_{Ry} + R_{aflap} - R_{bflap} := 0$$

$$R_{aflap} := R_{bflap} - F_{Ry}$$

$$R_{aflap} = 14.6604 \cdot N$$

- Determinação da distribuição do Cortante no flap

$$V_{flap}(x_{flap}) := \begin{cases} R_{aflap} & \text{if } 0m \leq x_{flap} < 0.03m \\ (R_{aflap} - R_{bflap}) & \text{if } 0.03m \leq x_{flap} \leq 0.046m \\ 0 & \text{if } x_{flap} \geq 0.046m \end{cases} \quad (3.4)$$

- Determinação da distribuição do Momento fletor no Flap

$$M_{flap}(x_{flap}) := \begin{cases} (R_{aflap} \cdot x_{flap}) & \text{if } 0m \leq x_{flap} \leq 0.03m \\ [R_{aflap} \cdot (x_{flap}) - R_{bflap} \cdot (x_{flap} - 0.03m)] & \text{if } 0.03m < x_{flap} < 0.046m \\ 0 & \text{if } x_{flap} \geq 0.046m \end{cases} \quad (3.5)$$

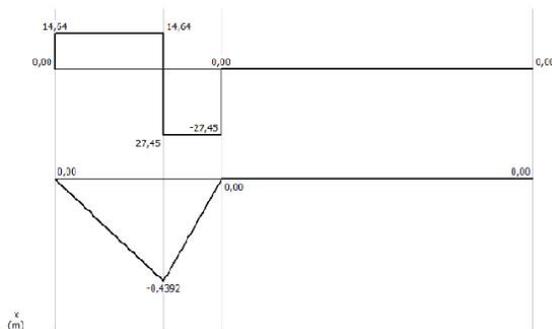


Figura 8 - Diagrama de esforço cortante e de momento fletor do Flap [MDSolid]

Observando o gráfico de distribuição do Cortante e Momento Fletor especula-se que o ponto crítico da seção será no apoio B pelo momento ser máximo nele porém, tanto no ponto B como no ponto A existem furos no flap para sua fixação aos perfis da asa. Como no ponto de apoio A, a área transversal é notavelmente menor que a área da seção B, também será feita uma análise no ponto A.

Cálculo das tensões no Flap

Ponto A

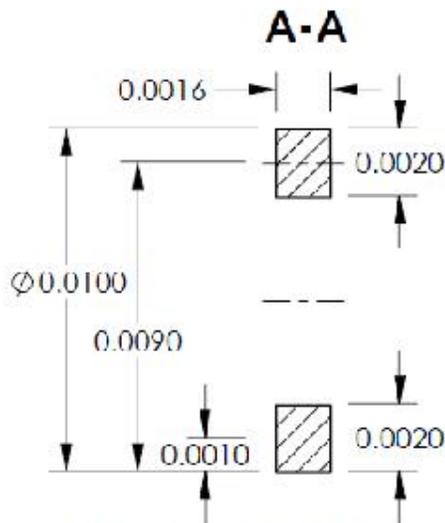


Figura 9 - Seção A do flap

- Altura das seções de área:

$$H_{fA1} := 0.002\text{m}$$

$$H_{fA2} := 0.002\text{m}$$

$$H_{TA} := 0.0100\text{m}$$

- Altura dos centróides em relação a parte inferior da seção:

$$c_{fA1} := 0.001\text{m}$$

$$c_{fA2} := 0.0090\text{m}$$

- Raio do furo: $r_{\text{furo}} := \frac{0.00605\text{m}}{2} = 0.003\text{ m}$

- Espessura da seção $B := \frac{1}{16}\text{in} = 1.5875\text{-mm}$
OBS: válido para todas seções

- Centóide da seção

$$\psi_{fA} := \frac{[(c_{fA1}) \cdot (B \cdot H_{fA1}) + (c_{fA2}) \cdot (B \cdot H_{fA2})]}{(B \cdot H_{fA1}) + (B \cdot H_{fA2})} = 0.005\text{ m} \quad (3.6)$$

