

UNIVERSIDADE FEDERAL DE JUIZ DE FORA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA DE PRODUÇÃO E MECÂNICA
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Palloma Silva Cardoso

**ANÁLISE DE FADIGA DE COMPÓSITO ESTRUTURAL PARA
APLICAÇÃO EM LONGARINA DE AERONAVE RÁDIO CONTROLADA**

Juiz de Fora

2018

Palloma Silva Cardoso

**ANÁLISE DE FADIGA DE COMPÓSITO ESTRUTURAL PARA
APLICAÇÃO EM LONGARINA DE AERONAVE RÁDIO CONTROLADA**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à Faculdade de Engenharia da Universidade Federal de Juiz de Fora, como requisito parcial para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Dr. Alexandre da Silva Scari

Juiz de Fora

2018

Palloma Silva Cardoso

**ANÁLISE DE FADIGA DE COMPÓSITO ESTRUTURAL PARA
APLICAÇÃO EM LONGARINA DE AERONAVE RÁDIO CONTROLADA**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à Faculdade de Engenharia da Universidade Federal de Juiz de Fora, como requisito parcial para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Aprovada em 08 de Novembro de 2018.

BANCA EXAMINADORA

Professor Dr. Alexandre da Silva Scari - Orientador
Universidade Federal de Juiz de Fora

Professor Dr. Afonso Celso de Castro Lemonge
Universidade Federal de Juiz de Fora

Professor MSc. Vitor Mainenti Leal Lopes
Universidade Federal de Juiz de Fora

AGRADECIMENTOS

Não poderia realizar este estudo sem toda a ajuda que tive, obrigada a todos que participaram e se preocuparam. Esta página contém apenas algumas palavras, que dificilmente vão expressar tudo o que eu gostaria, ou citar todos que fizeram parte da minha história, mas que trazem alguma ideia dos envolvidos nessa etapa.

Agradeço aos professores que esclareceram as minhas dúvidas e me mostraram outras opções, agradeço toda a preocupação e conhecimento que me proporcionaram. Ao professor Pedro Kopschitz e ao aluno Maycke Coimbra, obrigada por possibilitarem ensaios importantes para este trabalho. Agradeço também à universidade, que forneceu ambientes e equipamentos para a realização deste estudo, mas principalmente, que possibilitou minha formação e minha busca por conhecimento de qualidade.

À todos os membros da Microraptor, obrigada por tudo. Obrigada pelo excelente trabalho que vocês fizeram e fazem, obrigada pela dedicação e pela ajuda direta ou indireta para que eu conseguisse concluir meu trabalho. Obrigada pela paciência, pela amizade, pelos risos e pelas lembranças que levarei. Vocês fizeram a diferença e torço muito por cada um de vocês. Em especial para o que foi registro neste documento, agradeço ao Acácio pela câmera térmica, ao Lucas pelos ensaios de materiais e por todo trabalho realizado na área de Estruturas e Ensaios Estruturais, ao Thomás pela fabricação do corpo de prova estudado e pelo sistema de laminação implementado, e por fim ao Antônio e ao Gabriel pelas soluções dadas naquela noite de domingo e por toda a ajuda nos ensaios.

À equipe Microraptor, um grande marco na minha graduação, que me acolheu, me ensinou e permitiu ensinasse, que tornou mais claro o tipo de profissional que eu quero ser e permitiu que eu descobrisse o que de fato me inspira, agradeço por tornar esse trabalho possível, pelo ambiente e pelos materiais cedidos, por cada momento, pelo engajamento, por aumentar minhas expectativas e pelo sentimento que vai ficar para sempre. Obrigada pelos ótimos dois anos de equipe.

Ao meu namorado Rafael, que esteve sempre ao meu lado, obrigada pela paciência, por todo o apoio e pela enorme ajuda, não só neste trabalho mas em todos os quesitos. Agradeço por todos os dias, pelos pontos de vista, pelo carinho, por fazer a diferença na minha vida e por me amparar sempre. Obrigada por tentar, pela amizade tão consolidada e por todas as melhorias que você trouxe pra mim.

E principalmente, à minha mãe. Agradeço pela educação, pelos ensinamentos, por ser o exemplo que sigo até hoje, pela força imensurável que tem e pelas numerosas qualidades que eu admiro tanto e sou grata de poder vivenciar. Por ser essa pessoa maravilhosa e por contribuir positivamente para eu ser quem sou, muito obrigada. Sem você, mãe, nada de mim seria possível. Nada que eu escreva aqui ou em outro lugar será suficiente, simplesmente obrigada.

"O homem nasceu livre e por toda a parte vive acorrentado."

Jean-Jacques Rousseau

RESUMO

Este estudo se refere à análise de vida em fadiga para longarina de uma aeronave rádio controlada nos padrões SAE Brasil Aerodesing, classe Micro. A peça em questão se trata de um material compósito constituído de divynycell e fibra de carbono com epóxi, e é utilizado como principal componente da estrutura. O presente trabalho tem por objetivo conhecer e avaliar as características do comportamento desse material sob uma carga cíclica, para isso, inicialmente foram efetuados ensaios estáticos que permitiram uma calibração das análises numéricas e consolidação tanto de modelo analítico como do modelo numérico. Para efetuar os ensaios de fadiga de flexão, um came foi idealizado conforme as restrições desejadas, simulando um carregamento coerente com as condições de voo. Os resultados mostram que o compósito não suporta um número alto de ciclos, de forma que é preciso que a vida em fadiga seja considerada no dimensionamento da estrutura.

Palavras-chave: Fadiga. Compósitos. Longarina. Análise numérica. FEM.

ABSTRACT

This study refers to fatigue life analysis for spar of a radio controlled aircraft in the SAE Brazil Aerodesing standards, Micro class. The piece in question is a composite material consisting of divinycell and carbon fiber with epoxy, and is used as the main component of the structure. The present work aims to know and evaluate the characteristics of the behavior of this material under a cyclic load, for this, initially static tests were carried out that allowed a calibration of the numerical analyzes and consolidation of both the analytical model and the numerical model. To perform the flexural fatigue tests, a cam was designed according to the desired restrictions, simulating a load consistent with the flight conditions. The results show that the composite does not support a high number of cycles, so it is necessary that fatigue life be considered in the design of the structure.

