

Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Engenharia Aeroespacial

**Projeto Preliminar de um Mecanismo de
Abertura do Sistema de Proteção para
Reentrada Atmosférica de um CubeSat 12U**

Autor: Pedro Henrique dos Santos Alves
Orientador: Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias Barcelos Junior

Brasília, DF
2024



Pedro Henrique dos Santos Alves

**Projeto Preliminar de um Mecanismo de Abertura do
Sistema de Proteção para Reentrada Atmosférica de um
CubeSat 12U**

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias Barcelos Junior

Coorientador: Prof. Dr. Cristian Vendittozzi

Brasília, DF

2024

Pedro Henrique dos Santos Alves

Projeto Preliminar de um Mecanismo de Abertura do Sistema de Proteção para Reentrada Atmosférica de um CubeSat 12U/ Pedro Henrique dos Santos Alves. – Brasília, DF, 2024-

93 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias Barcelos Junior

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2024.

1. SPLASH. 2. Método dos Elementos Finitos. 3. Engenharia Aeroespacial.
4. Otimização Paramétrica. 5. Otimização Topológica. I. Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias Barcelos Junior. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Projeto Preliminar de um Mecanismo de Abertura do Sistema de Proteção para Reentrada Atmosférica de um CubeSat 12U

CDU 02:141:005.6

Pedro Henrique dos Santos Alves

Projeto Preliminar de um Mecanismo de Abertura do Sistema de Proteção para Reentrada Atmosférica de um CubeSat 12U

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 19 de julho de 2024:

**Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias
Barcelos Junior**
Orientador

Prof. Dr. Cristian Vendittozzi
Coorientador

Prof. Dr. William Reis Silva
Convidado 1

**Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva
Carneiro**
Convidado 2

Brasília, DF
2024

*Dedico este trabalho à minha família,
obrigado por acreditarem nos meus sonhos.*

Agradecimentos

Primeiramente quero agradecer a Deus pelo dom da vida, por estar comigo durante todo este percurso.

Agradeço aos meus pais, Marcos e Sonia, por se dedicarem tanto durante a minha criação. À minha irmã, Ester, pelo companheirismo e apoio durante esta jornada.

À Maria Fernanda pela sua paciência e compreensão, e por me acalmar quando tudo parecia um caos.

Agradeço aos meus avós, Helena (*in memoriam*), Jorge (*in memoriam*) e Maria Ramos.

Agradeço aos meus tios e primos, em especial, à tia Flávia por me acompanhar nas aventuras aeroespaciais.

Aos meus amigos de infância, Denys, Iago, Thiago e Yan, aos meus amigos do ensino médio, Amanda, Francisco "Pako", Geovanna, Jonas, Ludmilla e João (*in memoriam*).

Quero agradecer também aos amigos que fiz durante a graduação, principalmente ao grupo que estava comigo durante o momento mais difícil do curso que foi a pandemia. Obrigado, Alessandro, Carla, Liander e Pedro "Japa". Agradeço aos amigos que fiz no começo do curso, Um agradecimento também à Angélica, que foi minha dupla em quase todos os trabalhos. Obrigado aos amigos que fiz durante o começo do curso, Lucas, Rhuan, Matheus e Giulia.

Agradeço aos amigos da Capital Rocket Team, com um agradecimento especial à Anieli. Aos amigos da Gama CubeDesign, Gustavo e William.

Ao Mateus e à Isla, pelos conselhos.

Ao professor Manuel pela orientação, apoio e confiança concedidos desde a Iniciação Científica. Ao professor Cristian por me mostrar que tenho capacidade de ser engenheiro. Ao professor William pelos ensinamentos. E um agradecimento especial à professora Gabriela Possa, por enxergar potencial em mim mesmo que eu tivesse dificuldades na disciplina.

Agradeço também aos amigos da Igreja do Monte pelas orações e por todo o carinho, com um agradecimento especial à Denezir, Élia, Márcio, Mery e Narciso.

Agradeço também ao Ministério das Relações Exteriores e da Cooperação Internacional Italiano (MAECI), Conselho Nacional das Fundações Estaduais de Amparo à Pesquisa (CONFAP), e à Fundação de Apoio à Pesquisa do Distrito Federal FAP-DF

pelo financiamento do projeto de pesquisa SEI 00193-00001200/2019-41 "Self-Deployable Flexible Aeroshell for de-Orbiting and Space Re-entry - SPLASH.

Obrigado a todos que fizeram parte da minha graduação, cada um de vocês foi muito especial.

*“Deleita-te também no Senhor, e
Ele te concederá o que deseja o teu coração.
Entrega o teu caminho ao Senhor; confia nEle,
e Ele tudo fará.”
(Bíblia Sagrada, Salmos 37, 4-5)*

Resumo

O SPLASH, do inglês *Self-DePloyable FLeXible AeroSHell for de-Orbiting and Space Re-entry*, é um demonstrador tecnológico para um CubeSat 12U, realizado em parceria entre a Universidade de Brasília e o CIRA (Centro Italiano de Pesquisas Aeroespaciais), e tem como objetivo realizar a reentrada atmosférica à partir de uma órbita LEO, sendo possível sua utilização como dispositivo seguro de retorno de cargas pagas científicas ou dados de órbitas LEO. O mecanismo de abertura é construído de modo semelhante a um guarda-chuva, e é formado por 8 braços, sendo cada braço apoiado por uma viga de suporte, que é ligada a um anel deslizante. Durante a reentrada, os principais esforços serão gerados pela pressão dinâmica. Uma estimativa aproximada da pressão que atua sobre o escudo pode ser obtida considerando que o satélite reentra na Terra seguindo uma direção vertical e mantém uma atitude constante, sem qualquer tipo de rotação. Foi realizada uma análise estática pelo método dos elementos finitos utilizando elementos de linha e elementos sólidos, e os seus valores foram comparados com o modelo analítico encontrado. Foi analisada, inicialmente, a geometria inicial proposta, e em seguida foi realizada uma análise paramétrica para encontrar um ótimo valor de posicionamento dos suportes. Após a definição dos suportes, foi definido um valor ótimo para a seção transversal também por meio de uma otimização paramétrica. Na sequência, foi realizada uma otimização topológica para encontrar locais onde era possível reduzir a massa do mecanismo. Os resultados obtidos mostram que o dimensionamento realizado é capaz de suportar as cargas de reentrada e que ao combinar a otimização paramétrica com a otimização topológica é possível encontrar um modelo ótimo de geometria, com um alívio de massa considerável e que ainda mantém suas propriedades mecânicas.

Palavras-chaves: SPLASH. Método dos Elementos Finitos. Sistemas de Reentrada Atmosférica. Otimização Paramétrica. Otimização Topológica.

Abstract

SPLASH (Self-DePloyable FLexible AeroSHell for de-Orbiting and Space Re-entry) is a technological demonstrator for a CubeSat 12U, made in partnership between the University of Brasilia and CIRA (Italian Aerospace Research Center) which aims to perform atmospheric re-entry from a LEO orbit, making it possible to use it as a safe device for returning scientific payloads or data from LEO orbits. The opening mechanism is built in a similar way to an umbrella, and is made up of 8 arms, each arm supported by a support beam, which is connected to a sliding ring. During re-entry, the main stresses are generated by dynamic pressure. An approximate estimate of the pressure acting on the shield can be obtained by considering that the satellite re-enters the atmosphere following a vertical direction and maintains a constant attitude, without any type of rotation. A static analysis was carried out using the finite element method using line elements and solid elements, and their values were compared with the analytical model found. The initial geometry proposed was first analyzed, and then a parametric analysis was carried out to find an optimum value for positioning the supports. After defining the supports, an optimum value for the cross-section was also defined through parametric optimization. Next, a topological optimization was carried out to find places where it was possible to reduce the mechanism's mass. The results obtained show that the design is capable of withstanding the re-entry loads and that by combining parametric optimization with topological optimization it is possible to find an optimal geometry model, with considerable mass relief and which still maintains its mechanical properties.

Key-words: SPLASH. Finite Element Method. Atmospheric Reentry Systems. Parametric Optimization. Topology Optimization.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Lançamento do veículo Vostok 1	19
Figura 2 – Capsula Gemini	20
Figura 3 – Modelo conceitual do ADEPT	21
Figura 4 – Descrição geral dos componentes do ADEPT	21
Figura 5 – <i>Skidbladnir</i>	24
Figura 6 – Sistema IRVE	25
Figura 7 – Teste do sistema ADEPT	26
Figura 8 – Mini-IRENE	26
Figura 9 – Modelo preliminar SPLASH	27
Figura 10 – Transferência de Hohmann	28
Figura 11 – Modelo conceitual da geometria	29
Figura 12 – Corpo arbitrário tridimensional	30
Figura 13 – Forças Internas agindo sobre o ponto O	31
Figura 14 – Viga sujeita à um momento fletor puro	31
Figura 15 – Elemento de linha	35
Figura 16 – Elemento bidimensional	35
Figura 17 – Elemento tridimensional	35
Figura 18 – Interface do <i>software</i>	38
Figura 19 – Exemplo de otimização paramétrica	40
Figura 20 – Exemplo de otimização de forma	41
Figura 21 – Exemplo de otimização topológica	42
Figura 22 – Otimização topológica utilizando métodos homogêneos	45
Figura 23 – Fluxograma de funcionamento do algoritmo MOGA	48
Figura 24 – Fluxograma de funcionamento do algoritmo Adaptativo Multi-Objetivo	50
Figura 25 – Fases de um projeto	53
Figura 26 – Carga aerodinâmica em uma asa de um avião	54
Figura 27 – Diagrama da Pressão Dinâmica	55
Figura 28 – Modelo 3D do SPLASH	59
Figura 29 – Braço do mecanismo aberto	60
Figura 30 – Sobreposição na geometria	60
Figura 31 – Nomenclatura do esboço	61
Figura 32 – Modelagem como elemento de linha	62
Figura 33 – Malha da geometria - Elemento de linha	62
Figura 34 – Condições de contorno - Elemento de linha	63
Figura 35 – Junta de revolução	65
Figura 36 – Junta com 2 Graus de Liberdade	65

Figura 37 – Convergência de malha - Deslocamento	66
Figura 38 – Convergência de malha - Tensão	67
Figura 39 – Malha da geometria - Abertura de 45°	67
Figura 40 – Condições de Contorno - Abertura de 45°	68
Figura 41 – Malha da geometria - Abertura de 60°	68
Figura 42 – Condições de Contorno - Abertura de 60°	68
Figura 43 – Regiões de otimização	71
Figura 45 – Resultados obtidos para o parâmetro inicial - Abertura de 45°	75
Figura 46 – Resultados obtidos para o candidato personalizado - Abertura de 45°	78
Figura 47 – Resultados obtidos para os parâmetros iniciais - Abertura de 60°	79
Figura 48 – Resultados obtidos para o candidato personalizado - Abertura de 60°	81
Figura 49 – Resultado da Otimização Topológica	82
Figura 50 – Visão detalhada da Viga 1	83
Figura 51 – Visão detalhada da Viga 2	83
Figura 52 – Remodelagem da viga 1	83
Figura 53 – Remodelagem da viga 2	84
Figura 54 – Geometria completa otimizada	84
Figura 55 – Resultados obtidos para o candidato personalizado - Abertura de 60°	85
Figura 56 – Análise de Flambagem	86
Figura 57 – Análise de Flambagem após correção	87

Lista de tabelas

Tabela 1 – Variação de C_D e BC em função do ângulo	29
Tabela 2 – Valores de Pressão Dinâmica durante a reentrada	55
Tabela 3 – Relação entre as cargas e os ângulos de abertura	56
Tabela 4 – Composição química do aço AISI 321	58
Tabela 5 – Propriedades mecânicas do aço AISI 321	58
Tabela 6 – Propriedades mecânicas do Titânio Ti 6Al 4V	58
Tabela 7 – Domínio dos parâmetros de otimização	64
Tabela 8 – Convergência de malha	67
Tabela 9 – Domínio da otimização paramétrica - 3D	69
Tabela 10 – Matriz de decisão de materiais	72
Tabela 11 – Parâmetros dimensionais dos três candidatos - Dimensionamento das vigas	73
Tabela 12 – Resultados dos três candidatos - Dimensionamento das vigas	73
Tabela 13 – Dimensões do candidato personalizado - Dimensionamento das vigas	74
Tabela 14 – Resultados do candidato personalizado - Dimensionamento das vigas	74
Tabela 15 – Resultados do parâmetro inicial - Abertura de 45°	76
Tabela 16 – Parâmetros dimensionais dos três candidatos - Abertura de 45°	76
Tabela 17 – Resultados dos três candidatos - Abertura de 45°	76
Tabela 18 – Parâmetros dimensionais personalizados - Abertura de 45°	77
Tabela 19 – Resultados do candidato personalizado - Abertura de 45°	78
Tabela 20 – Parâmetros dimensionais personalizados	80
Tabela 21 – Resultados dos 3 candidatos - Abertura de 60°	80
Tabela 22 – Parâmetros dimensionais personalizados	80
Tabela 23 – Resultados do Candidato Personalizado - Abertura de 60°	81
Tabela 24 – Resultados para os diferentes ângulos de abertura	82
Tabela 25 – Resultados após a otimização topológica	86

Lista de abreviaturas e siglas

3D	Tridimensional
ADEPT	<i>Adaptive Deployable Entry and Placement Technology</i>
AISI	<i>American Iron and Steel Institute</i>
Cal Poly	<i>California Polytechnic State University, San Luis Obispo</i>
CIRA	<i>Centro Italiano Ricerche Aerospaziali</i>
CONFAP	Conselho Nacional das Fundações Estaduais de Amparo à Pesquisa
FAP-DF	Fundação de Amparo à Pesquisa do Distrito Federal
IRENE	<i>Italian Re-Entry Nacelle</i>
IRVE	<i>Inflatable Re-entry Vehicle Experiment</i>
LEO	<i>Low Earth Orbit</i>
MAECI	Ministério das Relações Exteriores e da Cooperação Internacional Italiano
MEF	Método dos Elementos Finitos
MIT	<i>Massachusetts Institute of Technology</i>
MOGA	<i>Multi-Objective Genetic Algorithm</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NRLMSISE-00	<i>US Naval Research Laboratory, Mass spectrometer and incoherent scatter radar, 2000</i>
SPLASH	<i>Self-DePloyable FLexible AeroSHell for de-Orbiting and Space Re-entry</i>
SIMP	<i>Solid Isotropic Material with Penalty</i>
SSDL	<i>Space Systems Design Lab</i>
UnB	Universidade de Brasília

Lista de símbolos

ΔV_A	Variação de velocidade orbital no instante A
ΔV_B	Variação de velocidade orbital no instante B
C_D	Coefficiente de arrasto
δ_C	Metade do ângulo de abertura do cone
r_c	Raio da base do cone
r_n	Raio do nariz
BC	Coefficiente Balístico
A	Área frontal da seção transversal
\mathbf{F}	Vetor Força
\mathbf{M}	Vetor Momento Fletor
P_i	i -ésima força externa
$\delta \mathbf{P}$	Força resultante
$\delta \mathbf{P}_n$	Componentes normal da força resultante
$\delta \mathbf{P}_s$	Componentes tangencial da força resultante
σ	Tensão Normal
τ	Tensão de Cisalhamento
σ_z	Tensão normal no eixo Z
y_h	Distância do ponto da linha neutra
I	Momento de inércia
I_{furo}	Momento de inércia do furo
K_t	Coefficiente de concentração de tensão
ε_x	Deformação no eixo X
u	Deslocamento

σ_x	Tensão normal no eixo X
E	Módulo de Elasticidade
\mathbf{F}_{global}	Vetor global das forças nodais
$K_{n \times n}$	Matriz de rigidez global
\mathbf{d}	Vetor de deslocamentos nodais
\mathbf{x}	Vetor de <i>design</i>
$f(\mathbf{x})$	Função objetiva
$g_j(\mathbf{x})$	Restrição de inequação
$l_j(\mathbf{x})$	Restrição de equação
η_i	Pseudo-densidades
p	Fator de penalidade
n_d	Número de variáveis de pseudo-densidade
C	Energia de deformação
\mathbf{f}	Vetor de carga externa
\mathbf{G}	Vetor peso
\mathbf{u}	Deslocamento nodal
V	Volume total
V_U	Limite superior volumétrico
$\bar{\sigma}$	Restrição de limite superior de tensão
σ_e	Valor médio da Tensão Equivalente de Von Mises do elemento
$\boldsymbol{\sigma}_S$	Valores de tensão dos elementos no conjunto S
n_S	Número de elementos no conjunto
ρ_∞	Densidade atmosférica
v	Velocidade de reentrada
g	Aceleração da gravidade
F	Força total

P_{din}	Pressão dinâmica
r_{cn}	Raio de curvatura do nariz do escudo
$\sigma_{n,max}$	Tensão Normal Máxima
$\sigma_{c,max}$	Tensão Combinada Máxima
$\sigma_{n,min}$	Tensão Normal Mínima
$\sigma_{c,min}$	Tensão Combinada Mínima
m	Massa
$\sigma_{c,min}$	Tensão Combinada Mínima
$\sigma_{c,max}$	Tensão Combinada Máxima
σ_{eq}	Tensão Equivalente de Von Mises
$\sigma_{n,max,X}$	Tensão Normal Máxima no eixo X
$\sigma_{n,max,Y}$	Tensão Normal Máxima no eixo Y
$\sigma_{n,min,X}$	Tensão Normal Mínima no eixo X
$\sigma_{n,min,Y}$	Tensão Normal Mínima no eixo Y
<i>Viga1</i>	Comprimento da Viga 1
<i>Viga2</i>	Comprimento da Viga 2
<i>Suporte</i>	Comprimento da Viga Suporte
J_S	Distância entre a Junta e a Viga Suporte
J_L	Distância entre junta e a parte lateral do suporte em L
$L_{inferior}$	Comprimento da projeção horizontal do suporte em L
$L_{lateral}$	Comprimento da projeção vertical do suporte em L
<i>espessura_furo</i>	Dimensão da espessura entre a lateral da viga e a borda dos furos
<i>extrude_meio</i>	Extrusão das Vigas Suporte e Viga 2
<i>extrude_viga1</i>	Extrusão da Viga 1
<i>extrude_L</i>	Extrusão da Viga em L

Sumário

1	INTRODUÇÃO	19
1.1	Contextualização	19
1.2	Motivação	20
1.3	Justificativa	21
1.4	Objetivos	22
1.4.1	Objetivo Geral	22
1.4.2	Objetivos Específicos	22
1.5	Organização do trabalho	22
2	MISSÕES DE REENTRADA ATMOSFÉRICA	24
2.1	IRVE	24
2.2	ADEPT	25
2.3	IRENE	26
2.4	SPLASH	27
3	FUNDAMENTOS DA ANÁLISE ESTRUTURAL	30
3.1	Tensão	30
3.2	Flexão de Vigas	31
3.3	Deflexão de Vigas	32
3.3.1	Análise de tensões	33
3.4	Flambagem	33
4	ANÁLISE ESTRUTURAL PELO MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS	34
4.1	ANSYS Workbench	38
5	MÉTODOS DE OTIMIZAÇÃO ESTRUTURAL	40
5.1	Otimização Paramétrica	42
5.2	Otimização Topológica	45
5.3	Módulos de Otimização do ANSYS Workbench	47
5.3.1	Otimização paramétrica	47
5.3.2	Otimização topológica	50
6	METODOLOGIA	53
6.1	Requisitos de projeto	53
6.1.1	Requisito 1	54
6.1.2	Requisito 2	56

6.1.3	Requisito 3	57
6.2	Escolha do material	57
6.3	Análise estrutural	59
6.3.1	Modelagem e condições de contorno	61
6.4	Dimensionamento das vigas	63
6.5	Modelo tridimensional	64
6.5.1	Modelagem e condições de contorno	66
6.5.2	Dimensionamento da seção transversal	69
6.6	Otimização topológica	70
6.7	Flambagem	71
7	RESULTADOS	72
7.1	Escolha de material	72
7.2	Dimensionamento das vigas	73
7.3	Modelo Tridimensional - 45°	74
7.3.1	Dimensionamento da seção transversal	76
7.4	Modelo Tridimensional - 60°	78
7.4.1	Dimensionamento da seção transversal	79
7.5	Otimização topológica	82
7.6	Flambagem	86
8	CONCLUSÃO	88
	REFERÊNCIAS	90

1 Introdução

1.1 Contextualização

Um satélite, em geral, é qualquer corpo natural ou artificial que se move ao redor de um corpo celeste que não tenha luz própria. Em relação à sua classificação, os satélites podem ser classificados como naturais ou artificiais. Sua principal diferença é que os satélites artificiais são aqueles produzidos pelo ser humano, colocados em uma órbita específica e possuem uma carga paga com a aplicação desejada. A história dos satélites no espaço começou oficialmente em 4 de Outubro de 1957, com o Sputnik-1, um satélite desenvolvido pela antiga União Soviética. Sua reentrada foi no dia 4 de Janeiro de 1958 e não foi possível recuperar nada devido ao superaquecimento devido ao atrito com a atmosfera (MAINI; AGRAWAL, 2014).

De acordo com FEDELE (2020), As primeiras missões de reentrada tripuladas aconteceram entre 1961 e 1962. Em 12 de abril de 1961 o cosmonauta Iuri Alexeievitch Gagarin realizou a primeira missão de reentrada atmosférica à bordo do veículo Vostok 1. Na sequência, o astronauta John Glenn realizou a reentrada através do veículo Mercury.



Figura 1 – Lançamento do veículo Vostok 1
Fonte: GEBHARDT, 2012

O Programa Gemini da NASA, mostrado na Fig. 2, tinha o objetivo de desenvolver e testar novas técnicas que facilitariam o programa Apollo. Um dos principais objetivos do programa Gemini era desenvolver um novo sistema de reentrada controlado para missões

espaciais (FEDELE, 2020). Atualmente, novas plataformas tem sido desenvolvidas para serem aplicadas além da órbita baixa. Os CubeSats, por exemplo, podem ser utilizados em missões interplanetárias, como Marte e até mesmo as Luas de Júpiter. Ao utilizar os conceitos de reentrada atmosférica, é possível expandir as aplicações de missões espaciais. (CASSELL et al., 2018).



Figura 2 – Capsula Gemini

Fonte: NASA, 2011

Com o objetivo de minimizar custos e tempo de desenvolvimento, foram criados os primeiros CubeSats. Em 1999 foi iniciado o projeto CubeSat, uma colaboração entre os Prof. Jordi Puig-Suari, da *California Polytechnic State University, San Luis Obispo* (Cal Poly) e o Prof. Bob Twiggs do *Space Systems Design Laboratory* da Universidade de Stanford (SSDL). De acordo com os autores, a iniciativa aumenta a acessibilidade econômica, uma vez que populariza o acesso ao espaço, tornando economicamente sustentável o lançamento frequente de foguetes (NASA; California Polytechnic's PolySat Program, 2017).

Um CubeSat é uma classe de satélites que adota um tamanho padrão e um fator de forma que é uma unidade definida como 'U'. Um CubeSat 1U é um cubo com 10 cm de aresta e possui massa de até 2 kg. Essa padronização possibilitou também a produção em massa de componentes "de prateleira", reduzindo ainda mais o investimento inicial necessário. Atualmente, os CubeSats podem ser projetados até o tamanho 12 U (CAPPELLETTI; BATTISTINI; MALPHRUS, 2021).

1.2 Motivação

Ao estudar a missão ADEPT da NASA, é possível perceber que os mecanismos de reentrada ejetáveis oferecem uma nova abordagem para missões de pequenos satélites, incluindo também a sua entrada atmosférica. A Fig. 3 apresenta seu modelo conceitual (CASSELL et al., 2018).

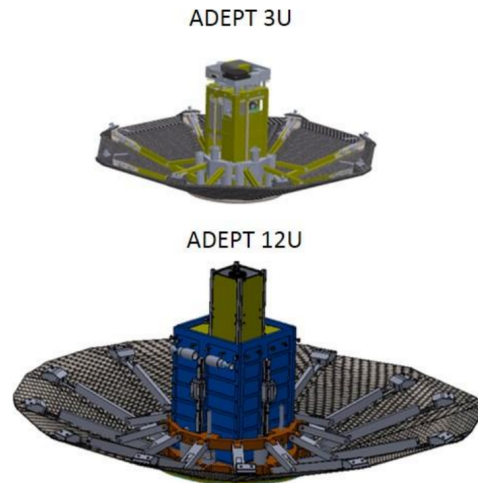


Figura 3 – Modelo conceitual do ADEPT

Fonte: [CASSELL et al., 2018](#)

O ADEPT é um sistema de entrada planetária de baixo coeficiente balístico que utiliza uma estrutura ejetável semelhante à um guarda-chuva. Este mecanismo possui um tecido de carbono tridimensional que serve como sistema de proteção térmica e como superfície estrutural, transferindo as forças aerodinâmicas para os reforços subjacentes. A Fig. 4 apresenta uma descrição geral de seus componentes ([CASSELL et al., 2018](#)).

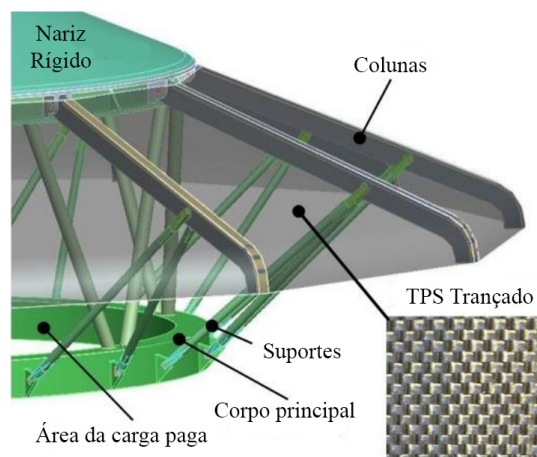


Figura 4 – Descrição geral dos componentes do ADEPT

Traduzido de: [CASSELL et al., 2018](#)

1.3 Justificativa

Os sistemas de reentrada atmosférica ejetáveis podem oferecer muitas vantagens em um futuro próximo, incluindo a oportunidade de recuperar carga útil e amostras do espaço, com custos e riscos reduzidos em relação aos sistemas convencionais. Esses mecanismos podem ser alocados no lançador selecionado em sua configuração dobrada, de

modo a otimizar volume, e, no momento certo da missão, pode ser ejetado para aumentar a superfície exposta ao hipersônico.

Este trabalho tem como justificativa a participação no primeiro programa executivo de cooperação científica e tecnológica entre Brasil e Itália. O projeto SPLASH (do inglês *Self-DePloyable FLeXible AeroSHell for de-Orbiting and Space Re-entry*) é financiado pelo Ministério das Relações Exteriores e da Cooperação Internacional Italiano (MAECI) e pelo Conselho Nacional das Fundações Estaduais de Amparo à Pesquisa (CONFAP), através da Fundação de Amparo à Pesquisa do Distrito Federal (FAP-DF).

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo Geral

Projetar um mecanismo de abertura do sistema de proteção de um CubeSat 12U que seja capaz de suportar uma reentrada atmosférica e realizar sua otimização paramétrica e topológica.

1.4.2 Objetivos Específicos

De modo que o objetivo geral seja atingido, são propostos os seguintes objetivos específicos:

- Compreender as solicitações estruturais agindo sobre o corpo durante a reentrada atmosférica;
- Realizar a modelagem analítica e numérica dos braços do mecanismo de abertura;
- Simular as condições do corpo durante a reentrada à partir das condições encontradas na literatura;
- Definir um número ótimo de braços para o mecanismo;
- Modelar uma geometria ótima para o mecanismo;
- Simular as condições do corpo durante a reentrada após a otimização.

1.5 Organização do trabalho

Este trabalho aborda a análise estrutural de missões de reentrada atmosférica, focando em tecnologias e metodologias aplicadas para garantir a integridade de veículos durante a reentrada na Terra ou em outros planetas. Inicialmente, no Capítulo 2, são

discutidas quatro missões: IRVE, ADEPT, IRENE e SPLASH, cada uma com suas particularidades em termos de proteção térmica e desaceleração. Em seguida, no Capítulo 3, são apresentados os fundamentos da análise estrutural, abordando conceitos como tensão, flexão e deflexão de vigas. No Capítulo 3 o conteúdo abordado é a aplicação do Método dos Elementos Finitos (MEF) com o uso da ferramenta ANSYS Workbench para simulações estruturais. No Capítulo 5 são discutidos métodos de otimização estrutural, como a otimização paramétrica e topológica, com foco em melhorar a eficiência das estruturas.

A metodologia do trabalho, apresentada no Capítulo 6, inclui a definição dos requisitos de projeto, a escolha dos materiais, a análise estrutural, o dimensionamento das vigas e o desenvolvimento de modelos tridimensionais. A otimização topológica é aplicada para aperfeiçoar o desempenho das estruturas analisadas. Os resultados, apresentados no Capítulo 7 incluem a avaliação dos materiais selecionados, o dimensionamento das vigas, e a análise dos modelos tridimensionais em diferentes ângulos, com destaque para a otimização topológica. Por fim, o trabalho apresenta as conclusões gerais sobre o desempenho das soluções estruturais e sugere melhorias para estudos futuros.

2 Missões de Reentrada Atmosférica

O primeiro conceito de um escudo térmico ejetável foi desenvolvido em uma aula de projeto avançado de sistemas espaciais no MIT no outono de 1988. O projeto chamado de *ParaShield* foi baseado na ideia de reduzir o coeficiente balístico para otimizar as características desejadas do veículo de reentrada ([AKIN, 1990](#)).

Um veículo de demonstração baseado no conceito *ParaShield*, chamado *Skidbladnir*, foi construído pela Universidade de Maryland e uma tentativa de voo suborbital foi realizada em 1989. Infelizmente, o lançamento falhou devido a um problema com o veículo lançador e o sistema nunca foi testado em voo ([AKIN, 2010](#)). Um exemplo pode ser mostrado na Fig. 5 abaixo.



Figura 5 – *Skidbladnir*
Fonte: [AKIN, 2010](#)

2.1 IRVE

O IRVE (*Inflatable Re-entry Vehicle Experiment*) é um experimento de reentrada inflável, no formato de cone com 3 metros de diâmetro e ângulo de abertura de 60 graus, projetado para demonstrar vários aspectos da utilização de tecnologias infláveis em missões de reentrada na Terra ([LINDELL et al., 2006](#)). Um modelo do sistema IRVE pode ser visto na Fig. 6.

Sua segunda versão, o IRVE II, foi lançado em 17 de Agosto de 2009, da Instalação de Voo Wallops em um foguete de sondagem *Black Brand IX*. Foi o primeiro voo suborbital bem sucedido de um sistema de reentrada ejetável produzido nos Estados Unidos ([DILLMAN et al., 2013](#)).

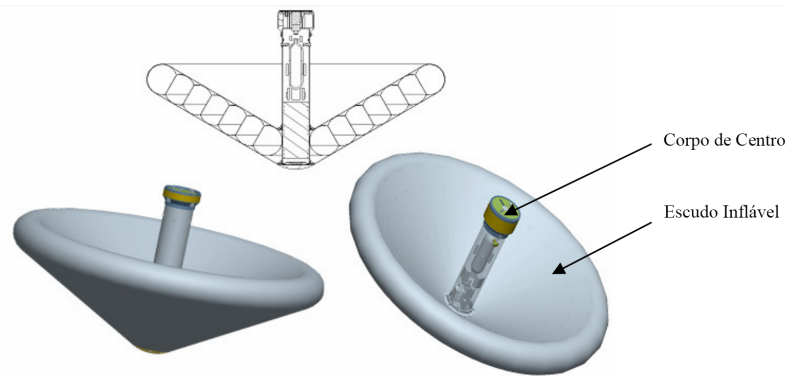


Figura 6 – Sistema IRVE
Traduzido de: LINDELL et al., 2006

Na última década, a ideia de um escudo térmico ejetado mecanicamente retornou em dois projetos. O primeiro, chamado ADEPT (*Adaptive Deployable Entry and Placement Technology*) está sendo desenvolvido pela NASA, e o segundo, IRENE (*Italian Re-Entry Nacelle*), está sendo desenvolvido pelo Centro de Pesquisa Aeroespacial Italiano (CIRA). Ao contrário do conceito de escudo térmico inflável, um escudo térmico mecânico ainda deve demonstrar a capacidade de reentrar em um ambiente de órbita terrestre baixa e ser recuperado com sucesso (FEDELE, 2020).

2.2 ADEPT

O ADEPT é um sistema de entrada planetária de baixo coeficiente balístico ejetável que consiste em uma série de nervuras e suportes, conectados a um revestimento de tecido flexível que, quando ejetado, funciona como uma casca semirrígida com um formato de cone esférico de 70 graus (FEDELE, 2020), seu modelo pode ser visto na Fig. 7. O ADEPT foi lançado em 12 de setembro de 2018 do Campo de Teste de Mísseis de White Sands em um foguete suborbital SpaceLoft XL fabricado pela UP Aerospace e atingiu um apogeu de 100 km. A missão suborbital demonstrou a capacidade desse sistema de atingir sua configuração totalmente ejetada antes de alcançar 80 km de altitude na descida, mas, infelizmente, o sistema passou por instabilidades dinâmicas e perdeu o controle na última fase da trajetória de reentrada.

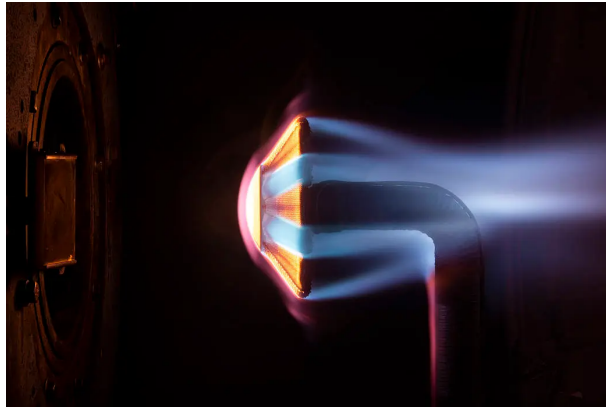


Figura 7 – Teste do sistema ADEPT
Fonte: NASA, 2021

2.3 IRENE

O projeto IRENE começou em 2011 quando a Agência Espacial Italiana fundou um estudo de viabilidade para um sistema de reentrada ejetável baseado em um escudo térmico de formato cônico com abertura de 45° que seria desenvolvido pelo ALI (Laboratório Aeroespacial para Componentes Inovadores) e pela Universidade de Nápoles Federico II (BASSANO et al., 2011). Estudos consecutivos foram realizados para possibilitar a construção de um protótipo em escala reduzida do IRENE, chamado de Mini-IRENE (FEDELE, 2020) que é mostrado na Fig. 8.

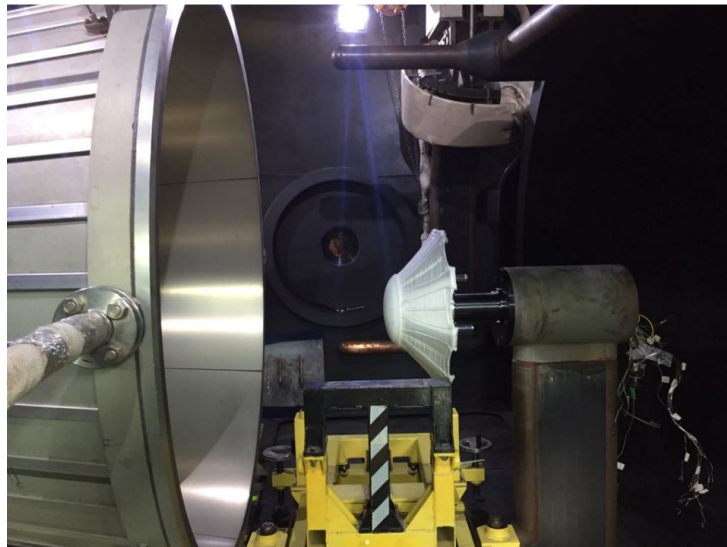


Figura 8 – Mini-IRENE
Fonte: FEDELE, 2020

A fase atual do programa que permitirá o voo do projeto IRENE está sob liderança do Centro Italiano de Pesquisas Aeroespaciais (CIRA) e da Agência Espacial Europeia (ESA). Essa fase inclui o projeto e a construção de um demonstrador de voo para um

lançamento suborbital em um foguete VSB-30, além do projeto e da construção de um demonstrador de solo para um teste em Túnel de Vento de Plasma (FEDELE, 2020).