- Momento de Inércia da seção

$$I_{fA_{\text{termo1}}} := \left[\left(\frac{1}{12} \right) \cdot (B \cdot H_{fA1}^3) + (B \cdot H_{fA1}) \cdot (\psi_{fA} - c_{fA1})^2 \right] \quad (3.7)$$

$$I_{fA_{\text{termo2}}} := \left[\left(\frac{1}{12} \right) \cdot (B \cdot H_{fA2}^3) + (B \cdot H_{fA2}) \cdot (c_{fA2} - \psi_{fA})^2 \right]$$

$$I_{fA} := I_{fA_{\text{termo1}}} + I_{fA_{\text{termo2}}} = 1.0372 \times 10^{-10}\text{ m}^4 \quad (3.8)$$

- Área da seção transversal

$$A_{AA} := (H_{fA1} \cdot B) + (H_{fA2} \cdot B) = 6.35 \times 10^{-6}\text{ m}^2 \quad (3.9)$$

- Fator de contração de Tensão de Tração

$$\frac{r_{\text{furo}}}{H_{TA}} = 0.3025 \quad \text{Consultar gráfico de fatores de concentração de tensão} \quad (4.0)$$

$$k_{\text{ofA}} := 2.3$$

- Área de Cisalhamento

Altura dos vértices em relação ao centróide

$$h_{QfA1} := -\psi_{fA} = -0.005\text{ m} \quad h_{QfA4} := H_{TA} - \psi_{fA} \quad (4.1)$$

$$h_{QfA2} := h_{QfA1} + H_{fA1} \quad h_{QfA3} := h_{QfA4} - H_{fA2}$$

$$Q_{AA}(y_{fA}) := \begin{cases} [(h_{QfA4} - y_{fA}) \cdot (B)] \cdot \left(\frac{h_{QfA4} + y_{fA}}{2} \right) & \text{if } h_{QfA3} \leq y_{fA} \leq h_{QfA4} \\ 0 & \text{if } h_{QfA2} < y_{fA} < h_{QfA3} \\ [(h_{QfA1} - y_{fA}) \cdot (B)] \cdot \left(\frac{h_{QfA1} + y_{fA}}{2} \right) & \text{if } h_{QfA1} \leq y_{fA} \leq h_{QfA2} \end{cases} \quad (4.2)$$

- Tensão de Tração

$$\sigma_{PfA}(y_{fA}) := \begin{cases} k_{\sigma fA} \cdot \frac{F_x}{A_{AA}} & \text{if } h_{QfA1} \leq y_{fA} \leq h_{QfA2} \\ 0 & \text{if } h_{QfA2} < y_{fA} < h_{QfA3} \\ k_{\sigma fA} \cdot \frac{F_x}{A_{AA}} & \text{if } h_{QfA3} \leq y_{fA} \leq h_{QfA4} \end{cases} \quad (4.3)$$

- Tensão de Flexão

$$\sigma_{MfA}(y_{fA}) := \begin{cases} \frac{M_{\text{flap}(0.0m)}(y_{fA})}{I_{fA}} & \text{if } h_{QfA1} \leq y_{fA} \leq h_{QfA2} \\ 0 & \text{if } h_{QfA2} < y_{fA} < h_{QfA3} \\ \frac{M_{\text{flap}(0.0m)}(y_{fA})}{I_{fA}} & \text{if } h_{QfA3} \leq y_{fA} \leq h_{QfA4} \end{cases} \quad (4.4)$$

- Tensão Cisalhante

$$\tau_{fA}(y_{fA}) := \frac{V_{\text{flap}(0.0m)} \cdot Q_{AA}(y_{fA})}{I_{fA} \cdot B} \quad (4.5)$$