Key-words: Fatigue. Composites. Spar. Numerical analysis. FEM.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Eixos de referência adotados.	17
Figura 2 – Componentes estruturais de uma asa.	18
Figura 3 – Características da fase dispersa: (a) concentração, (b) tamanho, (c) forma, (d) distribuição e (e) orientação.	19
Figura 4 – Esquema de classificação para vários tipos de compósitos.	20
Figura 5 – Representações esquemáticas de compósitos reforçados com (a) fibras contínuas e alinhadas, (b) fibras descontínuas e alinhadas, e (c) fibras descontínuas e aleatoriamente orientadas.	21
Figura 6 – Empilhamento de camadas sucessivas reforçadas com fibras orientadas em um compósito laminado.	22
Figura 7 – Diagrama esquemático mostrando a seção transversal de um painel-sanduíche.	23
Figura 8 – Diagrama esquemático mostrando a construção de um painel-sanduíche com núcleo de colmeia.	23
Figura 9 – Seção transversal de uma peça fabricada e seccionada.	24
Figura 10 – Seção transversal do compósito em estudo.	25
Figura 11 – Divisão de um domínio em subdomínio	28
Figura 12 – Ilustração representativa da distribuição da sustentação ao longo da envergadura da aeronave para a condição crítica	29
Figura 13 – Seção cotada da longarina central - Dimensões em milímetros.	30
Figura 14 – Parcela da longarina central e sua dimensão dentro da semi-asa.	30
Figura 15 – Resina utilizada na fabricação da longarina.	31
Figura 16 – Came seguidor de translação.	32
Figura 17 – Came seguidor oscilatório.	32
Figura 18 – Came unido por forma com seguidor de translação.	33
Figura 19 – Três tipos comuns de seguidor.	33
Figura 20 – Came axial, de rolete ou tambor unido por forma, seguidor de translação.	34
Figura 21 – Exemplo dos diagramas EVAP com funções de movimento cicloidal, seno modificado, trapezoidal modificadas e harmônicas simples em um came com quatro paradas ou esperas.	35
Figura 22 – Diagrama EVAP para a seção de subida do movimento harmônico simples.	36
Figura 23 – Representações esquemáticas do comportamento tensão-deformação em tração para materiais frágeis e dúcteis carregados até a fratura.	37
Figura 24 – Comportamento típico da curva tensão-deformação até a fratura do material no ponto F. O limite de resistência à tração está indicado no ponto M. Os detalhes dentro dos círculos representam a geometria do corpo de prova deformado em vários pontos ao longo da curva.	38

Figura 25 – (a) Fratura altamente dúctil onde a amostra tem estrição até um único ponto. (b) Fratura moderadamente dúctil após alguma estrição. (c) Fratura frágil sem qualquer deformação plástica.	38
Figura 26 – (a) Curva tensão deformação para fibra frágil e matriz dúctil. (b) Curva tensão deformação do compósito gerado.	39
Figura 27 – Variação da tensão no tempo, que é responsável por falhas por fadiga. (a) Ciclo de tensões alternadas, (b) Ciclo de tensões repetidas e (c) Ciclo de tensões aleatórias.	40
Figura 28 – Amplitude de tensão em função do logaritmo do número de ciclos até a falha por fadiga (N) para (a) um material que exibe um limite de resistência à fadiga para vida infinita e (b) um material que não exibe esse limite ao longo dos ciclos	42
Figura 29 – Ensaio de flexão de 3 pontos	43
Figura 30 – Ensaio estático	44
Figura 31 – Sistema para realização do ensaio estático.	45
Figura 32 – Condições de contorno.	46
Figura 33 – Motor elétrico utilizado no ensaio de fadiga.	48
Figura 34 – Deslocamento em função do giro do came.	49
Figura 35 – Velocidade em função do giro do came.	49
Figura 36 – Aceleração em função do giro do came.	50
Figura 37 – Velocidade em função do giro do came.	50
Figura 38 – Rolamento com preenchimento de MDF.	51
Figura 39 – Distância a ser preenchida pelo came e diâmetro do eixo do motor.	52
Figura 40 – Dimensões do came projetado.	52
Figura 41 – Came sendo cortado à laser.	53
Figura 42 – Sistema do ensaio de fadiga idealizado em CAD.	54
Figura 43 – Tacômetro.	54
Figura 44 – Came fabricado com a fita reflexiva já aderida.	55
Figura 45 – Câmera térmográfica.	55
Figura 46 – Ensaio de flexão de 3 pontos sendo executado.	57
Figura 47 – Ensaio estático	58
Figura 48 – Malha para análise do ensaio estático.	59
Figura 49 – Vista da malha na seção transversal da peça.	59
Figura 50 – Condições de contorno para análise do ensaio estático	60
Figura 51 – Deslocamento para análise do ensaio estático.	60
Figura 52 – Tensão normal para análise do ensaio estático.	61
Figura 53 – Região de máxima tensão normal para análise do ensaio estático.	61
Figura 54 – Tensão cisalhante para análise do ensaio estático.	62
Figura 55 – Malha para análise do ensaio de fadiga.	63

Figura 56 – Condições de contorno para análise do ensaio de fadiga.	64
Figura 57 – Deslocamento para análise do ensaio de fadiga.	64
Figura 58 – Tensão normal para análise do ensaio de fadiga.	65
Figura 59 – Região de máxima tensão normal para análise do ensaio estático.	65
Figura 60 – Tensão cisalhante para análise do ensaio de fadiga.	66
Figura 61 – Montagem do sistema de ensaio de fadiga	67
Figura 62 – Montagem do sistema de ensaio de fadiga, vista superior	68
Figura 63 – Ensaio de fadiga em execução	68
Figura 64 – Leitura com o tacômetro sendo efetuada	69
Figura 65 – Mapeamento de temperatura ao longo do ensaio de fadiga.	70
Figura 66 – Falha na face da longarina e propagação da trinca.	71