2.4 SPLASH

O SPLASH é um demonstrador tecnológico para um CubeSat 12U, realizado em parceria entre a Universidade de Brasília e o CIRA (Centro Italiano de Pesquisas Aeroespaciais) e tem como objetivo realizar a reentrada atmosférica à partir de uma órbita LEO, sendo possível sua utilização como dispositivo seguro de retorno de cargas pagas científicas ou dados de órbitas LEO, seu modelo preliminar é mostrado na Fig. 9.

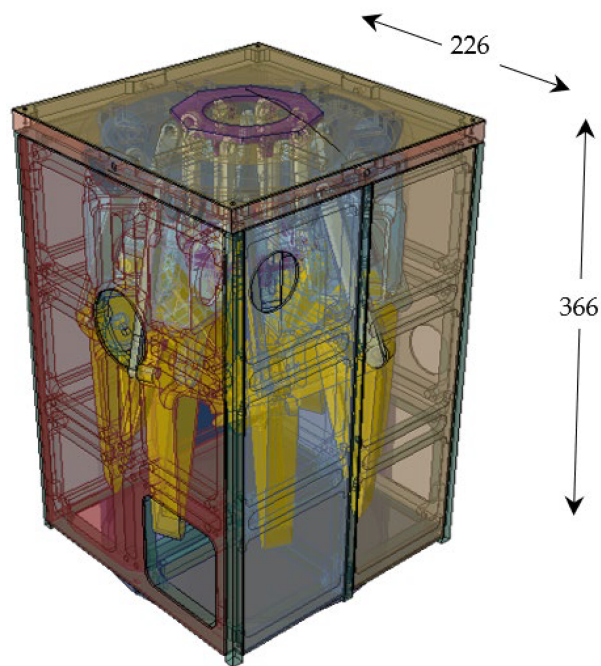


Figura 9 – Modelo preliminar SPLASH

Fonte: DIMINO et al., 2023

A missão inicial do satélite será entrar em uma órbita circular com uma altitude de 400 km. Em seguida, será realizada uma Transferência de Hohmann para uma órbita, também circular a uma altitude de 120 km. Ao entrar nesta segunda órbita, e variando a velocidade orbital de Δv_B , o CubeSat começa a espiralar em direção ao solo, devido ao aumento do arrasto à medida que a densidade atmosférica aumenta. Um esquemático da transferência e da reentrada é mostrado na Fig. 10 abaixo.

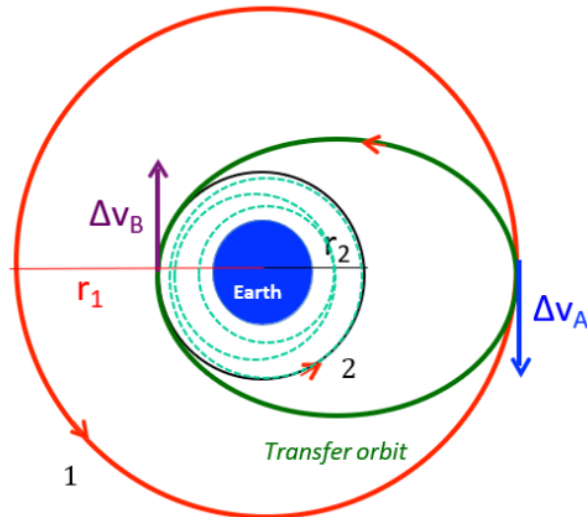


Figura 10 – Transferência de Hohmann

Fonte: DIMINO et al., 2023

O retorno da missão SPLASH tem três desafios principais:

1. Suportar temperaturas elevadas durante a reentrada
2. Orientar o CubeSat durante a reentrada, de modo a seguir uma trajetória predefinida
3. Permitir um pouso de alta precisão após a passagem pela atmosfera.

Inicialmente para determinar as cargas que o satélite irá sofrer durante a reentrada, deve-se inicialmente encontrar o coeficiente de arrasto. Conforme apresentado por (DIMINO et al., 2023), para uma análise inicial, pode-se considerar que a geometria é um cone, de modo a obter a Eq. 2.1

$$C_D = \left(1 - \sin^4 \delta_C\right) \left(\frac{r_n}{r_c}\right)^2 + 2 \sin^2 \delta_C \left[1 - \left(\frac{r_n}{r_c}\right) \cos^2 \delta_C\right] \quad (2.1)$$

onde δ_C é metade do ângulo de abertura do cone, r_c é o raio da base do cone, r_n é o raio do nariz.

Em seguida, para encontrar o coeficiente balístico para uma massa alvo de 24 kg do satélite, pode ser utilizada também a Eq. 2.2

$$BC = \frac{m}{AC_D} \quad (2.2)$$

onde A é a área frontal da seção transversal, que é perpendicular à direção do movimento. Para os cálculos iniciais, a área frontal pode ser aproximada por um círculo.

O modelo conceitual da geometria pode ser visto na Fig. 11

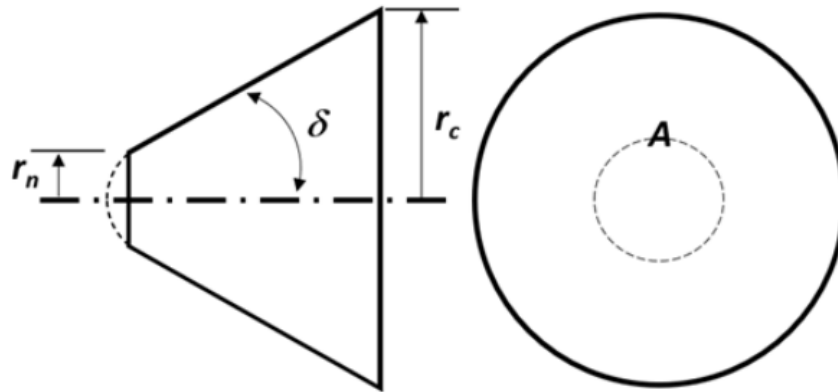


Figura 11 – Modelo conceitual da geometria
 Fonte: DIMINO et al., 2023

Desta forma, é possível calcular os valores de C_D e BC para diferentes ângulos de abertura, dados os valores da Tab. 1 apresentada por (DIMINO et al., 2023).

Tabela 1 – Variação de C_D e BC em função do ângulo

δ_C [°]	15	30	45	60
r_n [m]	0,108	0,108	0,108	0,108
r_c [m]	0,305	0,35878	0,419	0,488
m [kg]	24	24	24	24
A [m ²]	0,2922	0,4044	0,5515	0,7482
C_D	0,2431	0,5510	1,0166	1,5031
BC [kg/m ²]	337,7794	107,7152	42,8035	21,3425

Adaptado de: DIMINO et al., 2023

Para realizar o dimensionamento estrutural do mecanismo, uma boa aproximação é utilizar os picos de pressão e fluxo de calor no ponto de estagnação, além de combinar estes conceitos com os fundamentos de análise estrutural.

3 Fundamentos da Análise Estrutural

A Teoria da Elasticidade é a área da engenharia responsável por estudar a mecânica dos corpos deformáveis que recuperam a sua forma original após a remoção das forças que causam a deformação (SNEDDON; BERRY, 1958).

3.1 Tensão

Inicialmente, considerando um corpo arbitrário tridimensional, mostrado na Fig. 12, supõe-se que este corpo está em equilíbrio sob a ação de forças externas $\mathbf{P}_1, \mathbf{P}_2, \dots, \mathbf{P}_n$. Presumindo também que este corpo é constituído de um material contínuo e deformável, de modo que as forças são transmitidas por todo o seu volume, é possível dizer que, em qualquer ponto interno O existe uma força resultante $\delta\mathbf{P}$ (MEGSON, 2007).

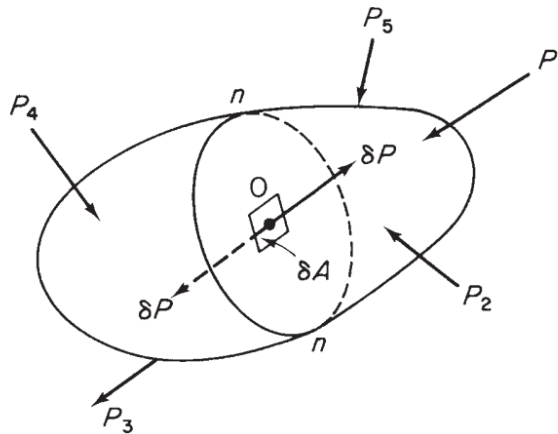


Figura 12 – Corpo arbitrário tridimensional

Fonte: MEGSON, 2007

Se a partícula de material em O , sujeita à força \mathbf{P} está em equilíbrio, então deve haver uma força de mesma magnitude em um sentido oposto agindo sobre a partícula. Então, ao dividir o corpo em um plano que contenha O , as forças $\delta\mathbf{P}$ estarão uniformemente distribuídas sobre uma pequena área δA de cada face do plano, conforme mostra a Fig. 13 (MEGSON, 2007).

Por fim, ao decompor a força $\delta\mathbf{P}$ nas componentes normais e tangenciais ao plano, δP_n e δP_s é possível obter dois tipos de tensão, a Tensão Normal σ e a Tensão de Cisalhamento τ . Descritas, respectivamente pelas Eqs. 3.1 e 3.2 (MEGSON, 2007).

$$\sigma = \lim_{\delta A \rightarrow 0} \frac{\delta P_n}{\delta A} \quad (3.1)$$

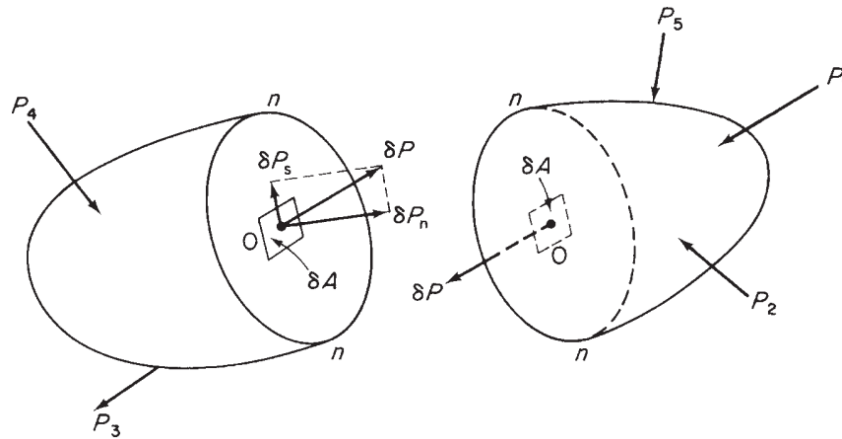


Figura 13 – Forças Internas agindo sobre o ponto O
 Fonte: MEGSON, 2007

$$\tau = \lim_{\delta A \rightarrow 0} \frac{\delta P_s}{\delta A} \quad (3.2)$$

Logo, a tensão normal σ é a que age nas componentes perpendiculares ao plano, já a tensão de cisalhamento τ age no plano tangencial.

3.2 Flexão de Vigas

Considere que um comprimento de viga, de seção transversal retangular está sujeito a um momento fletor puro, M , aplicado num plano vertical. O comprimento da viga irá fletir de modo que a superfície superior apresentará formato côncavo e a superfície inferior apresentará formato convexo, assim, as fibras longitudinais superiores serão comprimidas, enquanto as fibras inferiores serão tracionadas (MEGSON, 2007). É possível visualizar a deformação Fig. 14 abaixo.

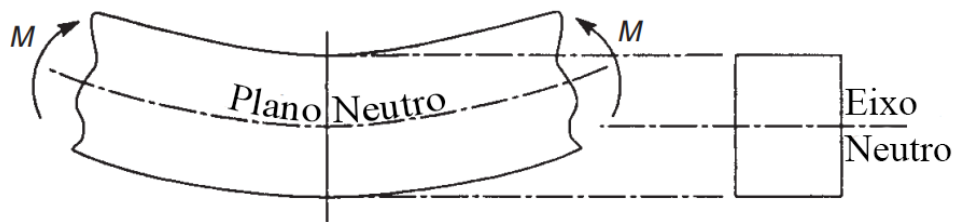


Figura 14 – Viga sujeita à um momento fletor puro
 Traduzido de: MEGSON, 2007

Como a viga possui pontos de compressão e pontos de tração, a tensão normal sofrida varia ao longo da altura da viga. Nota-se que para o plano neutro a tensão normal é nula (MEGSON, 2007).

O pressuposto principal para determinar as tensões normais produzidas pela flexão é que o plano das seções transversais da viga permanecem planas e normais às fibras longi-

tudiniais da viga após a flexão. Considera-se também que o material da viga é homogêneo, isotrópico e linearmente elástico (MEGSON, 2007).

A tensão normal agindo em qualquer ponto da seção transversal é diretamente proporcional à distância do ponto ao eixo neutro, conforme mostra a Eq. 3.3

$$\sigma_z = \frac{M_z y_h}{I} \quad (3.3)$$

onde σ_z é a tensão normal no eixo Z, M_z é a componente do momento fletor aplicado no eixo Z, y_h é a distância do ponto da linha neutra e I é o momento de inércia.

3.3 Deflexão de Vigas

Ao se considerar uma viga prismática sob flexão, a deformação obtida forma um arco de circunferência. De acordo com BEER, (1982), a curvatura da superfície neutra é definida pela Eq. 3.4

$$\frac{1}{\rho} = \frac{M}{EI} \quad (3.4)$$

sendo M_z o momento fletor na direção z , E o módulo de elasticidade, e I o momento de inércia da seção transversal.

A curvatura de uma curva plana pode ser definida pela Eq. 3.5 (BEER, 1982).

$$\frac{1}{\rho} = \frac{\frac{d^2y}{dx^2}}{\left[1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2\right]^{3/2}} \quad (3.5)$$

onde $\frac{dz}{dx}$ representa a declividade da viga. Por ser dimensionalmente pequena em relação às outras unidades, seu valor pode ser desprezado, resultando na Eq. 3.6

$$\frac{1}{\rho} = \frac{d^2y}{dx^2} \quad (3.6)$$

Substituindo a Eq. 3.4 em 3.6, é possível obter por fim a Eq. 3.7, que define a linha elástica em função do momento fletor.

$$\frac{d^2y}{dx^2} = \frac{M(x)}{EI} \quad (3.7)$$

Ao resolver a equação para y , é possível encontrar o deslocamento vertical da viga em função da distância x da viga.

3.3.1 Análise de tensões

A principal tensão sofrida pelo suporte será a tensão normal devido à flexão. Após obter os diagramas de momento fletor e cortante dos suportes, percebe-se que os picos de momento serão nos engastes. É importante realizar uma análise cuidadosa das tensões sofridas, pois nesta região serão adicionadas as juntas, que serão fontes de concentração de tensão devido o furo.

Desta forma, modificando a Eq. 3.3, é possível obter a Eq. 3.8.

$$\sigma = K_t \frac{M_z y_h}{I - I_{furo}} \quad (3.8)$$

onde I_{furo} é o momento de inércia do furo e K_t é o coeficiente de concentração de tensão.

De acordo com PILKEY; PILKEY; BI, (2020), o fator de concentração de tensão K_t para regiões próximas do furo é igual a 3, enquanto para regiões distantes seu valor é 1.

Entretanto, alguns problemas estruturais não apresentam uma solução analítica fácil de ser encontrada, portanto, utilizar de métodos numéricos se torna uma alternativa de solução. Para a análise estrutural o método mais utilizado é o Método dos Elementos Finitos.

3.4 Flambagem

Há duas categorias principais que levam à falha de um componente mecânico: ruptura do material e instabilidade estrutural, que geralmente é chamada de flambagem. A carga na qual ocorre a flambagem depende da rigidez de um componente, não da resistência de seus materiais. A flambagem refere-se à perda de estabilidade de um componente e geralmente independe da resistência do material. Essa perda de estabilidade geralmente ocorre dentro da faixa elástica do material. (AKIN, 2009). Manipulando a Eq. 3.7 de modo a encontrar a carga crítica de flambagem, é possível obter a Eq. 3.9

$$EI \frac{d^2 y}{dx^2} = -P_{cr} y \quad (3.9)$$

onde P_{cr} é a carga crítica de flambagem.

Resolvendo a equação diferencial, é possível encontrar que a carga crítica será descrita pela Eq. 3.10.

$$P_{cr} = \frac{n^2 \pi^2 EI}{l^2} \quad (3.10)$$

onde $n = 1, 2, \dots$, são os modos de flambagem.

4 Análise Estrutural pelo Método dos Elementos Finitos

De acordo com [LOGAN, \(2007\)](#), o Método dos Elementos Finitos (MEF) é um método numérico para solucionar problemas de engenharia. Com este método é possível solucionar problemas de várias áreas, como análise estrutural, transferência de calor, escoamento de fluidos, transporte de massa e potencial eletromagnético.

Para casos em que existem geometrias, cargas e propriedades de materiais muito complexas, geralmente não é possível obter uma solução analítica, pois, em sua maioria, requerem a solução de equações diferenciais. A formulação do método dos elementos finitos resulta em um sistema de equações algébricas, cuja solução aproxima aquela das equações diferenciais que governam o problema físico. Portanto, esse processo de modelar um corpo dividindo-o em um sistema equivalente de corpos ou unidades menores (elementos finitos) interconectados em pontos comuns a dois ou mais elementos (pontos nodais ou nós) e/ou linhas de contorno e/ou superfícies é chamado de discretização. ([LOGAN, 2007](#))

Desta forma, em vez de resolver o problema para o corpo inteiro em uma única operação, [LOGAN, \(2007\)](#) propõe que sejam formuladas equações para cada elemento finito, que são combinadas para obter a solução de todo o corpo.

Pode-se dizer que a análise segue os seguintes passos:

1. Discretização do domínio e escolha dos tipos de elemento;

O número total de elementos utilizados e sua variação de tipo e tamanho é apenas uma escolha de engenharia. Elementos pequenos são geralmente escolhidos onde os resultados mudam de forma muito rápida, já elementos grandes são utilizados onde os resultados são relativamente constantes. Os elementos devem ser pequenos o suficiente para que o resultado seja coerente e grande o suficiente para reduzir esforço computacional. ([LOGAN, 2007](#))

Os elementos unidimensionais consistem em elementos de barra e de viga. Estes elementos possuem seção transversal e são representados por uma linha conectando dois pontos, um exemplo é mostrado na Fig. 15. ([LOGAN, 2007](#))

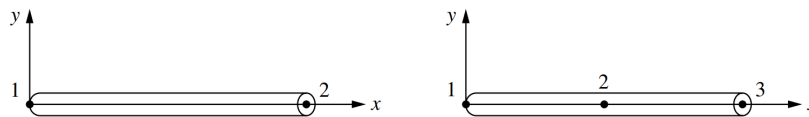


Figura 15 – Elemento de linha

Fonte: LOGAN, 2007

Os elementos bidimensionais consistem geralmente em elementos triangulares ou quadriláteros, como pode ser visto na Fig. 16.

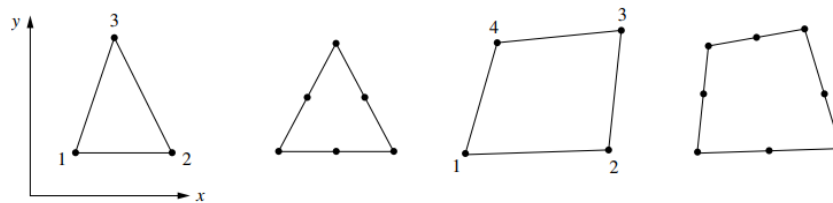


Figura 16 – Elemento bidimensional

Fonte: LOGAN, 2007

Os elementos tridimensionais mais comuns são o tetraédrico e o hexaédrico, que são mostrados na Fig. 17.

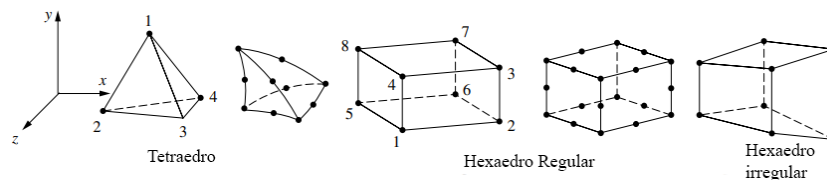


Figura 17 – Elemento tridimensional

Traduzido de: LOGAN, 2007

Estes tipos de elementos são usados quando é necessário utilizar uma análise de tensão tridimensional.

2. Escolha das funções de deslocamento;

O segundo passo é a escolha de uma função para cada elemento. A função é definida dentro do elemento, utilizando seus respectivos valores nodais. Os polinômios lineares, quadráticos e cúbicos são funções frequentemente usadas por serem mais simples de trabalhar. Entretanto, também é possível utilizar séries trigonométricas.

Deste modo, o método dos elementos finitos aproxima uma quantidade contínua por um modelo discreto composto por um conjunto de funções definidas em partes em cada domínio finito ou elemento finito.

3. Definição das relações deformação/deslocamento e tensão/deformação;

As relações deformação/deslocamento e tensão/deformação são necessárias para definir as equações para cada elemento finito. No caso de uma deformação unidimensional, a relação deformação/deslocamento para pequenas deformações é descrita pela Eq. 4.1:

$$\varepsilon_x = \frac{du}{dx} \quad (4.1)$$

onde u é o deslocamento e x é a direção.

Em relação à relação tensão/deformação, a lei de Hooke pode ser aplicada, de modo que pela Eq. 4.2.

$$\sigma_x = E\varepsilon_x \quad (4.2)$$

onde σ_x é a tensão no eixo x e E é o módulo de elasticidade.

4. Determinar a matriz e as equações de rigidez do elemento;

O desenvolvimento das matrizes de rigidez dos elementos, bem como suas equações, podem ser realizados por três métodos:

- Método do Equilíbrio Direto:

No Método do Equilíbrio Direto, a matriz de rigidez e as equações dos elementos que relacionam as forças e os deslocamentos nodais são obtidas por meio das condições de equilíbrio de forças para um elemento básico, juntamente com as relações de força e deformação. (LOGAN, 2007)

- Método da Energia

Para os casos de elementos bidimensionais e tridimensionais, os métodos da energia são muito utilizados, entre eles o Princípio do Trabalho Virtual, o princípio do Mínimo Potencial de Energia e o teorema de Castigliano são um dos métodos mais utilizados para a determinação das equações dos elementos. (LOGAN, 2007)

- Método dos resíduos ponderados

Dentre os métodos dos resíduos ponderados, um dos mais populares para desenvolver as equações dos elementos é o método de Galerkin. Ao utilizar o método dos resíduos ponderados, é possível aplicar o método dos elementos finitos diretamente a qualquer equação diferencial. (LOGAN, 2007)

5. Montar as equações dos elementos para obter as equações globais e aplicar as condições de contorno;

Nesta etapa, as equações de equilíbrio nodal dos elementos são agrupadas nas equações globais de equilíbrio nodal.

A equação global escrita na forma matricial é representada pela Eq. 4.3:

$$\mathbf{F}_{global} = K_{n \times n} \mathbf{d} \quad (4.3)$$

onde \mathbf{F}_{global} é o vetor global das forças nodais, $K_{n \times n}$ é a matriz de rigidez global e \mathbf{d} é o vetor de deslocamentos nodais.

6. Resolver para os graus de liberdade desconhecidos;

Após aplicar as condições de contorno na matriz de rigidez, é possível obter o sistema mostrado na Eq. 4.4

$$\begin{Bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ \vdots \\ F_n \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} & \cdots & K_{1n} \\ K_{21} & K_{22} & \cdots & K_{2n} \\ \vdots & & & \\ K_{n1} & K_{n2} & \cdots & K_{nn} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} d_1 \\ d_2 \\ \vdots \\ d_n \end{Bmatrix} \quad (4.4)$$

onde n é o número total dos graus de liberdade desconhecidos da estrutura. Estas equações podem ser solucionadas em termos de ds utilizando métodos de eliminação ou métodos iterativos.

7. Resolver para as deformações e tensões dos elementos;

Para o problema de análise de tensões estruturais, podem ser obtidas quantidades secundárias importantes de tensão e deformação porque podem ser diretamente expressas em termos dos deslocamentos, utilizando as relações apresentadas nas Eqs. 4.1 e 4.2

8. Interpretar os resultados;

O objetivo final é interpretar e avaliar os resultados para uso no processo de concepção e análise. A determinação dos locais na estrutura onde ocorrem grandes deformações e grandes tensões é geralmente importante para a tomada de decisões de projeto. (LOGAN, 2007)

4.1 ANSYS Workbench

O ANSYS Workbench é um dos *softwares* comerciais mais utilizados para modelagem e análise pelo Método dos Elementos Finitos. Sua interface gráfica é dividida entre a Caixa de Ferramentas (*Toolbox*), a região de Projeto Esquemático e a barra do menu. A parte inicial deste projeto abordará apenas o tópico de Análise Estática (*Static Structural*).

Uma análise estrutural estática determina os deslocamentos, as tensões, as deformações e as forças em estruturas ou componentes causados por cargas que não induzem efeitos significativos de inércia e amortecimento. Supõe-se que as condições de carga e resposta sejam estáveis, ou seja, presume-se que as cargas e a resposta da estrutura variem lentamente com relação ao tempo.

Para realizar uma análise pelo *software*, basta apenas arrastar a ferramenta selecionada para a região de Projeto Esquemático e será possível analisar as propriedades do sistema. A interface do sistema pode ser vista na Fig. 18.

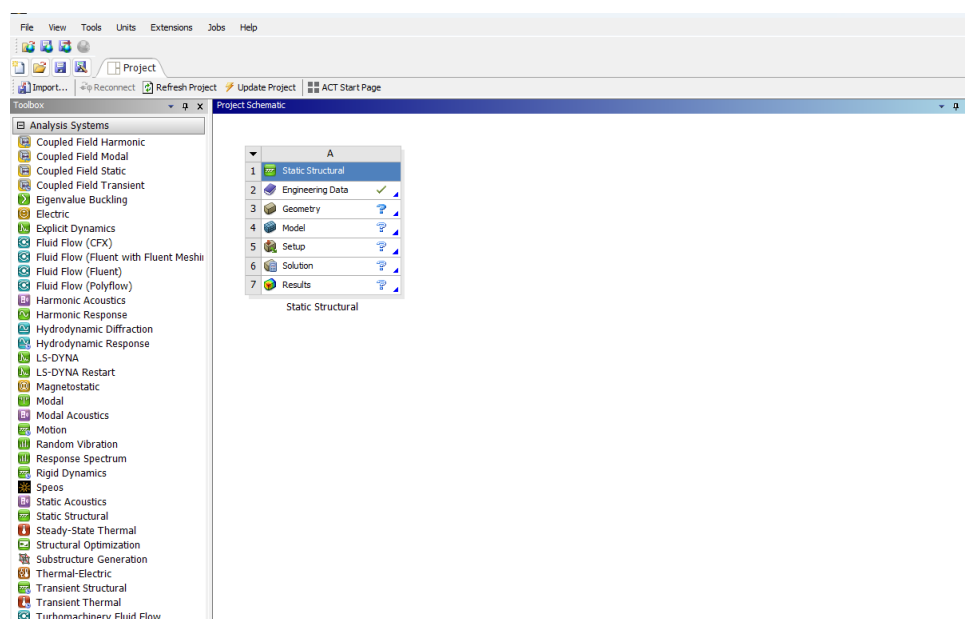


Figura 18 – Interface do *software*

Para uma análise estrutural, os componentes da ferramenta são:

- *Engineering Data*: Neste componente é possível adicionar materiais e suas propriedades mecânicas.
- *Geometry*: Neste componente é possível modelar a geometria utilizando o próprio *software* ou importar modelos 3D feitos utilizando outros *softwares* de modelagem.
- *Mechanical*: Nesta região é possível realizar a discretização da geometria em elementos e adicionar as condições de contorno do problema. Após a aplicação das

condições de contorno é possível escolher as respostas desejadas, como tensão, deformação, deslocamento, entre outras.

De acordo com [LAWRENCE, 2012](#), o processo de projeto de uma peça ou produto pode ser dividido em três fases distintas:

1. Modelagem;
2. Simulação;
3. Otimização.

Desta forma, a última etapa do processo de projeto de um sistema é a otimização, que será abordada no Cap. 5.

5 Métodos de Otimização Estrutural

Os métodos de otimização estrutural são basicamente definidos em três categorias: otimização paramétrica (ou de tamanho), otimização de forma (ou geométrica) e otimização topológica. A otimização paramétrica é um método clássico e fácil de realizar, modificando as dimensões de seções transversais de vigas, treliças e pórticos, ou as espessuras de membranas, placas e cascas como variáveis de projeto, como é mostrado no exemplo da Fig; 19. A otimização paramétrica pode ser considerada como um procedimento de projeto minucioso do modelo estrutural que envolve um grande número de variáveis de projeto. Este método é consagrado e o mais popular na comunidade de engenharia. (ZHU; GAO; ZHANG, 2016) (VIEIRA, 2016)

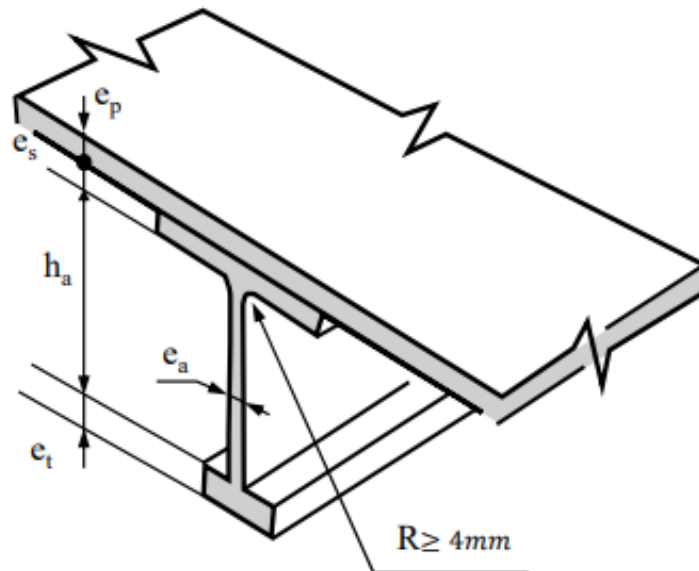


Figura 19 – Exemplo de otimização paramétrica

Fonte: ZHU; GAO; ZHANG, 2016

O segundo método, que é a otimização de forma (ou geométrica) visa a definição de limites estruturais ou furos numa estrutura, como mostra a Fig. 20. Este método pode ser utilizado na prática para melhorar os desempenhos locais, como a distribuição de tensões. Muitas vezes, existe um pequeno número de variáveis de projeto geométrico devido à parametrização dos contornos. Como as perturbações do contorno alteram diretamente o modelo geométrico, a análise de sensibilidade da forma em relação às variáveis geométricas de projeto é sempre um problema a ser cuidadosamente considerado. Obviamente, tanto os métodos paramétrico como os de forma são procedimentos que não alteram a topologia específica de uma estrutura. (ZHU; GAO; ZHANG, 2016)

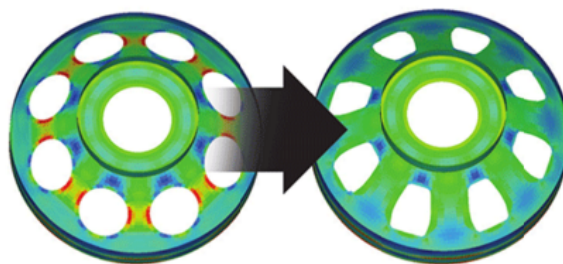


Figura 20 – Exemplo de otimização de forma
Fonte: ZHU; GAO; ZHANG, 2016

A otimização paramétrica é muito mais simples do que a otimização geométrica. Enquanto a otimização paramétrica não requer, necessariamente, uma alteração no modelo de elementos finitos conforme as alterações são realizadas, a otimização de forma, por alterar a geometria, requer um modelo de elementos finitos que se altere no decorrer da otimização. (HAFTKA; GRANDHI, 1986)

No entanto, para muitos problemas, a otimização de forma é muito mais eficaz do que a otimização paramétrica. Um exemplo clássico é o de concentração de tensão no limite de um furo de um painel. A otimização paramétrica aumentaria ou diminuiria a espessura do painel perto do furo, enquanto a otimização geométrica mudaria o formato do furo, como mostrado acima, na Fig. 20. (HAFTKA; GRANDHI, 1986)

A otimização topológica tem como objetivo encontrar um padrão sólido-vazio ideal da disposição de material em um domínio de projeto específico com determinadas condições de contorno. Um exemplo de otimização topológica é mostrado na Fig. 21. Este método é frequentemente utilizado na fase conceitual de projeto para otimizar os parâmetros gerais, como a rigidez e as frequências naturais de uma estrutura. A otimização topológica era originalmente um problema 0-1 discreto, ou seja, os vazios eram representados por 0 e os sólidos por 1, entretanto o principal desafio é a solução de um problema em larga escala devido ao elevado custo computacional, que impede tipicamente a utilização de algoritmos sem gradiente. (ZHU; GAO; ZHANG, 2016)

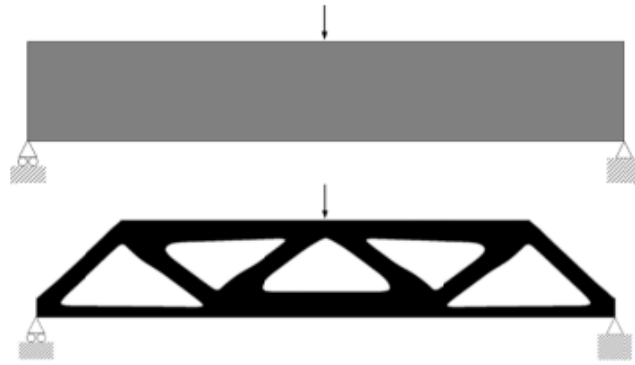


Figura 21 – Exemplo de otimização topológica
 Fonte: ZHU; GAO; ZHANG, 2016

5.1 Otimização Paramétrica

De acordo com RAO, (2009), um problema de otimização pode ser definido como

Encontrar \mathbf{x} que minimize $f(\mathbf{x})$

sujeito às restrições

$$\begin{aligned} g_j(\mathbf{x}) &\leq 0, & j = 1, 2, \dots, m \\ l_j(\mathbf{x}) &= 0, & j = 1, 2, \dots, p \end{aligned} \quad (5.1)$$

onde \mathbf{x} é um vetor n -dimensional chamado de vetor de *design*, $f(\mathbf{x})$ é definida como função objetiva, $g_j(\mathbf{x})$ é a restrição de inequação e $l_j(\mathbf{x})$ é a restrição de equação.

Os problemas de otimização podem ser classificados de acordo com os seguintes parâmetros:

- De acordo com a existência de restrições: Um problema pode ser classificado como restrito ou como não restrito.
- De acordo com a natureza das variáveis de *design*:
 - Se o objetivo da otimização for encontrar um conjunto de parâmetros que minimizem a função objetivo, dadas as restrições, este será um problema de otimização paramétrico ou estático.
 - Se a variável de *design* é uma função contínua de um ou mais parâmetros, o problema será definido como otimização dinâmica ou de trajetória
- De acordo com a estrutura física do problema:
 - Um problema será definido como um problema de controle ótimo se for definido apenas pelas variáveis de *design* e pelas variáveis de estado.