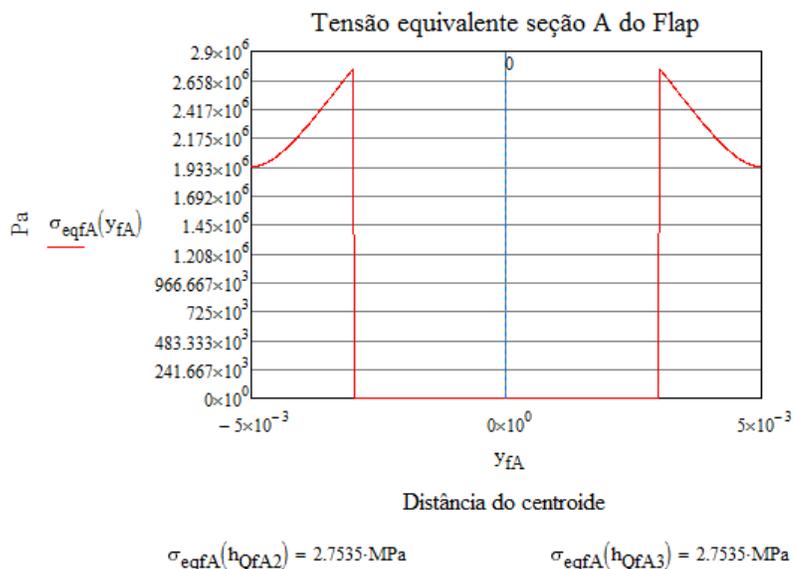
- Tensões Principais no plano

$$\sigma_{1fa}(y_{fA}) := \frac{\sigma_{PfA}(y_{fA}) + \sigma_{MfA}(y_{fA})}{2} + \sqrt{\left(\frac{\sigma_{PfA}(y_{fA}) - \sigma_{MfA}(y_{fA})}{2}\right)^2 + \tau_{fA}(y_{fA})^2}$$

$$\sigma_{2fa}(y_{fA}) := \frac{\sigma_{PfA}(y_{fA}) + \sigma_{MfA}(y_{fA})}{2} - \sqrt{\left(\frac{\sigma_{PfA}(y_{fA}) - \sigma_{MfA}(y_{fA})}{2}\right)^2 + \tau_{fA}(y_{fA})^2}$$

- Tensão de projeto

$$\sigma_{\text{projeto}fA}(y_{fA}) := \sqrt{\sigma_{1fa}(y_{fA})^2 - \sigma_{1fa}(y_{fA}) \cdot \sigma_{2fa}(y_{fA}) + \sigma_{2fa}(y_{fA})^2}$$



Pela estudo dos pontos A e B (apoios do flap) constata-se que o ponto crítico da peça fica no apoio B.

Considerando que a peça será feita em alumínio aeronáutico 6061-T4, o fator de segurança da peça é calculado a seguir

- Tensão de Escoamento do Alumínio:

$$\sigma_{escAIT6} := 110 \text{MPa} \quad \sigma_{escPSAI} := 35 \text{MPa}$$

- Fator de Segurança:

$$FS_{\text{perfil6061}} := \frac{\sigma_{escAIT6}}{\sigma_{eqfB}(h_{QfB4})} = 7.4054 \quad FS_{\text{perfilPSAI}} := \frac{\sigma_{escPSAI}}{\sigma_{eqfB}(h_{QfB4})} = 2.3563$$

Fixador Asa

O cortante utilizado para o dimensionamento da fixação da asa será o da seção G da Asa (seção onde o furo para fixação está posicionado) e no ponto da seção onde o cortante é máximo.

$$V_{asa}(0.0\text{m}) = 27.4882 \text{N}$$

- Centroide da seção da fixação da asa

$$Y_{c_{asa}} := \frac{4 \cdot (r_{parasa})}{3 \cdot \pi} \quad (4.7)$$

- Área de cisalhamento

$$A_{c_{asa}} := \frac{\pi \cdot (r_{parasa})^2}{2} \quad (4.8)$$

- Momento de Inércia da seção $I_{c_{asa}} := \frac{1}{4} \cdot \pi \cdot (r_{parasa})^4$ (4.9)