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Propriedades da fibra de carbono com epóxi fabricada pela equipe . . .	29
Tabela 2 – Propriedades do divynycell utilizado	29
Tabela 3 – Comparação entre os métodos avaliados.	56
Tabela 4 – Comparação entre os deslocamentos obtidos com o método analítico e o ensaio prático.	57
Tabela 5 – Valores de deslocamentos obtidos após modificações da calibração numérica.	62
Tabela 6 – Valores de tensão do ensaio estático obtidos pelo método das seção e pela análise numérica, ambos calibrados.	62
Tabela 7 – Comparação entre tensão atuante e limite de tensão cíclica limitante. .	63
Tabela 8 – Comparação entre valores de tensão obtidos pelo método analítico e numérico para um deslocamento de 14 mm.	66
Tabela 9 – Resultados do ensaios de fadiga realizados.	71

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CAD	<i>Computer Aided Design</i>
CFRP	Compósitos poliméricos reforçados com fibras de carbono (<i>CarbonFiber-Reinforced Polymer</i>)
EVAP	Deslocamento, velocidade, aceleração e pulso
FEM	Método dos elementos finitos (<i>Finite Element Method</i>)
LABRA	Laboratório de robótica e automação
LEENER	Laboratório de Eficiência Energética
MDF	Fibra de média densidade (<i>Medium Density Fiberbord</i>)
MHS	Movimento harmônico simples
PEC	Posição extrema crítica
PMC	Percurso de movimento crítico
SAE	Sociedade dos engenheiros da mobilidade (<i>Society of Automotive Engineers</i>)
SD	Sobe-desce
SDP	Sobe-desce-para
SPDP	Sobe-para-desce-para
UFJF	Universidade Federal de Juiz de Fora

LISTA DE SÍMBOLOS

a	Aceleração do came
b	Dimensão da base da seção transversal em questão
D	Rigidez à flexão do compósito
d_{LN}	Distância da linha neutra até a fibra mais distante
E	Módulo de elasticidade
G	Módulo de cisalhamento
h_z	Deslocamento do seguidor
I	Momento de inercia de área
j	Pulso do came
L	Comprimento da peça
M	Momento aplicado
M_s	Momento estático
P	Carga aplicada
Q	Esforço cortante
s	Deslocamento do came
U	Rigidez ao cisalhamento
v	Velocidade do came
v_b	Deslocamento
β	Intervalo do movimento do came
θ	Ângulo de variação do came
σ	Tensão normal
τ	Tensão cisalhante

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	15
1.1	Considerações iniciais	15
1.2	Motivação	15
1.3	Objetivos	16
1.3.1	Objetivos específicos	16
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	17
2.1	Estrutura de uma aeronave	17
2.2	Material compósito	18
2.2.1	Compósitos reforçados com fibra	20
2.2.1.1	Compósitos poliméricos reforçados com fibras de carbono (CFRP – Carbon Fiber-Reinforced Polymer)	21
2.2.2	Laminados	22
2.2.3	Painéis sanduíche	23
2.3	Cálculo estrutural para estruturas sanduíches	25
2.4	Normas técnicas para ensaios	27
2.5	Análise numérica	27
2.6	Dados fornecidos pela equipe Microraptor	28
2.7	Projeto de came	31
2.8	Falha por fadiga	37
2.8.1	Fratura simples	37
2.8.2	Fadiga	39
3	METODOLOGIA	43
3.1	Definição da rigidez à flexão	43
3.2	Ensaio estático e calibração numérica	44
3.3	Ensaio de fadiga	47
3.3.1	Definições preliminares	47
3.3.2	Motor elétrico e projeto de came seguidor	47
3.3.3	Sistemas de ensaio e demais equipamentos	53
4	RESULTADOS E ANÁLISES	56
4.1	Rigidez à flexão	56
4.2	Calibração do modelo e análise numérica	57
4.3	Análise preliminares ao ensaio de fadiga	63
4.4	Ensaio de fadiga	66

5	CONCLUSÕES	72
5.1	Sugestões para Trabalhos Futuros	72
	REFERÊNCIAS	74
	ANEXO A – TERMO DE AUTENTICIDADE	76

1 INTRODUÇÃO

1.1 Considerações iniciais

A aeronave estudada segue os padrões estabelecidos pela competição nacional de aerodesing SAE Brasil na classe micro, tem perfil cargueiro e deve extrair uma carga através de um paraquedas. Devido aos esforços atuantes em voo e suas respectivas variações que devem ser suportadas, além das possíveis condições imprevistas pelo projeto, é comum considerar a condição mais crítica para fazer cálculos e definir parâmetros, aplicando ainda um fator de segurança sob o carregamento, garantindo a segurança do projeto.

No caso deste estudo, direcionou-se a atenção para a longarina, principal componente estrutural da asa, pois é nela que se concentram os maiores esforços da aeronave. O material que constitui a longarina é um compósito cujas características ainda não são tão profundamente conhecidas no meio científico, assim como os metais são, por exemplo. Para uso da equipe Microraptor, a fim de fazer um dimensionamento mais abrangente e assertivo de estrutura da aeronave, foi investigado a vida em fadiga da longarina. É possível definir assim se este será ou não um parâmetro limitante para o projeto, onde o carregamento cíclico imposto é condizente com as cargas atuantes em voo e com os limites de tensão do material.

1.2 Motivação

A ciência está em constante evolução e, para diversos setores, a utilização de materiais mais leves e resistentes se tornou um ponto crucial no desenvolvimento de produtos. Assim, os compósitos ganharam grande visibilidade na indústria e já são triviais na aeronáutica, que necessita de materiais de baixa densidade, para se obter o menor peso da aeronave, e alta resistência e rigidez, pois o avião deve suportar altos valores de carregamento, entre outras características.

Muita pesquisa ainda se faz necessária acerca desses componentes. É de suma importância conhecer melhor suas características para conseguir definir se são aptos ou não para determinada função, em quais faixas de trabalho terão melhor desempenho e como eles afetam o projeto ou produto final, além de ser possível aperfeiçoar a eficiência estrutural.