- caso não seja um problema de controle ótimo, será um problema de controle não ótimo.
- De acordo com a natureza das expressões das funções objetivas e restrições:
 - Linear: se as funções objetivo e todas as restrições são funções lineares das variáveis de *design*, o problema será linear.
 - Não-linear: se a função objetivo ou as funções de restrições forem não-lineares, será um problema de programação não linear.
 - Geométrico: Um problema de programação geométrica é obtido quando a função objetivo ou as restrições são expressas como polinômios da variável de *design*.
 - Quadrático: Um problema de programação quadrático é a função não linear mais bem comportada, com uma função objetivo quadrática e funções de restrições lineares.
- Baseado nos valores das variáveis de *design*:
 - Se as variáveis de *design* da otimização são restritas apenas a números inteiros, o problema é definido como problema de programação de inteiros.
 - Caso os valores estejam dentro do conjunto dos reais, será um problema de programação com valores reais.
- Baseado na natureza determinística das variáveis:
 - Problema de programação estocástico: é um problema de programação onde os parâmetros são não determinísticos, ou seja, uma mesma entrada pode resultar em diferentes saídas.
 - Problema de programação determinístico: onde dada uma certa entrada, resultará sempre em uma mesma saída.
- Baseado na separabilidade das funções:
 - Problemas de programação separáveis: Neste tipo de problema, as funções objetivo e as funções de restrições são separáveis.
 - Problemas de programação não separáveis
- Baseado no número de objetivo das funções:
 - Problema de programação de objetivo único: Onde existe apenas uma função objetivo.
 - Problema de otimização multi-objetivos: onde existem vários objetivos a serem minimizados simultaneamente.

Ao lidar com problemas de otimização estrutural, é muito comum encontrar otimizações que dependem de múltiplos objetivos. Para resolver problemas deste tipo, um algoritmo bastante utilizado é o NSGA-II, do inglês *Non-dominated Sorting Genetic Algorithm II*.

Os Algoritmos Genéticos são altamente eficazes na busca de soluções ótimas ou quase ideais para uma ampla gama de problemas, superando muitas das limitações dos métodos de busca tradicionais. Baseados na evolução biológica, esses algoritmos não apenas empregam uma estratégia sofisticada de gerar e testar, mas também são capazes de identificar e explorar fatores ambientais, convergindo para soluções ótimas ou quase ótimas em uma perspectiva global.

De acordo com [HERRERA; ATTUX; COELHO, \(2021\)](#), o NSGA-II, Algoritmo Genético Ordenado Não Dominado-II, é um algoritmo utilizado em otimização multiobjetivo em que o tamanho da população é fixo. As soluções são separadas com base na sua dominância, realizando um processo chamado ranqueamento e garantindo diversidade nas populações através do método da distância de aglomeração.

A dominância pode ser definida como um critério de comparação das soluções. Para que uma solução A domine sobre outra solução B , é necessário que a solução A supere a solução B em pelo menos um dos objetivos, se mantendo equivalente ou superior para todos os outros.

O processo de ranqueamento é realizado ao calcular as relações de dominância para toda a população. Ao encontrar os indivíduos não dominados, é criado um novo subconjunto com base no ranque anterior e realizado um novo processo de ranqueamento, até que toda a população receba um ranque.

A distância de aglomeração de uma solução é um método que fornece uma estimativa da densidade de soluções ao redor dessa solução. O valor da distância de aglomeração de uma determinada solução é a distância média de suas duas soluções vizinhas. O valor final da distância de aglomeração de uma solução é calculado pela adição de todos os valores individuais de distância de aglomeração em cada função de objetivo ([RAQUEL; NAVAL, 2005](#)). De acordo com [HERRERA; ATTUX; COELHO, \(2021\)](#), este método é utilizado para preservar a diversidade na população e distinguir a qualidade da solução de elementos com o mesmo ranqueamento.

O passo a passo do algoritmo é o seguinte:

1. Gerar população inicial de forma aleatória
2. Definir o valor das funções objetivo para cada indivíduo
3. Ranquear as soluções, com base na dominância

4. Gerar uma população filha
5. Enquanto não for atingido o critério de parada
 - a) Ranquear as soluções, com base na dominância
 - b) Preencher população e calcular distância de aglomeração
 - c) Truncar população, com base na distância de aglomeração
 - d) Criar próxima geração

5.2 Otimização Topológica

A otimização topológica é reconhecida como um dos métodos mais eficazes na fase de projeto conceitual da maioria das aplicações de engenharia. É possível obter uma configuração ideal correspondente à distribuição de cargas mais eficaz, dadas as condições de contorno e as restrições de projeto.

Um dos primeiros modelos de otimização topológicos pensando na limitação computacional foi proposto por [BENDSØE; KIKUCHI, \(1988\)](#), em que esta se baseava no método conhecido como forma relaxada da configuração binária inicial. A abordagem de homogeneização otimiza o desempenho global da estrutura em termos de variáveis de densidade que estão ligadas a um modelo específico de microestrutura numa escala inferior separada, como mostra a Fig. 22. ([ZHU; GAO; ZHANG, 2016](#))

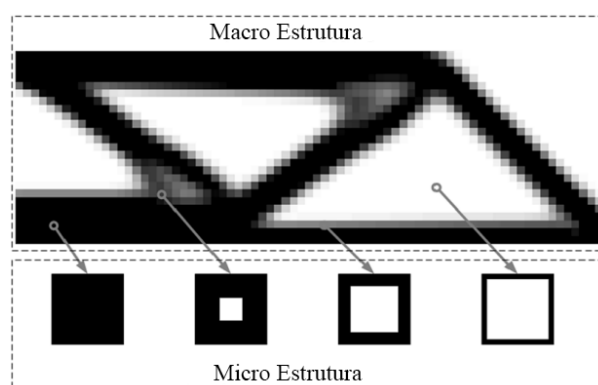


Figura 22 – Otimização topológica utilizando métodos homogêneos
Traduzido de: [ZHU; GAO; ZHANG, 2016](#)

O esquema estrutural foi construído com células unitárias porosas. Os comportamentos equivalentes do material em questão, tais como o tensor de rigidez elástica de cada célula unitária são avaliados por meio de homogeneização. A evolução topológica estrutural é então realizada através da modificação iterativa das variáveis de tamanho correspondentes a cada célula unitária. ([ZHU; GAO; ZHANG, 2016](#))

Pouco tempo depois, BENDSOE, (1989) propôs outra abordagem com base na densidade, com um pressuposto muito mais simplificado. Em vez da homogeneização, este procedimento penaliza exponencialmente o material isotrópico em termos de variáveis de densidade com um esquema de lei de potência, conforme mostra a Eq. 5.2. (ZHU; ZHANG; XIA, 2015)

$$P(\eta_i) = \eta_i^p \quad (5.2)$$

onde η_i são as chamadas pseudo-densidades, definidas como variáveis de projeto na otimização topológica, p é o fator de penalidade atribuído como um valor superior a 1.

Este método também é conhecido como SIMP - *solid isotropic material with penalty*, que pode ser traduzido como material isotrópico sólido com penalização.

Um problema padrão de otimização topológica pode ser formulado da seguinte forma. Inicialmente, as variáveis de projeto são definidas como as pseudo-densidades descrevendo a distribuição de material, representado na Eq. 5.3. (ZHU; GAO; ZHANG, 2016)

$$\text{encontrar } \boldsymbol{\eta} = (\eta_1, \eta_2, \dots, \eta_i, \dots, \eta_{n_d}), \quad 0 < \eta_i \leq 1, \quad i = 1, 2, \dots, n_d \quad (5.3)$$

onde η_i são as pseudo-densidades do elemento i que representa um sólido ou um vazio quando assume o valor 1 ou 0 respectivamente. n_d é o número de variáveis de pseudo densidade.

Na prática, para evitar singularidades nas propriedades calculadas do elemento, como a matriz de rigidez, por exemplo, atribui-se um pequeno valor diferente de zero como limite inferior de η_i .

Suponha que o objetivo do projeto é maximizar a rigidez estrutural global, que é normalmente avaliada como a minimização da energia de deformação, conforme mostra a Eq. 5.4. (ZHU; ZHANG; XIA, 2015)

$$\text{minimizar: } C = \frac{1}{2}(\mathbf{f} + \mathbf{G})^T \mathbf{u} \quad (5.4)$$

onde C é a energia de deformação em termos de um vetor de carga externa \mathbf{f} , do vetor peso \mathbf{G} e o vetor de deslocamento nodal \mathbf{u} .

A equação de equilíbrio para os elementos finitos é descrita na Eq. 5.5.

$$\mathbf{f} + \mathbf{G} = K\mathbf{u} \quad (5.5)$$

sendo K a matriz de rigidez global da estrutura.

Além disso, é necessário um limite de volume de material no projeto prático de engenharia, logo, pela Eq. 5.6.

$$V = \sum_i \eta V_{i0} \leq V_U \quad (5.6)$$

Onde V e V_U denotam o volume total de material e o limite superior, respectivamente.

Por fim, a combinação das equações 5.4 e 5.6 constitui a formulação padrão da otimização topológica. (ZHU; GAO; ZHANG, 2016) (ZHU; ZHANG; XIA, 2015).

5.3 Módulos de Otimização do ANSYS Workbench

Neste projeto serão utilizados dois módulos de otimização do Ansys, o módulo *Direct Optimization* para a otimização paramétrica e o módulo *Structural Optimization* para a otimização topológica.

5.3.1 Otimização paramétrica

Dentro do módulo de otimização paramétrica é possível selecionar três modos de otimização. O primeiro método é o *Screening*, o segundo é o método MOGA (do inglês *Multi-Objective Genetic Algorithm*) e o Adaptativo de Múltiplos Objetivos. (ANSYS, 2024a)

O método de otimização *Screening* usa uma abordagem simples baseada em amostragem e classificação. Ele suporta vários objetivos e restrições, bem como todos os tipos de parâmetros de entrada. Normalmente, é usado para o projeto preliminar, o que pode levá-lo a aplicar outros métodos para obter resultados de otimização mais refinados.

O método MOGA, traduzido como Algoritmo Genético Multiobjetivo, é uma variante do popular NSGA-II com base em conceitos de dominância controlado. Ele suporta vários objetivos e restrições e visa a encontrar o ótimo global.

De acordo com ANSYS, (2024a), este método tem o seguinte passo a passo:

1. Definição de uma população inicial por parte do usuário;
2. O MOGA é executado e gera uma nova população por meio de cruzamento e mutação. Após a primeira iteração, cada população é executada quando atinge o número de amostras definido;
3. Os Pontos de Design da nova população são atualizados
4. Verificação do critério de convergência e do máximo número de iterações;

5. De acordo com a verificação do passo anterior, o algoritmo procede da seguinte maneira:
 - a) quando o número máximo de iterações definido pelo usuário é atingido sem que se atinja o critério de convergência, o algoritmo encerra sem ter atingido a convergência;
 - b) se nem o critério de convergência ou o máximo número de iterações foram atingidos, o MOGA é executado novamente para gerar uma nova população;
6. Os passos de 2 a 5 são repetidos em sequência até que a otimização convirja ou o máximo número de iterações seja atingido. Quando uma dessas coisas ocorre, a otimização é concluída.

A Fig. 23 apresenta o fluxograma de funcionamento do algoritmo MOGA.

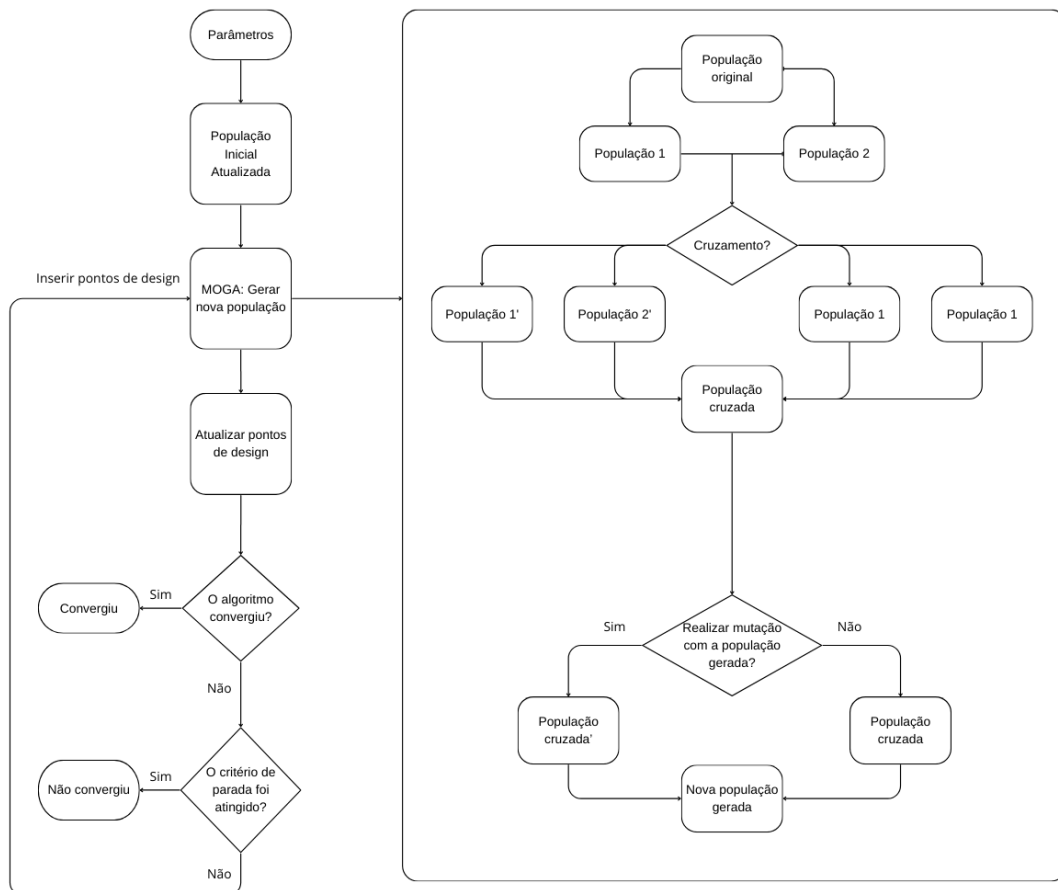


Figura 23 – Fluxograma de funcionamento do algoritmo MOGA

Adaptado de: [ANSYS, 2024a](#)

O método Adaptativo de Múltiplos Objetivos também é uma variante do NSGA-II com base em conceitos de dominância controlado combinado com o método de superfície de resposta de krigagem. Ele suporta vários objetivos e restrições e visa a encontrar o ótimo global. Ele se limita a parâmetros de entrada contínuos e fabricáveis.

A krigagem é um algoritmo de meta-modelagem que proporciona uma qualidade de resposta aprimorada e se ajusta a variações de ordem superior do parâmetro de saída. A eficácia da krigagem baseia-se na capacidade de seu estimador de erro interno de melhorar a qualidade da superfície de resposta, gerando pontos de refinamento e adicionando-os às áreas da superfície de resposta que mais precisam de aprimoramento.

O passo a passo do método Adaptativo Multi-Objetivos são:

1. Definição da população inicial do MOGA
2. Geração da superfície de resposta de Krigagem;
3. O algoritmo MOGA é executado, usando o método de Krigagem como avaliador;
4. Avaliação da população
5. Checagem de erro;
 - Se sim, o erro é aceitável
 - Se não, o erro não é aceitável
6. Validação da convergência
 - Se sim, a otimização convergiu
 - Se não, a otimização não convergiu
7. Validação do critério de parada
 - Se sim, atingiu o critério de parada
 - Se não, não atingiu o critério de parada e o processo retorna para o passo 3.
8. Conclusão repetindo os passos 2 a 7 para verificar os critérios de parada e convergência foram atingidos.

A Fig. 24 apresenta o fluxograma de funcionamento do algoritmo Adaptativo Multi-Objetivo.

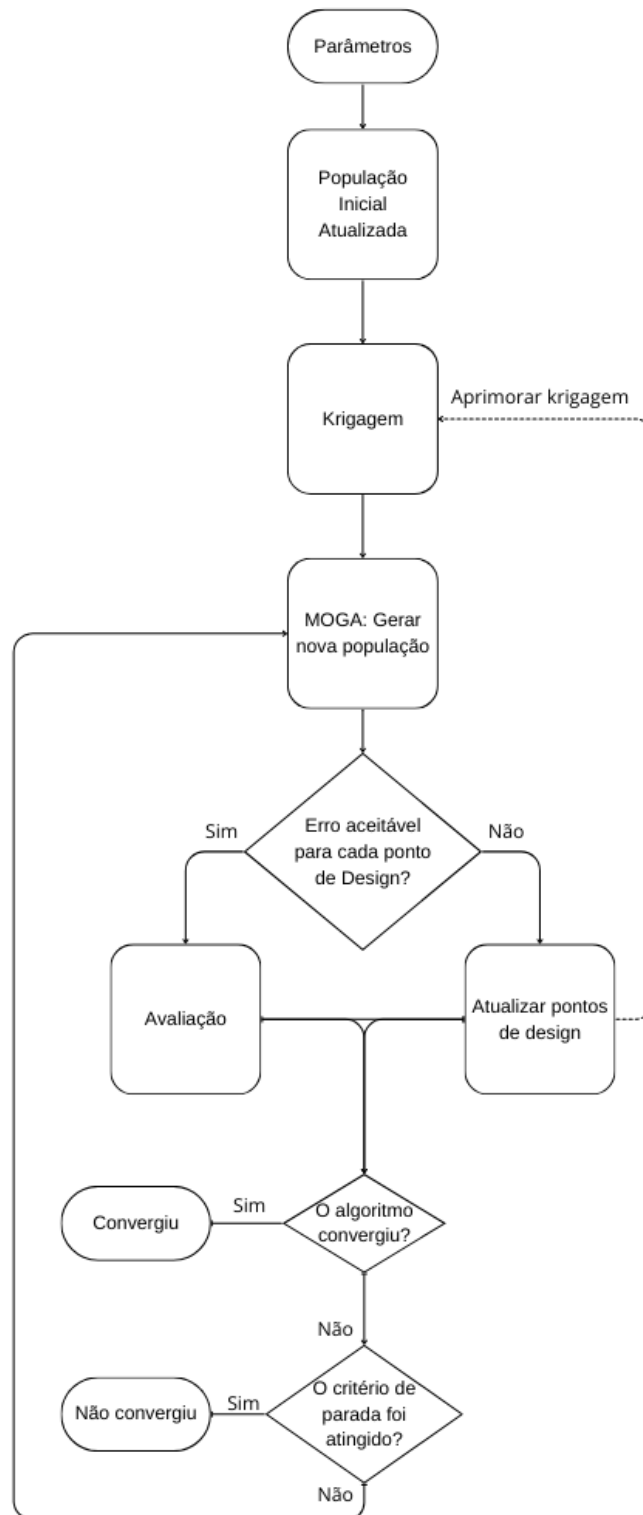


Figura 24 – Fluxograma de funcionamento do algoritmo Adaptativo Multi-Objetivo Adaptado de: ANSYS, 2024a

5.3.2 Otimização topológica

A análise de Otimização Estrutural do Ansys é uma análise voltada para a busca de formas, orientada por critérios mecânicos e geométricos. O aplicativo obtém critérios

mecânicos de análises estruturais lineares anteriores (estáticas, modais, harmônicas ou térmicas). O aplicativo também suporta critérios de análises estruturais não lineares. (ANSYS, 2024b)

Os métodos de otimização disponíveis são tais como:

- Otimização topológica
 - Baseado em densidade: Esse método realiza a otimização com base na densidade de cada elemento de seu modelo. Ele emprega o método da penalização (SIMP), em que a densidade é forçada a se aproximar de 0 ou 1 em vez de variar continuamente.
 - Definição de nível: Esse método lida diretamente com o limite da forma. Isso permite que o *Mechanical* forneça uma solução inequívoca.
 - Densidade miscível: Esse tipo de otimização usa a mesma base matemática do método baseado em densidade, mas foi enriquecido graças à fertilização cruzada com a tecnologia baseada em Definição de Nível.
- Treliçado: Esse método permite encontrar uma configuração de treliças de densidade variável ideal na geometria utilizada.
- Forma: Esse método permite otimizar a forma do modelo utilizado transformando a malha. Ao contrário da otimização topológica, nenhuma alteração topológica é permitida. Esse método é compatível apenas com modelos sólidos.
- Topografia: Esse método permite que executar a otimização de forma usando realocações de nós de malha. Esse método é compatível apenas com modelos de casca.

O método de solução para restrições de tensão é encontrado ao especificar uma restrição de limite superior $\bar{\sigma}$ que deve ser satisfeito por todos os elementos. A função objetiva a ser satisfeita é definida na Eq .

$$\max_{e \in S} \sigma_e \leq \bar{\sigma} \quad (5.7)$$

onde σ_e é o valor médio da Tensão Equivalente de Von Mises do elemento dentro de um conjunto S . Como o máximo leva a uma formulação de problema não diferenciável, a norma p é usada para aproximar o máximo real. A aplicação da norma p diferenciável leva a Eq. 5.8

$$\max_{e \in S} \sigma_e = \|\boldsymbol{\sigma}_S\|_\infty \leq \|\boldsymbol{\sigma}_S\|_p \quad (5.8)$$

onde $\boldsymbol{\sigma}_S$ denota o vetor de todos os valores de tensão dos elementos em S . Para estabilizar a solução, um parâmetro de escala $\frac{1}{\sqrt[n_s]{n_s}}$ é adicionado, de modo a obter a Eq. 5.9.

$$\frac{1}{\sqrt[n_s]{n_s}} \|\boldsymbol{\sigma}_S\|_p \leq \|\boldsymbol{\sigma}_S\|_\infty \leq \|\boldsymbol{\sigma}_S\|_p \quad (5.9)$$

onde n_S é o número de elementos no conjunto.

6 Metodologia

De acordo com SHIGLEY; MISCHKE; BUDYNAS, (2005), um projeto começa com o reconhecimento de uma necessidade e de uma decisão envolvendo fazer algo a respeito dela e termina com a apresentação dos planos para satisfazer tal necessidade. A Fig. 25 mostra um fluxograma com as fases de um projeto mecânico, suas iterações e realimentações.

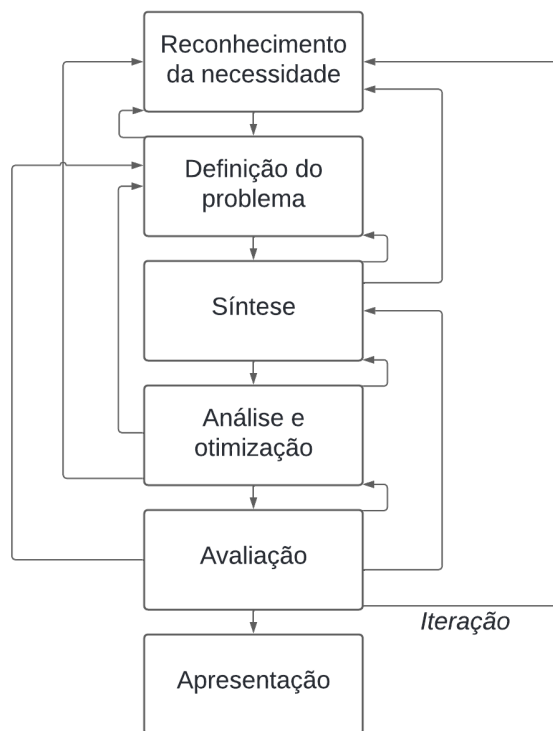


Figura 25 – Fases de um projeto
 Fonte: SHIGLEY; MISCHKE; BUDYNAS, 2005

Este projeto abordará os itens à partir da síntese, uma vez que a etapa de reconhecimento da necessidade e a definição do problema já foram concluídas.

Realizando o processo de síntese é possível obter os principais requisitos do projeto.

6.1 Requisitos de projeto

Como apresentado anteriormente, o SPLASH é um demonstrador tecnológico para um CubeSat 12U que tem como objetivo realizar a reentrada atmosférica à partir de uma órbita LEO. Dentre os três principais desafios, este trabalho de conclusão de curso abor-

dará o seguinte: suportar temperaturas elevadas durante a reentrada, e, conseqüentemente, as cargas de pressão dinâmica associadas.

Partindo deste enunciado, é possível obter alguns requisitos:

- **Requisito 1:** a estrutura deve suportar as tensões de reentrada, sem ultrapassar uma inclinação de 1° ;
- **Requisito 2:** a estrutura deve suportar a temperatura durante a reentrada;
- **Requisito 3:** a estrutura deve estar alojada dentro de um CubeSat 12U.

6.1.1 Requisito 1

Durante a reentrada, os principais esforços serão gerados pela pressão dinâmica. Uma estimativa aproximada da pressão que atua sobre o escudo pode ser obtida considerando que o satélite reentra a atmosfera terrestre seguindo uma direção vertical e mantém uma atitude constante, sem qualquer tipo de rotação. De acordo com o que foi proposto por [PAGANO; SAVINO et al., \(2017\)](#), a reentrada do satélite pode ser descrita pela Eq. 6.1 abaixo:

$$\frac{1}{2}\rho_\infty v^2 C_D A = mg + m \frac{dv}{dt} \quad (6.1)$$

que de modo equivalente pode ser escrita pela Eq. 6.2:

$$\frac{1}{2} \frac{\rho_\infty}{BC} v^2 = g + \frac{dv}{dt} \quad (6.2)$$

Conforme mostrado por [JANSSON, \(2012\)](#), em um avião os carregamentos sofridos pela asa devido à pressão dinâmica podem ser representados como uma força distribuída de forma triangular à partir da raiz ou como uma força distribuída de forma constante, como mostra a Fig. 26.

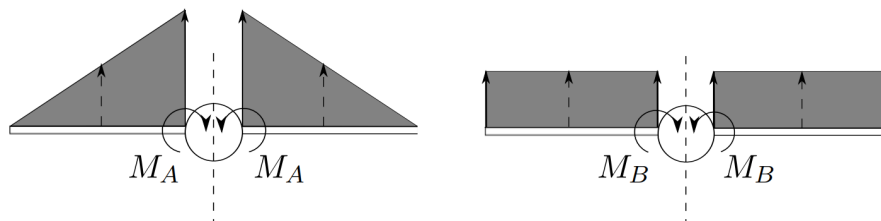


Figura 26 – Carga aerodinâmica em uma asa de um avião
[JANSSON, 2012](#)

Desta forma, é possível considerar que a pressão dinâmica agindo sobre o escudo possui uma distribuição triangular, partindo do final do nariz até o final do cone, en-

tretanto, também será realizada uma análise de esforços considerando um carregamento retangular.

Além das análises mostradas acima, foi realizada uma comparação com base em diversas literaturas para encontrar o valor mais próximo de pressão dinâmica que melhor representasse a pressão dinâmica sofrida durante a reentrada (DIMINO et al., 2023) (PAGANO; SAVINO et al., 2017) (CASSELL et al., 2018) (FEDELE, 2020).

Sabendo que a pressão dinâmica varia de acordo com a altura, seus valores podem ser obtidos por análise gráfica. A relação entre Pressão Dinâmica e altitude de reentrada para o Splash é mostrada na Fig. 27.

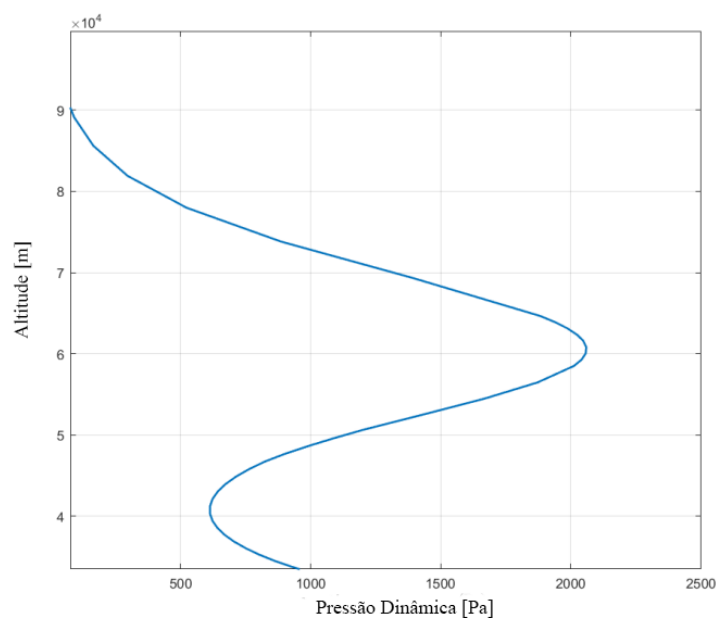


Figura 27 – Diagrama da Pressão Dinâmica
Traduzido de: DIMINO et al., 2023

É possível notar que a pressão dinâmica máxima está na faixa de 2100 Pa para uma altura de 60 km. Os dados de pressão dinâmica de outras missões são mostradas na Tab. 2.

Tabela 2 – Valores de Pressão Dinâmica durante a reentrada

Veículo de Reentrada	Pressão Dinâmica Máxima [Pa]	Massa [kg]
ADEPT	2900	75
ADEPT	2200	150
Irene	2600	12
PAGANO; SAVINO et al., 2017*	2800	20
Splash	2000	24

Fonte: Autoria Própria

*O autor acredita que se trata da missão IRENE

Apesar de [DIMINO et al., \(2023\)](#) apresentar que a Pressão Dinâmica para o Splash é de 2000 Pa, para esta análise será considerado o valor apresentado por [PAGANO; SAVINO et al., \(2017\)](#) por possuir propriedades bem semelhantes e ser um caso crítico de análise pela alta pressão.

Desta forma, a força resultante agindo no sistema pode ser encontrada pela Eq. 6.3

$$F = P_{din}A \quad (6.3)$$

onde F é a força total e P_{din} é a pressão dinâmica.

Desta forma, considerando a área que foi mostrada na Tab.1 para uma abertura de 60°, a carga total sofrida pode ser encontrada pela Eq. 6.3, resultando em um valor de 2094,82 N. Já para uma abertura de 45°, a força total será de 1539 N. Considerando que o sistema será formado por 8 braços, ao dividir a pelo número de braços, encontra-se um valor igual a 261,85 N para uma abertura de 60° e 192,37 N para uma inclinação de 45°. A Tab. 3 apresenta a relação entre as cargas e os ângulos de abertura.

Tabela 3 – Relação entre as cargas e os ângulos de abertura

Ângulo de abertura	Área [m ²]	Força total [N]	Força por braço [N]
45°	0,550	1539	192,37
60°	0,748	2094,82	261,85

6.1.2 Requisito 2

O segundo requisito é suportar a temperatura durante a reentrada.

O escudo térmico será protegido por um material isolante térmico, que tem as capacidades de suportar o fluxo de calor gerado durante a reentrada. De acordo com [TAUBER, \(1989\)](#), a equação da taxa de aquecimento pode ser descrita pela Eq. 6.4.

$$\dot{q} = 1,83 \times 10^{-4} v^3 \sqrt{\frac{\rho_{\infty}}{r_{cn}}} \quad (6.4)$$

sendo v a velocidade de reentrada, r_{cn} o raio de curvatura do nariz do escudo e ρ_{∞} a densidade do ar, que pode ser calculada de acordo com o modelo atmosférico NRLMSISE-00, onde NRL e e MSIS vêm, respectivamente de *US Naval Research Laboratory* e *Mass spectrometer and incoherent scatter radar*. 00 é o ano em que o modelo foi lançado, ou seja, 2000.

Para fins práticos, buscou-se normas para testes de ciclagem térmica, onde foi possível encontrar que para veículos trans-atmosféricos, em que o perigeu da órbita faz

intersecção com a linha de Karman, a temperatura de ciclagem térmica é de $-200\text{ }^{\circ}\text{C}$ a $+260\text{ }^{\circ}\text{C}$ (PLANTE; LEE, 2005). Adicionando um fator de segurança de 1,5, a temperatura de operação do material deve ser de $390\text{ }^{\circ}\text{C}$.

6.1.3 Requisito 3

O requisito 3 é um requisito de limitações físicas do módulo. Um CubeSat 12U tem como dimensões 226,3 mm de comprimento, 226,3 mm de profundidade e 366 mm de altura. Manipulando a Tab. 1, nota-se que o comprimento do braço para uma abertura de 60° é de 438,8 mm, o que ultrapassa todas os limites dimensionais de um CubeSat 12U. Logo, a ideia principal é construir um braço retrátil, que respeite as dimensões explicitadas e que tenha dinâmica de abertura semelhante à um guarda-chuva

Com os requisitos definidos, é possível iniciar o processo de análise e otimização, que estará dividido em escolha de material, análise estrutural, otimização paramétrica e otimização topológica, porém, atentando sempre que o processo de Análise e Otimização é completamente iterativo com o processo de avaliação, onde um processo realimenta o outro.

6.2 Escolha do material

A escolha do material é uma etapa crucial, pois, além de suportar todo o ambiente espacial, incluindo o lançamento, este deve suportar também uma combinação tensão e temperatura elevadas durante a reentrada. Além das propriedades mecânicas, o método de fabricação também deve ser considerado. Para este projeto foi realizada a suposição de que o mecanismo será produzido por um processo de impressão 3D.

Dentre os principais materiais para o uso em aplicações espaciais e que são possíveis de realizar a fabricação pelo processo de manufatura aditiva, se encontram o Aço Inox AISI 321 e o Titânio Ti-6Al-4V (OSIPOVICH; GURIANOV; IVANOV, 2019), (WANJARA et al., 2022).

O Aço AISI 321 é um aço inoxidável, austenítico, estabilizado contra a precipitação de carboneto e projetado para trabalhar dentro da faixa de temperatura em que se desenvolve esta precipitação. A sensitização, ou precipitação do carboneto de Cromo, é um tipo de corrosão que acontece quando aços inoxidáveis são expostos à altas temperaturas, prejudicando as propriedades mecânicas do material.

Semelhante à Liga AISI 304, exceto pelo fato de que o teor de Ti ajuda a evitar a precipitação de carboneto de cromo resultante da soldagem ou de temperaturas elevadas. Estabilizado em temperaturas de recozimento entre $950\text{-}1010^{\circ}\text{C}$. Resiste à descamação e à fadiga por vibração. Sua liga é composta conforme mostra a Tab. 4 podem ser vistas

na Tab. 5.

Tabela 4 – Composição química do aço AISI 321

Elemento	Composição
Carbono, C	0,08%
Cromo, Cr	17 - 19%
Ferro, Fe	65,45 - 73,6%
Manganês, Mn	≤ 2%
Níquel	9 - 12%
Fósforo, P	≤ 0,045%
Silício, Si	≤ 1%
Enxofre, S	≤ 0,03%
Titânio, Ti	0,4%

Tabela 5 – Propriedades mecânicas do aço AISI 321

Tensão de Escoamento	240 MPa
Módulo de Elasticidade	200 GPa
Temperatura de Fusão	1400 - 1425 °C
Temperatura Máxima de Operação (regime contínuo)	925 °C
Coefficiente de Poisson	0,3
Densidade	8000 kg/m ³

As ligas de titânio, se comparadas aos aços ou às ligas de alumínio, são consideradas materiais estruturais bem mais novos. As primeiras ligas foram desenvolvidas no final da década de 1940 nos EUA (PETERS et al., 2003). Entre elas estava a clássica liga de titânio, Ti-6Al-4V, que ainda hoje ocupa uma grande parte das aplicações aeroespaciais. A liga Ti-6Al-4V possui em sua composição 90% de Titânio, 6% de Alumínio e 4% de Vanádio. Suas propriedades mecânicas podem ser vistas na Tab. 6.

Tabela 6 – Propriedades mecânicas do Titânio Ti 6Al 4V

Tensão de Escoamento	880 MPa
Tensão de Fluência à 400 °C	395 MPa
Módulo de Elasticidade	113,8 GPa
Temperatura de Fusão	1604 - 1660 °C
Coefficiente de Poisson	0,342
Densidade	4430 kg/m ³

É possível notar que a tensão de escoamento do Titânio é muito maior do que a tensão de escoamento do aço, entretanto, esta liga apresenta problemas de fluência à

partir de 400 °C. Portanto, a tensão admissível a ser considerada será a tensão de fluência à 400 °C. Para escolher o melhor material para o projeto, será utilizada uma matriz de decisões, que levará em consideração a tensão admissível, o módulo de elasticidade, a temperatura operacional e densidade.

