

**FACULDADE DE TECNOLOGIA DE SÃO JOSÉ DOS CAMPOS
FATEC PROFESSOR JESSEN VIDAL**

DIEGO NEVES DE ARAGÃO BEVILAQUA

**PROJETO E OTIMIZAÇÃO DE ESTRUTURA
AERONÁUTICA EM MATERIAL COMPÓSITO DE FIBRAS
DE CARBONO UTILIZANDO MÉTODO DE ELEMENTOS
FINITOS**

São José dos Campos
2024

DIEGO NEVES DE ARAGÃO BEVILAQUA

**PROJETO E OTIMIZAÇÃO DE ESTRUTURA
AERONÁUTICA EM MATERIAL COMPÓSITO DE FIBRAS
DE CARBONO UTILIZANDO MÉTODO DE ELEMENTOS
FINITOS**

Trabalho de Graduação apresentado à Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos, como parte dos requisitos necessários para a obtenção do título de Tecnólogo em Projetos de Estruturas Aeronáuticas.

Orientador: Prof. Me. Lucas Giovanetti
Coorientador: Prof. Dr. Jorge Tadao Matsushima

São José dos Campos
2024

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)
Divisão de Informação e Documentação

BEVILAQUA, Diego Neves de Aragão
 Projeto e otimização de estrutura aeronáutica em material compósito de fibras de carbono utilizando método de elementos finitos.
 São José dos Campos, 2024.
 38f. (número total de folhas do TG)

Trabalho de Graduação – Curso de Tecnologia em Projetos de Estruturas Aeronáuticas.
 FATEC de São José dos Campos Professor Jessen Vidal, 2024.
 Orientador: Prof. Me. Lucas Giovanetti.
 Coorientador: Prof. Dr. Jorge Tadao Matsushima.

1. Materiais compósitos 2. Otimização topológica 3. Fibra de carbono I. Faculdade de Tecnologia. FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal. Divisão de Informação e Documentação.
 II. Projeto e otimização de estrutura aeronáutica em material compósito de fibras de carbono utilizando método de elementos finitos.

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

BEVILAQUA, Diego Neves de Aragão. **Projeto e otimização de estrutura aeronáutica em material compósito de fibras de carbono utilizando método de elementos finitos.** 2024. 38f. Trabalho de Graduação - FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME(S) DO(S) AUTOR(ES): Diego Neves de Aragão Bevilaqua
 TÍTULO DO TRABALHO: Projeto e otimização de estrutura aeronáutica em material compósito de fibras de carbono utilizando método de elementos finitos
 TIPO DO TRABALHO/ANO: Trabalho de Graduação/2024.

É concedida à FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal permissão para reproduzir cópias deste Trabalho e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte deste Trabalho pode ser reproduzida sem a autorização do autor.



Diego Neves de Aragão Bevilaqua
 Av. João Batista de Souza Soares,
 2251 CEP 12235-200, São José dos
 Campos – SP

DIEGO NEVES DE ARAGÃO BEVILAQUA

**PROJETO E OTIMIZAÇÃO DE ESTRUTURA
AERONÁUTICA EM MATERIAL COMPÓSITO DE FIBRAS
DE CARBONO UTILIZANDO MÉTODO DE ELEMENTOS
FINITOS**

Trabalho de Graduação apresentado à
Faculdade de Tecnologia de São José dos
Campos, como parte dos requisitos
necessários para a obtenção do título de
Tecnólogo em Projetos de Estruturas
Aeronáuticas.



Prof. Me. Lucas Giovanetti – FATEC SJC



Prof. Dr. Jorge Tadao Matsushima – FATEC SJC



Prof. Dr. Alfred Makoto Kabayama – FATEC SJC



Prof. Me. Fabiana Eloisa Passador – FATEC SJC

17 / 06 / 2024

DATA DA APROVAÇÃO

AGRADECIMENTOS

Gostaria de expressar minha gratidão à minha família pelo apoio e companheirismo constantes. Agradeço aos professores da FATEC-SJC pelo conhecimento adquirido e pelas oportunidades de reinventar minha carreira, especialmente ao Prof. Me. Lucas Geovanetti e ao Prof. Dr Jorge Tadao Matsushima pelos conhecimentos e pela orientação nesta etapa de conclusão e, a Prof^a. Me. Fabiana Heloisa Passador e a Prof^a. Dra. Rita de Cássia Mendonça Sales Contini por apontarem os caminhos para esta mudança. Aos amigos e incentivadores que me ajudaram no dia a dia, meu sincero obrigado. E, por fim, à ideia persistente de sempre acreditar que não há tempo perdido.

RESUMO

Este trabalho apresenta o desenvolvimento, simulação e otimização de uma viga estrutural em formato 'I' feita de compósito de fibra de carbono e resina epóxi, projetada para atender aos requisitos do 'Desafio da Ponte 2024 – VII Desafio Acadêmico SAMPE BRASIL'. Utilizando os *softwares* CAD (Catia V5) e de simulação por elementos finitos (*Hyperworks*), foi criado um modelo da viga, que passou por otimização topológica, evidenciando a distribuições das tensões aplicadas através da estrutura. As simulações de ensaio de flexão de três pontos demonstraram a falha da viga pelo critério de máxima deformação utilizando os parâmetros e disposições de camadas iniciais. Para aumentar a resistência estrutural, foram implementadas zonas de reforço específicas com tecidos unidirecionais e bidirecionais, resultando em uma viga com massa final de 920g. A análise final demonstrou que a viga atende aos critérios de falha sem comprometimento estrutural. O trabalho confirma a viabilidade de desenvolver uma estrutura leve e eficiente, e proporciona informações relevantes para futuros projetos de materiais compósitos.

Palavras-Chave: Materiais compósitos; Otimização topológica; Fibra de carbono.

ABSTRACT

This work presents the development, simulation, and optimization of an 'I'-shaped structural beam made of carbon fiber composite and epoxy resin, designed to meet the requirements of the 'Desafio da Ponte 2024 – VII Desafio Acadêmico SAMPE BRASIL'. Using CAD software (Catia V5) and finite element simulation (Hyperworks), a beam model was created and underwent topological optimization, highlighting the distribution of applied stresses throughout the structure. Three-point bending test simulations demonstrated the beam's failure according to the maximum deformation criterion using the initial layer parameters and configurations. To enhance structural strength, specific reinforcement zones with unidirectional and bidirectional fabrics were implemented, resulting in a final beam mass of 920g. The final analysis demonstrated that the beam met the failure criteria without structural compromise. This work confirms the feasibility of developing a light and efficient structure and provides relevant information for future composite material projects.

Keywords: Composite Materials; Topological Optimization; Carbon Fiber.

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	9
1.1. Objetivo Geral	10
1.2. Objetivos Específicos	10
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	12
2.1. Materiais Compósitos	12
2.1.1. Fibras de Carbono.....	12
2.1.2. Matriz Polimérica	13
2.1.3. Processos de Fabricação	13
2.2. Modelo Gráfico CAD e Análises.....	14
2.2.1. Modelos CAD (Computer Aided Design).....	14
2.2.2. Método de Elementos Finitos (MEF) e Modelagem de Malha	14
2.2.3. Tipos de Otimização (topológica, de forma, e topográfica), Funções, Objetivos e Restrições	16
2.2.4. Ensaio de Flexão em Três Pontos de Compósitos.....	17
3. DESENVOLVIMENTO.....	22
3.1. Geometria da Viga e Materiais de Referência	22
3.2. Análise de Modelo MEF.....	25
3.3. Determinação do Laminado e Processo Produtivo	26
4. RESULTADOS E DISCUSSÕES	28
4.1. Análise de Otimização	28
4.3. Construção do Modelo de Laminado de Fibras de Carbono	29
4.2. Análise Estática	31
5. CONCLUSÃO.....	35
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	36

1. INTRODUÇÃO

Atualmente, a empregabilidade de compósitos estruturais tem aumentado consideravelmente em diferentes segmentos da indústria, devido ao fato de suas propriedades mecânicas serem comparáveis as das ligas metálicas e apresentarem resistência a vários tipos de corrosão, também por serem leves com fatores de até quatro vezes (LEVY NETO e PARDINI, 2018). No desenvolvimento de novas estruturas baseadas em compósitos, a análise estrutural pode ser uma atividade complexa devido a uma ampla variação de características que devem ser consideradas, tais como, o número de camadas, a direção das fibras e a razão entre matriz e reforço utilizada. Para obtenção de estruturas feitas com materiais compósitos, o desafio se encontra na otimização do projeto e do processo de fabricação para obtenção de um elemento com propriedades superiores aos materiais comumente utilizados em projetos estruturais. Neste trabalho, propõe-se o desenvolvimento de uma viga estrutural no formato 'I', bastante utilizada como elemento primário para resistir aos esforços encontrados em projetos da construção civil, naval e aeronáutica.

Através de simulação e análise de peças submetidas a esforços mecânicos em ambiente CAD (*Computer Aided Design*), onde se utiliza o MEF (Método de Elementos Finitos) para gerar uma simplificação da estrutura em análise, pode-se avaliar as respostas e tensões na malha de pontos gerada. Quanto maior a quantidade de pontos utilizados melhor será a resolução do modelo de distribuição dos esforços, no entanto, sendo equivalente a necessidade de recursos computacionais utilizados para o processamento do estudo. Como resultado, obtêm-se um mapeamento das regiões de maior ou menor tensão, o qual proporciona diversas interpretações e alterações nas estruturas.