O regulamento da competição nacional de aerodesing SAE Brasil traz desafios para as equipes quanto a diversos parâmetros de um projeto aeronáutico, e as ideias apresentadas pelos alunos podem trazer modificações significativas para a aeronáutica no geral.

Visto que há um carregamento cíclico no avião devido às variações de escoamento e ao envelope de voo, se faz necessário realizar um estudo acerca da resistência à fadiga dos

materiais compósitos. Dados referentes à esse parâmetro devem ser avaliados para que tal condição de contorno seja considerada no dimensionamento dos principais componentes estruturais.

1.3 Objetivos

O estudo em questão tem como objetivo definir a vida em fadiga de uma viga sanduíche, utilizada como longarina pela equipe Microraptor, para que este parâmetro possa ser uma restrição de projeto e para que um dimensionamento mais completo desse material seja possível.

1.3.1 Objetivos específicos

Para que a proposta deste trabalho seja alcançada, necessita-se desenvolver algumas etapas, sendo elas:

- Ensaio estático e determinação da rigidez flexional da peça;
- Calibração e execução de análise em elementos finitos;
- Ensaio de fadiga de alto ciclo, promovendo a condição crítica da longarina.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 Estrutura de uma aeronave

Para as análises e cálculos desenvolvidos no referente trabalho, a Figura 1 traz a referência de eixos para aeronaves, também adotada pela equipe Microraptor.

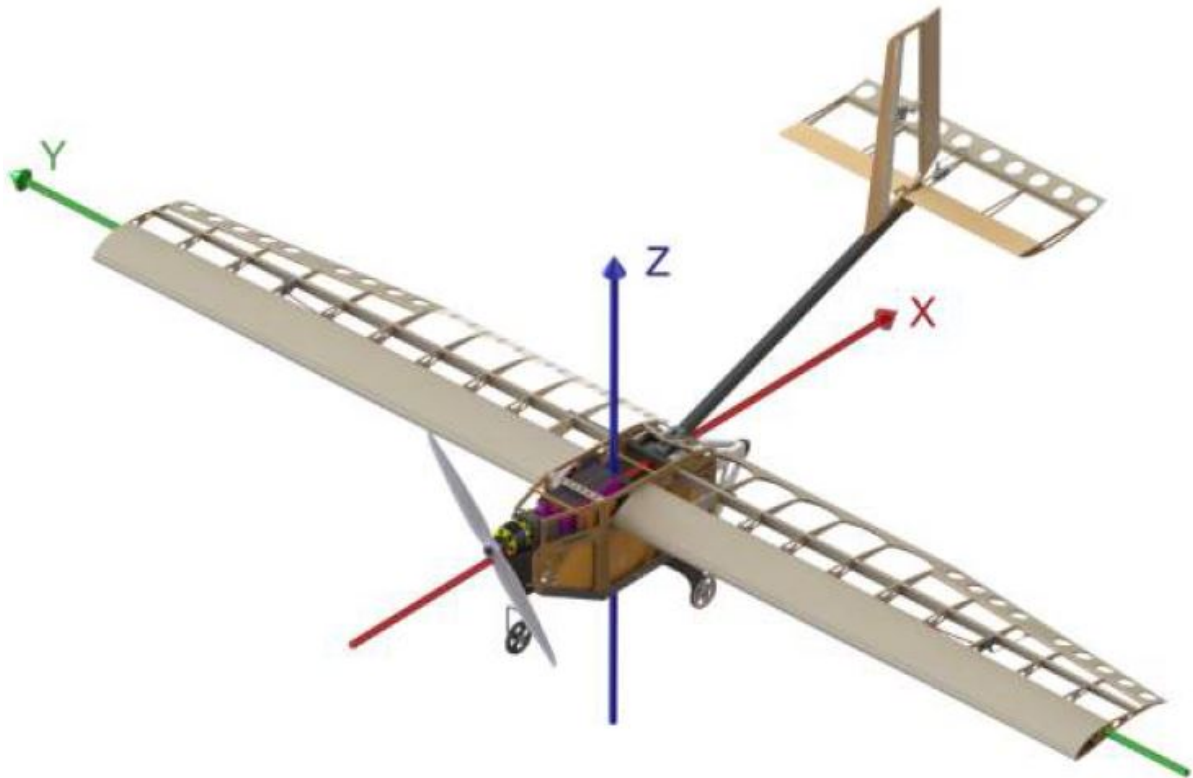


Figura 1 – Eixos de referência adotados.

Fonte: Microraptor, 2018

De forma simplificada, as principais cargas no avião durante o voo se referem à tração do motor (sentido oposto a x), arrasto (mesmo sentido do eixo x), sustentação (mesmo sentido do eixo z) e peso (sentido oposto ao eixo z). A desigualdade controlada entre essas forças permite o movimento ordenado do corpo.

A sustentação é o carregamento responsável por colocar e manter o avião no ar, deve ser o suficiente para combater o peso da aeronave vazia e a carga que ela deve carregar. No caso do tipo de aeronave que é fabricado nos padrões da competição SAE Brasil classe micro, a tração é dada pelo empuxo da hélice, que gira devido ao motor elétrico, sendo este último, alimentado por baterias de Lítio ferro (LiFe). Por fim, o arrasto é a força contrária ao movimento, depende da forma dos componentes e aumenta proporcionalmente com a velocidade, assim, é imprescindível que as peças que dão forma ao avião sejam as mais

aerodinâmicas possíveis. Quanto menor o arrasto, maior será a sobra de tração, o que permite levar uma carga mais elevada.

Para que o empuxo dado pelo motor gere uma sustentação maior ou igual ao peso, e para que a aeronave seja viável, é necessário que o peso vazio seja o menor possível para se levar o maior valor de carga com o mesmo grupo motopropulsor.

Para constituir a asa com uma alta eficiência estrutural, ou seja, alta resistência com baixo peso associado, inicialmente busca-se utilizar materiais com essas características, assim como ter elementos secundários que transmitem os esforços para um elemento principal (longarina), havendo ainda um revestimento que envolve todos os componentes e também auxilia na rigidez da estrutura (Figura 2).