6.3 Análise estrutural

Para a análise estrutural, foi disponibilizado o seguinte mecanismo, mostrado em suas configurações abertas e fechadas nas Figs. 28a e 28b respectivamente.

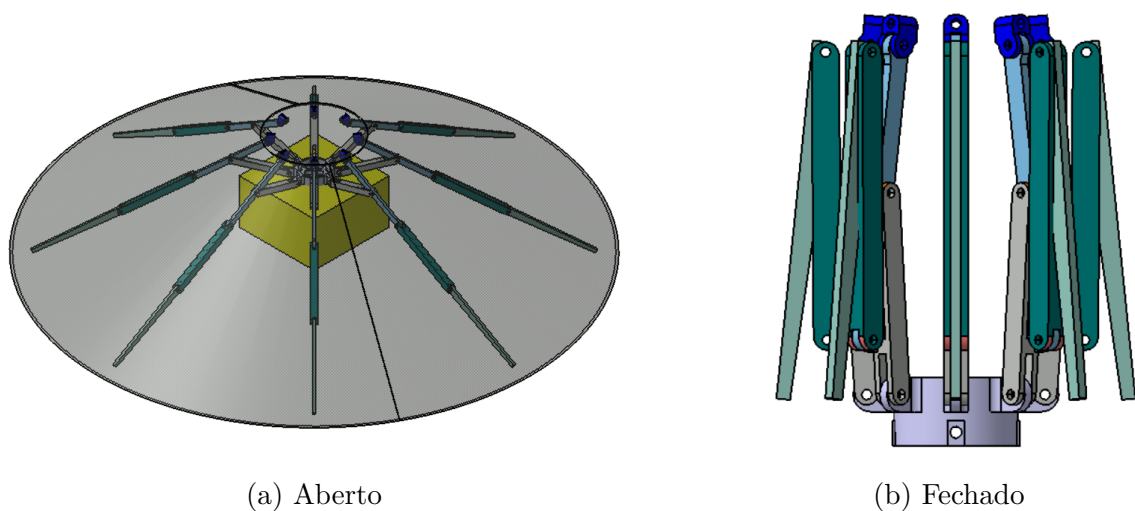


Figura 28 – Modelo 3D do SPLASH
Fonte: Elaboração Própria

O mecanismo de abertura é construído de modo semelhante a um guarda-chuvas, e é formado por 8 braços, sendo cada braço apoiado por uma viga de suporte, que é ligada a um anel deslizante com um comprimento de 0,546 m. Para que a geometria possa se adequar a dimensão de um CubeSat 12U, o braço principal foi dividido em três vigas, sendo cada parte conectada entre si por juntas de articulação, permitindo que o mecanismo seja recolhido e esticado. O braço principal é mostrado em detalhes na Fig. 29

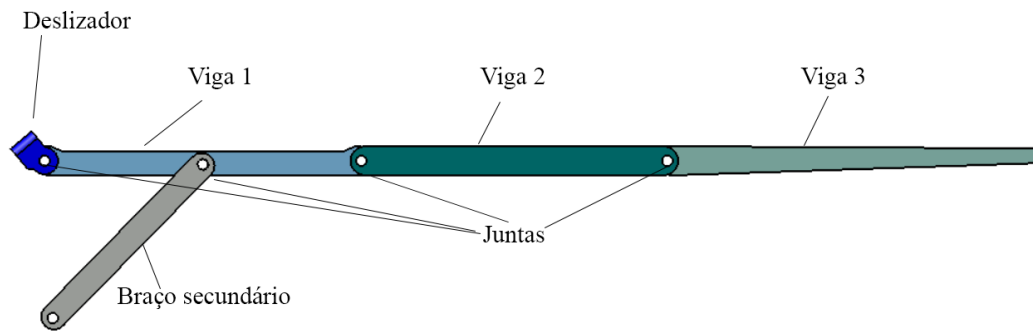


Figura 29 – Braço do mecanismo aberto
Fonte: Elaboração Própria

Após a abertura completa, o TPS estará completamente esticado, permitindo assim a redução de fluxo de calor e estará sujeito a todas as cargas aerodinâmicas que resultantes da desaceleração.

Ao analisar a geometria no software CATIA V5 pode-se perceber que em certos pontos, ocorre a sobreposição da geometria ao fechar o mecanismo, como mostrado na Fig. 30.

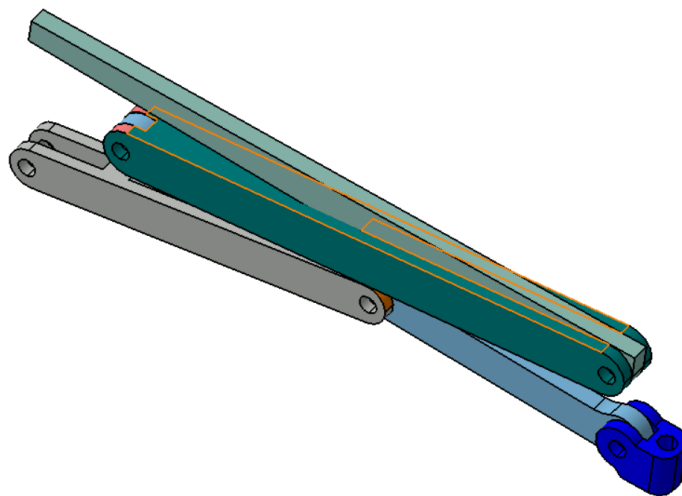


Figura 30 – Sobreposição na geometria
Fonte: Elaboração Própria

Além disso, o modelo apresentado diverge do modelo proposto por [DIMINO et al., \(2023\)](#) que apresentou uma outra geometria com outro dimensionamento. Deste modo, se torna justificável a proposição de uma nova geometria otimizada, modelada com base nos requisitos de carga. A análise do mecanismo preliminar é mostrada no Apêndice ???. Para tanto, foi realizado o esboço do mecanismo, mostrado na Fig. 31.

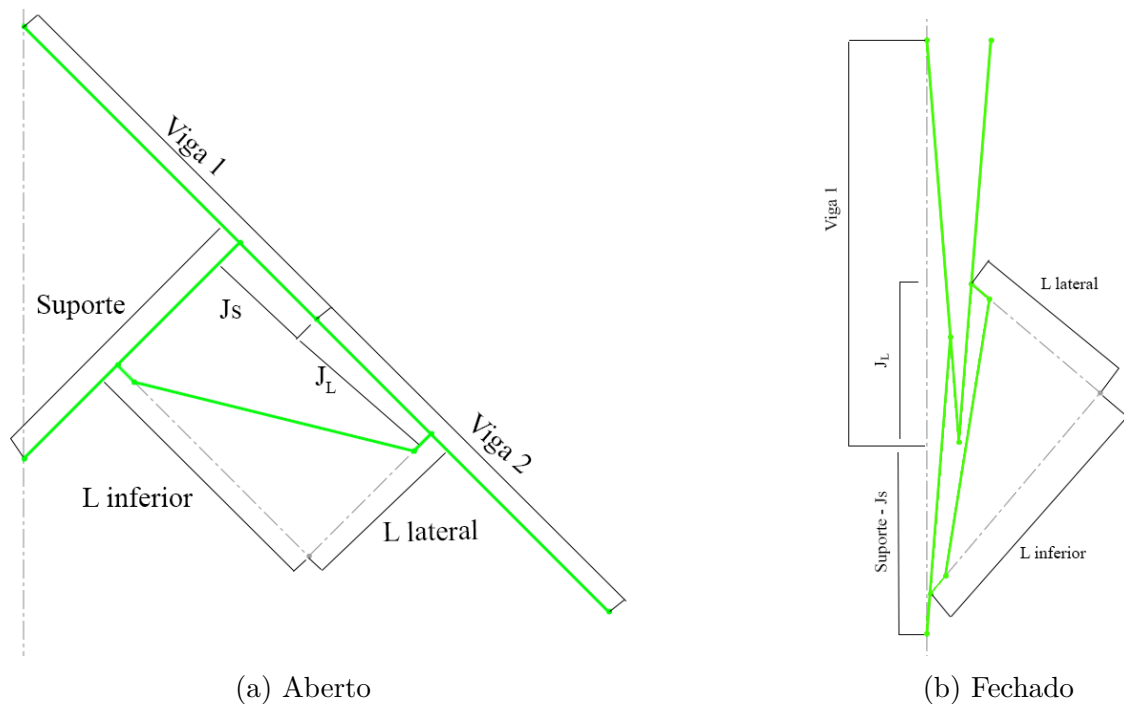


Figura 31 – Nomenclatura do esboço
Fonte: Elaboração Própria

onde J_S é a distância entre a Junta e a Viga Suporte e J_L é a distância entre a junta e a parte lateral do suporte em L.

Partindo deste esboço, foram encontradas as seguintes restrições geométricas, mostradas nas Eq. 6.5 e 6.6.

$$Viga\ 1 - J_S + Suporte < 330\ \text{mm} \quad (6.5)$$

$$L_{lateral}^2 + L_{inferior}^2 < (J_L + Suporte - J_S)^2 \quad (6.6)$$

6.3.1 Modelagem e condições de contorno

Para realizar a análise estrutural, é necessário realizar a modelagem da geometria desejada. Para tanto, foi utilizado o módulo *Design Modeler* do Ansys Workbench. O modelo inicial foi baseado em elementos de linha para que fosse possível encontrar a melhor dimensão para as variáveis J_S , J_L , $L_{inferior}$, $L_{Lateral}$. O modelo é mostrado na Fig. 32.

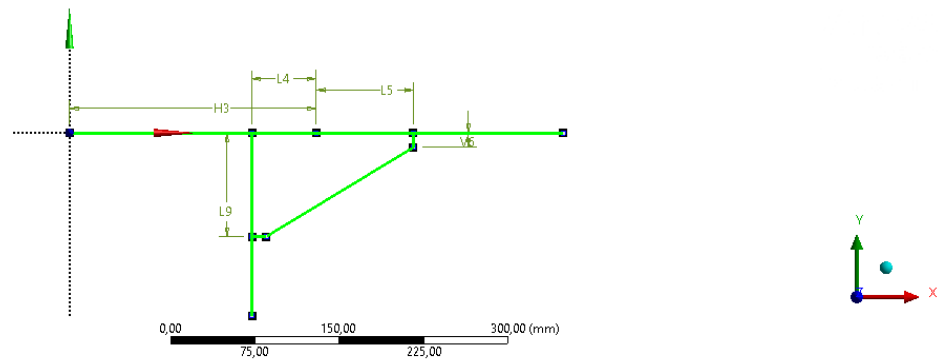


Figura 32 – Modelagem como elemento de linha
Fonte: Elaboração Própria

Para que fosse possível realizar o dimensionamento paramétrico, foram criados os parâmetros J_S , $L_{lateral}$, J_L e $quina_L$. Cada um associado à sua geometria respectiva, como mostrado anteriormente na Fig. 31. Ao utilizar um elemento de linha é necessário definir sua seção transversal. Para este modelo, utilizada uma seção transversal quadrada, com lados iguais a 10 mm.

Após realizar a modelagem da geometria, foi necessário definir uma malha. Definindo uma malha com 20 divisões, exceto para a parte nomeada como $quina_L$, onde foi definida uma malha com 5 divisões. Desta forma, foi possível obter a malha mostrada na Fig. 33 abaixo, com 300 nós e 150 elementos.

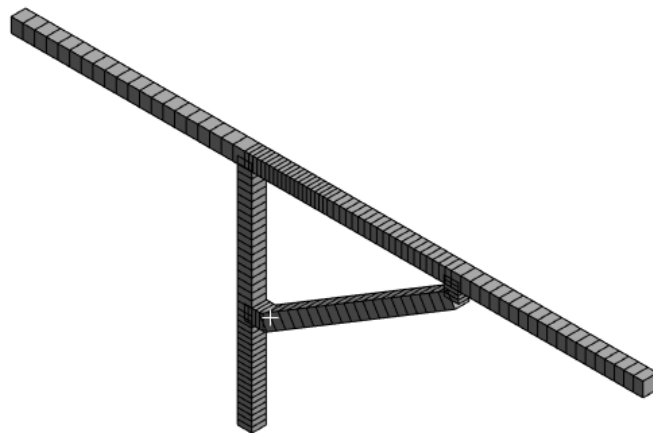


Figura 33 – Malha da geometria - Elemento de linha
Fonte: Elaboração Própria

As condições de contorno definidas foram as seguintes:

- Suporte fixo na extremidade lateral esquerda;
- Suporte fixo na extremidade inferior;

- Carga igualmente distribuída nas linhas superiores.

As condições de contorno foram definidos de modo a representar os esforços gerados pelo Requisito 1 (6.1.1). A Fig. 34 mostra os locais de aplicação das condições de contorno.

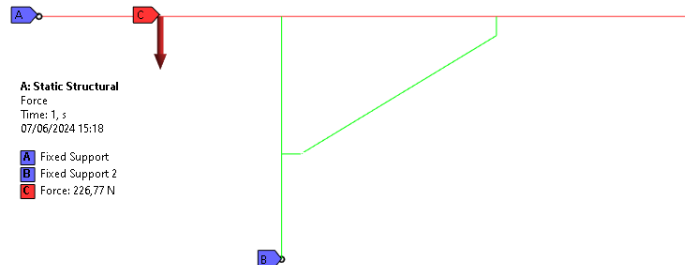


Figura 34 – Condições de contorno - Elemento de linha
Fonte: Elaboração Própria

É importante notar que o dimensionamento foi feito para uma abertura de 45° , pois é uma das restrições de geometria.

E por fim, após definir as condições de contorno, já é possível obter os resultados da análise por elementos de linha, que serão utilizados para definir o melhor dimensionamento ao realizar a otimização paramétrica.

6.4 Dimensionamento das vigas

Para encontrar o melhor posicionamento das juntas e conexões, foi realizada uma primeira otimização paramétrica, que consiste em variar as dimensões de modo que a tensão normal obtida seja a menor possível, levando em consideração as restrições dimensionais de um CubeSat 12U.

Utilizando o módulo de otimização do Ansys, os objetivos definidos foram:

- Maximizar a tensão normal mínima;
- Minimizar a tensão normal máxima;
- Maximizar a tensão combinada mínima;
- Minimizar a tensão combinada máxima.

As variáveis de otimização e seus respectivos domínios são mostrados na Tab. 7. A restrição geométrica é a mesma definida pela Eq. 6.6.

Tabela 7 – Domínio dos parâmetros de otimização

Parâmetro	Limite Inferior	Limite Superior
J_S (mm)	49,4	150
$L_{lateral}$ (mm)	10	100
J_L (mm)	5	100
$quina_L$ (mm)	5	15

O método de otimização utilizado foi o adaptativo multiobjetivo, configurado para gerar 34 amostras iniciais, 34 amostras por iteração e encontrar 3 candidatos após um máximo de 7 iterações. Com os resultados encontrados nesta etapa é possível realizar a modelagem tridimensional da geometria, com juntas, conexões e seção transversal adequadas. O problema de otimização pode ser formalizado na Eq. 6.7.

$$\min \sigma_{n,max}, \sigma_{c,max}$$

$$\max \sigma_{n,min}, \sigma_{c,min}$$

de modo que,

$$49,4 \text{ mm} \leq J_s \leq 150 \text{ mm} \quad (6.7)$$

$$10 \text{ mm} \leq L_{lateral} \leq 100 \text{ mm}$$

$$5 \text{ mm} \leq J_L \leq 100 \text{ mm}$$

$$5 \text{ mm} \leq quina_L \leq 15 \text{ mm}$$

onde $\sigma_{n,max}$ é a Tensão Normal Máxima, $\sigma_{c,max}$ é a Tensão Combinada Máxima, $\sigma_{n,min}$ é a tensão normal Mínima, $\sigma_{c,min}$ é a tensão combinada Mínima.

6.5 Modelo tridimensional

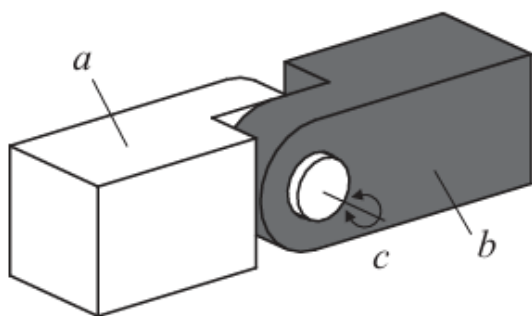
A primeira versão do modelo 3D foi esboçada no *SolidWorks*, para que fosse possível entender o posicionamento das juntas, suportes e conexões entre os braços.

Inicialmente, foi necessário definir o número de graus de liberdade em cada braço para que o mecanismo apresentasse o funcionamento desejado. As regiões de conexões dos braços são:

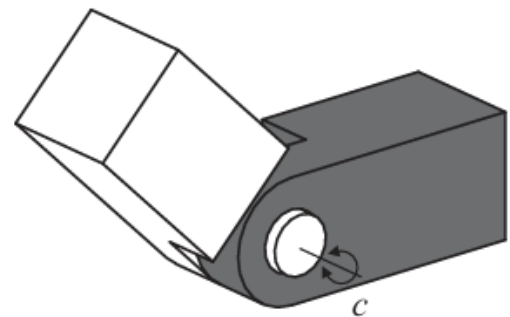
- Entre a Viga 1 e o anel deslizante: um grau de liberdade de rotação;
- Entre a Viga Suporte e o anel deslizante: um grau de liberdade de rotação e um grau de liberdade de translação;
- Entre a Viga 1 e a Viga 2: um grau de liberdade de rotação;

- Entre a Viga em L e a Viga Suporte: um grau de liberdade de rotação e um grau de liberdade de translação
- Entre a Viga em L e a Viga 2: um grau de liberdade de rotação.

Para as conexões com apenas um grau de liberdade, foi modelada uma junta de revolução, semelhante à que é apresentada por [HOWELL; MAGLEBY; OLSEN, \(2013\)](#), como é possível ver na Fig. 35 abaixo.



(a) Os segmentos *a* e *b* rotacionam ao redor do eixo *c*

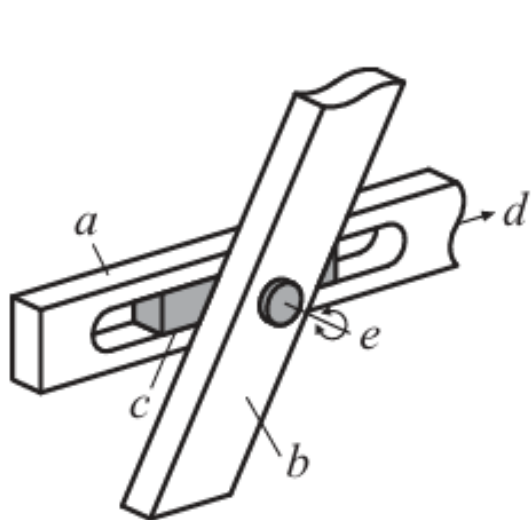


(b) Configuração deformada da rotação ao redor do eixo *c*

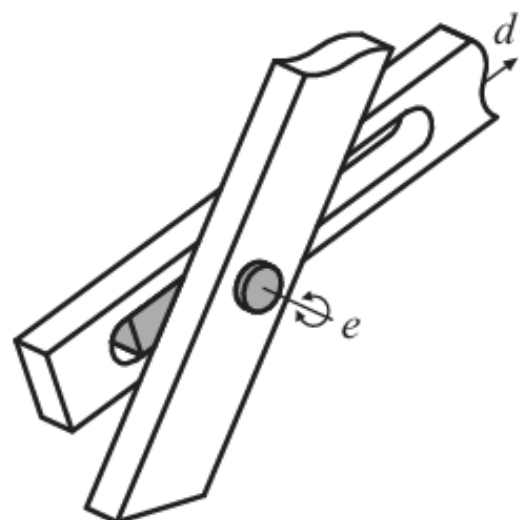
Figura 35 – Junta de revolução

Fonte: [HOWELL; MAGLEBY; OLSEN, 2013](#)

Já a junta com 2 graus de liberdade foi idealizada de modo a combinar uma junta prismática (permitindo translação em uma direção) à uma junta de revolução (permitindo rotação), conforme mostra a Fig. 36.



(a) O segmento *a* translaciona na direção *d* e rotacionam ao redor do eixo *e*, que está conectada ao segmento *b*.



(b) Configuração deformada da rotação ao redor do eixo *e* e da translação na direção *d*

Figura 36 – Junta com 2 Graus de Liberdade

Fonte: [HOWELL; MAGLEBY; OLSEN, 2013](#)

Com base nisto, é possível realizar a modelagem, análises estruturais e otimizações subsequentes.

6.5.1 Modelagem e condições de contorno

Para que fosse possível realizar a otimização paramétrica, a geometria foi modelada novamente, mas desta vez utilizando o *DesignModeler* do Ansys Workbench. Para que fosse possível analisar a geometria em duas condições diferentes, foi modelada inicialmente com uma abertura de 45° e em seguida com uma abertura de 60° .

• Abertura de 45°

Para modelar a geometria foram utilizados os seguintes parâmetros:

- *espessura_furo*: Distância da parede até a borda dos furo das juntas.
- *extrude_meio*: Extrusão da Viga Suporte e da Viga 2;
- *extrude_viga1*: Extrusão da Viga 1;
- *extrude_L*: Extrusão da viga em L.

Como se trata de um elemento tridimensional, é necessário uma malha mais refinada que possa abranger todos os efeitos estruturais existentes, incluindo as concentrações de tensão nas regiões de contato. Deste modo, foi realizada um análise de convergência de malha, para encontrar um valor ótimo de elemento para a análise. Foi realizado uma variação de elemento de malha entre 5 mm e 0,8 mm, e foi possível analisar os valores de Deslocamento e Tensão, como pode ser visto nas Figs. 37 e 38. Os valores agrupados são mostrados na Tab. 8

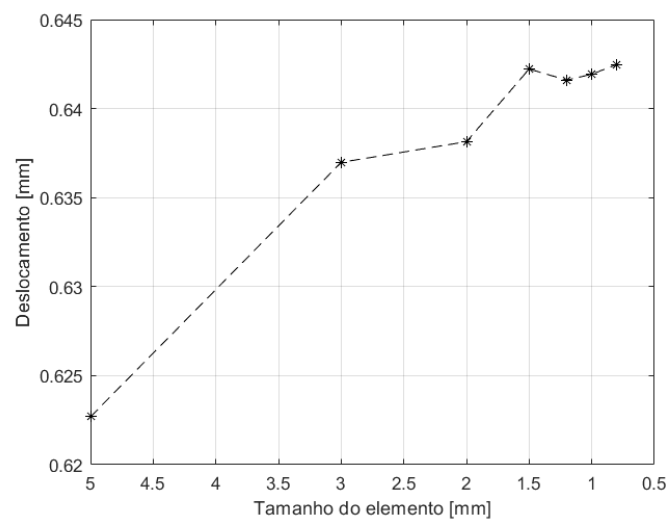


Figura 37 – Convergência de malha - Deslocamento
Fonte: Elaboração Própria

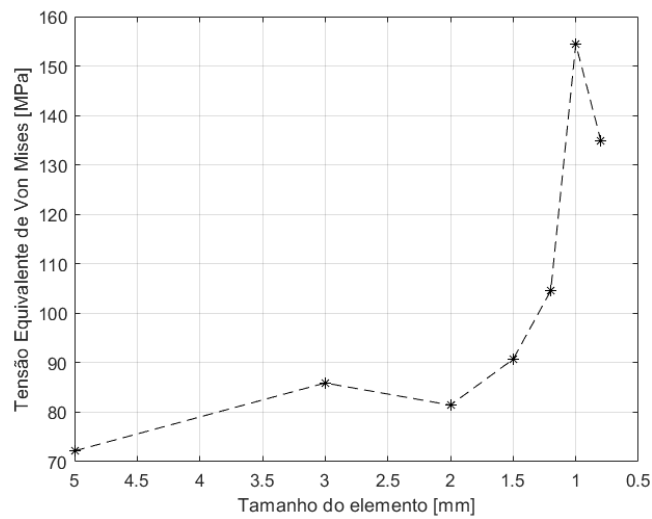


Figura 38 – Convergência de malha - Tensão
Fonte: Elaboração Própria

Tabela 8 – Convergência de malha

Tamanho do elemento [mm]	Deslocamento [mm]	Tensão de Von Mises [MPa]
5	0,62269	72,174
3	0,63698	85,908
2	0,63814	81,444
1,5	0,64222	90,712
1,2	0,6416	104,55
1	0,64193	154,44
0,8	0,64248	134,91

Após analisar os dados acima, foi definida uma malha com elementos de 1 mm, pois abrange de forma adequada os valores de tensão e deslocamento presentes no problema. A malha utilizada possui 194821 nós e 36439 elementos e pode ser vista na Fig. 39.

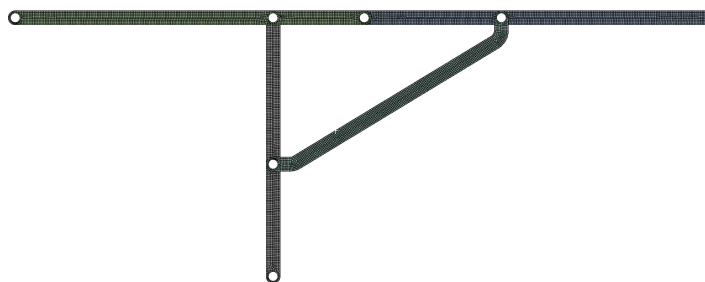


Figura 39 – Malha da geometria - Abertura de 45°
Fonte: Elaboração Própria

As condições de contorno utilizadas são as mesmas do elemento de linha, porém, o suporte fixo é posicionado na região dos furos, como é mostrado na Fig. 40.

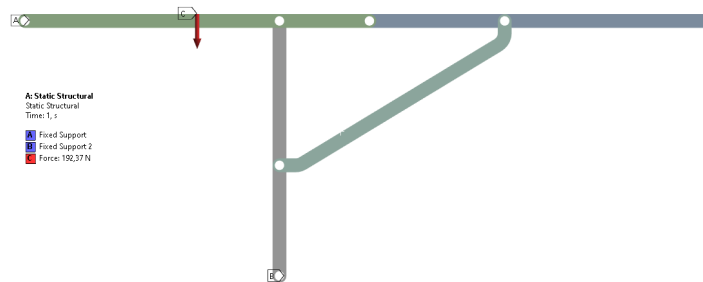


Figura 40 – Condições de Contorno - Abertura de 45°
Fonte: Elaboração Própria

Os resultados da análise estrutural serão utilizados para definir as dimensões ótimas durante a otimização paramétrica.

- **Abertura de 60°**

Os parâmetros utilizados para uma abertura de 60° foram exatamente os mesmos utilizados para uma abertura de 45°. A malha definida possui um total de 335830 nós e 143579 elementos, que pode ser vista na Fig. 41.

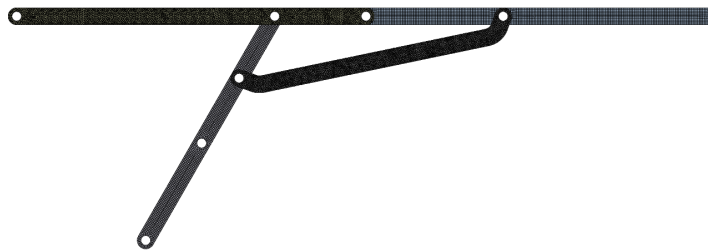


Figura 41 – Malha da geometria - Abertura de 60°
Fonte: Elaboração Própria

As condições de contorno definidas são mostradas na Fig. 42. É possível notar que a única alteração é no valor de carga.

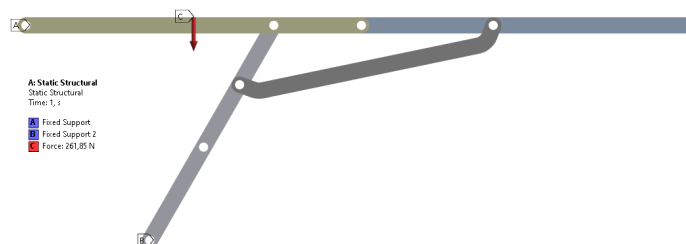


Figura 42 – Condições de Contorno - Abertura de 60°
Fonte: Elaboração Própria

Após definir as condições de contorno, os resultados serão utilizados na próxima etapa, a otimização paramétrica para encontrar o melhor valor de seção transversal.

6.5.2 Dimensionamento da seção transversal

A segunda etapa da otimização paramétrica tem como objetivo encontrar o melhor dimensionamento para a seção transversal e distância entre os furos e a parede, com os valores mais próximos o possível da tensão admissível, de modo que a massa possa ser dessa forma, diminuída. Utilizando o módulo de otimização do Ansys, os objetivos definidos foram:

- Encontrar uma tensão de Von Mises igual a 190 MPa, com limite superior de 197 MPa;
- Encontrar um fator de segurança igual a 2, com limite inferior de 1,9;
- Encontrar uma tensão normal máxima no eixo X igual a 190 MPa, com limite superior de 197 MPa;
- Encontrar uma tensão normal mínima no eixo X igual a -190 MPa, com limite inferior de -197 MPa;
- Maximizar a tensão combinada mínima;
- Encontrar uma tensão normal máxima no eixo Y igual a 190 MPa, com limite superior de 197 MPa;
- Encontrar uma tensão normal mínima no eixo Y igual a -190 MPa, com limite inferior de -197 MPa;
- Minimizar a massa da geometria.

As variáveis de otimização e seus respectivos domínios são mostrados na Tab. 9

Tabela 9 – Domínio da otimização paramétrica - 3D

Parâmetro	Limite Inferior	Limite Superior
<i>extrude_meio</i> [mm]	1	8
<i>extrude_viga1</i> [mm]	1	8
<i>extrude_L</i> [mm]	1	8
<i>espessura_furo</i> [mm]	0,5	2,5

Foi realizada uma otimização para as geometrias com 45° e com 60° de abertura. O método de otimização utilizado foi o adaptativo multiobjetivo, configurado para gerar

34 amostras iniciais, 34 amostras por iteração e encontrar 3 candidatos após um máximo de 7 iterações. A descrição matemática do problema é mostrada na Eq.

$$\begin{aligned}
 & \min m \\
 & \max \sigma_{c,min} \\
 & \sigma_{eq}, \sigma_{n,max,x}, \sigma_{n,max,y} = 190 \text{ MPa} \\
 & \sigma_{n,min,x}, \sigma_{n,min,y} = -190 \text{ MPa} \\
 & FS = 2
 \end{aligned} \tag{6.8}$$

de modo que,

$$\begin{aligned}
 & 1 \text{ mm} \leq \text{extrude_meio}, \text{extrude_viga1}, \text{extrude_L} \leq 8 \text{ mm} \\
 & 0,5 \text{ mm} \leq \text{espessura_furo} \leq 2,5 \text{ mm} \\
 & \sigma_{eq}, \sigma_{n,max,x}, \sigma_{n,max,y} < 197 \text{ MPa} \\
 & \sigma_{n,min,x}, \sigma_{n,min,y} > -197 \text{ MPa}
 \end{aligned}$$

onde m é a massa, $\sigma_{c,min}$ é a Tensão Combinada Mínima, $\sigma_{c,max}$ é a Tensão Combinada Máxima, σ_{eq} é a Tensão Equivalente de Von Mises, $\sigma_{n,max,X}$ é a Tensão Normal Máxima no eixo X, $\sigma_{n,max,Y}$ é a Tensão Normal Máxima no eixo Y, $\sigma_{n,min,X}$ é a Tensão Normal Mínima no eixo X, $\sigma_{n,min,Y}$ é a Tensão Normal Mínima no eixo Y.

Os resultados da otimização paramétrica serão utilizados para realizar a otimização topológica e encontrar os locais onde é possível realizar a remoção de massa.

6.6 Otimização topológica

A otimização topológica foi realizada no Ansys Workbench, usando como entrada os dados da análise estática do módulo *Static Structural*. Para a otimização foi utilizado um número máximo de iterações de 500, com um fator de penalidade igual a 3, que são os valores padrões do programa.

A etapa principal é definir as regiões de otimização e as regiões de exclusão. Como região de otimização foram escolhidas os corpos, ou seja, todas as vigas. Isso permite que o programa crie furos em áreas de forma mais distribuída. Nas regiões de exclusão foram selecionadas todas as superfícies externas e as superfícies dos furos das juntas. Esta abordagem permite que os furos sejam mais controlados e fiquem em regiões centrais do corpo, sem ultrapassar as juntas. As áreas de otimização e exclusão são mostradas na Fig.

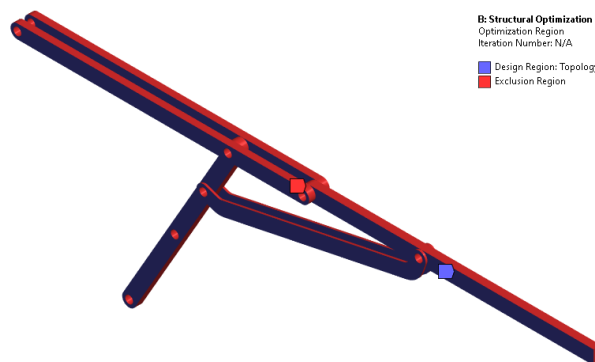


Figura 43 – Regiões de otimização
Fonte: Elaboração Própria

O objetivo da otimização topológica é diminuir a conformidade, ou seja, aumentar a rigidez da geometria, com base nas restrições definidas. Para este projeto serão adicionadas duas restrições, reduzir a tensão de Von Mises para 197.5 MPa, o que é equivalente a um fator de segurança de 2. A segunda restrição é reduzir a porcentagem de massa para 50%.

Após obter os resultados de otimização topológica, a geometria será remodelada no *SolidWorks* para que possa ter uma melhor distribuição do posicionamento dos furos, com base na geometria obtida pela simulação.

6.7 Flambagem

Após finalizar a análise estrutural, notou-se que a estrutura obtida era esbelta, portanto, estava sujeita à instabilidades estruturais, como a flambagem. Para validar a geometria obtida, uma análise numérica de flambagem foi realizada, utilizando o módulo *Eigenvalue Buckling* do ANSYS.

Para encontrar as cargas críticas de flambagem, foi utilizado como base a análise estática estrutural e suas condições de contorno, (vide Fig. 42). Entretanto, para encontrar o valor exato da carga crítica, o valor da força aplicada alterou-se de 261,85 N para 1 N, de modo a encontrar o fator multiplicativo para a carga crítica.

7 Resultados

Os resultados do projeto da nova geometria foram apresentados conforme a sequência descrita na metodologia. Inicialmente, foi definido o material a ser utilizado. Em seguida, uma otimização paramétrica foi realizada para determinar as dimensões ideais dos posicionamentos das conexões. Após essa etapa, o modelo tridimensional foi analisado, com o dimensionamento da seção transversal para cada abertura. Por fim, a otimização topológica foi aplicada para cada abertura, visando refinar ainda mais o design e maximizar a eficiência estrutural. A análise preliminar do dispositivo disponibilizado inicialmente é apresentada no Apêndice ??.

7.1 Escolha de material

Com base nos dados mostrados na metodologia, foi realizada uma matriz de decisões para que fosse possível definir o material a ser utilizado. A matriz é apresentada na Tab. 10.