O crescimento do MEF coincide com a difusão do uso de computadores em centros de pesquisa entre as décadas de 70 e a década de 80, e passa a ser utilizado com maior frequência em análises estruturais com o advento dos computadores de uso pessoal (Azevedo, 2003). Através da modelagem de uma estrutura utilizando CAD e MEF, é possível avaliar regiões críticas que possam afetar a integridade da estrutura. Neste sentido, em uma primeira etapa, o modelo é retroalimentado com os resultados e são executadas outras iterações com objetivo de otimizar aspectos construtivos como geometria e reforços.

Conforme Marinucci (2011), as peças de materiais compósitos comportam-se mecanicamente como resposta das propriedades constituintes de cada uma das lâminas disposta na peça fabricada, destacando a relevância da análise dos esforços em cada uma delas para garantir a integridade estrutural do elemento a ser fabricado.

A motivação pelo desenvolvimento deste trabalho se baseia em concursos estudantis que ocorrem em diversos países, onde alunos buscam soluções criativas para projetar e construir pontes com materiais compósitos segundo critérios específicos. Os projetos são avaliados por profissionais atuantes na área de compósitos e testadas com carga superiores a 4 toneladas. Nacionalmente, o grupo Sampe Brasil organiza uma competição correlata chamada ‘Desafio da Ponte’ (SAMPE BRASIL, 2024). Parte dos requisitos inclui a modelagem e simulação dos esforços atuantes na estrutura.

Desta forma, em uma primeira etapa, é proposto o desenvolvimento do modelo CAD de uma ponte de fibra de carbono e resina epóxi utilizando as características dos materiais compósitos e os requisitos dimensionais apresentados no regulamento do concurso Sampe Brasil, que está em sua VII edição no ano de 2024.

Em uma segunda etapa do trabalho, é sugerido o desenvolvimento do molde para laminação da peça física a ser testada fisicamente em ensaio de flexão de três pontos. Para manufatura devem ser considerados as características da peça como tipo de material, cura, desmoldagem e acabamento. Serão aplicados bolsa de vácuo, infusão de resina, compactação das camadas e cura em autoclave seguindo o processo de moldagem por infusão estabelecido para este trabalho.

1.1. Objetivo Geral

O objetivo geral deste trabalho é o desenvolvimento do modelo de uma estrutura em formato ‘I’ de fibras de carbono e resina epóxi através de programa *Catia V5*, e o estudo de rigidez através de simulação de ensaio de flexão de três apoios utilizando o programa *HyperWorks*.

1.2. Objetivos Específicos

Para a consecução deste objetivo geral foram estabelecidos os objetivos específicos:

- Elaborar o modelo em programa de CAD da estrutura;
- Elaborar a malha de elementos finitos, definir o material, condições de contorno e carregamento;
- Definir a função objetivo, e as restrições para elaborar uma análise de otimização;
- Avaliar a redução de peso obtida no processo de otimização;
- Caracterizar os materiais compósitos quando simulados em *software*;

- Elaborar uma análise estática da estrutura para avaliar tensões, deformações e deslocamentos;
- Avaliar os critérios de falha da estrutura;

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1. Materiais Compósitos

Os materiais compósitos utilizados na engenharia aeronáutica são resultantes da combinação de diferentes reforços e matrizes que oferecem propriedades únicas quando associados. Um aspecto fundamental dos compósitos, quando analisados na área da micromecânica, é sua natureza anisotrópica, o que significa que suas propriedades variam conforme a direção das tensões aplicadas. Essa característica confere ao compósito diferentes graus de resistência, rigidez e outras propriedades mecânicas em direções específicas. Sendo possível utilizar fibras de alta rigidez, como as de carbono, em conjunto com uma matriz mais flexível, como a resina epóxi, para obter uma combinação ideal de resistência e tenacidade (MARINUCCI, 2011).

2.1.1. Fibras de Carbono

As propriedades mecânicas dos materiais compósitos são influenciadas pelas características das fibras utilizadas como reforço e pela sua disposição na peça conforme o projeto. Além disso, outros fatores como a direção das fibras, a quantidade de camadas, o método de impregnação da resina e o processo de cura do material também desempenham papéis significativos na determinação das características do compósito. Essa combinação de elementos contribui para a criação de um material compósito com propriedades específicas adequadas à aplicação final.

As fibras de carbono se destacam devido a diversos fatores, especialmente, o elevado módulo de elasticidade, que pode variar entre 240 GPa e 350 GPa, e a baixa densidade de $1,77 \text{ g/cm}^3$, juntamente com sua elevada resistência mecânica. As fibras de carbono são obtidas da poliacrilonitrila (PAN), que são transformadas por diversos processos que envolvem fiação a úmido, estiramento, oxidação e carbonização, para então receberem tratamento e proteção superficiais chamado de ensimagem. Este processo alinha as moléculas de anéis aromáticos de carbono em planos basais paralelamente ao eixo da fibra, assim conferindo o aspecto anisotrópico das mesmas (MARINUCCI, 2011).

A adesão entre fibra de carbono e resina epóxi pode ocorrer através de adesão química e de adesão física. A adesão química é estabelecida por meio de ligações covalentes entre os grupos funcionais da superfície da fibra de carbono provenientes do processo de tratamento superficial das fibras e os grupos reativos da resina epóxi durante o processo de

cura, estabelecendo a interface fibra/matriz (MARINUCCI, 2011). Já a adesão física, acontece devido a imersão das fibras na resina, contribuindo para melhorar a transferência de carga, promovendo uma distribuição mais uniforme das tensões e aumentando a resistência do compósito.

2.1.2. Matriz Polimérica

Em um compósito estrutural de fibra de carbono, a matriz tem função aglutinante, o que permite que as tensões sejam distribuídas entre os reforços e trabalhem de forma integrada, garantindo geometricamente o posicionamento das fibras e conferindo proteção aos agentes externos (LEVY NETO, PARDINI, 2018).

Diferentes tipos de materiais podem desempenhar o papel de matriz, abrangendo desde matrizes poliméricas até matrizes cerâmicas e metálicas, sendo escolhidas de acordo com as exigências de projeto. No caso da matriz polimérica, as cadeias moleculares podem assumir três formas principais: linear (borrachas), ramificada (termoplásticos) e interligada (termofixos). Devido às propriedades requeridas em estruturas, os termofixos como, por exemplo, as resinas epóxi, são frequentemente selecionados por formar ligações covalentes cruzadas durante o processo de cura que conferem rigidez e estabilidade ao material compósito, mantendo seu estado inalterado (JONES, 1999).

2.1.3. Processos de Fabricação

Uma tendência na fabricação de materiais compósitos é o uso de moldes que produzem estruturas complexas em uma única etapa de cura, diminuindo ou eliminando a necessidade de montagens pós-cura. Isso visa reduzir o tempo de produção e evitar o acréscimo de peso à peça (PATTERSON, 2018).

Para alcançar esse objetivo, diversas técnicas de moldagem podem ser empregadas, dependendo dos materiais escolhidos e da complexidade do projeto. Uma dessas técnicas é a infusão por vácuo (VI - *Vacuum Infusion*), na qual as fibras de reforço secas são posicionadas no molde rígido e envolvidas por bolsa de vácuo, com a aplicação de adesivo selante em toda a região periférica do molde. Utilizando uma bomba de vácuo, o ar é removido, comprimindo simultaneamente as fibras contra o molde. Em seguida, a matriz é injetada no sistema devido à pressão negativa criada pelo vácuo, impregnando assim o reforço (MARINUCCI, 2011).

Essa técnica apresenta semelhança com a moldagem por transferência de resina (RTM - *Resin Transfer Molding*). No entanto, enquanto a RTM utiliza dois moldes rígidos

fechados, a VI emprega um único molde rígido selado com uma bolsa de vácuo, podendo causar marcações na peça. A VI apresenta outros aspectos como a variação na compactação ao longo da peça devido a interação entre o fluxo da matriz e a flexibilidade da bolsa de vácuo, o que pode resultar em deformações na peça que não estariam presentes no método RTM (CORREIA *et al.*, 2005).

Novas técnicas têm surgido para otimizar e diminuir custos durante o processo de fabricação de compósitos, ganhando destaque moldes produzidos com impressão tridimensional (3D) utilizando filamentos de polímeros de PLA (*Polilatic Acid*), PA (*Poliamine*), ABS (*AcrylonitrileButadiene Styrene*), policarbonetos, nylon, entre outros, podendo receber reforços de fibras de carbono ou fibras de vidro. A impressão 3D apresenta vantagem como a agilidade para obtenção dos moldes, mesmo com formatos complexos, em contrapartida aos moldes tradicionais metálicos mais pesados e custosos para fabricação. A técnica apresenta algumas desvantagens como a fragilidade do molde, que pode ser melhorada com adição de reforço de fibras de carbono ou vidro no filamento de impressão, e a presença de marcas na superfície das peças, e a rápida deterioração conforme uso (BIANCHI *et al.*, 2023).

2.2. Modelo Gráfico CAD e Análises

2.2.1. Modelos CAD (*Computer Aided Design*)

A engenharia aeronáutica adota o método CAD para o desenvolvimento de projetos, utilizando programas computacionais que oferecem uma variedade de ferramentas para auxiliar em diversas aplicações. Os *softwares* CAD proporcionam uma série de vantagens em comparação aos desenhos técnicos manuais, incluindo a definição precisa de medidas e formas do modelo, a capacidade de desenhar em profundidade, a facilidade de manipulação do projeto por meio de operações como rotação e ampliação, a criação automática de vistas e perspectivas, a obtenção de seções e detalhamentos, bem como a realização de cálculos de volume e área (NUNES, 2004).