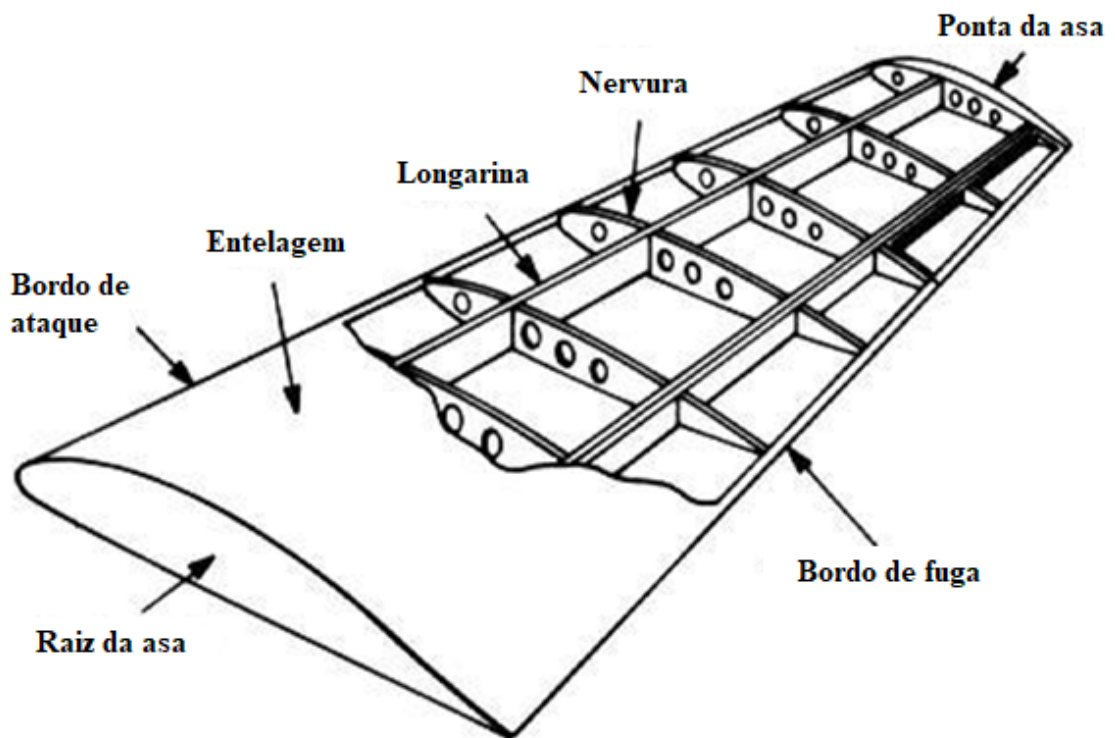


Figura 2 – Componentes estruturais de uma asa.

Fonte: Adaptado de Pritamashutosh, 2014.

Ligas metálicas já desenvolvidas atendem aos requisitos citados relativos à eficiência estrutural, mas a utilização de materiais compósitos trás possibilidades inovadoras e muito viáveis.

2.2 Material compósito

A união de dois ou mais materiais de características distintas, que matem uma boa proporção das características de cada um e resulta em uma combinação com melhorias

expressivas, é a definição de materiais compósitos. A maioria destes materiais foi criada visando obter melhores características mecânicas como rigidez, resistência e outros.

No contexto mais comumente utilizado, e principalmente no contexto deste trabalho, os compósito se referem a materiais multifásicos produzidos artificialmente, sendo que as fases constituintes devem ser quimicamente diferentes e estar separadas por uma interface distinta.

Tais fases se referem à fase matriz e a fase dispersa. Fase matriz é o material contínuo e que envolve a fase dispersa, que pode ser definida como o material que é incluído para melhorar determinadas características. As características dos compósitos dependem não só das características das fases, mas também da interação entre elas, quantidade relativa e geometria da fase dispersa. Algumas dessas características podem ser notadas na figura 3.

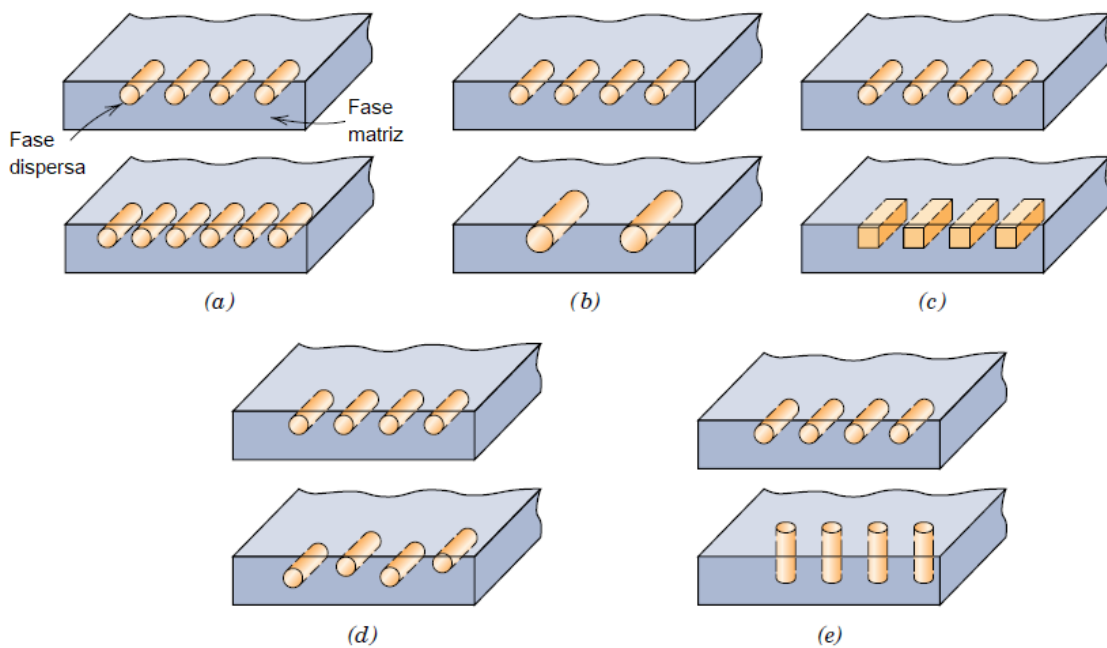


Figura 3 – Características da fase dispersa: (a) concentração, (b) tamanho, (c) forma, (d) distribuição e (e) orientação.