Tabela 10 – Matriz de decisão de materiais

	Aço AISI 321	Titânio Ti 6Al 4 V	Melhor Opção
Tensão admissível [MPa]	240	395	Titânio
Módulo de Elasticidade [GPa]	200	113,8	Aço
Temperatura de fusão [°C]	1400	1604	Titânio
Temperatura Máxima de Operação [°C]	925	400	Aço
Densidade [kg/m ³]	8000	4430	Titânio

É importante notar que todas as propriedades apresentadas são para a temperatura de operação de 390 °C, definida na metodologia. A tensão admissível definida para o Aço AISI 321 foi a tensão de escoamento, já para o Titânio, a tensão admissível considerada foi a tensão de fluência.

É notável que o aço possui um módulo de elasticidade maior do que o titânio, logo, possui uma maior rigidez à flexão. A temperatura de fusão de ambos os materiais foi apresentada como comparação entretanto, esta não será atingida em nenhuma fase da missão.

O item definido como temperatura máxima de operação apresentou resultados melhores para o aço, chegando ao valor de 925°C, porém, novamente, este valor de tem-

peratura não será atingido pelo sistema. Já o valor de 400 °C foi definido para o Titânio pois é quando este material começa a apresentar fluência em cargas muito elevadas.

Além disso, alguns parâmetros ainda devem ser considerados, como disponibilidade, custo e método de fabricação, porém os dois primeiros estão além do escopo definido.

Em relação ao método de fabricação, foi escolhido o método da manufatura aditiva devido à problemas de usinagem comuns em aços inoxidáveis e ligas de titânio. Os principais problemas mais comuns durante este tipo de processo são o endurecimento da liga, soldagem, cavacos alongados e altas temperaturas de usinagem, que danificam a ferramenta de corte (Santos Jr et al., 2019).

7.2 Dimensionamento das vigas

Após realizar a otimização paramétrica, foram obtidos 3 candidatos que se adequam aos parâmetros, restrições e objetivos definidos. Seus parâmetros dimensionais são mostrados na Tab. 11 e os resultados das tensões são mostradas na Tab. 12.

Tabela 11 – Parâmetros dimensionais dos três candidatos - Dimensionamento das vigas

	J_S [mm]	$L_{Lateral}$ [mm]	J_L [mm]	$quina_L$ [mm]
Candidato 1	57,969	92,019	98,716	12,879
Candidato 2	62,265	91,990	98,820	12,837
Candidato 3	57,313	91,820	86,166	12,808

Tabela 12 – Resultados dos três candidatos - Dimensionamento das vigas

	Tensão Normal Mínima [MPa]	Tensão Normal Máxima [MPa]	Tensão Combinada Mínima [MPa]	Tensão Combinada Máxima [MPa]
Candidato 1	-2,117	1,822	-31,786	27,886
Candidato 2	-2,171	1,882	-31,993	28,067
Candidato 3	-2,198	1,862	-31,962	28,088

Como todos os valores apresentavam um boa convergência, para a análise foi escolhido o Candidato 3, por apresentar o menor valor para o parâmetro J_L , que é a distância do suporte em L e a Junta de ligação entre a Viga 1 e 2. Porém, para fins de fabricação, os valores dimensionais foram arredondados, conforme mostra a Tab. 13.

Tabela 13 – Dimensões do candidato personalizado - Dimensionamento das vigas

	J_S [mm]	$L_{Lateral}$ [mm]	J_L [mm]	$quina_L$ [mm]
Candidato Personalizado	57,3	91,8	86,2	12,8

Já os resultados de tensão são mostrados na Tab. 14.

Tabela 14 – Resultados do candidato personalizado - Dimensionamento das vigas

	Tensão Normal Mínima [MPa]	Tensão Normal Máxima [MPa]	Tensão Combinada Mínima [MPa]	Tensão Combinada Máxima [MPa]
Candidato Personalizado	-2,198	1,862	-31,968	28,094

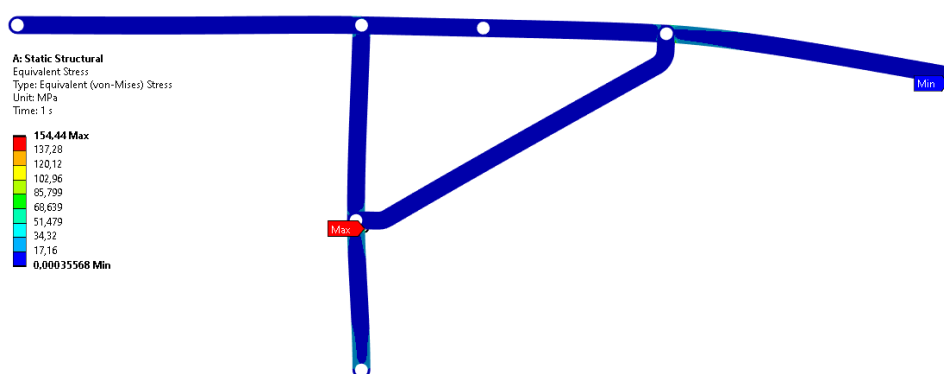
Os resultados obtidos foram utilizados para dimensionar o modelo 3D.

7.3 Modelo Tridimensional - 45°

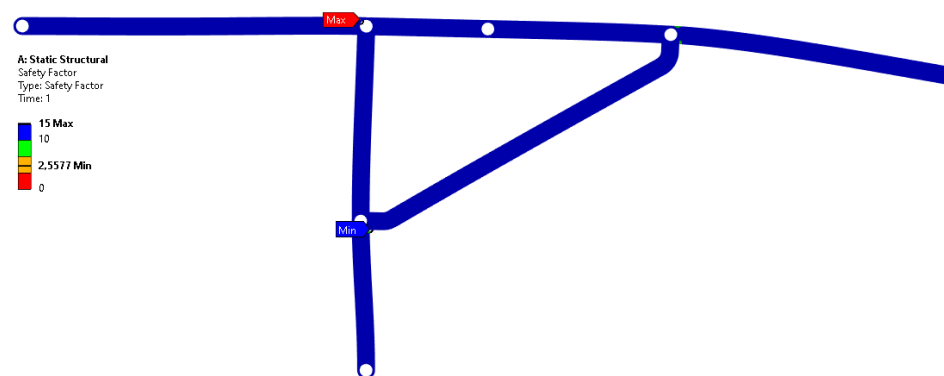
O cálculo numérico inicial para o modelo tridimensional foi para uma abertura de 45°. A primeira análise realizada foi considerando os parâmetros definidos como:

- $espessura_furo = 1,2$ mm;
- $extrude_meio = 5$ mm;
- $extrude_viga1 = 5$ mm;
- $extrude_L = 5$ mm.

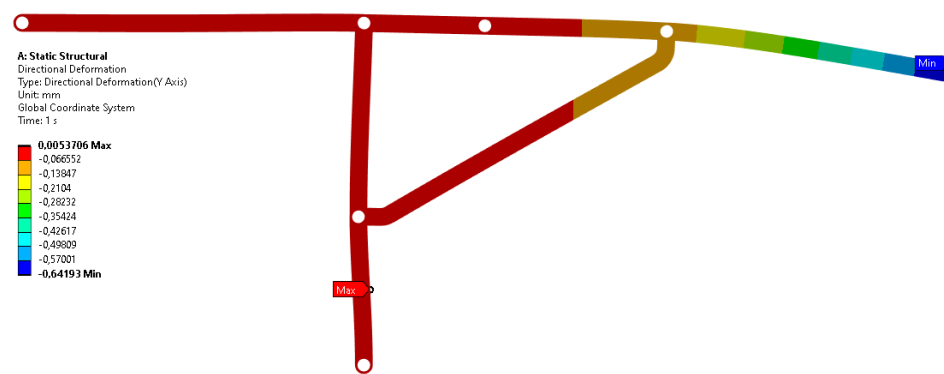
Para o modelo adotado, foi possível encontrar os valores para a tensão equivalente de Von Mises, o fator de segurança e a deflexão no eixo vertical, conforme mostram as Figs. 45.



(a) Tensão de Von Mises



(b) Fator de Segurança



(a) Deslocamento

Figura 45 – Resultados obtidos para o parâmetro inicial - Abertura de 45°

Fonte: Elaboração Própria

Para melhor visualização, os valores foram agrupados na Tab. 15, mostrada abaixo.

Tabela 15 – Resultados do parâmetro inicial - Abertura de 45°

	Tensão		Deslocamento [mm]	Massa [kg]
	Máxima de Von Mises [MPa]	Fator de Segurança		
Parâmetro Inicial	154,44	2,56	0,64	0,286

Os resultados apresentados acima servem como dados de entrada para a otimização paramétrica, de modo a para encontrar o melhor valor de seção transversal.

7.3.1 Dimensionamento da seção transversal

Após realizar a otimização paramétrica, foram obtidos 3 candidatos que se adequam aos parâmetros, restrições e objetivos definidos. Seus parâmetros dimensionais são mostrados na Tab. 16 e os resultados das tensões e respectiva massa são mostradas na Tab. 17.

Tabela 16 – Parâmetros dimensionais dos três candidatos - Abertura de 45°

Candidato	espessura_furo [mm]	extrude_meio [mm]	extrude_viga1 [mm]	extrude_L [mm]
1	1,406	1,212	3,593	1,931
2	0,875	1,545	7,325	2,959
3	1,414	1,447	3,250	4,255

Tabela 17 – Resultados dos três candidatos - Abertura de 45°

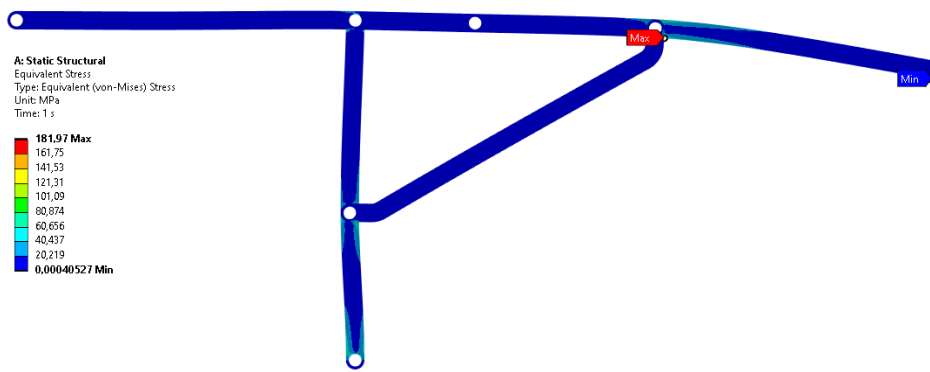
Candidato	Tensão	Fator de Segurança	Massa [kg]
	Máxima de Von Mises [MPa]		
1	196,60	2,01	0,123
2	193,75	2,04	0,183
3	183,93	2,15	0,157

Por apresentar os melhores resultados, incluindo a menor massa, foi selecionado o Candidato 1. Para fins de fabricação, suas dimensões foram arredondadas e foi definido um Candidato Personalizado. Suas medidas são mostradas na Tab. 18 abaixo, que também inclui valores do Parâmetro Inicial para comparação.

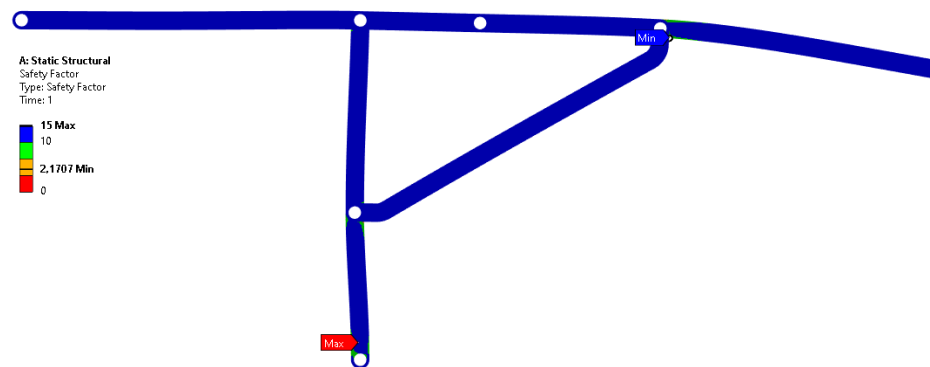
Tabela 18 – Parâmetros dimensionais personalizados - Abertura de 45°

	espessura_furo [mm]	extrude_meio [mm]	extrude_viga1 [mm]	extrude_L [mm]
Parâmetro Inicial	1,2	5	5	5
Candidato Personalizado	1,5	1,2	3,6	2

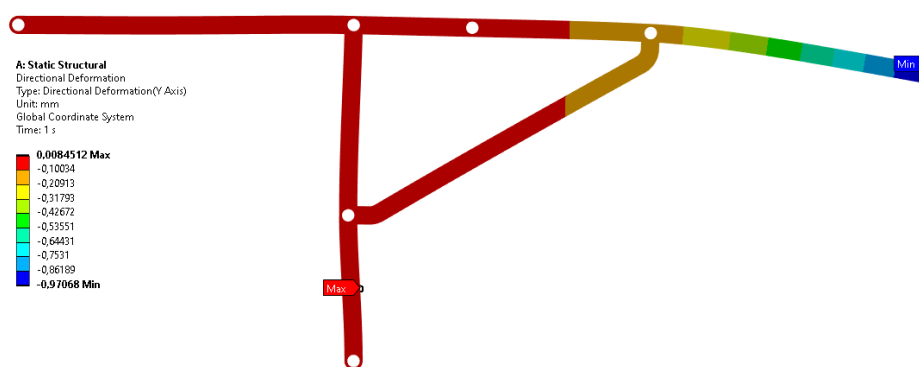
Realizando o cálculo numérico, encontra-se os valores para a tensão equivalente de Von Mises, o fator de segurança e a deflexão no eixo y, conforme mostram as Figs. 46.



(a) Tensão de Von Mises



(b) Fator de Segurança



(c) Deslocamento

Figura 46 – Resultados obtidos para o candidato personalizado - Abertura de 45°
 Fonte: Elaboração Própria

Para facilitar a visualização, os valores foram agrupados na Tab. 19 abaixo.

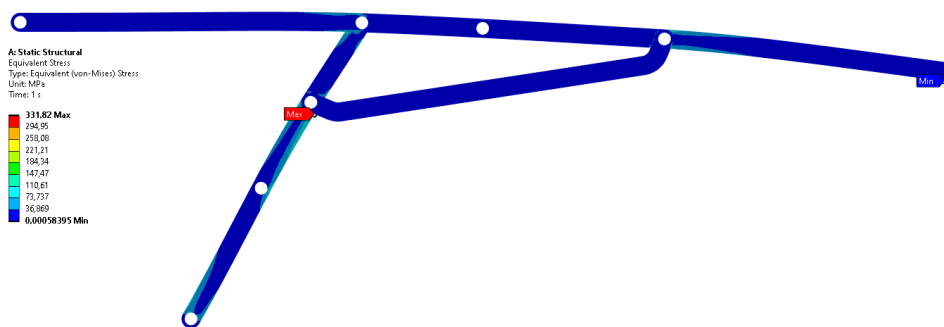
Tabela 19 – Resultados do candidato personalizado - Abertura de 45°

	Tensão Máxima de Von Mises [MPa]	Fator de Segurança	Deslocamento [mm]	Massa [kg]
Parâmetro Inicial	154,44	2,56	0,64	0,286
Candidato Personalizado	183,88	2,15	1,19	0,127

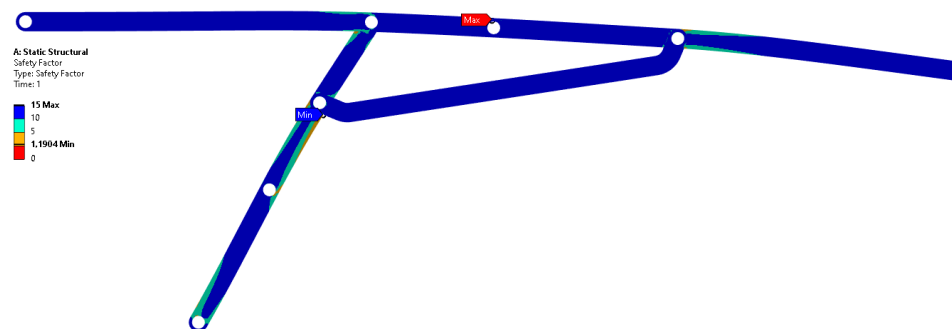
Pelo modelo obtido acima é possível notar que em relação à tensão, o modelo otimizado ainda está dentro do Fator de Segurança de 2, e apresentou uma redução de massa de 56% da massa inicial. Apesar de seu deslocamento ter aumentado o seu valor em 83%, este aumento é insignificante, pois a razão entre deslocamento vertical é muito menor do que o comprimento horizontal, logo, não afetará o ângulo de abertura. Usando a relação trigonométrica de arco tangente, usando o deslocamento encontrado valor vertical e o comprimento da barra como valor horizontal, a angulação final é de 0,15° para um deslocamento de 1,19 mm.

7.4 Modelo Tridimensional - 60°

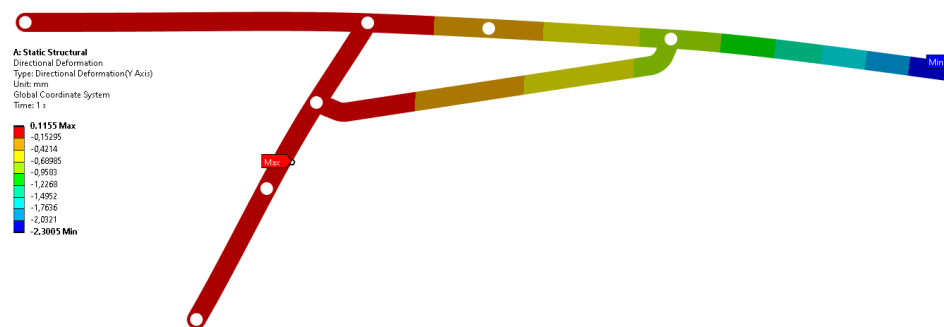
O dimensionamento inicial para a abertura de 60° foi utilizando como os dados de seção transversal encontrados para uma abertura de 45° como os parâmetros iniciais. Realizando a análise numérica, é possível encontrar os seguintes valores para a Tensão de Von Mises, Fator de Segurança e Deslocamento no eixo vertical, respectivamente.



(a) Tensão de Von Mises



(b) Fator de Segurança



(c) Deslocamento

Figura 47 – Resultados obtidos para os parâmetros iniciais - Abertura de 60°
 Fonte: Elaboração Própria

Nota-se que o Fator de Segurança obtido é menor do que 2, logo, será necessário realizar um novo dimensionamento de seção transversal que suporte os esforços para uma abertura de 60°.

7.4.1 Dimensionamento da seção transversal

Usando como base os valores obtidos, foi realizada uma otimização paramétrica para encontrar os melhores valores de seção transversal para o modelo. Os três candidatos encontrados são mostrados na Tab. 20 abaixo. Os seus valores de tensão, fator de segurança e massa são mostrados na Tab 21.

Tabela 20 – Parâmetros dimensionais personalizados

Candidato	extrude_meio [mm]	extrude_viga1 [mm]	extrude_L [mm]	espessura_furo [mm]
1	1,344	4,649	3,436	2,119
2	1,299	5,040	1,016	2,207
3	2,907	5,040	1,016	2,207

Tabela 21 – Resultados dos 3 candidatos - Abertura de 60°

Candidato	Tensão Máxima de Von Mises [MPa]	Fator de Segurança	Massa [kg]
1	183,99	2,15	0,194
2	155,75	2,54	0,164
3	192,36	2,05	0,220

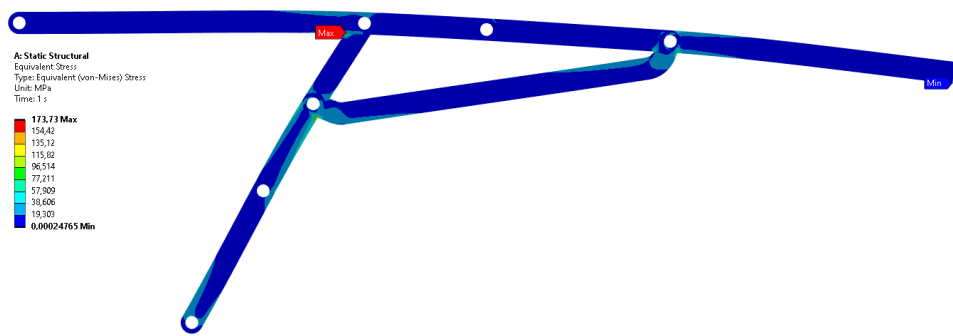
É possível notar que os candidatos 2 e 3 apresentam os mesmos valores para os parâmetros *extrude_meio*, *extrude_viga1* e *extrude_L*, apresentando uma pequena diferença apenas nos valores do parâmetro *espessura_furo*. Analisando os valores de tensão, nota-se um resultado curioso, onde o Candidato 2 apresenta um fator de segurança maior do que o Candidato 3. Foi realizada uma modelagem utilizando uma geometria gerada no *SolidWorks* para ambos os casos, e, após análise, foi decidido continuar com o Candidato 3, pois o Candidato 2 apresentou concentração de tensão no segundo modelo criado.

Criando um candidato personalizado à partir dos valores do Candidato 3, é possível obter os parâmetros mostrados na Tab. 22.

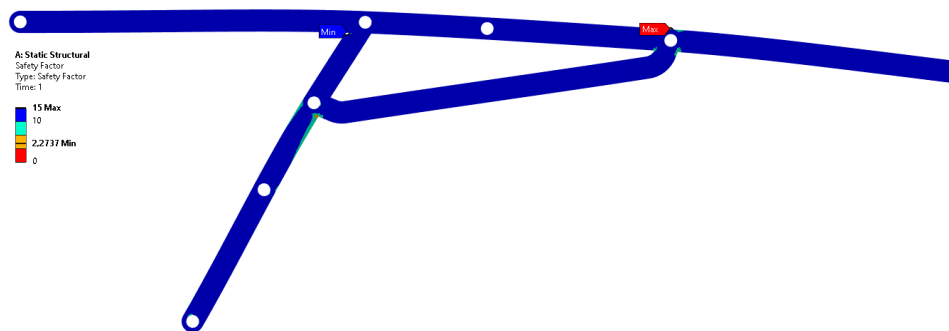
Tabela 22 – Parâmetros dimensionais personalizados

Nome	extrude_meio [mm]	extrude_viga1 [mm]	extrude_L [mm]	espessura_furo [mm]
Parâmetro Inicial	1,2	3,6	2	1,5
Candidato Personalizado	2,9	5	1	2,2

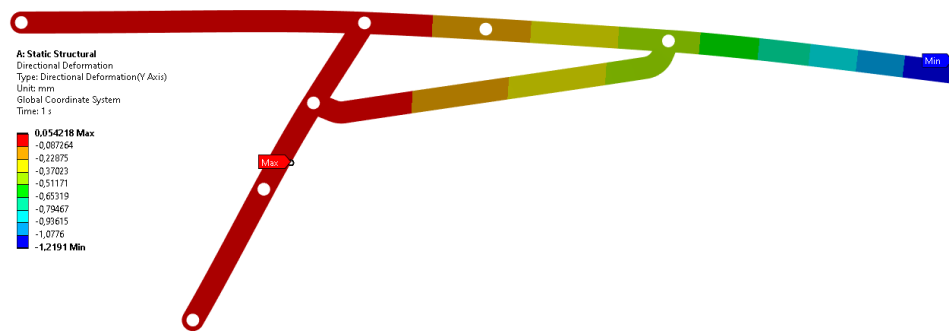
Realizando o cálculo numérico é possível obter os valores de Tensão de Von Mises, Fator de Segurança e Deslocamento, mostrados na Fig. 48. Os respectivos resultados são mostrados na Tab. 23.



(a) Tensão de Von Mises



(b) Fator de Segurança



(c) Deslocamento

Figura 48 – Resultados obtidos para o candidato personalizado - Abertura de 60°

Fonte: Elaboração Própria

Tabela 23 – Resultados do Candidato Personalizado - Abertura de 60°

	Tensão Máxima de Von Mises [MPa]	Fator de Segurança	Deslocamento [mm]	Massa [kg]
Parâmetro Inicial	331,82	1,19	2,30	0,127
Candidato Personalizado	173,73	2,27	1,19	0,219

Realizando a comparação, é possível perceber que houve um aumento de 90% no Fator de Segurança, enquanto a massa aumentou apenas 72%. O deslocamento apresentou uma redução de 48%, logo, apesar do aumento de massa, a otimização realizada foi eficiente.

Para fins de validação, os parâmetros encontrados foram usados para simular uma reentrada com uma abertura de 45°. Os valores encontrados são mostrados na Tab. 24.

Tabela 24 – Resultados para os diferentes ângulos de abertura

Ângulo de Abertura	Tensão Máxima de Von Mises [MPa]	Fator de Segurança	Deslocamento [mm]
45°	113,16	3,49	0,44
60°	173,73	2,27	1,19

Portanto, o modelo dimensionado pode ser utilizado tanto para uma abertura de 45° quanto para uma abertura de 60°.

7.5 Otimização topológica

Com os resultados da otimização paramétrica para o dimensionamento da seção transversal, o último passo é realizar a otimização topológica para encontrar pontos onde é possível retirar massa. Os resultados da otimização são mostrados na Fig. 49.

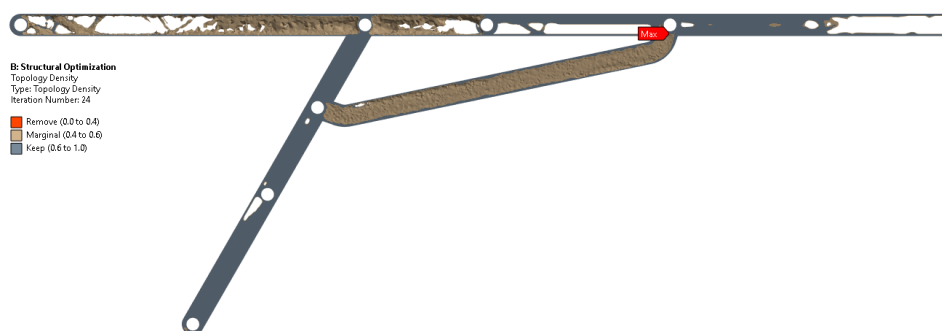


Figura 49 – Resultado da Otimização Topológica
Fonte: Elaboração Própria

Observando as figuras, é possível encontrar locais onde é possível remover massa. Uma vista detalhada da Viga 1 utilizando a régua para fins de dimensionamento é mostrada na Fig. 50. Os detalhes da viga 2 podem ser vistos na Fig. 51.

É importante notar que a Viga em L não foi otimizada, por já ter uma dimensão extremamente fina, de modo que qualquer furo adicional poderia prejudicar seu funcionamento. Além disso, observando a Viga Suporte, é possível notar que a otimização criou um pequeno furo próximo da região das juntas, porém, este furo também será desconsiderado no estudo.

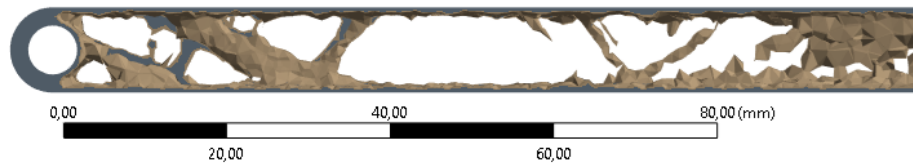
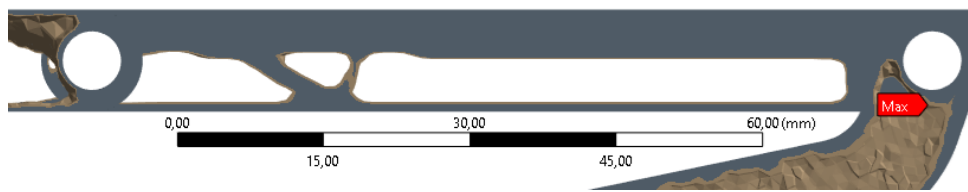


Figura 50 – Visão detalhada da Viga 1
Fonte: Elaboração Própria



(a) Região inicial



(b) Região final

Figura 51 – Visão detalhada da Viga 2
Fonte: Elaboração Própria

A remodelagem foi realizada no *SolidWorks*, adicionando ranhuras retas nos locais onde a massa foi removida. As ranhuras adicionadas foram modeladas usando a altura dos furos e as dimensões mostradas nas figuras mostradas acima. A Viga 1, A Viga 2 e a geometria final são mostradas nas Figs. 52, 53 e 54 respectivamente.



Figura 52 – Remodelagem da viga 1
Fonte: Elaboração Própria



Figura 53 – Remodelagem da viga 2
 Fonte: Elaboração Própria

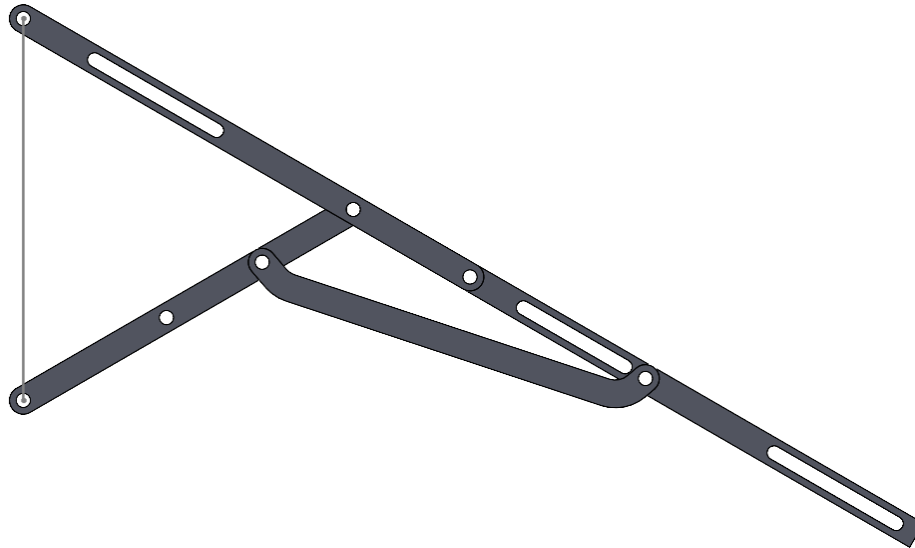
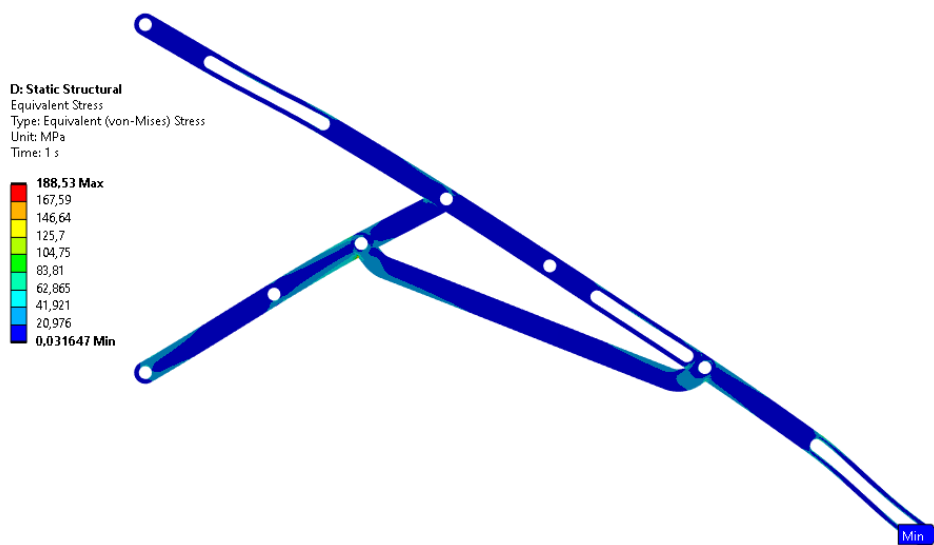
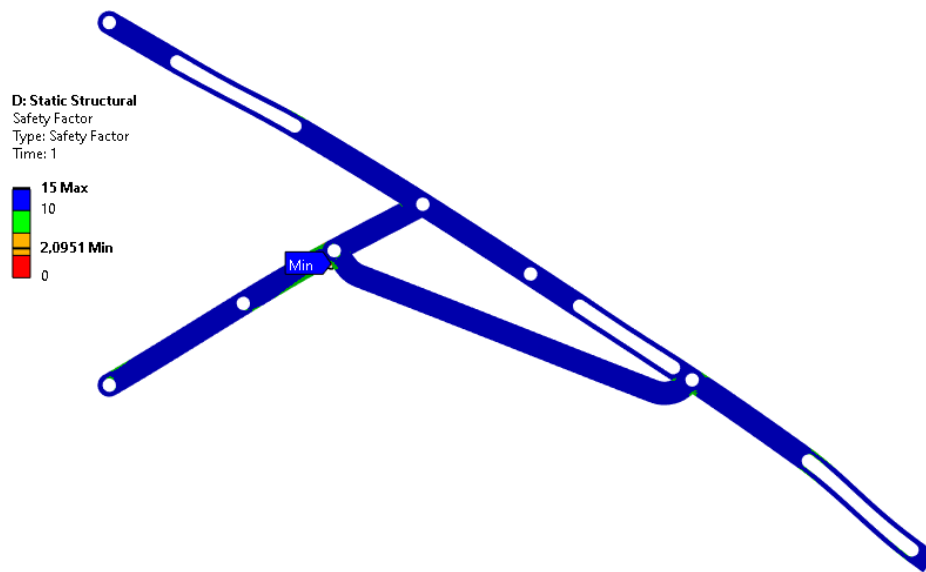


Figura 54 – Geometria completa otimizada
 Fonte: Elaboração Própria

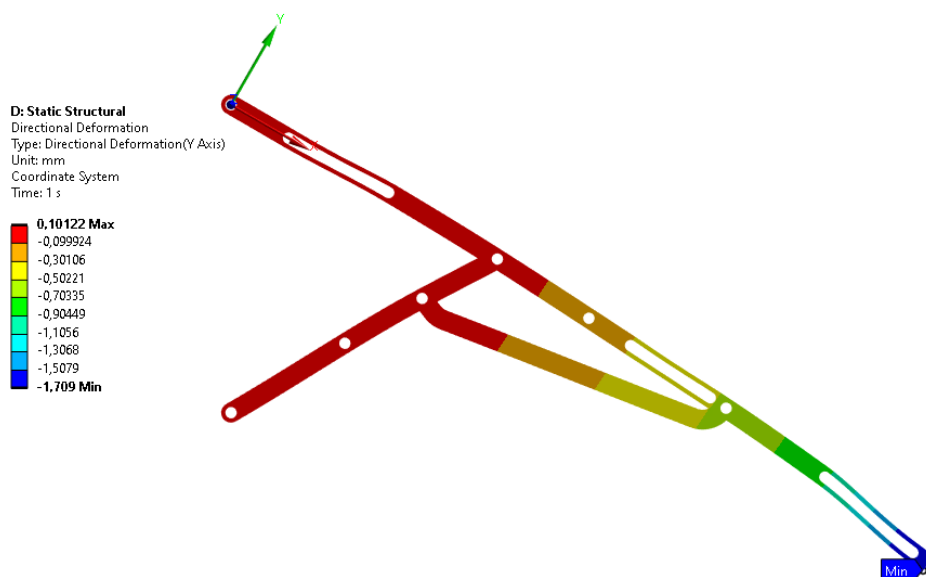
Por fim, é possível realizar a análise estrutural da geometria otimizada, exportando sua geometria para o *Ansys Workbench*. Aplicando as mesmas condições de contorno para uma abertura de 60° e criando um novo sistema de coordenadas, é possível obter os resultados mostrados na Fig. 55.



(a) Tensão de Von Mises



(b) Fator de Segurança



(c) Deslocamento

Figura 55 – Resultados obtidos para o candidato personalizado - Abertura de 60°

Fonte: Elaboração Própria

Os resultados obtidos foram agrupados na Tab. 25, onde é possível ver também uma comparação entre o modelo base encontrado na otimização paramétrica e o modelo final, encontrado após a otimização topológica.