2.2.2. Método de Elementos Finitos (MEF) e Modelagem de Malha

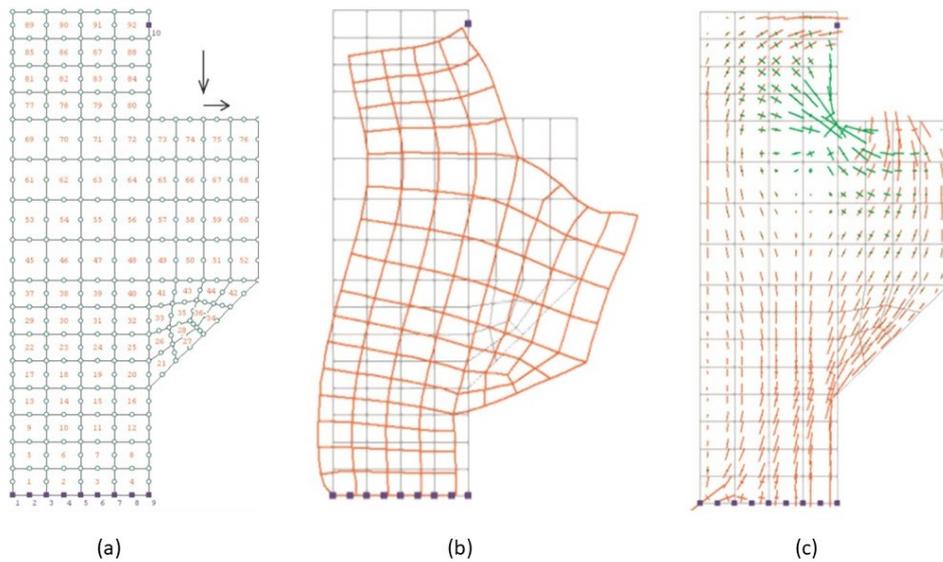
Ao analisar uma estrutura por métodos de elementos finitos, primeiramente é preciso analisar a sua geometria, as propriedades do material constituinte e as forças aplicadas conforme direção, sentido e intensidade (AZEVEDO, 2003). Para a análise, ainda conforme Azevedo (2003), alguns outros aspectos precisam ser considerados na fase que antecede a

análise de uma estrutura, onde é considerada a aplicação das forças de forma lenta o suficiente para que seja possível desprezar as forças de inércia, caracterizando a análise como estática. Também, é preciso observar o aspecto linear de aplicação da força, ou seja, considera-se, para a análise, que as deformações sofridas pelo elemento ao longo da análise não alteram a disposição dos esforços e das tensões. Logo todo estudo tem como referência as condições iniciais do elemento no seu estado não deformado. Como um terceiro aspecto, Azevedo (2003) destaca os tipos de estruturas como:

- Reticuladas: constituídas por barras contínuas, tendo suas dimensões transversais com dimensões menores do que o comprimento no seu respectivo eixo, como pórticos de treliças;
- Laminares: são estruturas com desenvolvimento para os dois lados de um plano ou superfície média, cuja espessura é muito inferior às demais dimensões, como paredes, lajes ou cascas tridimensionais;
- Sólidas: as demais estruturas que não se enquadram nas anteriores são consideradas estruturas sólidas.

A Figura 1 apresenta uma sequência de três imagens, onde estão representadas as etapas de análise por MEF, sendo: (a) malha de elementos finitos e pontos de aplicação de ações exteriores; (b) malha deformada comparada a malha inicial; (c) tensões e respectivas direções. Pelo método, uma estrutura contínua é discretizada em elementos menores, os quais possuem pontos em suas vértices e arestas denominados nós, que podem ser singulares ou compartilhados entre os elementos vizinhos. A malha formada pelo conjunto de elementos e nós, é o objeto de estudo para análise através do MEF, onde é possível conhecer os deslocamentos e tensões resultantes dos esforços aplicados à estrutura.

Figura 1. Sequência de análise por MEF.



Fonte: Adaptada de Azevedo (2003).

2.2.3. Tipos de Otimização (topológica, de forma, e topográfica), Funções, Objetivos e Restrições

A otimização topológica consiste na modificação da distribuição de material no interior de um domínio de projeto para adicionar ou remover material de uma forma livre e direcionada, com o intuito de se obter uma topologia ótima do sistema. É possível destacar três abordagens principais aplicadas na otimização, conforme segue (KOGA, 2010):

- Otimização paramétrica: um modelo básico do sistema é criado e descrito através de diversos parâmetros (geométricos, de materiais, físicos). Estes parâmetros são utilizados como variáveis para se atingir uma solução ótima para o sistema;
- Otimização de forma: utilizam-se as formas do contorno da estrutura para se obter a otimização topológica. Esta abordagem depende bastante da configuração de forma inicial da estrutura, assim pode ser vantajoso aplicar outras formas de otimização previamente;
- Otimização topológica: diferente das abordagens citadas, nesta otimização, o material é distribuído livremente dentro de um domínio de projeto visando o desempenho e atendimento aos requisitos de projeto. Desta forma, a otimização topológica apresenta maior generalidade, que podem ser adequadas em projetos conceituais.

Conforme descrito por Koga (2010), a otimização busca projetar a topologia ótima de um sistema visando atingir uma determinada característica definida através de uma

função objetivo, como maximizar a rigidez de uma estrutura, obedecendo restrições impostas pelo projeto, como volume de material utilizado. Apresenta também o conceito de pseudo-densidade como sendo uma variável que controla em cada ponto do domínio do projeto, qual é o tipo de material presente, bem como, suas características físicas. Durante a análise de otimização topológica tradicional, é atribuída a cada ponto a característica de “vazio” ou “preenchido”, ou seja, a presença ou ausência de material. Para avaliar o resultado, é utilizado, na maior parte das vezes, a análise de MEF acoplada ao modelo de otimização dando validade ou descartando as iterações do algoritmo.

2.2.4. Ensaio de Flexão em Três Pontos de Compósitos

Segundo Beer e Johnston (1995), a flexão é o estado do objeto submetido a ação de dois momentos, iguais e de sentidos opostos, atuando no mesmo plano longitudinal. Quando um material é flexionado, verifica-se que as deformações e as tensões são negativas na parte superior, caracterizando esforços de compressão e positivas na parte inferior, caracterizando esforços de tração, existindo entre elas uma superfície denominada linha neutra onde deformações e tensões são nulas.

Uma das formas de caracterizar como os materiais compósitos laminados respondem aos esforços é através do ensaio de flexão, sendo uma metodologia padrão utilizada para determinar as propriedades de flexão de polímeros reforçados, incluindo compósitos de alto módulo. Conforme especificado pela norma ASTM D790 (2017), este método aplica-se a materiais rígidos e semirígidos na forma de barras retangulares, placas ou formas moldadas.

Este ensaio utiliza um sistema de carregamento de três pontos aplicado a uma viga simplesmente apoiada. Durante o ensaio, uma viga de seção retangular é apoiada em dois pontos e carregada por meio de um pistão de carga posicionado na metade da distância entre os apoios, a fim de gerar um momento fletor que induz tensões de compressão na superfície superior da viga e tensões de tração na superfície inferior.

A ASTM D790 (2017) descreve o procedimento para execução de ensaio para a medição de propriedades de flexão utilizando uma taxa de deformação de 0,01 mm/mm/min, sendo esse procedimento indicado para materiais que falham em pequenas deflexões. Os corpos de prova são defletidos até que ocorra a ruptura na superfície externa ou até que uma deformação máxima de 5,0% seja alcançada.

Conforme descrito na norma ASTM D790 (2017), os valores de tensões e deformações são através das Equações 3 e 4:

$$\sigma_f = \frac{3PL}{2bd^2} \quad (1)$$

onde:

- σ_f é a tensão de flexão (MPa),
- P é a força aplicada (N),
- L é a distância entre os apoios
- b é a largura do corpo de prova, e
- d é a espessura do corpo de prova.

$$\varepsilon_f = \frac{6Dd}{L^2} \quad (2)$$

onde:

- ε_f é a deformação (adimensional),
- D é o deslocamento (m),
- L é a distância entre os apoios (m), e
- d é a espessura do corpo de prova (m).

A partir destes valores obtidos nos ensaios de flexão é necessário comparar com critérios de falhas conhecidos que podem levar a ruptura ou quebra da peça submetida ao ensaio. Conforme descrito por Jones (1999), existem alguns critérios bem estabelecidos para esta comparação, como o critério da Tensão Máxima, da Deformação Máxima, do Azzi-Tsai-Hill ou do Tsai-Wu.