Fonte: Adaptado de Callister, 2010.

Com um conhecimento dos vários tipos de compósitos, assim como uma compreensão da dependência de seus comportamentos em relação às características, às quantidades relativas, à geometria/distribuição e às propriedades das fases constituintes, é possível projetar materiais com combinações de propriedades melhores do que aquelas encontradas nas ligas metálicas, nos cerâmicos e nos materiais poliméricos. (CALLISTER, 2008)

Os compósitos podem ser classificados com relação ao tipo e ao tamanho da fase dispersa (Figura 4).

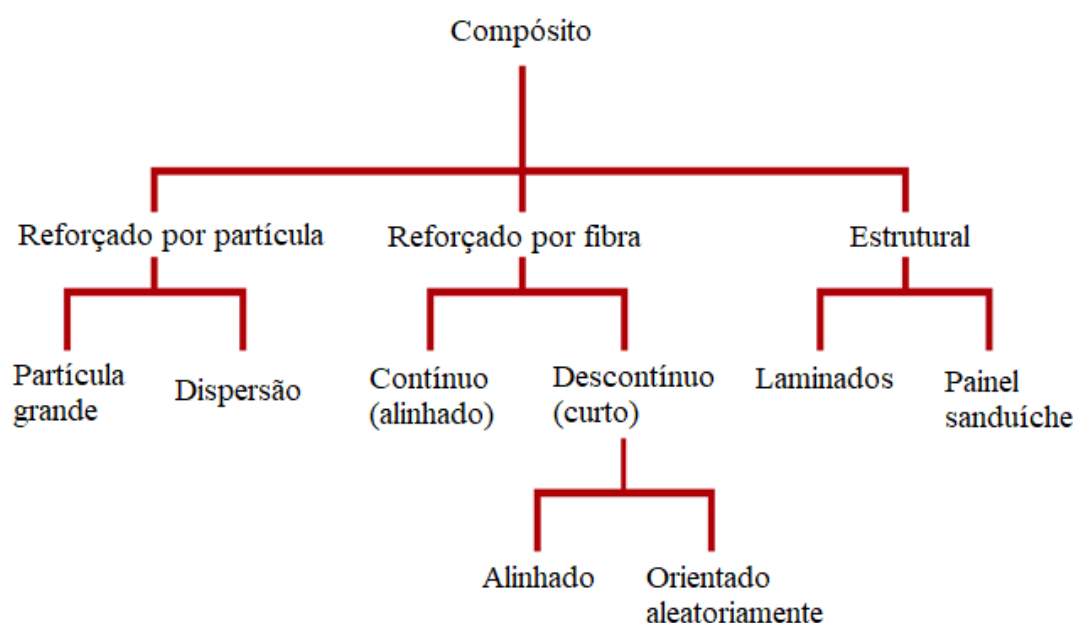


Figura 4 – Esquema de classificação para vários tipos de compósitos.

Fonte: Adaptado de Callister, 2010.

A longarina fabricada pela equipe Microraptor, e objeto de estudo deste trabalho, une conceitos de compósitos estruturais laminados e de painéis sanduíche.

É importante falar inicialmente de algumas características dos compósitos reforçados por fibra, pois a laminação de peça em estudo envolve alguns desses conceitos visto que o laminado é constituído de manta fibra de carbono embebida em resina epóxi, e se assemelha em parte ao compósito reforçado por fibra contínua.

2.2.1 Compósitos reforçados com fibra

Termos como resistência específica e módulo específico são frequentemente utilizados devido à alta resistência/rigidez em relação ao peso. Compósitos com valores excepcionalmente elevados de resistência e módulo de elasticidade têm sido obtidos a partir de certos materiais com baixo peso específico tanto para a matriz quanto para fibra.

A fase matriz tem a função de unir as fibras e transmitir e distribuir os esforços às mesmas, tendo de suportar uma parte muito pequena da tensão atuante. O material da matriz deve ser relativamente dúctil e o módulo de elasticidade da fibra deve ser muito maior que o da matriz. Além disso, a matriz tem a função de proteger as fibras contra abrasão mecânica e reações com o ambiente e também serve como barreira contra a propagação de trincas por estar entre as fibras e possuir plasticidade e baixa dureza. Dessa forma, é necessário que um grande número de fibras tenha falhado para que ocorra a fratura total do compósito.

Há uma subclassificação quanto ao tamanho das fibras e a disposição (Figura 5). Ambas características influenciam na resistência do compósito, sendo que fibras contínuas e alinhadas oferecem um melhor resultado nesse aspecto.

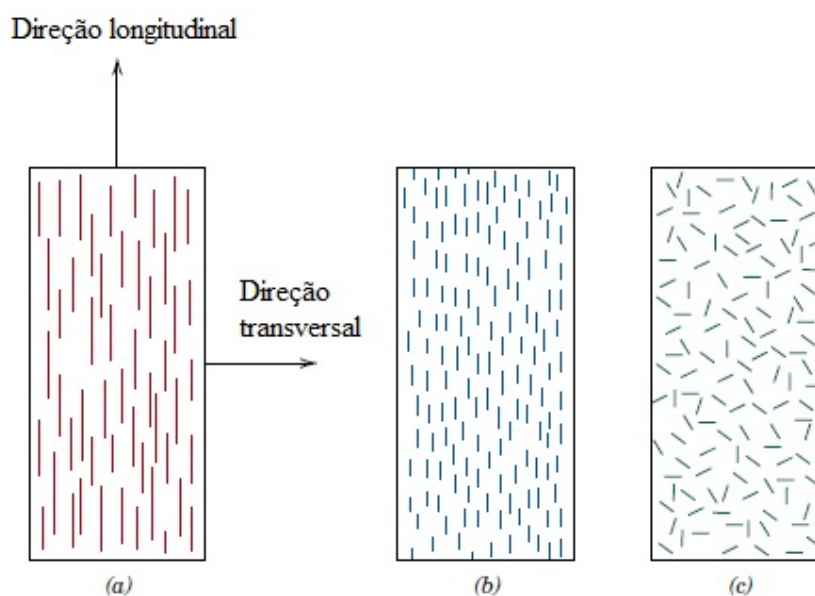


Figura 5 – Representações esquemáticas de compósitos reforçados com (a) fibras contínuas e alinhadas, (b) fibras descontínuas e alinhadas, e (c) fibras descontínuas e aleatoriamente orientadas.