É possível notar no canto esquerdo da figura, que o fator *Load Multiplier* é de 228,05, ou seja, para uma carga de 1 N, a carga crítica será o produto da carga inicial aplicada pelo fator multiplicativo, logo, a carga crítica será 228,05 N.

Percebe-se que este valor está abaixo do valor da carga aplicada, logo, para contornar os efeitos de flambagem, deve-se alterar a seção transversal da região que está sofrendo deste efeito.

Por meio de tentativa e erro, o valor do parâmetro *extrude_L* foi alterado de 1 mm para 1,4 mm, e foi possível obter o resultado mostrado na Fig. 57

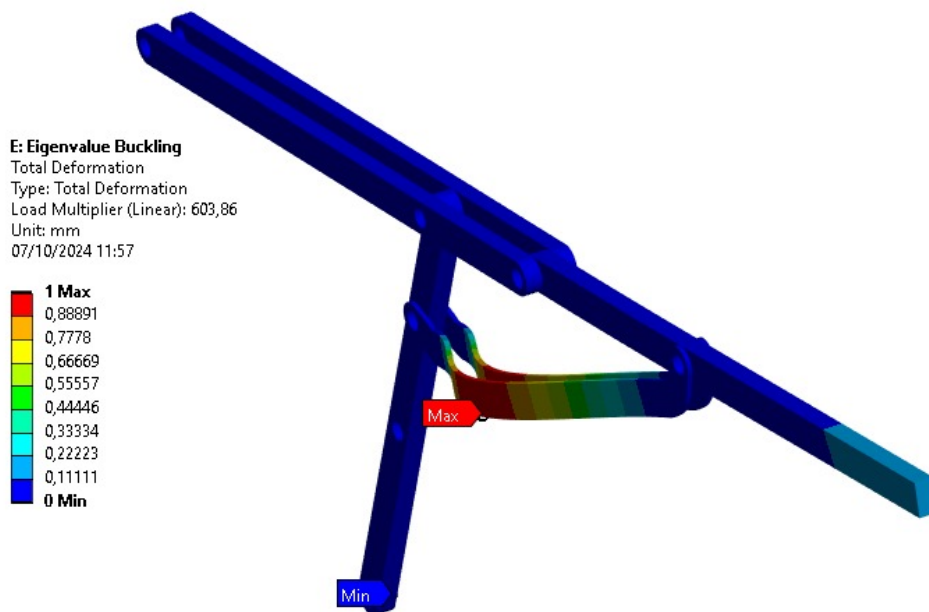


Figura 57 – Análise de Flambagem após correção
Fonte: Elaboração Própria

Após a análise, foi possível encontrar que a carga crítica de flambagem foi de 603,86 N. O que representa um fator de segurança igual a 2,3.

Fazendo também a análise do modelo que passou por otimização topológica, encontra-se uma carga crítica de 594,23 N, mostrando que a estrutura agora possui um fator de segurança de 2,26 para os fenômenos de instabilidade estrutural.

Analisando a massa, esta variação da geometria gerou um aumento de apenas 6 g, de modo que a massa final da estrutura após a otimização topológica é de 189 g.

8 Conclusão

A reentrada atmosférica é um momento crítico em missões espaciais, e o desenvolvimento de um mecanismo de abertura eficaz representa um avanço significativo na engenharia aeroespacial.

Durante o desenvolvimento deste projeto, foi conduzida uma análise estrutural utilizando o método dos elementos finitos, de modo que fosse possível avaliar o comportamento do sistema com diferentes configurações e otimizar sua geometria, garantindo resistência e redução de massa.

Além disso, foram utilizadas técnicas de otimização paramétrica e topológica. A otimização paramétrica foi utilizada para encontrar os melhores valores de posicionamento de juntas e seção transversal, atendendo os requisitos definidos. A otimização topológica foi realizada para encontrar a melhor distribuição de material na estrutura, minimizando a massa.

Foi possível atingir todos os objetivos específicos, como compreender as solicitações estruturais agindo sobre o corpo durante a reentrada atmosférica, realizar a modelagem numérica dos braços do mecanismo de abertura, simular as condições do corpo durante a reentrada, à partir das condições encontradas na literatura, além de definir um número ótimo de braços para o mecanismo e modelar uma geometria inicial para o novo mecanismo otimizado.

O projeto e a análise dos diferentes modelos geométricos realizados neste trabalho permitiram a obtenção de resultados significativos na busca por uma estrutura otimizada, tanto em termos de resistência quanto de massa. A abordagem metodológica aplicada, incluindo otimização paramétrica e topológica, revelou-se eficiente para o dimensionamento de vigas e para a determinação de parâmetros estruturais ideais.

Inicialmente, a análise como elemento de viga indicou que o Candidato 3 apresentou os melhores resultados em termos de tensões combinadas e foi selecionado para produção, com ajustes dimensionais para adequação à fabricação. Os valores otimizados garantiram um equilíbrio satisfatório entre resistência e peso, demonstrando a importância de um projeto bem calculado para a eficiência estrutural.

No desenvolvimento do modelo tridimensional com abertura de 45° , a análise paramétrica possibilitou a seleção do Candidato 1 como o mais eficiente, destacando-se pela menor massa e um fator de segurança adequado. A otimização resultou em uma redução significativa de massa, de aproximadamente 56%, com um pequeno aumento no deslocamento, o que foi considerado insignificante em função das proporções geométricas do

modelo.

A última etapa do estudo focou na otimização topológica, visando reduzir a massa da estrutura sem comprometer sua integridade. A análise revelou pontos específicos onde a massa poderia ser removida, especialmente nas Vigas 1 e 2, resultando em um modelo final que foi submetido a testes no Ansys Workbench. As simulações confirmaram que a estrutura final mantinha-se dentro dos parâmetros estipulados de fator de segurança, mesmo com a massa reduzida.

Este trabalho demonstra a eficácia das técnicas de otimização aplicadas no desenvolvimento de estruturas mecânicas. Os resultados obtidos não apenas cumpriram os requisitos iniciais, como também abriram caminhos para futuras investigações. Sugere-se, para trabalhos futuros, a exploração de novas configurações geométricas e a aplicação dessas metodologias em diferentes tipos de estruturas, para verificar a aplicabilidade e eficiência das otimizações em outros contextos.

Como trabalhos futuros, espera-se uma combinação do mecanismo de abertura com o TPS, avaliando os efeitos de tensão e tração do material.

Sugere-se também uma análise dinâmica do mecanismo, encontrando os modos de vibração e realizando uma análise pelo método da densidade espectral de potência, validando a sua capacidade de suportar ao ambiente espacial de lançamento.

Existe também uma possibilidade de complementar a otimização, usando as variações de preenchimento como o TPMS e o Honeycomb, com base em trabalhos que já foram desenvolvidos anteriormente pelo autor (MALTA; ALVES; BARCELOS JUNIOR, 2024).

Referências

- AKIN, D. The parashield entry vehicle concept: Basic theory and flight test development. 1990. Citado na página 24.
- AKIN, D. Applications of ultra-low ballistic coefficient entry vehicles to existing and future space missions. In: *SpaceOps 2010 Conference Delivering on the Dream Hosted by NASA Marshall Space Flight Center and Organized by AIAA*. [S.l.: s.n.], 2010. p. 1928. Citado na página 24.
- AKIN, J. E. *Finite Element Analysis Concepts via SolidWorks*. 1. ed. Houston, Texas: Rice University, 2009. v. 1. Disponível em: <https://www.clear.rice.edu/mech403/HelpFiles/FEAC_final.pdf>. Citado na página 33.
- ANSYS. *DesignXplorer User's Guide*. Southpointe, 2600 Ansys Drive Canonsburg, PA 15317, 2024. Citado 3 vezes nas páginas 47, 48 e 50.
- ANSYS. *Structural Optimization Analysis Guide*. Southpointe, 2600 Ansys Drive Canonsburg, PA 15317, 2024. Citado na página 51.
- BASSANO, E. et al. Irene - italian re-entry nacelle for microgravity experiments. In: . [S.l.: s.n.], 2011. Citado na página 26.
- BEER, F. P. *Resistência dos Materiais*. 2. ed. [S.l.]: McGraw-Hill, 1982. Citado na página 32.
- BENDSØE, M. Bendsoe, m.p.: Optimal shape design as a material distribution problem. structural optimization 1, 193-202. *Structural Optimization*, v. 1, p. 193–202, 01 1989. Citado na página 46.
- BENDSØE, M. P.; KIKUCHI, N. Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, v. 71, n. 2, p. 197–224, 1988. ISSN 0045-7825. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0045782588900862>>. Citado na página 45.
- CAPPELLETTI, C.; BATTISTINI, S.; MALPHRUS, B. K. *Cubesat Handbook: From Mission Design To Operations*. 1. ed. [S.l.]: Elsevier, 2021. Citado na página 20.
- CASSELL, A. et al. Adept, a mechanically deployable re-entry vehicle system, enabling interplanetary cubesat and small satellite missions. 2018. Citado 3 vezes nas páginas 20, 21 e 55.
- DILLMAN, R. et al. Flight performance of the inflatable reentry vehicle experiment 3. In: *International Planetary Probe Workshop (IPPW-10)*. [S.l.: s.n.], 2013. Citado na página 24.
- DIMINO, I. et al. A morphing deployable mechanism for re-entry capsule aeroshell. *Applied Sciences*, v. 13, n. 5, 2023. ISSN 2076-3417. Disponível em: <<https://www.mdpi.com/2076-3417/13/5/2783>>. Citado 6 vezes nas páginas 27, 28, 29, 55, 56 e 60.

FEDELE, A. *A Deployable Aerobraking System for Atmospheric Re-entry*. Tese (Doutorado), 04 2020. Citado 6 vezes nas páginas 19, 20, 25, 26, 27 e 55.

GEBHARDT, C. *Anniversaries: 50 years of human spaceflight - 30 years for Shuttle*. 2012. Disponível em: <<https://www.nasaspaceflight.com/2011/04/anniversaries-50-years-hsf-30-years-shuttle/>>. Citado na página 19.

HAFTKA, R. T.; GRANDHI, R. V. Structural shape optimization—a survey. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, v. 57, n. 1, p. 91–106, 1986. ISSN 0045-7825. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0045782586900721>>. Citado na página 41.

HERRERA, J. I.; ATTUX, R. R. d. F.; COELHO, G. P. Otimização evolutiva multiobjetivo: Implementação do algoritmo nsga-ii. *XXIX Congresso de Iniciação Científica da UNICAMP*, 2021. Citado na página 44.

HOWELL, L. L.; MAGLEBY, S. P.; OLSEN, B. M. *Handbook of Compliant Mechanisms*. Wiley & Sons, Limited, John, 2013. ISBN 9781118516485. Disponível em: <https://openlibrary.org/books/OL33472518M/Handbook_of_Compliant_Mechanisms>. Citado na página 65.

JANSSON, N. *Analysis of Dynamic Flight Loads*. Tese (Doutorado) — KTH Royal Institute of Technology, 2012. Citado na página 54.

LAWRENCE, K. L. *ANSYS workbench tutorial release 14*. [S.l.]: SDC publications, 2012. Citado na página 39.

LINDELL, M. et al. Structural analysis and testing of the inflatable re-entry vehicle experiment (irve). In: *47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 14th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 7th*. [S.l.: s.n.], 2006. p. 1699. Citado 2 vezes nas páginas 24 e 25.

LOGAN, D. *A First Course in the Finite Element Method*. Thomson, 2007. ISBN 9780534552985. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=WscIzgEACAAJ>>. Citado 4 vezes nas páginas 34, 35, 36 e 37.

MAINI, A. K.; AGRAWAL, V. *Satellite Technology: Principles and applications*. 2. ed. [S.l.]: Wiley, 2014. Citado na página 19.

MALTA, G. F.; ALVES, P. H. d. S.; BARCELOS JUNIOR, M. N. D. Sandwich structures with TPMS core and printed circuit board faces. *The Journal of Engineering and Exact Sciences*, v. 10, n. 5, 2024. Disponível em: <<https://periodicos.ufv.br/jcec/article/view/18973>>. Citado na página 89.

MEGSON, T. H. G. *Aircraft Structures for Engineering Students*. 4. ed. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2007. Citado 3 vezes nas páginas 30, 31 e 32.

NASA. *What Was the Gemini Program? (Grades 5-8)*. 2011. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/learning-resources/for-kids-and-students/what-was-the-gemini-program-grades-5-8/>>. Citado na página 20.

NASA. *ADEPT's Spiderweave Material Tested at Arc Jet Facilities*. 2021. Citado na página 26.

- NASA; California Polytechnic's PolySat Program. *CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers*. 1. ed. [S.l.]: NASA CubeSat Launch Initiative, 2017. v. 1. Citado na página 20.
- OSIPOVICH, K.; GURIANOV, D.; IVANOV, A. Microstructure of the 321 stainless steel samples obtained by electron-beam 3d-printing. In: AIP PUBLISHING. *AIP Conference Proceedings*. [S.l.], 2019. v. 2167, n. 1. Citado na página 57.
- PAGANO, S.; SAVINO, R. et al. Adjustable aerobraking heat shield for satellites deployment and recovery. In: *Proceedings of the World Congress on Engineering*. [S.l.: s.n.], 2017. v. 2, p. 5–7. Citado 3 vezes nas páginas 54, 55 e 56.
- PETERS, M. et al. Titanium alloys for aerospace applications. *Advanced Engineering Materials*, v. 5, n. 6, p. 419–427, 2003. Disponível em: <<https://onlinelibrary.wiley.com/doi/abs/10.1002/adem.200310095>>. Citado na página 58.
- PILKEY, W. D.; PILKEY, D. F.; BI, Z. *Peterson's stress concentration factors*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2020. Citado na página 33.
- PLANTE, J.; LEE, B. Environmental conditions for space flight hardware: A survey. In: . [s.n.], 2005. Disponível em: <<https://api.semanticscholar.org/CorpusID:106914232>>. Citado na página 57.
- RAO, S. S. *Engineering Optimization - Theory and Practice*. 4. ed. Wiley, 2009. ISBN 9780470183526,0470183527. Disponível em: <<http://gen.lib.rus.ec/book/index.php?md5=6815e8f2d2a05190860f65c781359381>>. Citado na página 42.
- RAQUEL, C.; NAVAL, P. An effective use of crowding distance in multiobjective particle swarm optimization. In: . [S.l.: s.n.], 2005. p. 257–264. Citado na página 44.
- Santos Jr, F. et al. Os desafios da usinagem de aços inoxidáveis austeníticos: Uma breve introdução. In: . [S.l.: s.n.], 2019. p. 291–297. Citado na página 73.
- SHIGLEY, J. E.; MISCHKE, C. R.; BUDYNAS, R. G. *Projeto de Engenharia Mecânica*. [s.n.], 2005. ISBN 9788536305622. Disponível em: <https://books.google.com/books/about/Projeto_de_Engenharia_Mecanica.html?hl=&id=m762wAEACAAJ>. Citado na página 53.
- SNEDDON, I. N.; BERRY, D. S. The classical theory of elasticity. In: _____. *Elasticity and Plasticity / Elastizität und Plastizität*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1958. p. 1–126. ISBN 978-3-642-45887-3. Disponível em: <https://doi.org/10.1007/978-3-642-45887-3_1>. Citado na página 30.
- TAUBER, M. E. A review of high-speed, convective, heat-transfer computation methods. *National Aeronautics and Spaces Administration, Office of Management, Scientific and Technical Information Division*, 1989. Citado na página 56.
- VIEIRA, L. G. S. *Otimização de Forma Aplicado a Projetos de Vaso de Pressão*. [S.l.]: Rio de Janeiro, 2016. Citado na página 40.
- WANJARA, P. et al. Microstructure and mechanical properties of ti-6al-4v additively manufactured by electron beam melting with 3d part nesting and powder reuse influences. *Journal of Manufacturing and Materials Processing*, v. 6, n. 1, 2022. ISSN

2504-4494. Disponível em: <<https://www.mdpi.com/2504-4494/6/1/21>>. Citado na página 57.

ZHU, J.; GAO, T.; ZHANG, W. *Topology Optimization in Engineering Structure Design*. Elsevier Science, 2016. ISBN 9780081021194. Disponível em: <https://books.google.com.br/books?id=1_YPDQAAQBAJ>. Citado 6 vezes nas páginas 40, 41, 42, 45, 46 e 47.

ZHU, J.; ZHANG, W.; XIA, L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design. *Archives of Computational Methods in Engineering*, 04 2015. Citado 2 vezes nas páginas 46 e 47.

Apêndices

APÊNDICE A – Deflexão de vigas

A.1 Viga bi-engastada

Uma das modelagens analíticas que são possíveis de ser aplicadas é o caso da viga bi-engastada.

Por ser um problema hiperestático, não foi possível utilizar apenas as relações de somatório de força e momento igual a zero, de modo que foi necessário utilizar também a Eqs. 3.7.

Sabendo que, pela Eq. ??

$$V = \frac{dM}{dx} \quad (\text{A.1})$$

onde V é o esforço cortante, é possível perceber, pela Eq. ??:

$$q = \frac{dV}{dx} \quad (\text{A.2})$$

sendo q o carregamento distribuído, pode-se por fim utilizar a Eq. 3.7 e obter a Eq. ??.

$$EI \frac{d^4y}{dx^4} = -q(x) \quad (\text{A.3})$$

Por fim, para obter a solução desta equação diferencial ordinária, são aplicadas as condições de contorno mostradas nas Eq. ?? abaixo para o primeiro trecho:

$$y(x = 0) = 0, \quad \theta(x = 0) = 0, \quad y(x = L_1) = 0, \quad \theta(x = L_1) = 0 \quad (\text{A.4})$$

onde θ é a declividade da viga e L_1 é a posição do primeiro suporte.

Já para o segundo trecho, é considerada uma viga engastada-livre, com as condições de contorno mostradas na Eq. ?? abaixo:

$$y(x = L) = 0, \quad \theta(x = L) = 0, \quad M(x = L) = 0, \quad V(x = L) = 0 \quad (\text{A.5})$$

Por fim, pode-se combinar as equações e as condições de contorno para obter os valores de esforço cortante, momento fletor, declividade e deslocamento.

A.2 Viga com Seção Transversal Variável

Uma das possibilidades para a redução de massa do sistema é variar as dimensões da seção transversal nas regiões de menor carregamento. Partindo da Eq. 3.7, é possível fazer uma comparação com o que foi proposto por ??, (??). Os autores propõem um método de analítico para encontrar deflexão de vigas de seção variável. Considerando uma viga de seção retangular, é necessário encontrar a relação entre a variação da largura e da altura da seção. Observando a Eq. ?? é possível encontrar a função da altura h em relação ao comprimento x da viga.

$$h(x) = h_{min} + \frac{h_{max} - h_{min}}{L}(L - x) \quad (\text{A.6})$$

sendo h_{max} o valor máximo da altura, h_{min} o valor mínimo da altura, L é o comprimento da viga.

De maneira análoga, é possível aplicar a Eq. ?? para encontrar a função da largura b ao longo da viga, conforme mostrado na Eq. ?? abaixo.

$$b(x) = b_{min} + \frac{b_{max} - b_{min}}{L}(L - x) \quad (\text{A.7})$$

sendo b_{max} o valor máximo da largura, b_{min} o valor mínimo da altura, L é o comprimento da viga.

Partindo deste princípio, é possível encontrar as propriedades da seção transversal, como área e momento de inércia. De modo trivial, sabe-se que a área de um retângulo é o produto da largura pela altura. Para um retângulo, o momento de inércia pode ser descrito pela Eq. ??.

$$I = \frac{bh^3}{12} \quad (\text{A.8})$$

Logo, ao substituir, b e h por $b(x)$ e $h(x)$, o momento de inércia ao redor do eixo x passa a ser uma função do comprimento z da barra. E isso pode ser aplicado de maneira análoga para o eixo y .

Ao aplicar os valores obtidos na Eq. ?? em 3.7 e fazer a primeira integral, é possível encontrar a rotação $\theta(x)$.

APÊNDICE B – Análise preliminar

Inicialmente, foi realizada uma análise numérica com a geometria mostrada na Fig. 29. A análise estática foi realizada no software Ansys Workbench, na plataforma *Static Structural*.

A geometria foi remodelada no software SolidWorks e em seguida foi importada para o Ansys no formato STEP. Em seguida, as propriedades do material foram definidas, conforme mostrado na Tab. ?? mostrada abaixo. Para tanto, foi considerado o alumínio como material isotrópico e linearmente elástico.

Tabela 26 – Propriedades do Alumínio 6061-T6

Densidade	2700 kg/m ³
Tensão de Ruptura	310 MPa
Tensão de Escoamento	276 MPa
Módulo de Elasticidade	68,9 GPa
Coefficiente de Poisson	0,33

Fonte: ??)

Em relação às conexões entre as partes do braço, foram suprimidas as condições de contato entre as partes e foram adicionadas condições de juntas fixas. Esta condição foi selecionada para melhor representar o funcionamento do mecanismo.

Inicialmente foi utilizada uma malha com um tamanho de elemento de 10 mm, o que resultou em uma malha com 3893 nós e 1362 elementos. A Fig. ?? mostra a malha gerada.

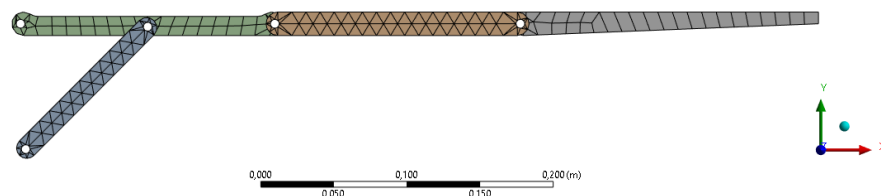


Figura 58 – Malha preliminar

Fonte: Autoria Própria

Na sequência foram aplicadas as condições de contorno. As primeiras condições aplicadas foram de suporte fixo, limitando todos os 6 graus de liberdade no apoio. O suporte foi aplicado nos pontos mostrados na Fig. ?? abaixo.

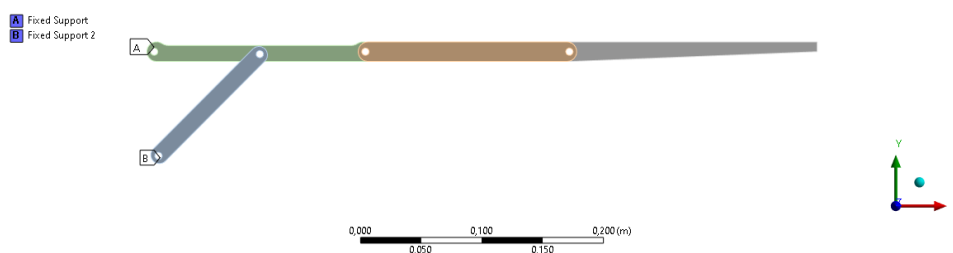


Figura 59 – Condições de Suporte
 Fonte: Autoria Própria

Para a condição de força foi considerada uma distribuição retangular sobre o braço. Sabendo que a geometria preliminar possui um comprimento de 0,546 m, a área útil será de 1,06 m², resultando em uma força total de 2968 N, que resulta em uma força de 321,77 N por braço. A Fig. ?? mostra o local de aplicação da carga.

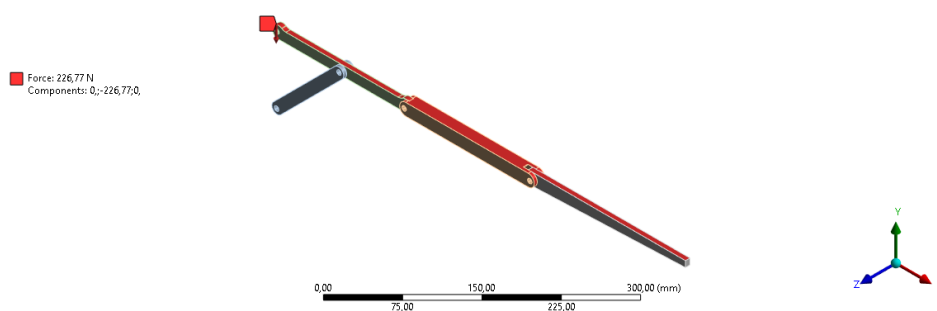


Figura 60 – Local de aplicação da carga
 Fonte: Autoria Própria

Para uma boa qualidade dos resultados, foi realizada uma convergência de malha, para se obter um tamanho de elemento excelente que não gerasse muitos resíduos. Os valores obtidos são mostrados na Tab. ?? abaixo.

Tabela 27 – Convergência de malha

Tamanho do elemento [mm]	Numero de nós	Número de elementos	Deformação em Y [mm]
10	3893	1362	32,0277
5	12196	4744	32,3125
2	103472	53943	32,389

Fonte: Autoria Própria

A malha para um elemento de 2 mm é mostrada na Fig. ?? abaixo.

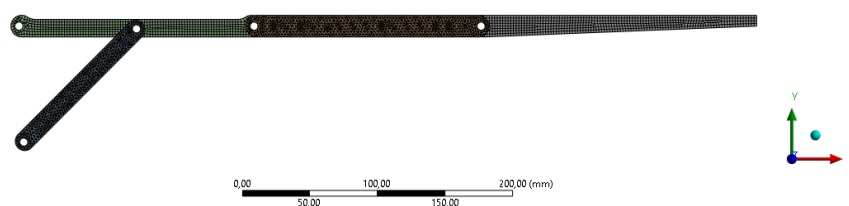


Figura 61 – Malha com elemento de 2 mm
Fonte: Autoria Própria

Para realizar a distribuição triangular foram mantidas as condições de suporte e a condição de força foi alterada. Para substituir a condição de força foi adicionada uma condição de pressão, que varia linearmente ao longo do comprimento da viga, como pode ser visto na Fig. ??

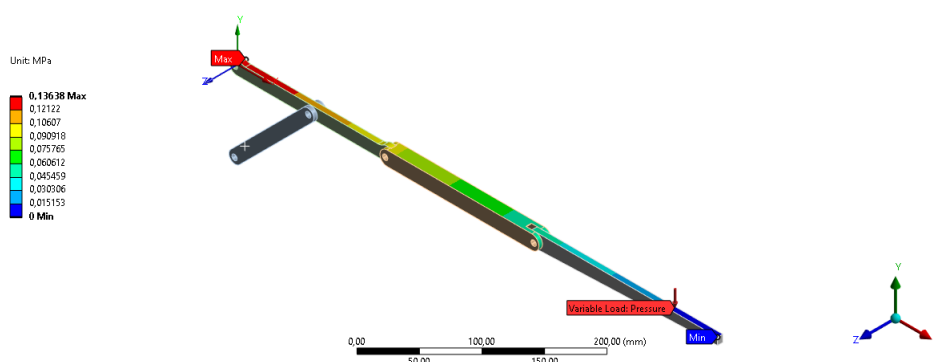


Figura 62 – Aplicação do carregamento triangular

A malha utilizada foi semelhante à mostrada na Fig. ??.

B.1 Otimização paramétrica

Conforme será mostrado nos resultados, foi necessário remodelar a geometria para que resistisse aos carregamentos de uma reentrada. A primeira análise utilizada para a modelagem foi a otimização paramétrica. Inicialmente foi escolhido o melhor posicionamento para o suporte do braço, e em seguida foi definido um valor ótimo de seção transversal quadrada para o mecanismo.

B.1.1 Dimensionamento

Inicialmente foi encontrado um tamanho semelhante com o apresentado por [DIMINO et al., \(2023\)](#). Ao analisar as dimensões foram encontrados diferentes valores de comprimento para cada inclinação, como pode ser visto na Tab. ??.

Tabela 28 – Variação do comprimento do braço em relação ao ângulo de abertura

Ângulo de abertura [°]	Comprimento do braço [mm]
15	761,15
30	501,56
45	439,82
60	438,80

Sabendo que a abertura será de 60° durante a reentrada, foi escolhido o comprimento de braço respectivo. Em seguida, foi realizado um cálculo analítico considerando uma viga bi-engastada onde o posicionamento do segundo engaste foi variado de modo a obter um modelo com o menor pico de momento e conseqüentemente, menor tensão normal de flexão.

B.1.2 Modelagem como Viga bi-engastada

A abordagem considerada para o mecanismo foi considerar como uma viga bi-engastada, utilizando a Eq. ???. Como o problema inicial é uma equação diferencial ordinária de ordem 4, foi programado um *script* em MatLab para solucionar as integrais de forma simbólica. Em seguida, foram adicionadas as condições de contorno e foi possível, então, obter uma solução analítica para o problema, mostrado no Apêndice ???.

Logo, o primeiro engaste será em uma das pontas, representando o posicionamento do nariz e o começo da geometria. O segundo apoio será o posicionamento do braço secundário.

Foram realizadas duas análises, a primeira considerando uma carga triangular com máximo na raiz e uma segunda análise considerando uma carga igualmente distribuída.

Em seguida foram obtidos os diagramas de cortante e de momento fletor. Deste modo, foi definido que o melhor posicionamento para o suporte seria na configuração com menor pico de momento.

Na sequência, foi feita uma análise de tensão, utilizando a fórmula descrita em 3.8. Definindo a Fator de Segurança como 2, a tensão admissível foi usada como consideração para encontrar o melhor lado para a seção quadrada. Também foi programado um método para encontrar o lado da seção transversal. Ver Apêndice ???.

Após encontrar o melhor valor para a seção transversal, foi possível utilizar, novamente, a solução do problema descrito em ???, além da Eq. 3.3 para encontrar as tensões nas regiões entre os apoios.

B.2 Análise numérica

Caso 1 - Carga retangular

Após as análises realizadas, foi modelada uma nova geometria, com base nos valores de tensão obtidos. Inicialmente foi construída uma viga de seção transversal quadrada. Em uma primeira análise, foi realizada uma análise com um elemento de linha. Foi aplicada uma força de 226,77 N, decorrente da pressão dinâmica de 2800 Pa, conforme mostra a Fig. ??.

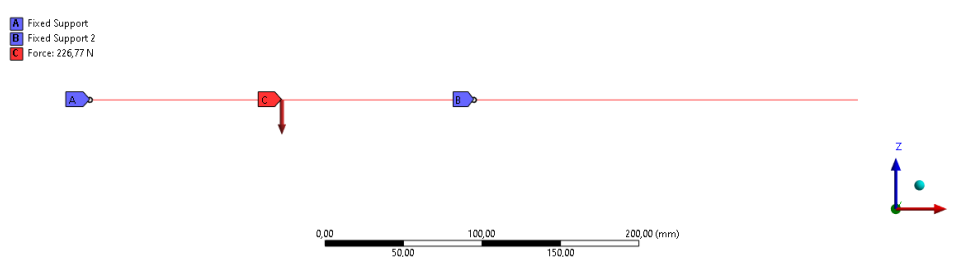


Figura 63 – Condições de Contorno - Elemento de Linha
Fonte: Autoria Própria

Para uma boa qualidade dos resultados, a malha criada possui 2 mm, como pode ser visto na Fig. ?? abaixo.

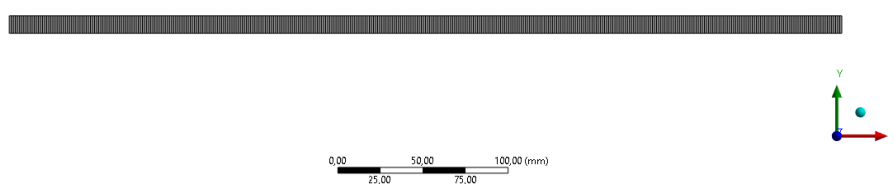


Figura 64 – Malha - Elemento de Linha
Fonte: Autoria Própria

Caso 2 - Carga triangular

Para o caso 2 foi modelada uma geometria sólida, para que fosse possível aplicar a condição de carregamento triangular. O modelo foi feito no SolidWorks e exportado para o Ansys Workbench em formato STEP. A geometria é mostrada na Fig. ??.

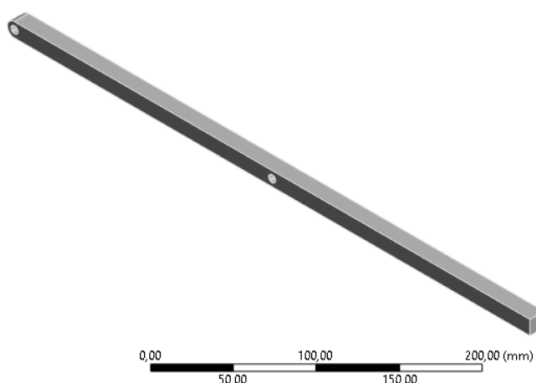
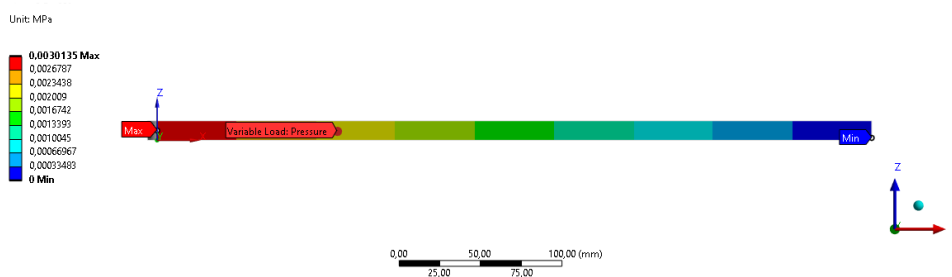
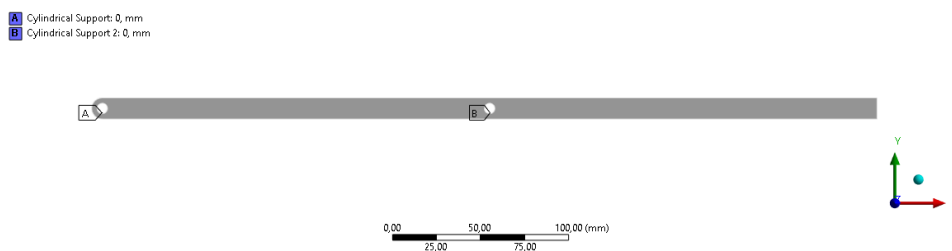


Figura 65 – Geometria - Carregamento Triangular
 Fonte: Autoria Própria

Também foi aplicada uma força de 226,77 N, entretanto, foi utilizada a condição de pressão para se obter o carregamento linearmente distribuído. As condições de contorno aplicadas foram suportes cilíndricos, com todos os graus de liberdade restringidos, como pode ser visto nas Figs. ?? e ?? abaixo.



(a) Carregamento triangular



(b) Suporte Cilíndrico

Figura 66 – Condições de contorno para o carregamento triangular
 Fonte: Elaboração Própria

B.3 Otimização geométrica

Uma análise preliminar de otimização geométrica pode ser realizada alterando a seção transversal da viga para uma viga em T. Este formato é encontrado no modelo

apresentado por ??, ?? na construção do ADEPT. Um esquemático da viga em T é mostrado na Fig. ??.

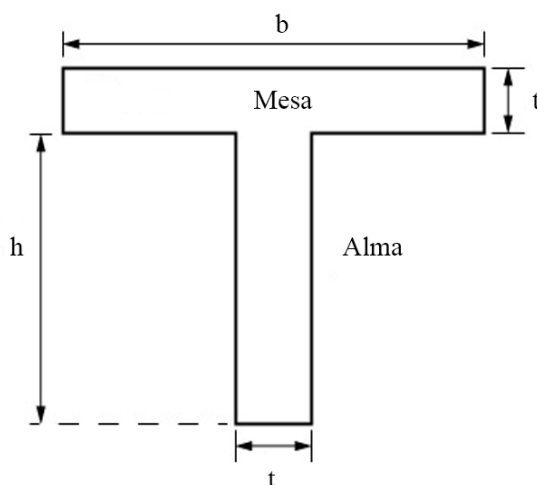


Figura 67 – Viga em T
Fonte: Elaboração Própria

O parâmetro inicial para definir a geometria são as juntas, que possuem 6 mm de diâmetro, logo, a alma da seção deve ter altura suficiente para o posicionamento do furo e para que os componentes possam se movimentar livremente. Utilizando como base a geometria encontrada por Otimização Paramétrica, mostrada na Fig. ??, a alma da seção transversal deve ter no mínimo uma altura de 7,8 mm, que é o tamanho do furo mais a metade da espessura encontrada. Em seguida, foram testados vários tipos de seção em função da espessura até que fosse possível encontrar uma seção que correspondesse aos requisitos e possuísse menor área de seção transversal, e, conseqüentemente, menor massa. Para tanto, foi programado um *script* em MatLab que pudesse facilitar a solução do problema descrito. Ver Apêndice ??.