O critério de falha de máxima deformação é um método utilizado para prever a falha de materiais compósitos com base nas deformações máximas que o material pode suportar antes de falhar, seja por tração, compressão ou cisalhamento. Este critério é particularmente útil para materiais compósitos que possuem diferentes resistências à tração e à compressão, refletindo a natureza anisotrópica desses materiais. Para um material compósito, a falha pode ocorrer quando a deformação em qualquer direção excede a deformação máxima admissível

para tração, compressão ou cisalhamento. As inequações a seguir descrevem esse critério de falha, Jones (1999):

$$-\varepsilon_{1c}^{max} < \varepsilon_1 < \varepsilon_{1t}^{max} \quad (3)$$

$$-\varepsilon_{2c}^{max} < \varepsilon_2 < \varepsilon_{2t}^{max} \quad (4)$$

$$-\gamma_6^{max} < \gamma_6 < \gamma_6^{max} \quad (5)$$

onde:

- ε_{1t}^{max} é a deformação última para tração na direção 1 (adimensional),
- ε_{1c}^{max} é a deformação última para compressão na direção 1 (adimensional),
- ε_1 é a deformação observada na direção 1 (adimensional),
- ε_{2t}^{max} é a deformação última para tração na direção 2 (adimensional),
- ε_{2c}^{max} é a deformação última para compressão na direção 2 (adimensional),
- ε_2 é a deformação observada na direção 2 (adimensional),
- γ_6^{max} é a deformação de cisalhamento última (adimensional),
- γ_6 é a deformação de cisalhamento observada (adimensional),

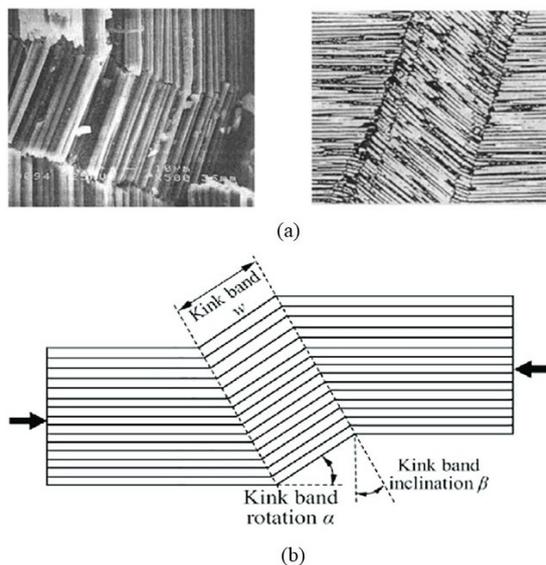
O critério de máxima deformação considera a falha quando qualquer um desses subcritérios não são satisfeitos. Isso significa que a falha ocorrerá se a deformação em qualquer direção principal exceder a deformação última para tração ou compressão.

Este critério é particularmente importante para materiais compósitos porque leva em consideração as diferentes capacidades de suporte de carga nas direções de fibra e matriz, também leva em consideração o efeito Poisson no material, refletindo como as deformações transversais influenciam o comportamento estrutural sob carga. Esse critério é importante para materiais anisotrópicos como os compósitos, onde um carregamento em uma direção pode causar deformações significativas em direções perpendiculares. Em contrapartida, o critério de falha de máxima tensão não leva em conta o efeito Poisson, focando apenas nas tensões aplicadas nas direções principais. Essa diferença torna o critério de máxima

deformação mais abrangente e preciso para analisar falhas em materiais compósitos, onde a interação entre as tensões e as deformações transversais pode ser crítica para a integridade estrutural.

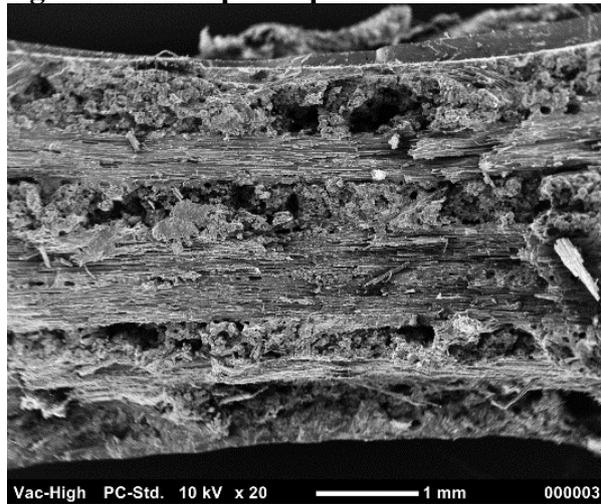
Especialmente para os compósitos laminados, é possível observar algumas características de comportamento do material quando submetido aos esforços de flexão. Como avaliado por Reis (2023), as falhas observadas na região superior da amostra, submetidas aos esforços de compressão, são caracterizadas por micro flambagem, que leva à formação de zonas de torção devido aos planos de fratura para as fibras frágeis. Este mecanismo de falha é conhecido como *kink bands*, e acarreta consequências como delaminações e trincas na matriz em regiões próximas, conforme pode ser visto na Figura 2. Já na região inferior, são encontradas fibras rompidas por esforços de tração, característicos abaixo da linha neutra. Reis (2023) conclui que o modo de falha dos laminados submetidos a cargas de flexão tem maior efeito da formação de *kink bands* e delaminações, e menor efeito da ruptura de fibras por tração e trincas na matriz.

Figura 2. Ruptura das fibras por flambagens microscópicas, *kink bands*. a) Imagem de *kink bands* em compósito. b) Modelo gráfico de *kink bands*.



Fonte: (a) Vogler e Kyriakides (1997). (b) Zhou *et al.* (2018).

Figura 3. Falha por ruptura das fibras.



Fonte: Vogler e Kyriakides (1997)

3. DESENVOLVIMENTO

Este projeto propõe o design e a otimização de uma viga em material compósito de fibra de carbono e resina epóxi. A viga seguirá o formato I ao longo das seções transversais, buscando otimizar resistência e leveza, características essenciais para aplicações em engenharia aeronáutica.

Conforme apresentado na introdução do trabalho, todas as dimensões, cargas e requisitos utilizados para o desenvolvimento do modelo da ponte de compósito tem como base o regulamento da competição ‘Desafio da Ponte 2024 – VII Desafio Acadêmico SAMPE BRASIL’.

3.1. Geometria da Viga e Materiais de Referência

A viga de carbono será dimensionada e projetada levando em consideração os parâmetros apresentados na Tabela 1, onde se verificam as dimensões mínimas e máximas que são consideradas para o projeto.

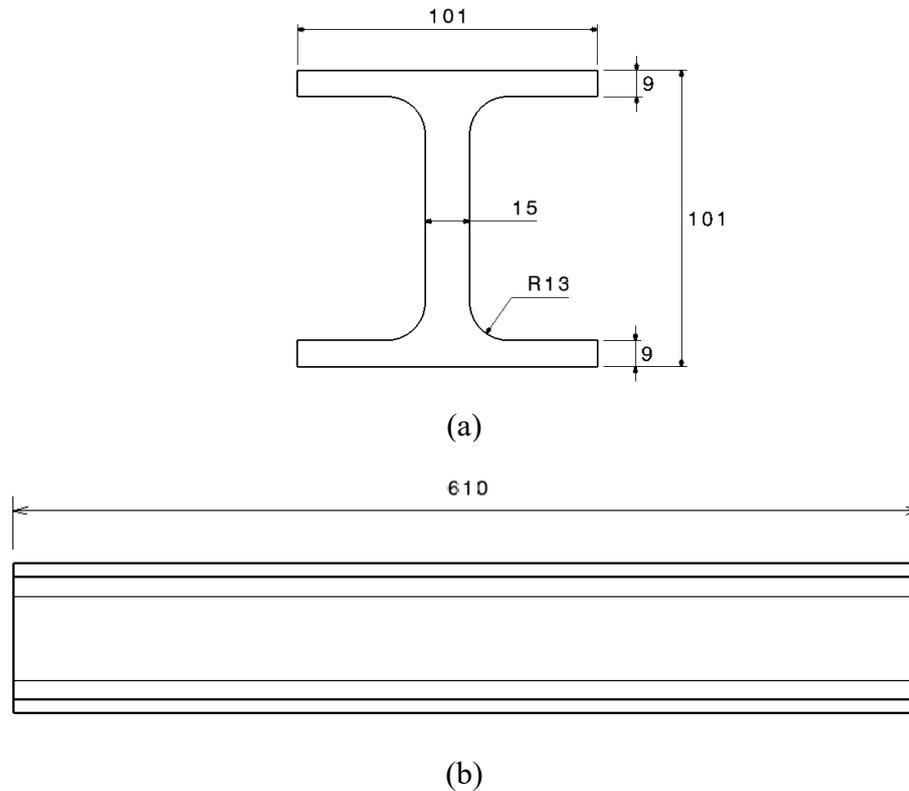
Tabela 1. Dimensões da viga I conforme regulamento.

Medida	Dimensões
Comprimento mínimo	610mm
Largura e altura máximas	101mm
Espessura máxima dos flanges (superior e inferior)	9mm
Espessura máxima da alma	15mm
Raio de adoçamento	13mm

Fonte: Adaptado de SAMPE (2024).

Inicialmente, será estabelecido um formato genérico da viga, considerando o máximo volume de material como pode ser visto na Figura 4. Desta forma, o projeto será dimensionado conforme os dados da Tabela 1. A partir do modelo, seguindo os objetivos deste trabalho, o volume da peça será otimizado para reduzir a massa de material e resistir as condições de contorno de carga e pontos de contato do equipamento durante o ensaio.