Fonte: Adaptado de Callister, 2010.

Os compósitos com matriz polimérica consistem em uma resina polimérica como matriz, com fibras como meio de reforço. Esses materiais são usados na maior diversidade de aplicações de compósitos, assim como nas maiores quantidades, como consequência de suas propriedades à temperatura ambiente, da facilidade de fabricação e do custo (CALLISTER, 2008).

2.2.1.1 Compósitos poliméricos reforçados com fibras de carbono (CFRP – Carbon Fiber-Reinforced Polymer)

A forma estável do carbono cristalino em temperatura ambiente é a grafita, as fibras de carbono não são totalmente cristalinas, mas são compostas tanto por regiões gráficas quanto por regiões não cristalinas (CALLISTER, 2008).

O carbono é um material fibroso de alto desempenho e é um dos mais utilizados em compósitos avançados de matriz polimérica (juntamente com a fibra de vidro) pois as fibras de carbono possuem maior módulo específico dentre todas as fibras, valores que se mantêm sob temperaturas elevadas. Tais fibras exibem diversas características físicas e mecânicas, o que permite a produção de compósitos com propriedades especificamente

projetadas, além de permitir também métodos de fácil fabricação e bom custo-benefício tanto para as fibras quanto para os compósitos.

Com frequência, é a matriz que determina a máxima temperatura de serviço, uma vez que ela normalmente amolece, funde ou degrada em uma temperatura muito menor do que a fibra de reforço (CALLISTER, 2008).

As resinas poliméricas utilizadas variam conforme aplicação e preço: poliésteres e ésteres vinílicos são as mais baratas e são geralmente utilizadas com fibra de vidro; os epóxis são mais caros, possuem melhores propriedades mecânicas e uma maior resistência à umidade, além de aplicações comerciais também são bastante utilizados em compósitos para aplicações aeroespaciais; resinas poliimidadas, cujo limite de temperatura é superior; e resinas termoplásticas, que também são usadas em altas temperaturas e com isso tem grande potencial em aplicações aeroespaciais.

2.2.2 Laminados

O compósito estrutural laminado é composto por camadas, geralmente cada camada possui uma direção preferencial de alta resistência, mas o acoplamento de várias camadas faz com que o material final seja resistente em várias direções no plano bidimensional (Figura 6). Os laminados também podem ser construídos utilizando tecidos, tais como algodão, papel ou fibras trançadas em uma matriz de plástico.

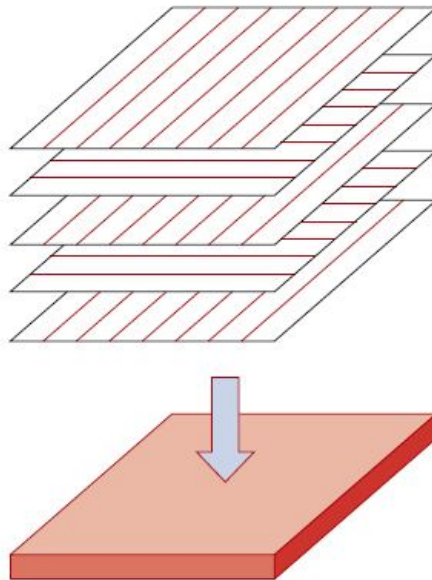


Figura 6 – Empilhamento de camadas sucessivas reforçadas com fibras orientadas em um compósito laminado.

Fonte: Adaptado de Callister, 2010.

2.2.3 Painéis sanduíche

O composto estrutural de painel-sanduíche é utilizado como viga de baixo peso altamente resistente e rígido, é composto por um núcleo leve de baixo módulo de elasticidade e lâminas externas com alto módulo de elasticidade. As faces geralmente tem menor volume e são unidas a um núcleo mais espesso por um adesivo (Figura 7).

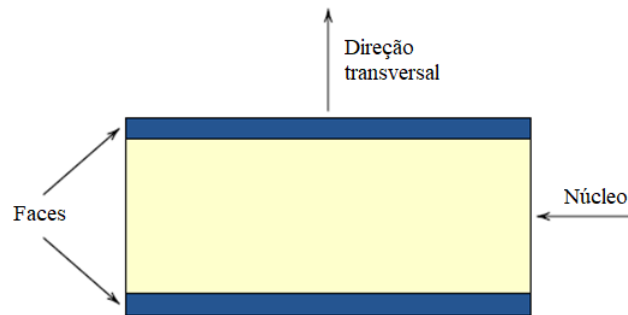


Figura 7 – Diagrama esquemático mostrando a seção transversal de um painel-sanduíche.

Fonte: Adaptado de Callister, 2010.

As lâminas da face devem conferir alta resistência e rigidez à estrutura e devem ser espessas o suficiente para resistir a tensões de tração e compressão resultantes da aplicação da carga. Enquanto isso o núcleo deve ser espesso o suficiente para suportar o cisalhamento e evitar flambagem, além de ser um suporte para as faces, geralmente usa-se como núcleo materiais como espumas poliméricas rígidas, madeira e colmeias (Figura 8).