Ao total foram testados 12 casos para encontrar o melhor valor para a seção transversal. São mostrados valores para a altura da alma, comprimento da mesa e espessura das seções. A Tab. ?? indica os parâmetros utilizados e se estes atendem .

Tabela 29 – Parâmetros para a otimização geométrica

Caso	Parâmetros h	Parâmetros b	Atende Requisitos?
1	$h = 7,8 \text{ mm}$	$b = t$	Não
2	$h = 7,8 \text{ mm}$	$b = 2t$	Sim
3	$h = 7,8 \text{ mm}$	$b = 3t$	Sim
4	$h = 7,8 \text{ mm}$	$b = h$	Não
5	$h = 7,8 \text{ mm}$	$b = 2h$	Sim
6	$h = 7,8 \text{ mm}$	$b = 3h$	Sim

Tabela 29 – Parâmetros para a otimização geométrica

Caso	Parâmetros h	Parâmetros b	Atende Requisitos?
7	$h = t$	$b = t$	Não
8	$h = t$	$b = 2t$	Não
9	$h = t$	$b = 3t$	Não
10	$h = 2t$	$b = t$	Não
11	$h = 2t$	$b = 2t$	Sim
12	$h = 2t$	$b = 3t$	Sim

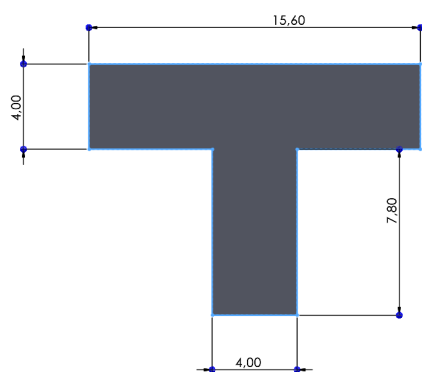
Pela Tab ?? é possível notar os parâmetros utilizados. Após definir as relações entre h e b era possível encontrar o valor de espessura t da seção, através da Eq. 3.8. Os valores da seção transversal para cada um dos parâmetros é mostrado na Tab. ??.

Tabela 30 – Valores da seção transversal utilizando otimização geométrica

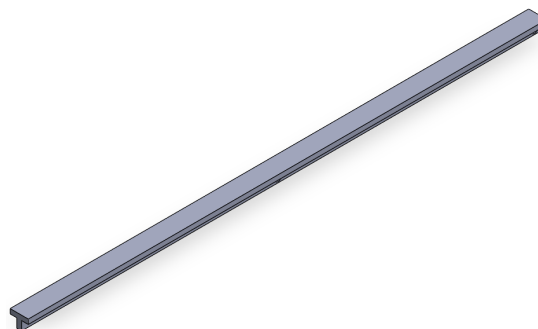
Caso	h [mm]	b [mm]	t [mm]	Área [mm ²]
1	7,800	4,870	4,870	61,703
2	7,800	8,715	4,357	71,962
3	7,800	12,364	4,121	83,103
4	7,800	7,800	4,443	69,303
5	7,800	15,600	4,000	93,600
6	7,800	23,400	3,783	118,030
7	4,901	4,901	4,901	48,040
8	4,505	9,010	4,505	60,885
9	4,339	13,017	4,339	75,308
10	10,399	5,200	5,200	81,104
11	8,716	8,716	4,358	75,963
12	8,245	12,368	4,123	84,975

Desta forma, avaliando os valores de área e verificando se os requisitos são atendidos ou não, a melhor seção transversal encontrada para os casos estudados é a seção encontrada no Caso 6.

Em seguida, modelando a geometria no *SolidWorks*, é possível obter a seguinte geometria, já com os furos das juntas, mostrada na Fig. ??.



(a) Seção Transversal



(b) Vista Isométrica

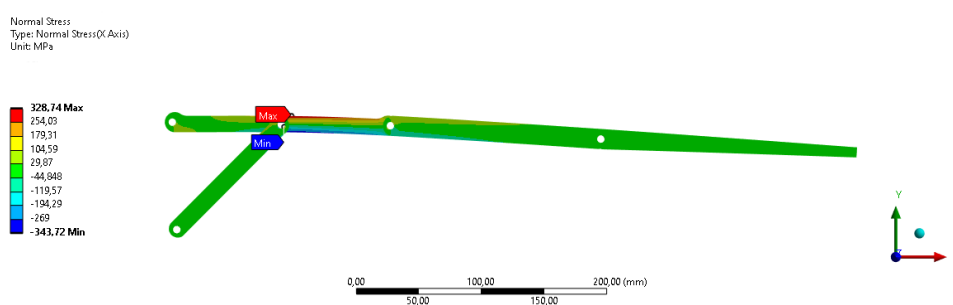
Figura 68 – Geometria otimizada - Viga em T
Fonte: Elaboração Própria

Desta forma, é possível realizar a modelagem numérica conforme já foi mostrado na Seção ?? .

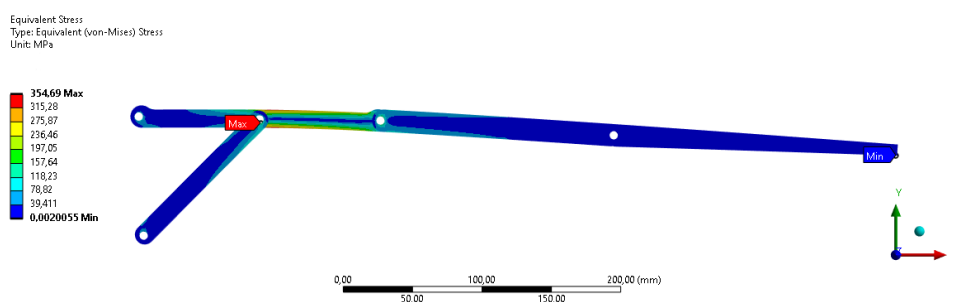
APÊNDICE C – Resultados

C.1 Análise preliminar

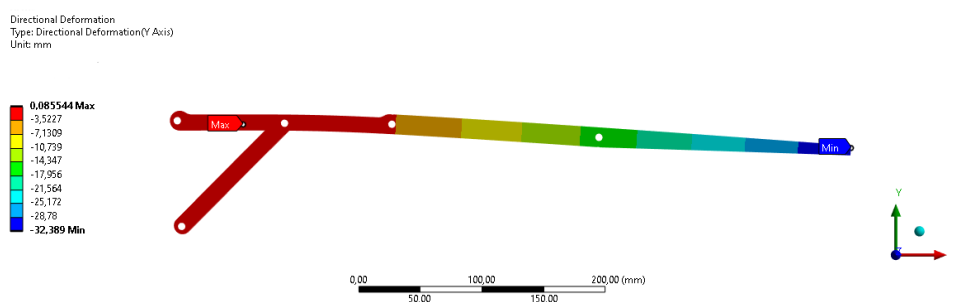
Ao realizar o cálculo numérico da geometria preliminar com as condições de contorno definidas foram encontrados os seguintes valores de tensão normal, equivalente e deslocamento mostrados nas Figs. ??, ??, ?? respectivamente.



(a) Tensão Normal



(b) Tensão Equivalente (von Mises)



(c) Deslocamento

Figura 69 – Resultados obtidos para a geometria preliminar
Fonte: Elaboração Própria

Pelas imagens acima, é possível perceber que os valores obtidos foram de grande magnitude. Ao analisar a tensão normal e a tensão equivalente, mostradas nas Figs. ?? e ??, e agrupadas na Tab. ?? é possível perceber que os valores ultrapassam não só a

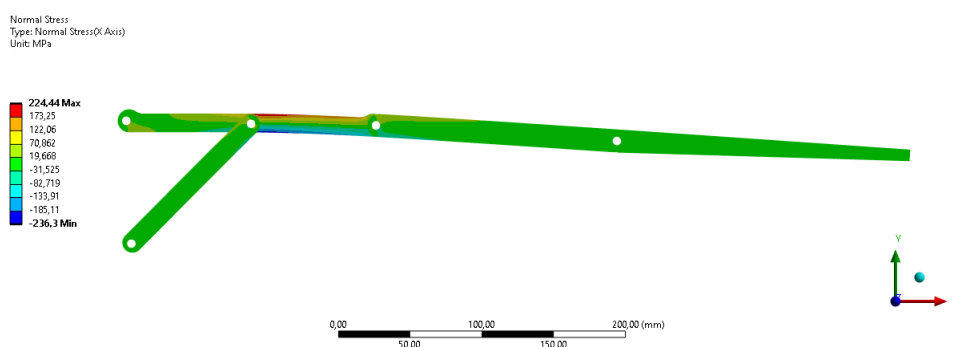
tensão de escoamento, perdendo todas as propriedades do regime elástico, como também a tensão de ruptura do alumínio, ou seja, a geometria preliminar não é capaz de suportar os carregamentos de uma reentrada.

Tabela 31 – Resultados de tensão e deslocamento da geometria preliminar

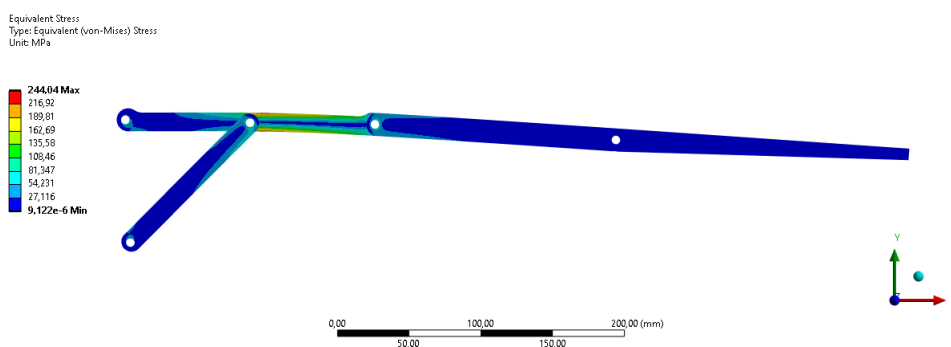
Resultados	Tensão Normal [MPa]	Tensão de Von Mises [MPa]	Deslocamento [mm]
Máximo	328,74	354,69	32,389
Mínimo	343,72	0,002	0,0855

Fonte: Elaboração Própria

Após analisar a geometria com o carregamento triangular aplicado, conforme a metodologia descrita na seção ??, foram obtidos os resultados de tensão normal, tensão de Von Mises e de deslocamento, mostrados na Fig. ??.

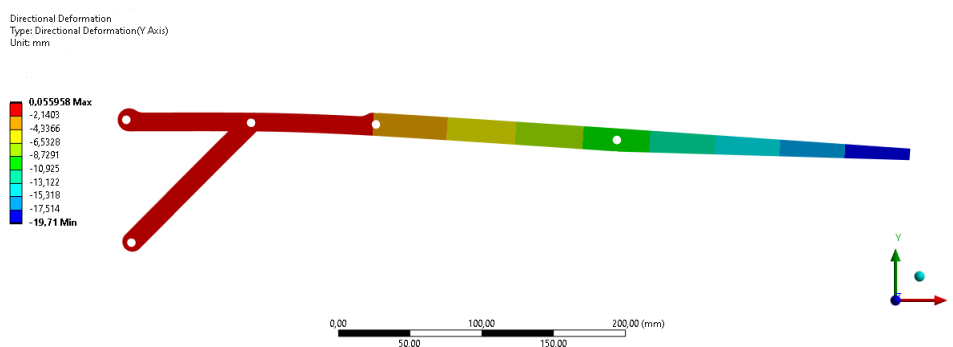


(a) Tensão Normal



(b) Tensão Equivalente (von Mises)

Figura 70 – Resultados obtidos para a geometria preliminar com carga triangular
 Fonte: Elaboração Própria



(c) Deslocamento

Figura 70 – Resultados obtidos para a geometria preliminar com carga triangular
Fonte: Elaboração Própria

Os resultados obtidos para o carregamento triangular já foram mais animadores, entretanto, ainda estão bem próximos da tensão de escoamento do alumínio. Os valores obtidos estão agrupados na Tab. ?? abaixo.

Tabela 32 – Resultados de tensão e deslocamento da geometria preliminar

Resultados	Tensão Normal [MPa]	Tensão de Von Mises [MPa]	Deslocamento [mm]
Máximo	328,74	244,04	19,71
Mínimo	343,72	0,002	0,0056

Fonte: Elaboração Própria

Além dos problemas de tensão, foram encontradas algumas inconsistências durante o dimensionamento do projeto. Ao analisar a geometria no software CATIA V5 pode-se perceber que em certos pontos, ocorre a sobreposição da geometria ao fechar o mecanismo, como mostrado na Fig. 30.

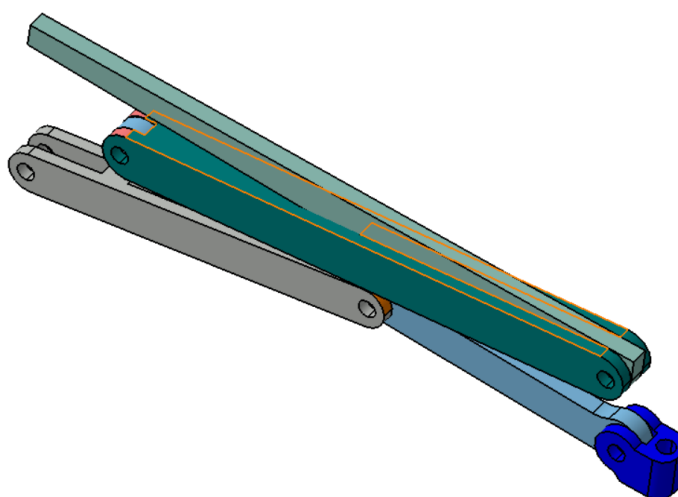


Figura 71 – Sobreposição na geometria
Fonte: Elaboração Própria

Além disso, o modelo apresentado diverge do modelo proposto por DIMINO et al., 2023 que apresentou uma outra geometria com outro dimensionamento. Deste modo, se torna justificável a proposição de uma nova geometria otimizada, modelada com base nos requisitos de carga.

C.2 Otimização paramétrica

A ideia preliminar é modelar uma geometria com seção transversal quadrada com um apoio obtido na região com menor pico de momento. Inicialmente definiu-se uma seção transversal quadrada com 12 mm de lado. Após as análises realizadas, considerando que a pressão dinâmica age de modo triangular sobre o escudo, notou-se que o melhor local para o suporte é no centro do braço, pois é a região que gera menor pico de momento, como mostra a Tab. ??.

Tabela 33 – Análise de momentos para uma carga triangular

Posição linearizada do apoio	Momento Máximo	Momento Máximo	Deflexão Máxima [mm]
	Trecho 1 [Nm]	Trecho 2 [Nm]	
0,1	0,159	24,180	6,3350
0,2	0,610	16,983	3,5155
0,3	1,313	11,377	1,8031
0,4	2,229	7,165	0,8342
0,5	3,317	4,146	0,3353
0,6	4,538	2,123	0,1099
0,7	5,851	0,896	0,0261
0,8	7,218	0,265	0,0034
0,9	8,597	0,033	0,0001
1	9,951	6,634	0,0000

Fonte: Elaboração Própria

Após obter o valor máximo de momento, que para o caso do suporte no centro da geometria é de 4,416 Nm, é possível dimensionar o lado da seção transversal. Considerando um Fator de Segurança igual a 2, a tensão admissível σ_{adm} será de 138 MPa. Desta forma, adicionando também a concentração de tensão do furo, é possível obter que a seção transversal deve ter lado de 8,2 mm.

Os diagramas de cortante e momento fletor para o apoio no centro da geometria são mostrados na Fig. ??

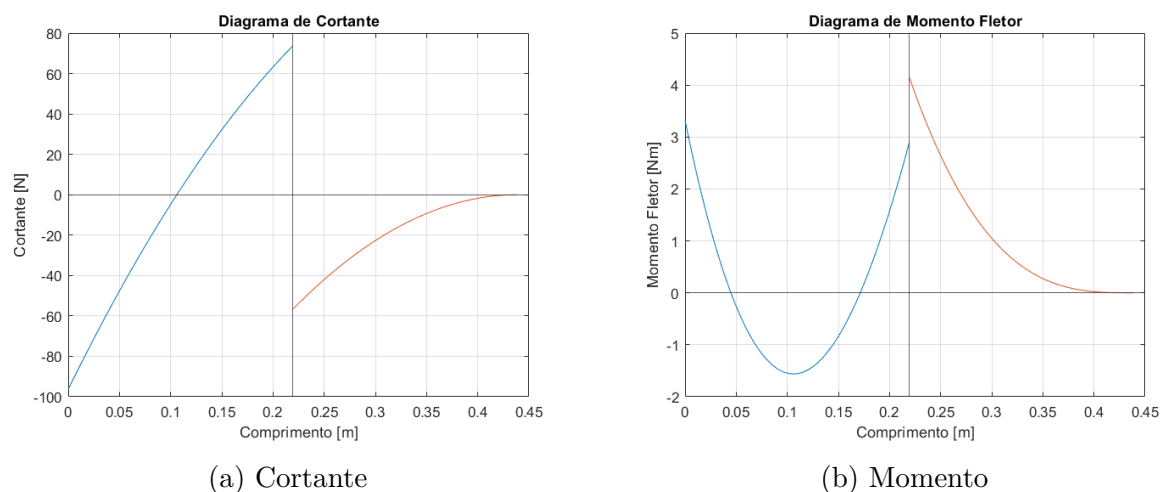


Figura 72 – Diagramas para o carregamento triangular com suporte no meio da geometria
 Fonte: Elaboração Própria

Utilizando a mesma consideração para o carregamento retangular, é possível obter os seguintes dados de momento, mostrados na Tab. ??

Tabela 34 – Análise de momentos para uma carga retangular

Posição linearizada do apoio	Momento Máximo	Momento Máximo	Deflexão Máxima
	Trecho 1 [Nm]	Trecho 2 [Nm]	
0,1	0,083	40,300	13,198
0,2	0,332	31,842	8,239
0,3	0,746	24,379	4,830
0,4	1,327	17,911	2,607
0,5	2,073	12,438	1,257
0,6	2,985	7,961	0,515
0,7	4,063	4,478	0,163
0,8	5,307	1,990	0,032
0,9	6,717	0,498	0,002
1	8,292	0,000	0,000

Fonte: Elaboração Própria

Após obter o valor máximo de momento, que para o caso do suporte no centro da geometria é de 12,438 Nm, que é uma carga aproximadamente 3 vezes maior do que o valor encontrado para o carregamento triangular. A Fig. ?? apresenta os diagramas de cortante e de momento fletor para o caso retangular.

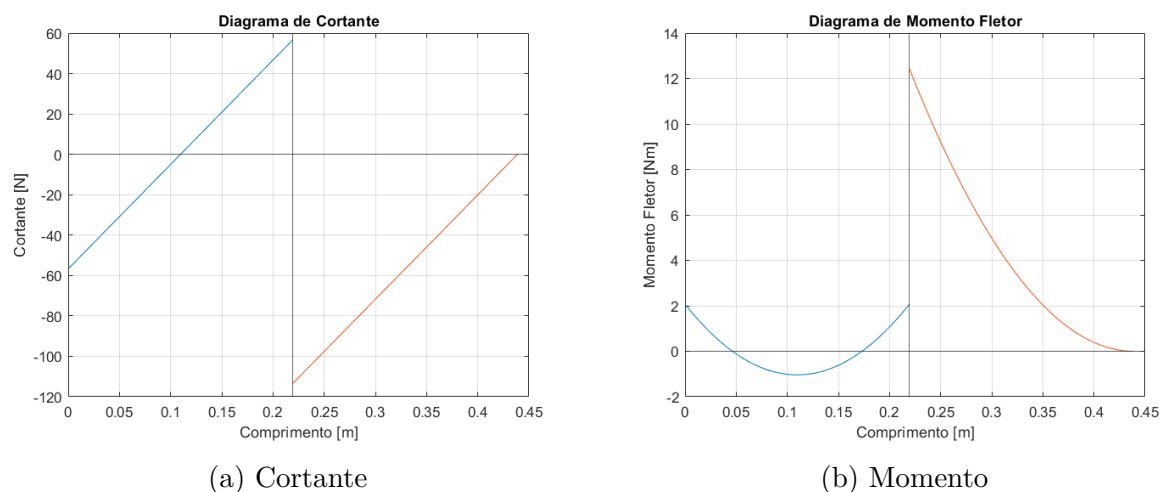


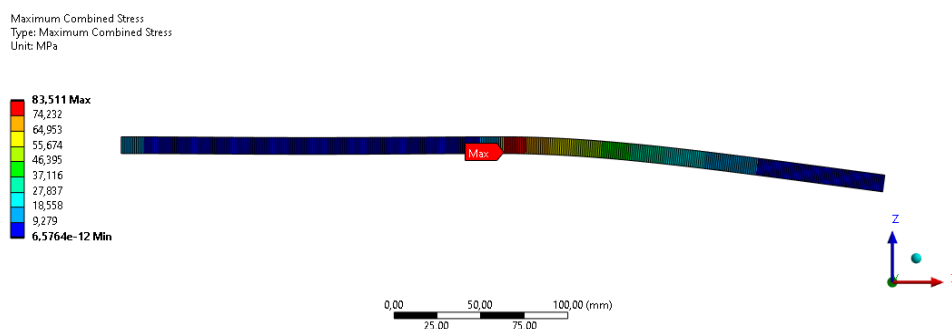
Figura 73 – Diagramas para o carregamento retangular com suporte no meio da geometria
 Fonte: Elaboração Própria

Realizando o dimensionamento com o suporte no centro, é possível obter que o lado mínimo da seção transversal deve ser de 9,6 mm. Como $9,6 > 8,2$, foi modelada uma geometria com seção transversal quadrada de lado 9,6 mm, mostrada na Fig. ???. Os furos do suporte foram mantidos com um diâmetro de 6 mm, conforme a geometria preliminar.

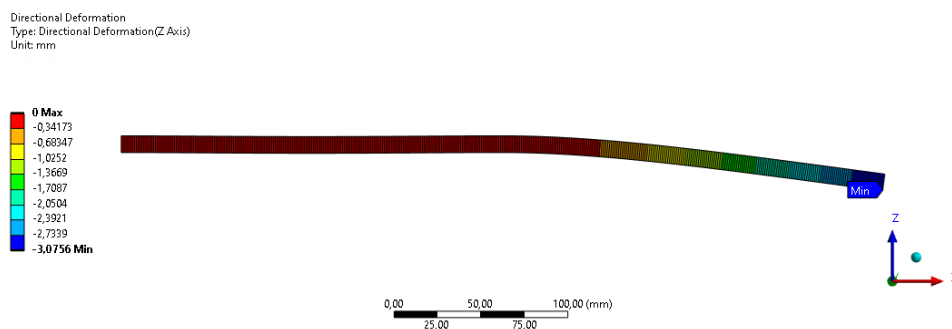


Figura 74 – Geometria com otimização de suporte
 Fonte: Elaboração Própria

Para validar o modelo analítico, foi realizada uma análise numérica com elemento de linha. Para o elemento de linha só é possível analisar o carregamento retangular. Os resultados obtidos são mostrados nas Figs. ?? e ?? abaixo.



(a) Tensão Normal de Flexão para o elemento de linha



(b) Deslocamento para o elemento de linha

Figura 75 – Resultados obtidos para o elemento de linha

Fonte: Elaboração Própria

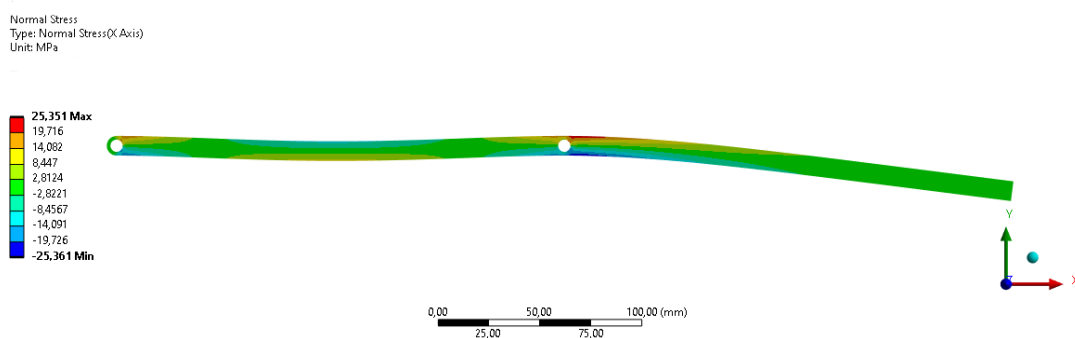
Para uma melhor visualização, os valores obtidos para o elemento de linha com seção quadrada e carregamento retangular são agrupados na Tab. ??.

Tabela 35 – Comparação entre analítico e numérico

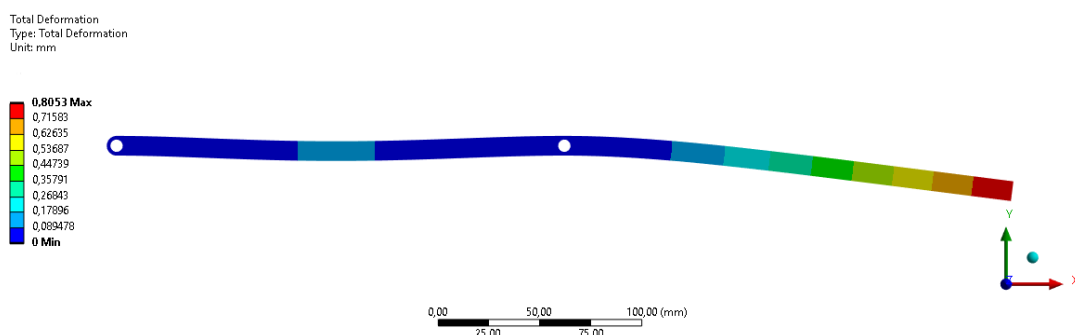
	Analítico	Numérico	Erro
Tensão Normal de Flexão [MPa]	84,353	83,511	1,00%
Deslocamento [mm]	-3,069	-3,076	-0,20%
Cortante Apoio 1 [N]	56,693	56,692	<0,01%
Momento Apoio 1 [Nm]	2,073	2,073	<0,01%
Cortante Apoio 2 [Nm]	170,079	170,080	<0,01%
Momento Apoio 2 [Nm]	10,365	10,365	<0,01%

Fonte: Elaboração Própria

Após realizar a análise numérica da geometria otimizada com os parâmetros de suporte, foram encontrados os seguintes valores de tensão normal e deslocamento mostrados nas Figs. ?? e ?? respectivamente.



(a) Tensão Normal



(b) Deslocamento

Figura 76 – Resultados obtidos para a geometria proposta
 Fonte: Elaboração Própria

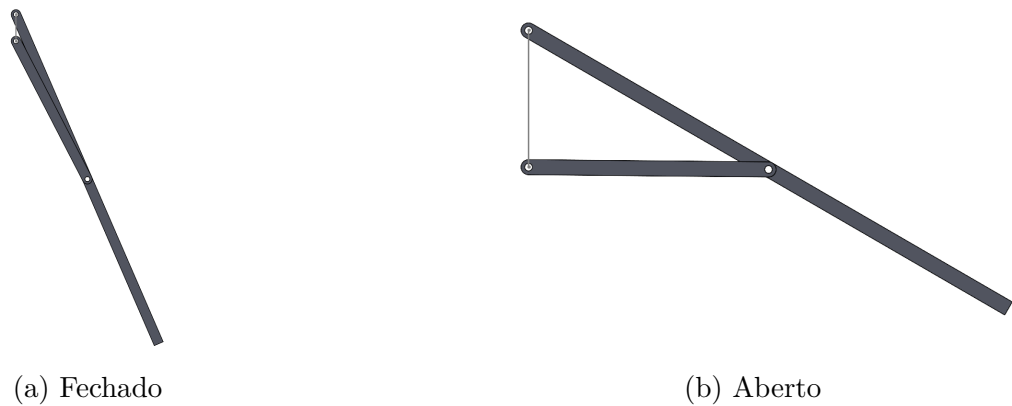
É possível também comparar os resultados de modo numérico com os valores obtidos pelo método analítico, como mostra a Tab. ??.

Tabela 36 – Comparação entre analítico e numérico

	Analítico	Numérico	Erro
Tensão Normal	25,306	25,351	0,18%
Deslocamento	0,8185	0,8053	2,00%

Fonte: Elaboração Própria

A geometria completa pode ser visualizada na Fig. ?? e ??, é possível perceber que o braço principal se movimenta conforme o braço secundário se movimenta.

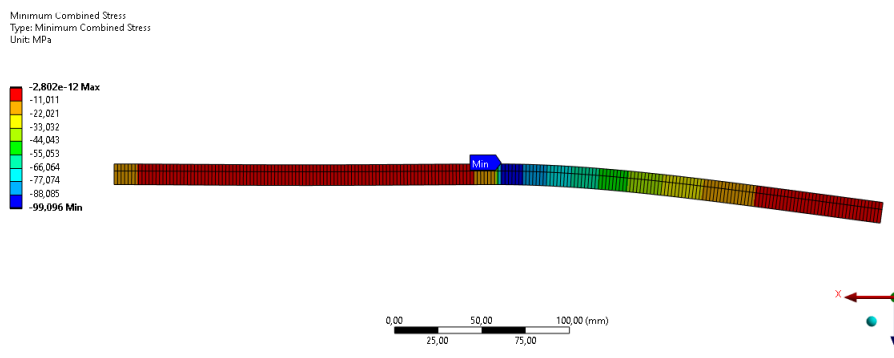


(a) Fechado (b) Aberto
 Figura 77 – Modelo preliminar do novo mecanismo proposto
 Fonte: Elaboração Própria

O modelo obtido possui largura de 438,8 mm, o que é maior do que o limite de altura do CubeSat de 366 mm, portanto, é necessário adicionar uma segunda junta para que o mecanismo seja funcional. Entretanto, o funcionamento do mecanismo será um tópico da segunda parte deste trabalho de conclusão de curso.

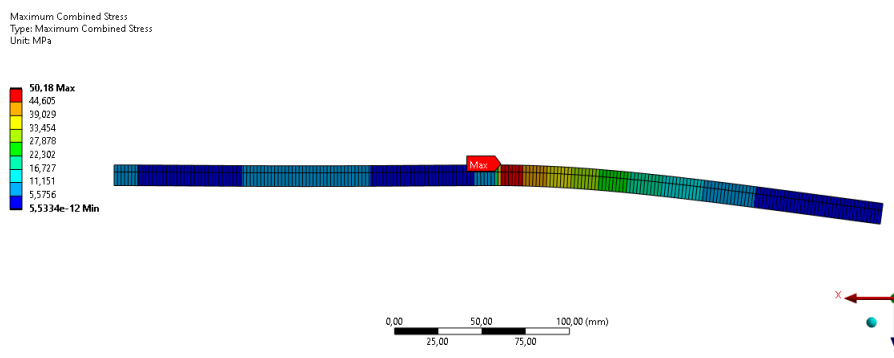
C.3 Otimização Geométrica

Após realizar a análise da otimização geométrica com elemento de linha foi possível obter os seguintes resultados, mostrados na Fig. ??.

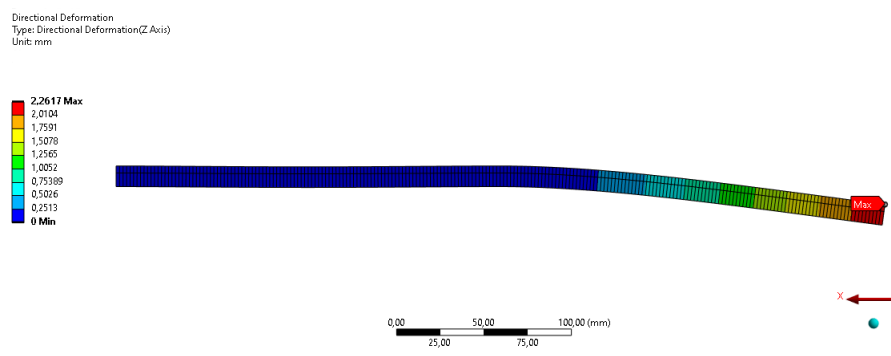


(a) Tensão Normal de Compressão

Figura 78 – Resultados obtidos para a otimização geométrica
 Fonte: Elaboração Própria



(b) Tensão Normal de Tração



(c) Deslocamento

Figura 78 – Resultados obtidos para a otimização geométrica - Elemento de Linha
Fonte: Elaboração Própria

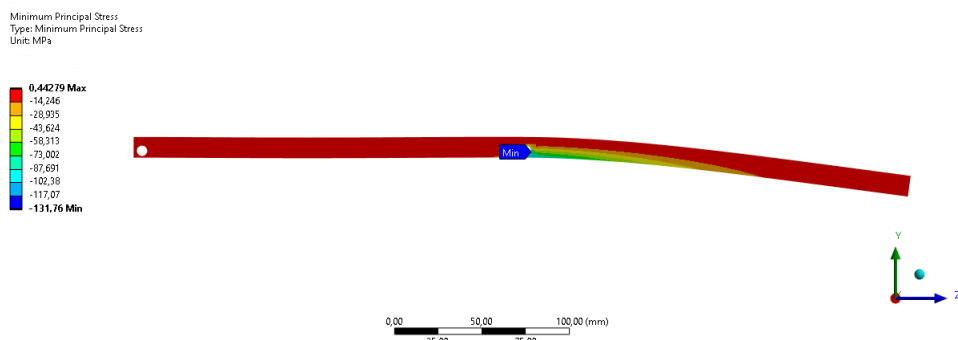
Realizando a comparação com o modelo analítico é possível obter a Tab. ?? mostrada abaixo:

Tabela 37 – Comparação entre analítico e numérico

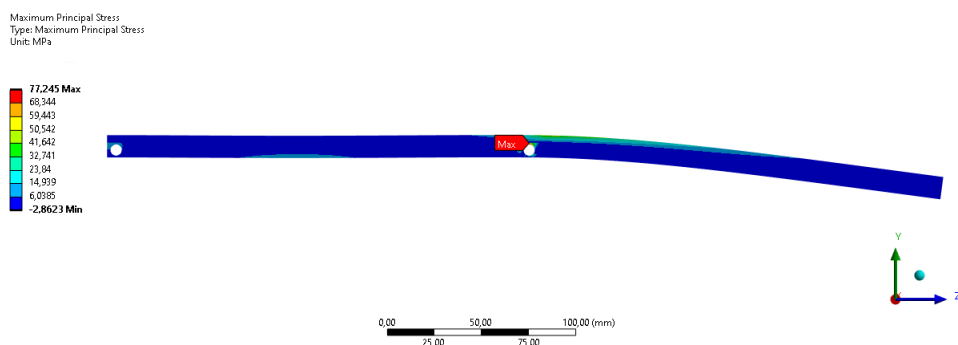
	Analítico	Numérico	Erro
Tensão Normal de Flexão (tração)	51,106	50,180	1,81%
Tensão Normal de Flexão (compressão)	100,923	99,096	1,81%
Deslocamento	2,250	2,262	0,51%
Cortante no Apoio 1	56,693	56,692	<0,01%
Momento no Apoio 1	2,073	2,073	<0,01%
Cortante no Apoio 2	170,079	170,080	<0,01%
Momento no Apoio 2	10,365	10,365	<0,01%

É possível perceber que utilizando os elementos de linha o erro percentual é dentro dos limites aceitáveis.