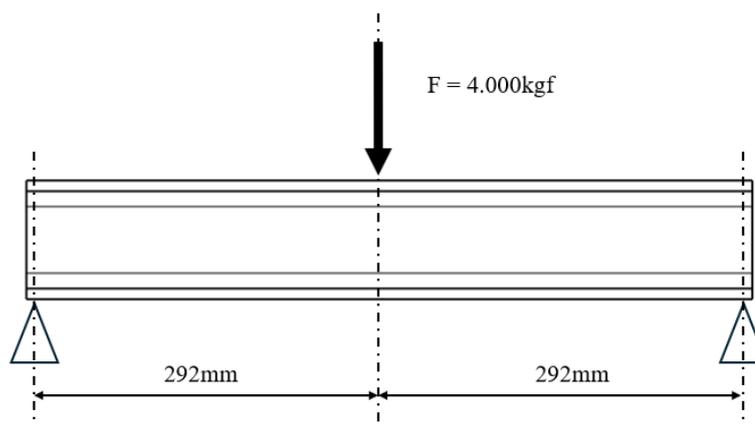
Figura 4. Vistas do projeto padrão da ponte conforme regulamento. a) Perfil com dimensões máximas de largura, altura, espessura dos flanges e espessura da alma máxima. b) Lateral com dimensão mínima de comprimento.



Fonte: Autor (2024).

Durante as simulações do ensaio de flexão de três pontos, será aplicada uma carga de projeto de 4.000 kgf na seção transversal média. Por sua vez, os apoios estarão posicionados com espaçamento de 292 mm para cada lado partindo da seção transversal média. A Figura 5 mostra um esquema das regiões de carga e apoios.

Figura 5. Desenho esquemático das distribuições de carga e apoios aplicados à viga.



Fonte: Autor (2024).

As fibras de carbono serão dispostas de forma contínua, em 2 tipos de laminados: 1) tecido unidirecional, e 2) tecido bidirecional. Ainda serão adicionados reforços em áreas críticas com o objetivo de aumentar a resistência e prevenir possíveis falhas prematuras.

Os materiais utilizados como referência para o projeto CAD da viga de compósito incluem a resina epóxi bi-componente de cura a frio da marca Huntsman, composta por Araldite LY 5052 e Aradur 5052 numa proporção de mistura de 100:38 em peso. Esta combinação é indicada para processos de laminação manual, sem a necessidade de ajustes de viscosidade e tixotropia, o que proporciona uma aplicação eficaz em diferentes orientações, seja na horizontal ou vertical (HUNTSMAN, 2016). Além disso, são empregados dois tipos de fibras de carbono: tecido CCS-200, com uma gramatura de 200g/m^2 e espessura de $0,29\text{ mm}$ (TEXIGLASS, 2018); unidirecional Texicarbon-334-HM, com uma gramatura de 320g/m^2 e espessura de $0,50\text{ mm}$ (TEXIGLASS, 2019).

Na Tabela 2 são apresentados os parâmetros utilizados para as simulações de MEF obtidos de *Performance Composite LTD* (2009) para o tecido de fibra de carbono bidimensional, e de Daniel (1994) para o tecido de fibra de carbono unidirecional.

Tabela 2. Parâmetros utilizados para as simulações de MEF.

Parâmetros	Símbolo	Un	Tecido	Tecido
			Bidir	Unidir
Modulo de Elasticidade (0°)	E_1	GPa	70	142
Modulo de Elasticidade (90°)	E_2	GPa	70	10,3
Módulo de cisalhamento no plano	G_{12}	GPa	5	7,2
Coefficiente de Poisson	ν_{12}		0,10	0,27
Tensão de ruptura à tração (0°)	X_t	MPa	600	2.280
Tensão de ruptura à compressão (0°)	X_c	MPa	570	1440
Tensão de ruptura à tração (90°)	Y_t	MPa	600	57
Tensão de ruptura à compressão (90°)	Y_c	MPa	570	288
Tensão de ruptura ao cisalhamento no plano	S	MPa	90	71
Deformação máx. à tração (0°)	ϵ_{xt}	%	0,85	1,5
Deformação máx. à compressão (0°)	ϵ_{xc}	%	0,85	1,01
Deformação máx. à tração (90°)	ϵ_{yt}	%	0,85	0,6
Deformação máx. à compressão (90°)	ϵ_{yc}	%	0,85	2,2
Deformação máx. ao cisalhamento no plano	ϵ_s	%	1,80	0,9

Fonte: Tecido FC, adaptado de *Performance Composite LTD* (2009). Unidirecional, adaptado de Daniel, Ishai, (1994).

3.2. Análise de Modelo MEF

Foi desenvolvido um modelo CAD para a viga, incorporando todas as dimensões e geometrias estabelecidas no regulamento. A partir deste modelo, serão analisadas as principais respostas da estrutura sob a carga estipulada. Para a análise por elementos finitos, foi aplicado material isotrópico com as mesmas propriedades do compósito de fibras unidirecionais típico descrito em Daniel (1994) e apresentado na Tabela 4. O material difere das propriedades do modelo de laminado proposto para o trabalho, no entanto, o objetivo será investigar as regiões que estão sujeitas as tensões imposta pelo ensaio de flexão, evidenciando a trajetória da carga pela peça. Com isso será possível ter um entendimento prévio de como as forças são distribuídas pela estrutura, e gerar um modelo otimizado de viga com menor volume de material aplicado.

A análise estrutural será realizada utilizando *software* de simulação de elementos finitos para avaliar o desempenho da viga na condição de ensaio com aplicação de cargas estáticas, estabelecendo as condições de contorno (pontos de apoio e aplicação de carga),

função objetivo (redução de volume) e função resposta (redução de massa). Os principais parâmetros a serem considerados incluem:

- Tensões máximas: Garantir que as tensões na viga permaneçam dentro dos limites admissíveis para evitar falhas estruturais.
- Deflexões máximas: Limitar as deflexões da viga para garantir a integridade da estrutura e atender aos requisitos de critérios de falhas.
- Deformações máximas: serão calculadas para comparar com os limites do material nas direções 1 e 2, e no cisalhamento, assegurando que a viga opere dentro dos parâmetros estabelecidos pelas propriedades mecânicas do compósito.

3.3. Determinação do Laminado e Processo Produtivo

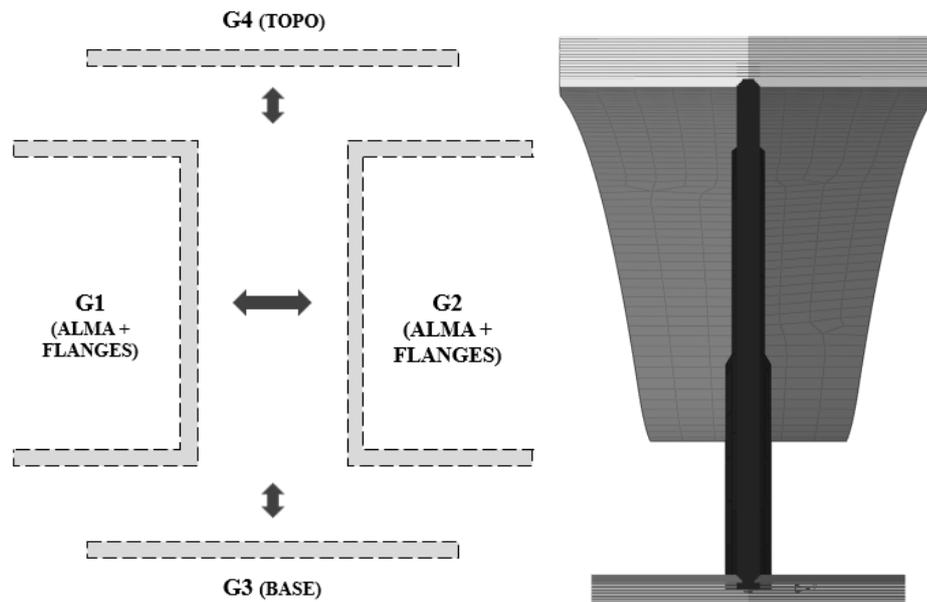
Após essa análise preliminar, o modelo gerado será interpretado para permitir que o modelo de compósito laminado seja projetado em ambiente CAD e o dimensionamento das camadas seja possível.

Em uma nova etapa de modelagem CAD e simulações através de MEF, serão feitas simulações para determinar a distribuição ideal das camadas de fibra de carbono, considerando a orientação e o número de camadas de cada tipo de tecido de fibra de carbono, para garantir que as espessuras especificadas sejam atendidas em todas as regiões da viga e a estrutura seja capaz de atender aos esforços impostos.

Em conjunto a interpretação do modelo de cargas, para o desenvolvimento de peças de materiais compósitos é importante refletir a respeito do processo de manufatura, que requerem a laminação das camadas fibras de carbono sobre um molde preparado para receber as fibras e estruturar a peça entre as etapas de infusão e cura da resina. Para a sequência deste trabalho, com a produção da ponte física, o molde foi idealizado para fabricação utilizando impressão 3D com filamentos de PLA e infusão de resina com uso de vácuo.

Na laminação do compósito, as camadas de fibra de carbono são posicionadas sobre o molde dividido em quatro grupos, que serão posteriormente unidos para formar uma única peça antes da cura. Inicialmente, os dois grupos que compõem a alma da peça – G1 e G2 – são laminados separadamente e unidos, seguidos pela laminação dos grupos que formam a parte superior e inferior da peça – G3 e G4. Este processo pode ser observado através da Figura 6.

Figura 6. Desenho esquemático dos grupos de laminados e direções de junção.



Fonte: Autor (2024).

Durante o processo de fabricação, um sistema de vácuo será utilizado eliminar bolhas de ar, distribuir uniformemente a resina e compactar as camadas adequadamente. Esse processo busca garantir a aderência completa entre as fibras de carbono e a resina epóxi, minimizando o potencial de delaminação.

Após a aplicação das camadas e a compactação, a viga passará por um processo de cura em condições controladas de temperatura e pressão, assegurando uma cura completa e uniforme da resina epóxi. Finalmente, após a cura, a viga será removida dos moldes e realizado acabamento para garantir uma superfície livre de imperfeições.