- Espessura da seção $t_{fixasa} := 2 \cdot (r_{parasa})$

- Fator de Segurança do pino

$$\tau_{ABS} := 30 \text{ MPa}$$

$$FS_{pa} := 2$$

$$\tau_{adm} := \frac{\tau_{ABS}}{FS_{pa}} \quad (5.0)$$

Substituindo os valores na fórmula da Tensão de Cisalhamento tem-se:

$$r_{parasa} := \sqrt{\frac{4 \cdot V_{asa}(0.0m)}{3 \cdot \pi \cdot \tau_{adm}}} = 0.8819 \text{ mm} \quad (5.1)$$

$$\text{Parafuso}_{asa} := 2 \cdot r_{parasa} = 1.7638 \text{ mm}$$

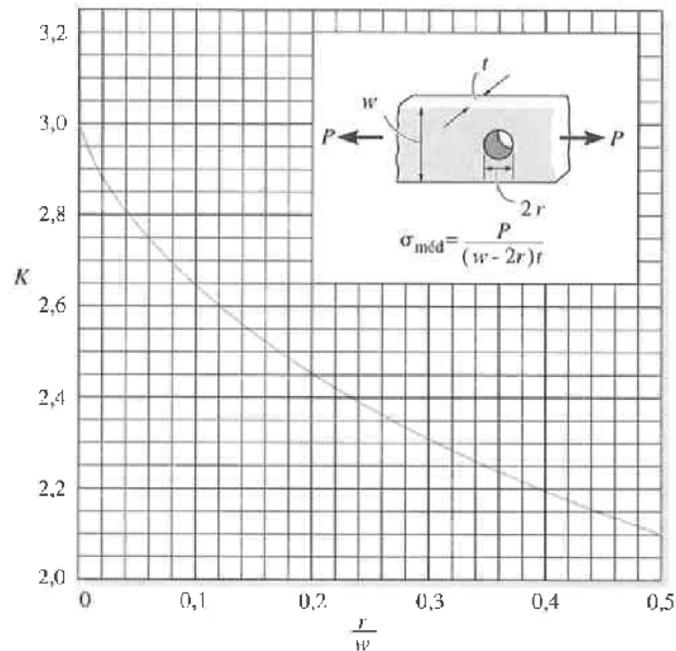


Figura 126: Fator de concentração de tensão de tração.

APÊNDICE C: Cálculo dos esforços no pino da trava

Realizando um estudo de forças usando conhecimentos de dinâmica das máquinas, e levando em consideração apenas a força feita pelo flap na trava, temos:

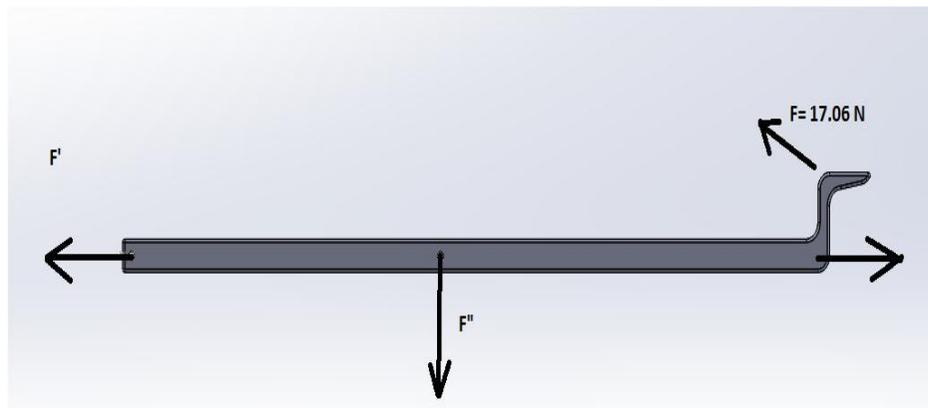


Figura 127: Diagrama de Corpo Livre da trava, com as principais forças deste componente.