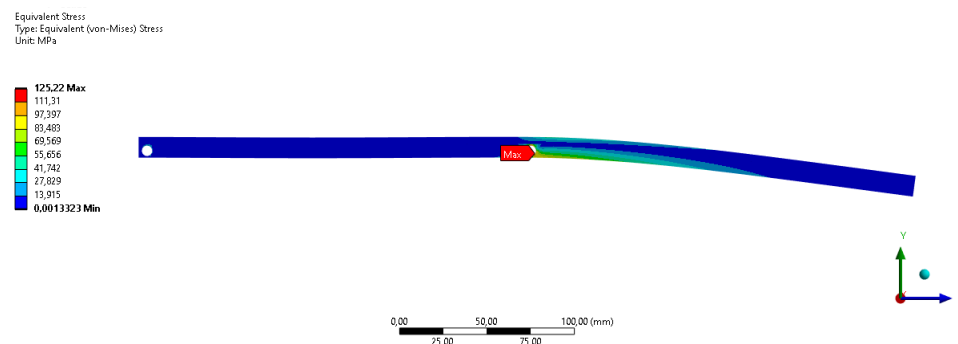
Os resultados para o elemento sólido da viga em T são mostrados na Fig. ??



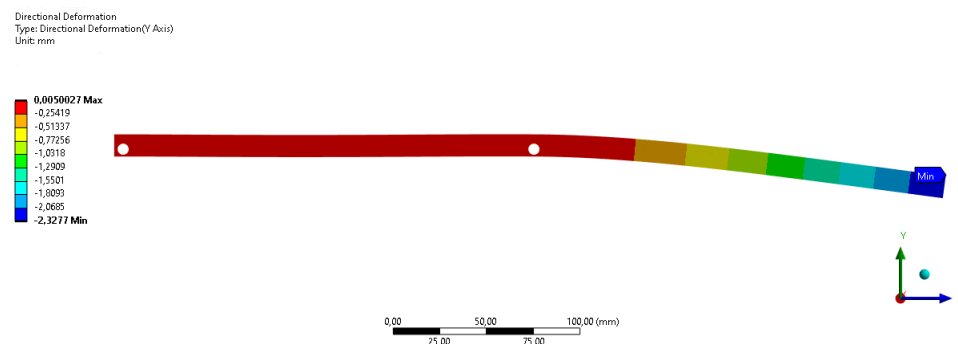
(a) Tensão Normal de Compressão



(b) Tensão Normal de Tração



(c) Tensão de Von Mises



(d) Deslocamento

Figura 79 – Resultados obtidos para a otimização geométrica - Elemento Sólido
Fonte: Elaboração Própria

Pelas figuras acima, é possível perceber que a região onde foi adicionado o furo apresentou concentração de tensão. Entretanto, o dimensionamento foi realizado de modo que a tensão não ultrapasse a tensão admissível do material. Além disso, nota-se que o deslocamento obtido é bem próximo ao valor obtido para o caso do elemento de linha.

C.4 Comparação

Por fim, realizando uma comparação entre a otimização paramétrica e a otimização geométrica é possível obter os seguintes dados, mostrados na Tab. ??.

Tabela 38 – Comparação entre as seções

	Massa [g]	Deslocamento Máximo [mm]
Seção quadrada	109,19	3,076
Seção em T	110,89	2,262

Pela tabela acima é possível perceber que a otimização geométrica foi efetiva, pois reduziu o deslocamento da seção transversal em 26% com um aumento de massa de apenas 2%.

APÊNDICE D – Código para análise da viga com seção quadrada

```

%% Analise da secao quadrada

clc
clear all
close all

%% Analise de pressao

P = 2800; %Pa
N_B = 8; % Numero de Braços
A_tps = 0.488^2*pi;
F_total = P*A_tps;
F_braco = F_total/N_B;

F_normal = F_braco*cosd(60);
F_cort = F_braco*sind(60);

%% Parametros Iniciais da Seção

h = 0.0096;
b = h;
I = b*h^3/12;

%% Propriedades do material

% Aluminio
E = 68.9e9; % Pa
v = 0.33;
FS = 2;
sigma_esc = 276e6; % Pa
rho = 2700; %kg/m3
sigma_ult = 310e6; % Pa

```

```
sigma_adm = sigma_esc/FS;

%% Equa es da Viga

EI = E*I;
% EI = sym('EI');
L = 0.4388;
% L1 = sym('L');
% q0 = sym('q0');
% L = sym('L');
xsym = sym('x');

q0 = 2*(F_cort/L); % Carregamento Triangular
qsym = q0*(1-xsym/L); % N % Carregamento Triangular

% q0 = (F_cort/L); % Carregamento Retangular
% qsym = q0; % N % Carregamento Retangular

Vsym = int(qsym, xsym);
% adicionar C1
C1 = sym('C1');
Vsym = Vsym + C1;
Msym = int(Vsym, xsym);
C2 = sym('C2');
Msym = Msym + C2;
thetasym = int(Msym, xsym);
C3 = sym('C3');
thetasym = thetasym + C3;
ysim = int(thetasym, xsym);
C4 = sym('C4');
ysim = ysim + C4;

%% Determinando as constantes

L1 = linspace((L/10), L, 10);

y0 = subs(ysim, xsym, 0);
c4 = double(solve(y0 == 0));
```



```

theta0 = subs(thetasym, xsym, 0);
c3 = double(solve(theta0 == 0));
thetasym = subs(thetasym, C3, c3);
ysim = subs(ysim, [C3, C4], [c3, c4]);
yL = subs(ysim, xsym, L1);
thetaL = subs(thetasym, xsym, L1);

%% Substituicoes

for i = 1:10
    eqns = [yL(i) == 0, thetaL(i) == 0];
    vars = [C1 C2];
    [c1, c2] = solve(eqns, vars);
    c1d(i) = double(c1);
    c2d(i) = double(c2);
end

y1 = subs(ysim, C1, c1d);
theta1 = subs(thetasym, C1, c1d);
M1 = subs(Msym, C1, c1d);
V1 = subs(Vsym, C1, c1d);

for i = 1:10
    y1(i) = subs(y1(i), C2, c2d(i))/EI;
    theta1(i) = subs(theta1(i), C2, c2d(i))/EI;
    M1(i) = subs(M1(i), C2, c2d(i));
end

%% Transformando simbolico em double
for i=1:10
    x1(i,:) = linspace(0, L1(i));
    y1d(i,:) = double(subs(y1(i), xsym, x1(i,:)));
    theta1d(i,:) = double(subs(theta1(i), xsym, x1(i,:)));
    M1d(i,:) = double(subs(M1(i), xsym, x1(i,:)));
    V1d(i,:) = double(subs(V1(i), xsym, x1(i,:)));
end

RV1 = V1d(:, 1);
RV2 = V1d(:, 100);
RM1 = M1d(:, 1);

```

```
RM2 = M1d(:,100);

%% Segundo trecho (engastado livre)

qsym2 = q0*(1-(xsym))/(2*L);
Vsym2 = int(qsym, xsym);
% adicionar C1
C1 = sym('C1');
Vsym2 = Vsym2 + C1;
Msym2 = int(Vsym2, xsym);
C2 = sym('C2');
Msym2 = Msym2 + C2;
thetasym2 = int(Msym2, xsym);
C3 = sym('C3');
thetasym2 = thetasym2 + C3;
ysim2 = int(thetasym2, xsym);
C4 = sym('C4');
ysim2 = ysim2 + C4;

%% Determinando as constantes

yL = subs(ysim2, xsym, L1);
thetaL = subs(thetasym2, xsym, L1);

V2L = subs(Vsym2, xsym, L);
M2L = subs(Msym2, xsym, L);

%%
for i = 1:10
    eqns = [yL(i) == 0, thetaL(i) == 0, V2L == 0, M2L == 0];
    vars = [C1 C2 C3 C4];
    [c1, c2, c3, c4] = solve(eqns, vars);
    c1d(i) = double(c1);
    c2d(i) = double(c2);
    c3d(i) = double(c3);
    c4d(i) = double(c4);
end

%% Substituicoes
```

```

y2 = subs(ysym2, C1, c1d);
theta2 = subs(thetasym2, C1, c1d);
M2 = subs(Msym2, C1, c1d);
V2 = subs(Vsym2, C1, c1d);

for i = 1:10
    y2(i) = subs(y2(i), [C2 C3 C4], [c2d(i) c3d(i) c4d(i)])/
        EI;
    theta2(i) = subs(theta2(i), [C2 C3 C4], [c2d(i) c3d(i)
        c4d(i)])/EI;
    M2(i) = subs(M2(i), C2, c2d(i));
end

%% Transformando simbolico em double

for i=1:10
    x2(i,:) = linspace(L1(i),L);
    y2d(i,:) = double(subs(y2(i), xsym,x2(i,:)));
    theta2d(i,:) = double(subs(theta2(i), xsym,x2(i,:)));
    M2d(i,:) = double(subs(M2(i), xsym,x2(i,:)));
    V2d(i,:) = double(subs(V2(i), xsym,x2(i,:)));
end

RV3 = V2d(:,1);
RM3 = M2d(:,1);
DRM = RM3-RM2;
DRV = RV3-RV2;

%% Plot dos diagramas de momento e cortante

% for i=1:10
%     figure(i)
%     plot(x1(i,:),V1d(i,:));
%     hold on
%     plot(x2(i,:),V2d(i,:));
%
%     figure(10+i)
%     plot(x1(i,:),M1d(i,:));

```

```

%      hold on
%      plot(x2(i,:),M2d(i,:));
% end

%% Maximos

for i=1:10
    V1_max(i) = max(abs(V1d(i,:)));
    V1_loc(i) = find(abs(V1d(i,:)) == V1_max(i),1);
    x_max(i,1) = x1(i, V1_loc(i));
    V2_max(i) = max(abs(V2d(i,:)));
    V2_loc(i) = find(abs(V2d(i,:)) == V2_max(i),1);
    x_max(i,2) = x2(i, V2_loc(i));
    M1_max(i) = max(abs(M1d(i,:)));
    M1_loc(i) = find(abs(M1d(i,:)) == M1_max(i),1);
    x_max(i,3) = x1(i, M1_loc(i));
    M2_max(i) = max(abs(M2d(i,:)));
    M2_loc(i) = find(abs(M2d(i,:)) == M2_max(i),1);
    x_max(i,4) = x2(i,M2_loc(i));
end

maximos = [RV1 RM1 L1' RV2 RM2 RV3 RM3 x_max(:,1) V1_max'
           x_max(:,2) V2_max' x_max(:,3) M1_max' x_max(:,4) M2_max'
           y2d(:,100)];

%% Propriedades da secao

A_sec = h^2; %m2
I_sec = h^4/12; %m4

%% Concentracao no apoio

d_parafuso = 6e-3; %m
A_parafuso = pi*(d_parafuso/2)^2; %m2
A_util = A_sec-A_parafuso;
I_parafuso = pi*(d_parafuso/2)^4/4;
I_util = I_sec - pi*(d_parafuso/2)^4/4;
sigma_flex = DRM(5)*h/2/I_sec*3;

```

```
% sigma_apoio = (abs(RV2-RV3)/A_util + RM3*h/2/I_util) %+  
    F_normal/A_util)  
sigma_apoio = (DRM(5)*d_parafuso/2/I_util)  
  
%% Lado otimizado  
  
h_ot = sym('h');  
eqn = sigma_adm*h_ot^4/6 - RM3(5)*h_ot == 2*sigma_adm*  
    I_parafuso;  
h_ots = vpasolve(eqn, h_ot)
```

APÊNDICE E – Código para análise da viga em T

```
%% Analise da Viga T

clc
clear all
close all

%% An lise de press o

P = 2800; %Pa
N_B = 8; % N mero de Bra os
A_tps = 0.488^2*pi;
F_total = P*A_tps;
F_braco = F_total/N_B;

F_normal = F_braco*cosd(60);
F_cort = F_braco*sind(60);

%% Dividindo por EI

h = 0.0078;
b = h;
I = b*h^3/12;

%% Propriedades do material

% Aluminio
E = 68.9e9; % Pa
v = 0.33;
FS = 2;
sigma_esc = 276e6; % Pa
rho = 2700; %kg/m3
sigma_ult = 310e6; % Pa
```

```

sigma_adm = sigma_esc/FS;

EI = E*I;
% EI = sym('EI');
L = 0.4388/2;
L1 = sym('L');
q0 = F_cort/(2*L); % N
% q0 = sym('q0');
% L = sym('L');
xsym = sym('x');
qsym = q0;
Vsym = int(qsym, xsym);
% adicionar C1
C1 = sym('C1');
Vsym = Vsym + C1;
Msym = int(Vsym, xsym);
C2 = sym('C2');
Msym = Msym + C2;
thetasym = int(Msym, xsym);
C3 = sym('C3');
thetasym = thetasym + C3;
ysim = int(thetasym, xsym);
C4 = sym('C4');
ysim = ysim + C4;

%% Determinando as constantes

y0 = subs(ysim, xsym, 0);
c4 = double(solve(y0 == 0));
theta0 = subs(thetasym, xsym, 0);
c3 = double(solve(theta0 == 0));
thetasym = subs(thetasym, C3, c3);
ysim = subs(ysim, [C3, C4], [c3, c4]);
yL = subs(ysim, xsym, L);
thetaL = subs(thetasym, xsym, L);
eqns = [yL == 0, thetaL == 0];
vars = [C1 C2];
[c1, c2] = solve(eqns, vars);

```

```
ysim = subs(ysim, [C1,C2], [c1,c2]);  
thetasym = subs(thetasym, [C1,C2], [c1,c2]);  
Vsym = subs(Vsym, [C1,C2,C3,C4], [c1,c2,c3,c4]);  
Msym = subs(Msym, [C1,C2,C3,C4], [c1,c2,c3,c4]);
```

```
%% Transformando simbolico em double
```

```
x = linspace(0,L);  
y = double(subs(ysim, xsym,x));  
theta = double(subs(thetasym, xsym,x));  
M = double(subs(Msym, xsym,x));  
V = double(subs(Vsym, xsym,x));
```

```
RV1 = V(1);  
RV2 = V(100);  
RM1 = M(1);  
RM2 = M(100);
```

```
%% Segundo trecho (engastado livre)
```

```
qsym2 = q0;  
Vsym2 = int(qsym, xsym);  
% adicionar C1  
C1 = sym('C1');  
Vsym2 = Vsym2 + C1;  
Msym2 = int(Vsym2, xsym);  
C2 = sym('C2');  
Msym2 = Msym2 + C2;  
thetasym2 = int(Msym2, xsym);  
C3 = sym('C3');  
thetasym2 = thetasym2 + C3;  
ysim2 = int(thetasym2, xsym);  
C4 = sym('C4');  
ysim2 = ysim2 + C4;
```

```
%% Determinando as constantes
```

```
yL = subs(ysim2, xsym, L);  
thetaL = subs(thetasym2, xsym, L);
```



```
V2L = subs(Vsym2, xsym, 2*L);
M2L = subs(Msym2, xsym, 2*L);
eqns = [yL == 0, thetaL == 0, V2L == 0, M2L == 0];
vars = [C1 C2 C3 C4];
[c1, c2, c3, c4] = solve(eqns,vars);

ysim2 = subs(ysim2, [C1,C2,C3,C4], [c1,c2,c3,c4]);
thetasym2 = subs(thetasym2, [C1 C2 C3 C4], [c1, c2, c3, c4]);
Vsym2 = subs(Vsym2, [C1,C2,C3,C4], [c1,c2,c3,c4]);
Msym2 = subs(Msym2, [C1,C2,C3,C4], [c1,c2,c3,c4]);

%% Transformando simbolico em double

x2 = linspace(L,2*L);
y2 = double(subs(ysim2, xsym,x2));
theta2 = double(subs(thetasym2, xsym,x2));
M2 = double(subs(Msym2, xsym,x2));
V2 = double(subs(Vsym2, xsym,x2));

RV3 = V2(1);
RM3 = M2(1);

%% Propriedades da secao

t_sym = sym('t');
h_sym = sym('h');
b_sym = sym('b');

A1 = h_sym*t_sym;
A2 = b_sym*t_sym;

xbar = 0;
ybar1 = h_sym/2;
ybar2 = t_sym/2 + h;

A1y1 = A1*ybar1;
A2y2 = A2*ybar2;
```

```
ybartot = (A1y1 + A2y2)/(A1+A2);

I1 = t_sym*h_sym^3/12 + A1*(ybar1 - ybartot)^2;
I2 = b_sym*t_sym^3/12 + A2*(ybar2 - ybartot)^2;

I_tot = I1+I2;

d_parafuso = 6e-3; %m
I_parafuso = pi*(d_parafuso/2)^4/4;

I_sec2 = I_tot - I_parafuso;

%% Substituindo valores
% b = 2*h;
% h = 0.0078
sigma_max = RM3*(h_sym+t_sym - ybartot)/(I_tot);
sigma_min = RM3*(ybartot)/I_tot;

sigma_max_aug = RM3*(h_sym+t_sym - ybartot)/(I_sec2);
sigma_min_aug = RM3*(ybartot)/(I_sec2);

h_subs = 0.0078;
b_subs = 0.0156;

sigma_max = subs(sigma_max, b_sym, b_subs);
sigma_max = subs(sigma_max, h_sym, h_subs);
sigma_min = subs(sigma_min, b_sym, b_subs);
sigma_min = subs(sigma_min, h_sym, h_subs);

sigma_max_aug = subs(sigma_max_aug, b_sym, b_subs);
sigma_max_aug = subs(sigma_max_aug, h_sym, h_subs);
sigma_min_aug = subs(sigma_min_aug, b_sym, b_subs);
sigma_min_aug = subs(sigma_min_aug, h_sym, h_subs);

eqn1 = sigma_max == sigma_adm;
t(1,:) = vpasolve(eqn1, t_sym);
h_print(1) = subs(h_subs, max(real(t(1,:)))));
```

```
b_print(1) = subs(b_subs, max(real(t(1,:))));
eqn1 = sigma_min == sigma_adm;
t(2,:) = vpsolve(eqn1, t_sym);
h_print(2) = subs(h_subs, max(real(t(2,:))));
b_print(2) = subs(b_subs, max(real(t(2,:))));

eqn1 = sigma_max_aug == sigma_adm;
t2(3,:) = vpsolve(eqn1, t_sym);
h_print(3) = subs(h_subs, max(real(t2(3,:))));
b_print(3) = subs(b_subs, max(real(t2(3,:))));

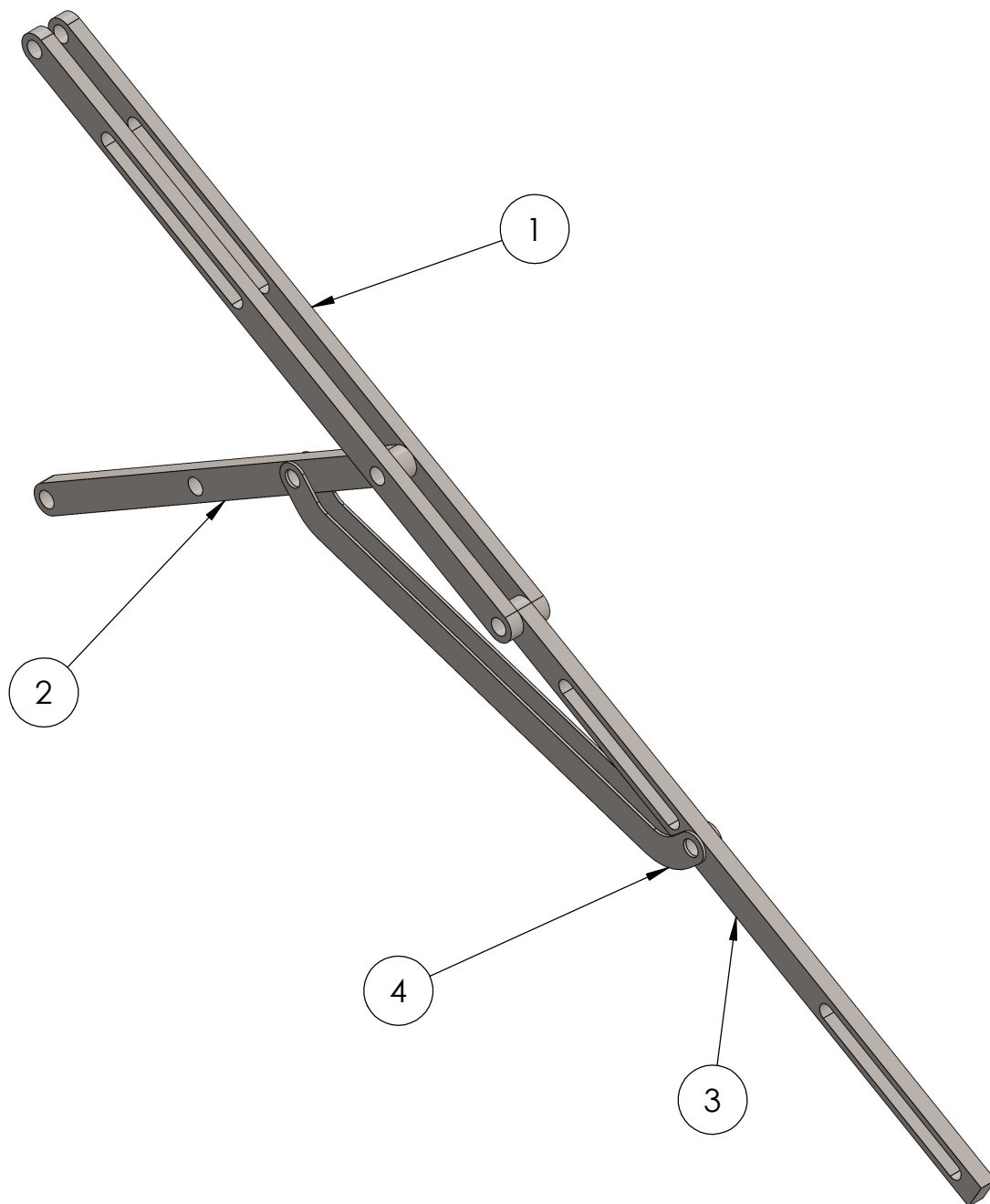
eqn1 = sigma_min_aug == sigma_adm;
t2(4,:) = vpsolve(eqn1, t_sym);
h_print(4) = subs(h_subs, max(real(t2(4,:))));
b_print(4) = subs(b_subs, max(real(t2(4,:))));

h_max = max(h_print)
b_max = max(b_print)
t
t2

t_num = 0.004;
sigma_max = subs(sigma_max, t_sym, t_num);
sigma_max = double(sigma_max)
sigma_min = subs(sigma_min, t_sym, t_num);
sigma_min = double(sigma_min)

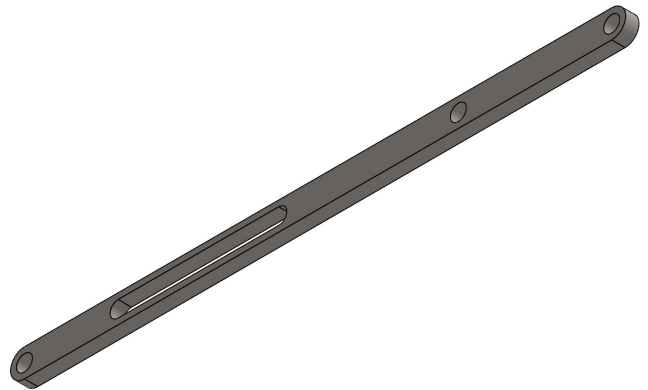
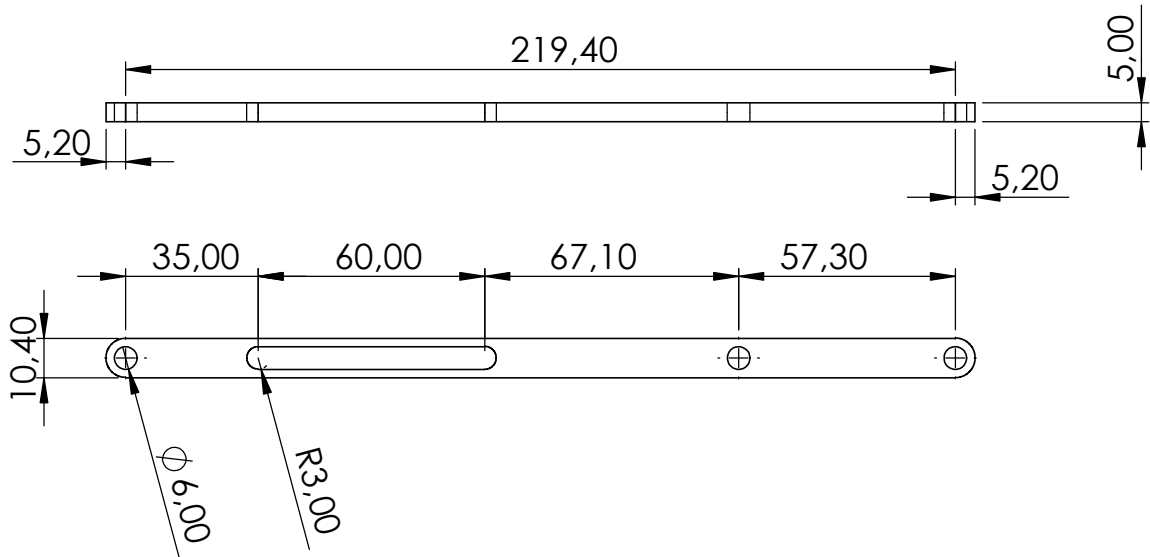
I_num = double(subs(I_tot, [t_sym b_sym h_sym], [t_num b_subs
    h_subs]))
y2 = y2/(E*I_num);
y2 = subs(y2, [t_sym b_sym h_sym], [t_num b_subs h_subs]);
y2 = double(y2);
max(y2)
```

APÊNDICE F – Desenhos Técnicos

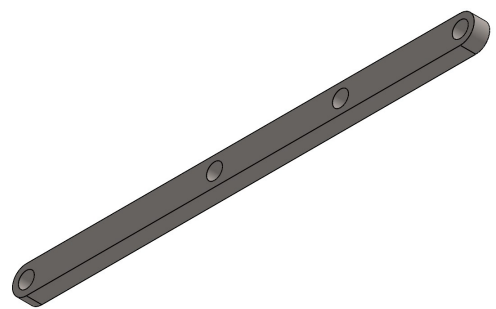
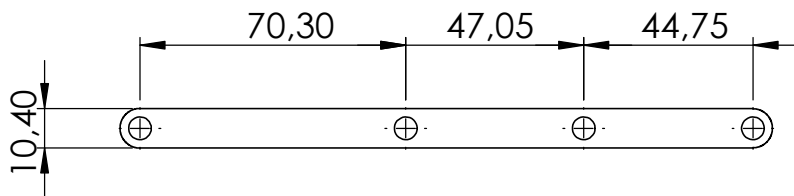
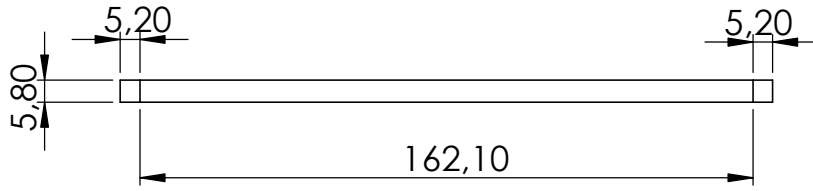


Nº DO ITEM	Nº DA PEÇA	DESCRIÇÃO	QTD.
1	Viga 1		2
2	Viga Suporte		1
3	Viga 2		1
4	Suporte em L		2

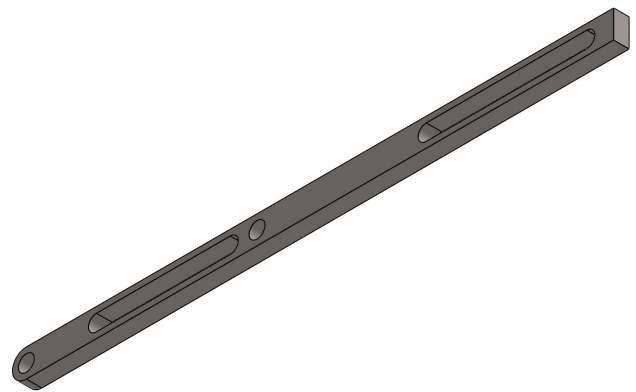
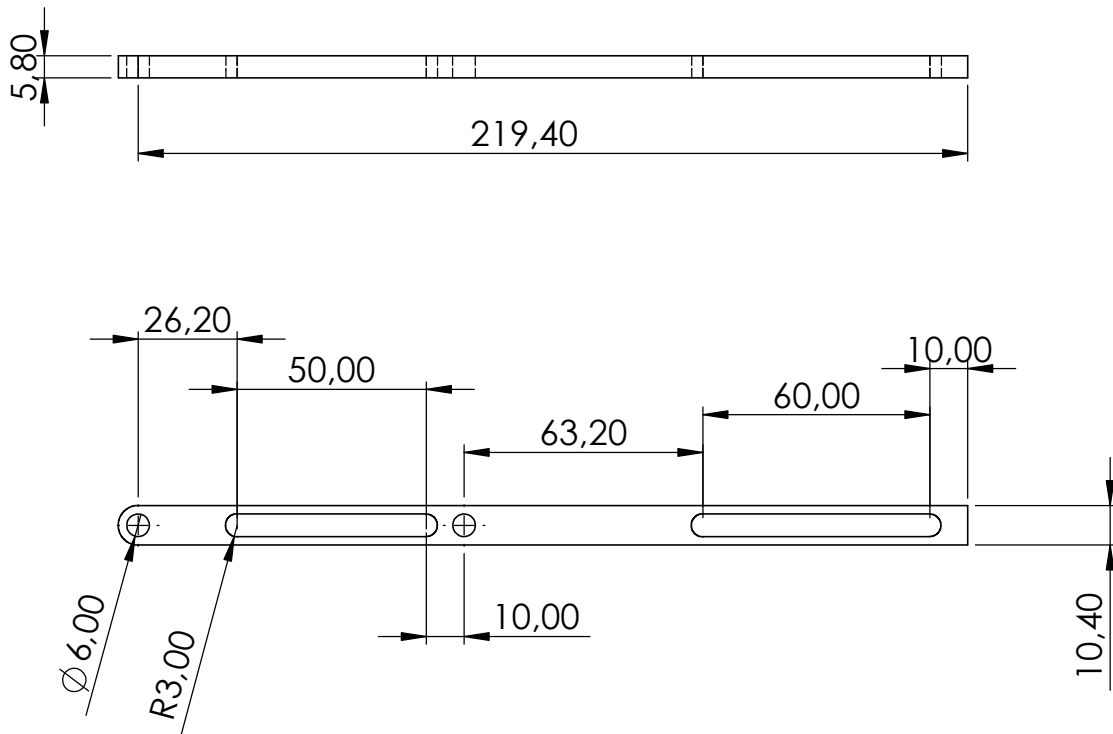
Autor: Pedro Henrique dos Santos Alves	
Projeto: SPLASH - UnB	
Peça: Mecanismo de Abertura	
Material: Ti-6Al-4V	
Massa: 183 g	Data: 12/07/2024



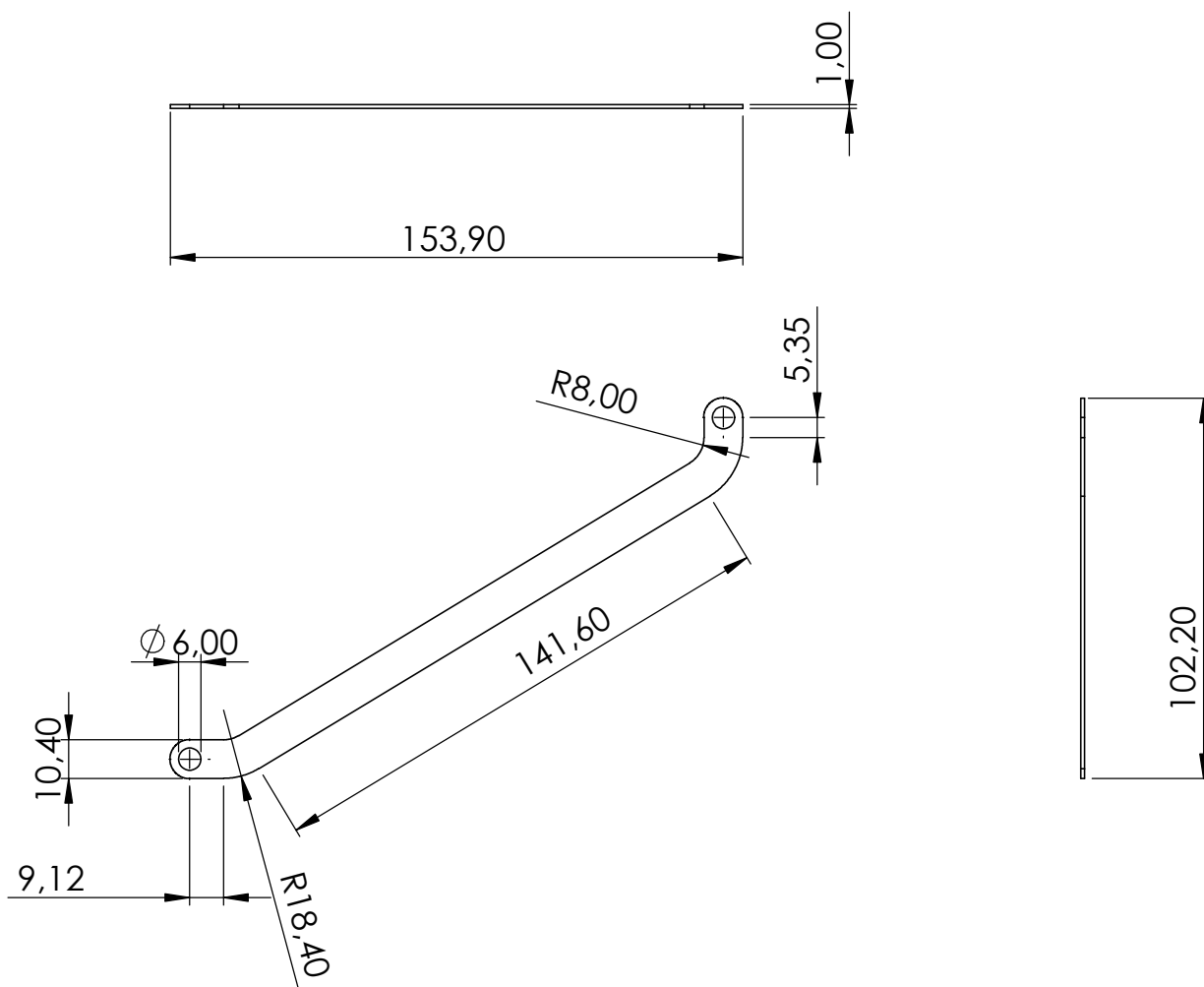
Autor: Pedro Henrique dos Santos Alves	
Projeto: SPLASH - UnB	
Peça: Viga 1	
Material: Ti-6Al-4V	
Massa: 42 g	Data: 12/07/2024



Autor: Pedro Henrique dos Santos Alves	
Projeto: SPLASH - UnB	
Peça: Viga Suporte	
Material: Ti-6Al-4V	
Massa: 43 g	Data: 12/07/2024



Autor: Pedro Henrique dos Santos Alves	
Projeto: SPLASH - UnB	
Peça: Viga 2	
Material: Ti-6Al-4V	
Massa: 40 g	Data: 12/07/2024



Autor: Pedro Henrique dos Santos Alves	
Projeto: SPLASH - UnB	
Peça: Suporte em L	
Material: Ti-6Al-4V	
Massa: 8 g	Data: 12/07/2024