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

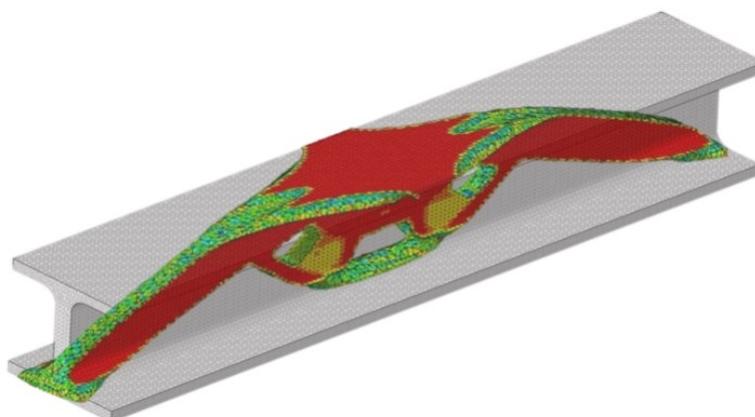
O modelo CAD desenvolvido no *software* Catia V5 seguindo as dimensões estabelecidas na Tabela 1, foi exportado para o *software* Hyperworks para realização das análises por elementos finitos. Nesta primeira configuração, foi encontrada a massa de 1.300g.

4.1. Análise de Otimização

Para simulação do ensaio de flexão foi adotada uma malha de elementos tetraédrica, tendo como parâmetro de objetivo variar o volume de material e de resposta minimizar a massa total da peça, bem como a restrição imposta de não falha devido a carga aplicada e condições de contorno.

Com auxílio do *software* HyperMesh, utilizando o método *solver* *Opstruct*, foi possível processar a otimização com um total de 26 iterações que convergiram para os resultados de menor massa considerando as condições iniciais. Na Figura 4, há uma imagem sobreposta do modelo CAD da viga em sua máxima dimensão na cor cinza e do modelo otimizado pelo MEF em uma variação de cores entre vermelho e verde demonstrando as regiões otimizadas pelo *software* para resistir a carga aplicada. Assim, as regiões em vermelho serão as mais requisitadas, sendo todas as outras regiões consideradas de menor influência durante o teste.

Figura 4. Análise de tensões e otimização topológica no *software* de MEF.



Fonte: Autor (2024).

O resultado apresentado deve ser interpretado para uma nova modelagem da viga que continue respeitando os requisitos estabelecidos no projeto, e que seja planejada para receber a laminação do fibras de carbono.

As principais características observadas na estrutura otimizada são:

- Curvatura no topo da peça em formato próximo a um arco;
- Requisição acentuada da lateral dos flanges superiores;
- Região abaixo do arco superior que distribui os esforços entre ambos os lados da viga;
- Pouca requisição do flange inferior, conforme observado na literatura;
- Regiões na alma da peça com pouca requisição de esforço.

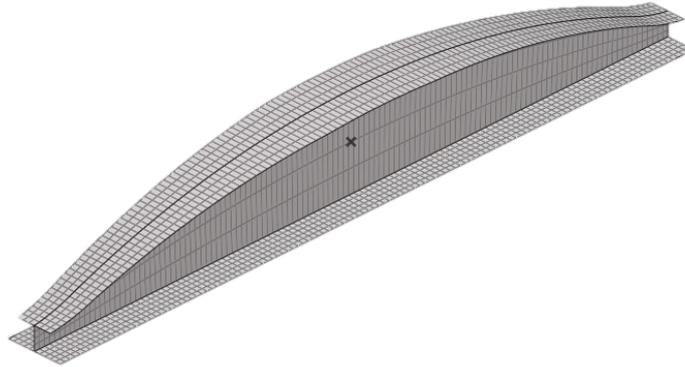
4.3. Construção do Modelo de Laminado de Fibras de Carbono

Para desenvolvimento do modelo de laminado de compósito de fibra de carbono com resina epóxi foram considerados alguns pontos relevantes, conforme segue:

- Atendimento das dimensões e requisitos do regulamento;
- Possibilidade de manufatura com laminados de fibra de carbono;
- Concentração da laminação nas regiões de maior requisição estrutural identificadas no estudo de modelo sólido;
- Disposição de reforços em regiões críticas;
- Direcionamento teórico das fibras alinhadas com os caminhos de carga e regiões de tensão observadas.

O modelo CAD do laminado de fibra de carbono foi projetado considerando uma superfície de referência que representa a região de contato entre os grupos de laminação G1, G2, G3 e G4. Como pode ser observado na Figura 5, essa superfície fica posicionada na região mais interna do modelo e, por consequência, as camadas de fibras assumem a geometria desta interface. A folha de desenho com detalhamento das medidas da interface pode ser encontrada no Apêndice A.

Figura 5. Interface primária para receber os grupos de camadas de fibra de carbono.



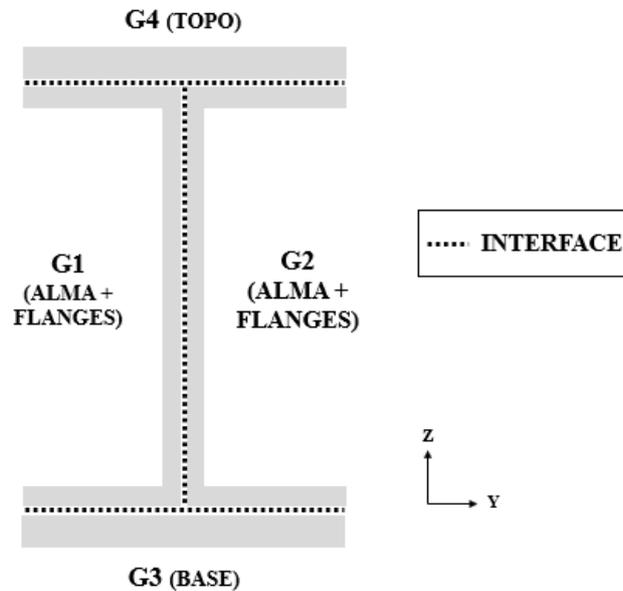
Fonte: Autor (2024).

Por assumir um posicionamento interno ao pacote camadas, a espessura de 9mm foi descontada de cada flange para que a altura da peça se mantinha dentro dos requisitos ao final da laminação. A curvatura do flange superior segue uma curvatura menos acentuada que o modelo de caminhos de carga, para preservar a geometria em formato de viga I nas seções da extremidade, assim foi mantida uma altura mínima das almas considerando os raios de adoçamento nas junções entre flanges e alma.

Os raios de adoçamento permitem uma melhor condução das tensões entre flanges e alma da peça, sendo permitido pelo regulamento um raio máximo de 13mm. No entanto, considerando a experiência de técnicos consultados durante os estudos foi considerado um raio menor de 6mm. Para o modelo de simulação, tais raios não são considerados pois a carga aplicada é normal ao plano formado pelos pontos de apoio das condições de contorno, além de não serem consideradas distorções angulares no plano YZ na construção da geometria. Os raios são impressos diretamente nos moldes quando fabricados.

Na sequência do trabalho, foi criada a malha de elementos finitos à interface, com resolução aproximada de 5mm, e determinada a orientação geral do sistema com o eixo X paralelo a maior extensão da peça, o eixo Y transversal a maior extensão e paralelo ao plano dos pontos de apoio e, por consequência, o eixo Z ficou normal ao plano mencionado. A interface também recebeu os grupos de camadas, em combinação com a direção das fibras e material de cada camada. A Figura 6, mostra a interface e os grupos de camadas posicionados.

Figura 6. Interface, os grupos de camadas posicionados e orientação do sistema.



Fonte: Autor (2024).

A configuração inicial dos grupos de camadas partiu do princípio da simetria e balanceamento de compósitos. Assim, as camadas do grupo G1 apresentam uma simetria com o grupo G2 em relação a interface, e da mesma maneira entre os grupos da base e do topo, G3 e G4, em relação aos grupos da alma e flanges. Cada grupo manteve um total de 10 camadas, sendo 4 de tecido bidirecional e 6 de tecido unidirecional, conforme Tabela 3.

Tabela 3. Distribuição das camadas na viga.

Região	Laminado
Todos os grupos (G1, G2, G3 e G4)	$[90_4^{Bidir} / 0_6^{Unidir}]_T$

Fonte: Autor (2024)

onde:

- Bidir é referente ao tecido bidirecional de fibra de carbono,
- Unidir é referente ao tecido unidirecional de fibra de carbono.

4.2. Análise Estática

Para processamento da simulação, foi escolhido o critério de máxima deformação com falha na primeira camada. Desta forma, as camadas que apresentam deformação

superior aos valores apresentados na Tabela 2 são consideradas para apresentar falha naquela camada. Essa condição é necessária para caso de análise estática.

Poderia ser utilizado um modelo de dano progressivo, considerando as falhas consecutivas de todas as camadas até a fratura do componente. No caso do método de elementos finitos, a fratura é caracterizada por deletar o elemento da malha de elementos finitos. Esta análise pode ser considerada como uma proposta de trabalhos futuros, uma vez que a falha na primeira camada é uma análise muito conservadora.

Após a parametrização do modelo MEF, os resultados iniciais da análise estática indicaram falha da estrutura durante o ensaio de flexão. Com uma análise mais detalhada das camadas com a configuração inicial, no que diz respeito a orientação das fibras, foi possível concluir que a simetria total poderia ser substituída por um modelo com simetria lateral entre os grupos G1 e G2, e a individualização dos grupos G3 e G4.