As forças mostradas acima são:

Força aplicada pela mola de SMA: 17,06 N

Forças na mesma direção concorrentes: F'

Força na direção vertical ou na direção da manivela sem servo: F''

As forças desconhecidas serão determinadas graficamente na referida posição, que é a de travamento e considerando como $1\text{cm}=5\text{N}$, temos o seguinte gráfico:

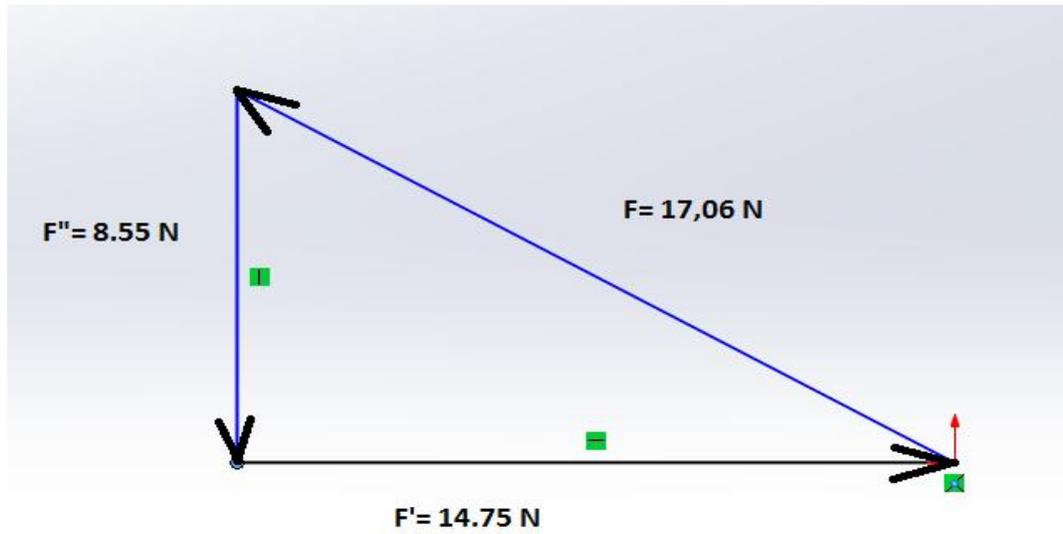


Figura 128: Representação gráfica das forças atuantes na barra principal.

Diante do cálculo da F'' podemos verificar se o diâmetro escolhido para o pino juntamente com o material que foi o alumínio através do cálculo da tensão de cisalhamento.

Verificação do diâmetro do pino da trava

$$\sigma_{escoamento} = 12.7 \text{ Mpa}$$

$$\tau = \frac{V}{A_s}$$

$$V = 8.55 \text{ N}$$

$$A_s = \frac{\pi d^2}{4}$$

$$d = 3 \text{ mm}$$

$$\tau = 1.21 \text{ Mpa}$$

Este diâmetro de pino poderá ser usado porque a tensão ficou aproximadamente 10 vezes menor que a tensão de escoamento do alumínio.

APÊNDICE D: Real Comportamento da longarina

Segue abaixo a figura que mostra a distribuição das forças na longarina que contém os flaps:

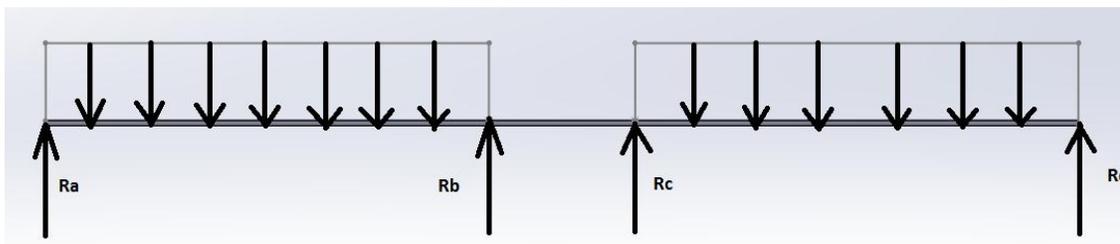
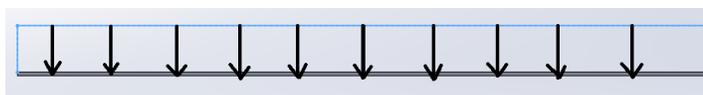


Figura 129: distribuição das forças na longarina.

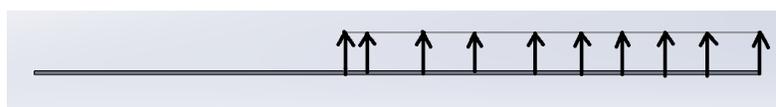
Podemos mostrar o comportamento real desta longarina através da determinação da linha elástica para a mesma:

1)



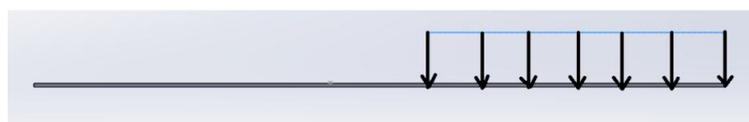
+

2)



+

3)



+

4)

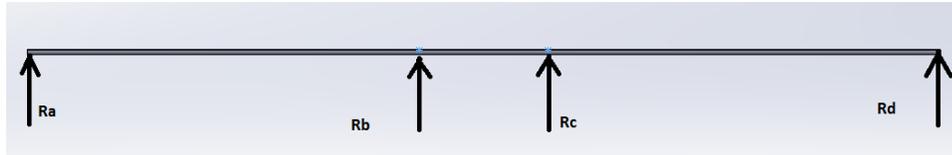


Figura 130: comportamento real desta longarina através da determinação da linha elástica.

$$\omega = 60 \text{ N/m}$$

$$a = 0,515 \text{ m (espaço entre as reações a e b e entre as reações c e d)}$$

$$b = 0,170 \text{ m (espaço entre as reações b e c)}$$

Somando todas as equações que representam as figuras, temos:

$$M(x) = -30x^2 + 30 \langle 30 - 0,515 \rangle^2 - 30 \langle x - 0,685 \rangle^2 + R_A x + R_B \langle x - 0,565 \rangle + R_B \langle x - 0,565 \rangle + R_C \langle x - 0,685 \rangle + R_D \langle x - 1,2 \rangle$$

Integrando 2 vezes a equação acima e determinando as condições de contorno e as constantes C_1 e C_2 , temos:

Condição de contorno 1:

$$\frac{dv}{dx} = 0 ; x = 0 \text{ então } C_1 = 0$$

Condição de contorno 2:

$$v = 0 ; x = 1,2 \text{ m}$$

$$C_2 = 4,81 - (0,288R_A + 0,0536R_B + 0,0228R_C)$$

$$\begin{aligned}
 v = \frac{1}{EI} & \left(-\frac{5}{2}x^4 + \frac{5}{2} \langle x - 0,515 \rangle^4 - \frac{5}{2} \langle x - 0,685 \rangle^4 + \frac{R_A x^3}{6} + \frac{R_B}{6} \langle x - 0,565 \rangle^2 \right. \\
 & + \frac{R_C}{6} \langle x - 0,685 \rangle^3 + \frac{R_D}{6} \langle x - 1,2 \rangle^3 + 4,81 \\
 & \left. - (0,288R_A + 0,0536R_B + 0,0228R_C) \right)
 \end{aligned}$$

APÊNDICE E: Desenhos