Neste ponto, a principal hipótese levantada é de que os flanges resistem a uma carga de esforços maior quando as fibras estão orientadas na direção longitudinal (0°), com exceção à região média do flange superior onde está a aplicação de força na peça. Conforme os resultados demonstram, há uma flexão localizada nesta região, sendo necessário reforço das fibras na direção transversal (90°). Ainda conforme a hipótese, as fibras na alma da peça nas direções diagonais ($\pm 45^\circ$) seriam mais eficientes para conduzir a transmitir as tensões de um flange para outro, e resistir às tensões cisalhantes.

A partir desses resultados, foi realizada uma revisão detalhada das orientações das fibras nas camadas do compósito, resultando na modificação da disposição das camadas para melhorar a resistência. A nova configuração adotada é apresentada na Tabela 4.

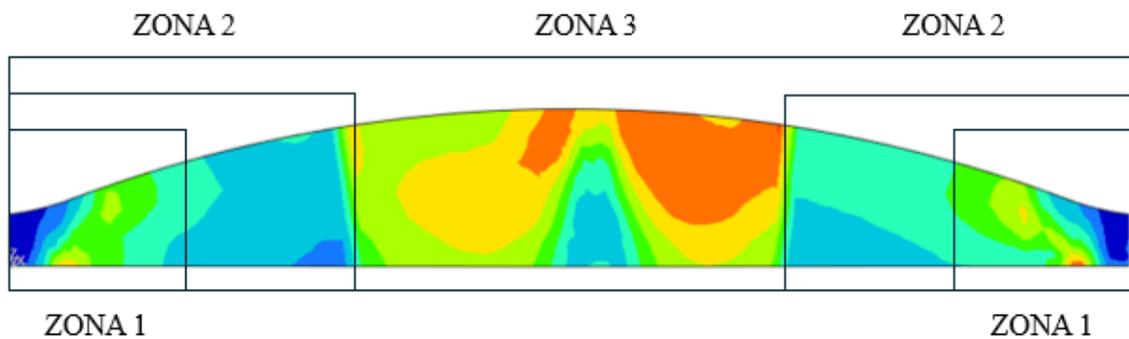
Tabela 4. Distribuição das camadas na viga.

Região	Laminado
G1 (Alma + Flanges)	$\left[0_4^{Bidir} / (\pm 45^{Unidir} REF1)_2 / (\pm 45^{Unidir} REF2)_2 / \pm 45^{Bidir} REF3 \right]_T$
G2 (Alma + Flanges)	$\left[0_4^{Bidir} / (\pm 45^{Unidir} REF1)_2 / (\pm 45^{Unidir} REF2)_2 / \pm 45^{Bidir} REF3 \right]_T$
G3 (Base)	$\left[(0_3^{Unidir} / 90^{Unidir})_2 \right]_T$
G4 (Topo)	$\left[(0^{Unidir} / 90^{Unidir})_3 / (0_2^{Unidir} / 90^{Unidir})_2 / \pm 45^{Unidir} \right]_T$

Fonte: Autor (2024)

Esta configuração foi projetada para otimizar a resposta dos flanges à orientação longitudinal das fibras (0°) e aumentar a resistência transversal (90°) na região média do flange superior onde ocorre a aplicação da força. Para aumentar ainda mais a resistência da viga compósita e melhorar a distribuição das tensões, foram incluídas zonas de reforço específicas. A Zona de Reforço 1 foi adicionada com tecido unidirecional a $\pm 45^\circ$, abrangendo a região da extremidade até 20% da extensão da alma em ambos os lados, reforçando as áreas mais críticas sob carga. A Zona de Reforço 2, também composta por tecido unidirecional a $\pm 45^\circ$, foi aplicada na região da extremidade até 40% da extensão da alma em ambos os lados. Uma Zona de Reforço 3 utilizou tecido bidirecional a $\pm 45^\circ$, cobrindo a totalidade da alma, assegurando uma resistência uniforme ao longo de toda a estrutura. Essas modificações foram integradas ao modelo MEF e submetidas a uma nova rodada de análise estática utilizando o *software* de simulação de elementos finitos. Os resultados mostraram uma significativa melhoria na capacidade da viga de resistir às cargas aplicadas, com reduções notáveis nas deformações máximas e uma distribuição de tensões mais equilibrada, confirmando a eficácia das zonas de reforço implementadas.

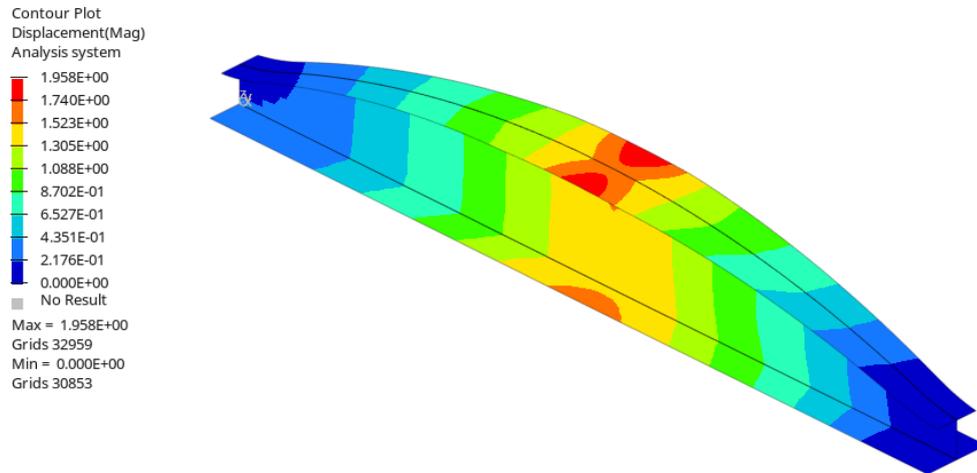
Figura 7. Regiões de reforços: Zona 1, Zona 2 e Zona 3.



Fonte: Autor (2024).

Durante as simulações do ensaio de flexão de três pontos, foi observada um deslocamento máximo de 1,958 mm na região de aplicação da força, conforme demonstrado pela Figura 8. Esta deformação foi observada na região central da viga, onde a carga de projeto de 4.000 kgf foi aplicada, valor abaixo do máximo tolerado na competição.

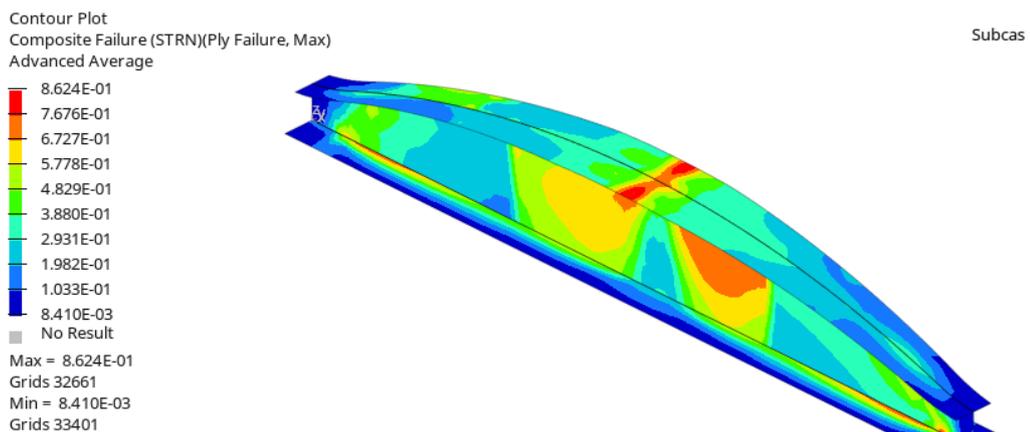
Figura 8. Distribuição do deslocamento observado após a simulação de ensaio de 3 pontos.



Fonte: Autor (2024).

Como parte da análise dos resultados, a Figura 9, traz o gráfico de Distribuição do índice de falha pelo critério da máxima deformação admissível. O gráfico mostra que todas as regiões apresentaram índice de falha abaixo de 0,8624, resultado que demonstra a manutenção da integridade da estrutura, sem apresentar falhas.

Figura 9. Distribuição do índice de falha pelo critério da máxima deformação admissível, vista isométrica.



Fonte: Autor (2024).

A última rodada de análises resultou em uma redução significativa na massa da viga, culminando em um peso final de 920g. A análise estática confirmou que, mesmo com a redução de massa, a viga manteve sua integridade estrutural e resistência, atendendo aos critérios de falha estabelecidos.

5. CONCLUSÃO

Este trabalho apresentou o desenvolvimento, simulação e otimização de uma viga estrutural em formato 'I' feita de compósito de fibra de carbono e resina epóxi, projetada seguindo os requisitos do regulamento da competição 'Desafio da Ponte 2024 – VII Desafio Acadêmico SAMPE BRASIL'. Através do uso de *software* CAD (*Catia V5*) e do Método de Elementos Finitos (*Hyperworks*), foi possível modelar a viga, aplicar condições de contorno e realizar análises estáticas detalhadas para identificar regiões críticas de tensão e deformação.

A análise inicial das simulações de flexão de três pontos, com a aplicação de uma carga de 4.000 kgf, revelou umas deformações superiores ao máximo admissível segundo o critério de máxima deformação, o que destacou a necessidade de otimizações adicionais. Foram implementadas zonas de reforço específicas, utilizando tecidos unidirecionais e bidirecionais, estrategicamente posicionados para aumentar a resistência estrutural. A inclusão de Zonas de Reforço 1 e 2, com tecido unidirecional nas regiões das extremidades da alma, e a Zona de Reforço 3, cobrindo a totalidade da alma com tecido bidirecional, mostrou-se eficaz em redistribuir as tensões e melhorar o desempenho da viga.

Os resultados das análises, confirmaram que todos os índices de falha ficaram abaixo de 0,8624, demonstrando que o critério de falha foi atendido sem ocorrência de falhas na estrutura.

Esse resultado valida a eficácia das modificações de design e reforços implementados. Além disso, permitiram uma significativa redução da massa da viga, com variação de massa de 1.300g para 920g, mantendo sua integridade estrutural e resistência às cargas especificadas.

A aplicação prática dos resultados poderá ser concretizada futuramente com a fabricação da peça física, utilizando moldes impressos em 3D e técnicas de infusão de resina, seguindo as boas práticas de laminação e cura. O desenvolvimento deste trabalho cumpre com os objetivos propostos de criar uma viga de material composto otimizada e resistente, e contribui para futuros projetos de materiais compósitos em aplicações estruturais.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM D790: 2017: Standard test methods for flexural properties of unreinforced and reinforced plastics and electrical insulating materials.** Whashington, 2017.

AZEVEDO, A. F. M. **Método dos Elementos Finitos (2003).** Disponível em: http://www.alvaroazevedo.com/publications/books/livro_mef_aa_1ed/doc/livro_mef_aa.pdf. Acesso em: 26/09/2023.

BEER, F.P.; JOHNSTON J.R., E.R. **Resistência dos materiais.** São Paulo. Peterson Makron Books, 1995, 3.a Ed.

BIANCHI, I.; GENTILI, S.; GRECO, L.; MANCIA, T.; SIMONCINI, M.; VITA, A. 3D printed molds for manufacturing of CFRP components. **Science Direct – Composites: Part 118**, p. 816-821, 2023.

CORREIA, N. C.; ROBITAILLE, F.; LONG, A. C.; RUDD, C. D.; SIMÁČEK, P.; ADVANI, S. G. *Analysis of the vacuum infusion moulding process: I. Analytical formulation.* **Science Direct – Composites: Part A 36**, p. 1645-1656, 2005.

DANIEL, M.I.; ISHAI, O. **Engineering Mechanics Of Composites Materials.** New York. Oxford University Press, 1994.

HUNTSMAN QUÍMICA BRASIL LTDA. **Advanced Materials: 2016: Sistema epóxi de cura a frio para laminação: Araldite® LY 5052 Aradur® 5052.** São Paulo, 2016. (Relatório Técnico)

JONES, R. M. **Mechanics of composite materials.** Philadelphia: Taylor & Francis, 1999.

KOGA, A. A. **Projeto de dispositivos de microcanais utilizando o método de otimização topológica. 2010.** 101 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Escola Politécnica, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2010.

LEVY NETO, F., PARDINI, L. C. **Compósitos Estruturais: ciência e tecnologia.** 2ed. São Paulo: Blucher, 2018.

MARINUCCI, G. **Materiais compósitos poliméricos.** São Paulo: Artliber Editora, 2011.

NUNES, M. J. L. **Metodologias de desenvolvimento de novos produtos industriais. 2004.** 295 f. Dissertação (Doutor em Engenharia de Produção e Sistemas, Área de Engenharia Econômica) – Universidade do Minho, Braga, 2004.

PATTERSON, J. B. **One-shot manufacturing techniques developed for carbon fiber prepreg components. 2018.** 62 f. Dissertação (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Universidade de Lehigh, Pensilvania, 2018.

PERFORMANCE COMPOSITE INC. **Mechanical Properties of Carbon Fibre Composite Materials, Fibre / Epoxy resin.** Disponível em: <<https://www.performance->

composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties_2.asp>. Acesso em: 10 de junho de 2024.

REIS, L. M. M. **Fabricação, propriedades mecânicas e modo de falha de compósitos tridimensionais reforçados através do método de costura.** 2023. 124 f. Dissertação (Mestrado em Ciência e Engenharia de Materiais, Área de Desenvolvimento, Caracterização e Aplicação de Materiais) - USP – Universidade de São Paulo, São Paulo, 2023.

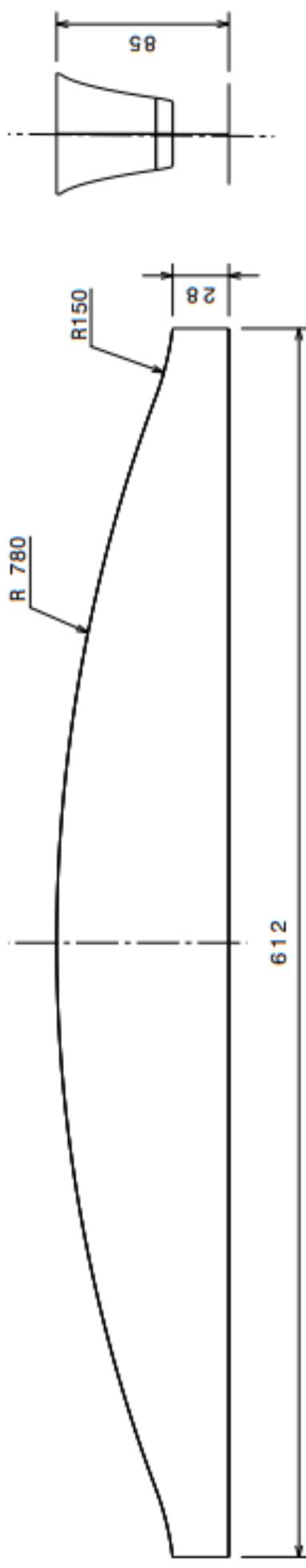
SAMPE BRASIL. **Associação para o avanço de materiais e engenharia de processos.** Disponível em: <https://www.sampebrasil.org/>. Acesso em: 02/10/2023.

TEXIGLASS IND E COM TÊXTIL LTDA. **Ficha técnica de tecido:** 2018: CCS-200. Vinhedo, 2018. (Relatório Técnico)

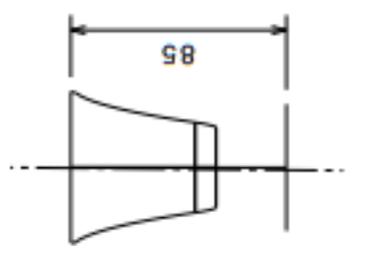
TEXIGLASS IND E COM TÊXTIL LTDA. **Ficha técnica de tecido:** 2019: TEXICARBON-334-HM. Vinhedo, 2019. (Relatório Técnico)

VOGLER, T. J.; KYRIAKIDES, S. *Initiation and axial propagation of kink bands in fiber composites.* **Acta mater:** Vol. 45 No 6 , p. 2443-2454, 1997.

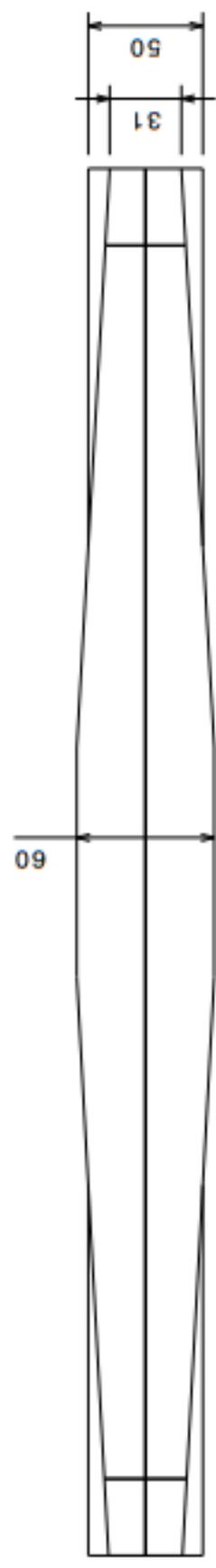
APENDICE A - 2D INTERFACE PONTE VIGA I



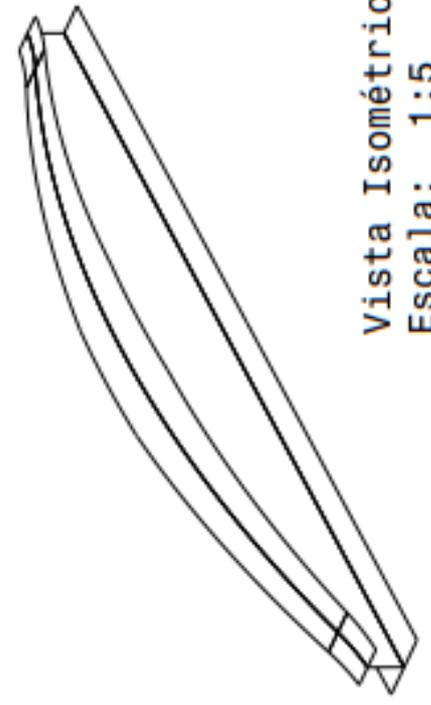
Vista Frontal



Vista Lateral



Vista Superior



FATEC - SJC

TÍTULO DO DESENHO

INTERFACE - PONTE VIGA 'I'

TAM. PROJETAISTA

A4 DIEGO BEVILAQUA

DATA

11/06/2024

ESCALA

1:3

UNIDADES

mm



FOLHA

1/1

1

2

3

4

D

C

B

A