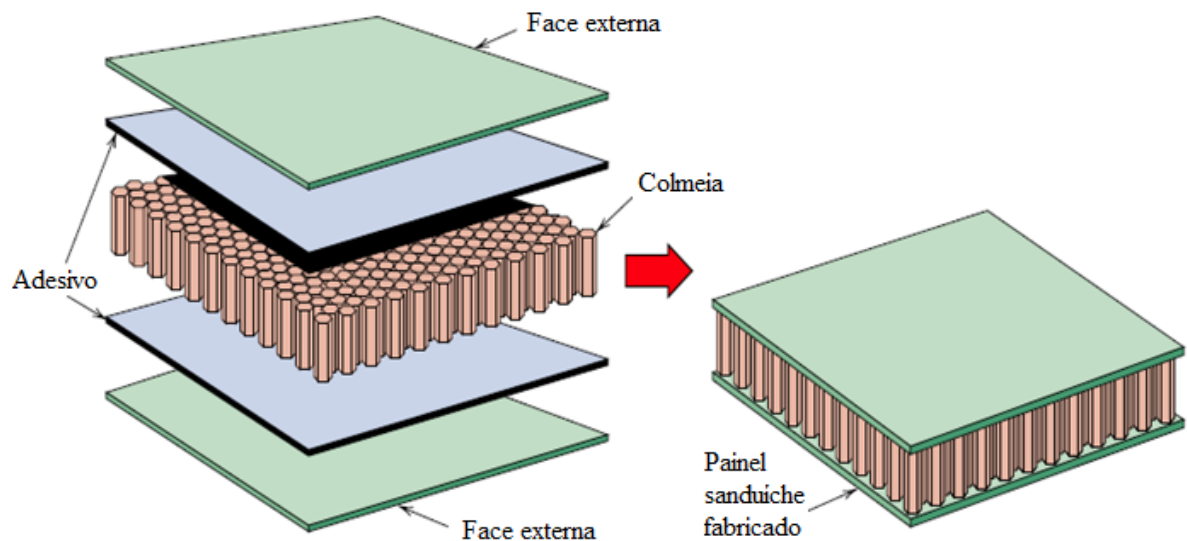


Figura 8 – Diagrama esquemático mostrando a construção de um painel-sanduíche com núcleo de colmeia.

Fonte: Adaptado de Callister, 2010.

Avaliando o caso específico da longarina estudada, as faces do painel-sanduiche se enquadram na definição de compósitos laminados. O compósito estrutural desenvolvido pela equipe Microraptor e que é bastante comum na competição SAE Brasil de aerodesign pode ser definido como uma viga sanduiche com faces laminadas (Figura 9).

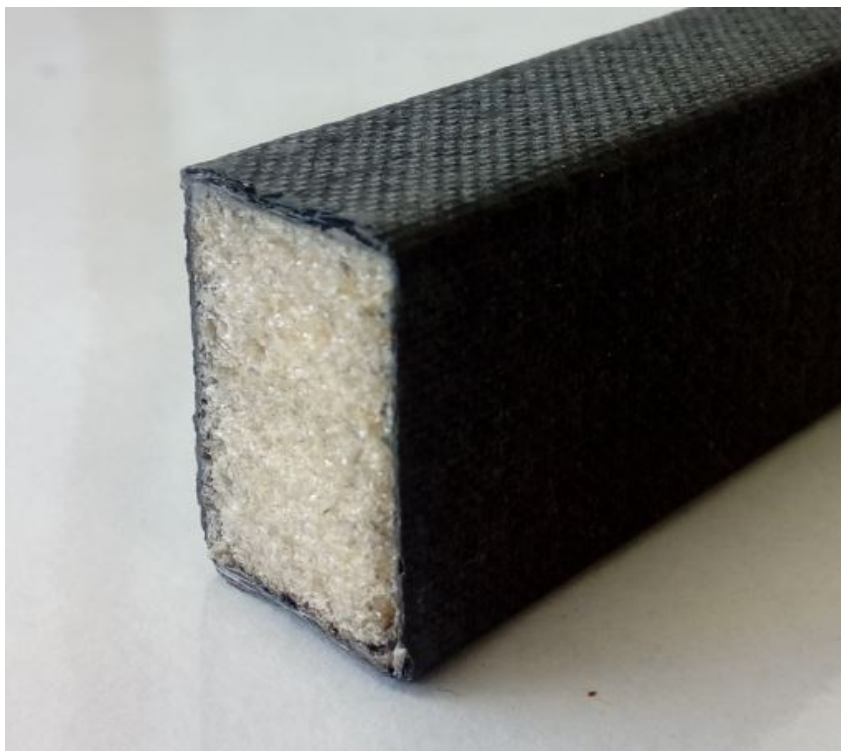


Figura 9 – Seção transversal de uma peça fabricada e seccionada.

Fonte: Próprio autor

As dimensões da longarina contêm então, variáveis que se referem tanto ao núcleo quanto as faces de base ou de lateral, conforme pode ser visto na Figura 10. Essas variáveis são implementadas nos cálculos posteriormente apresentados.

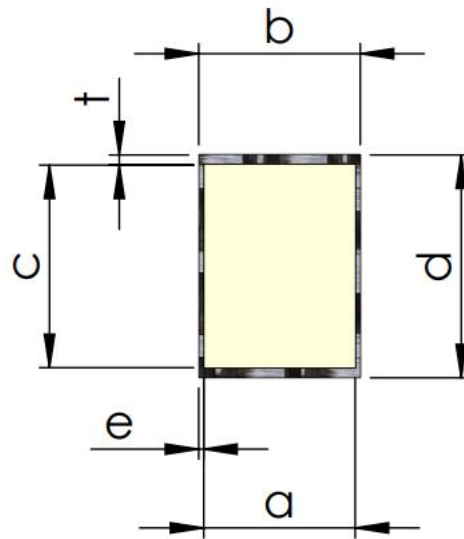


Figura 10 – Seção transversal do compósito em estudo.

Fonte: Próprio autor

2.3 Cálculo estrutural para estruturas sanduíches

De acordo com Hibbeler (2007), a expressão que determina a tensão normal em um elemento reto, com seção transversal simétrica em relação a um eixo e momento aplicado perpendicularmente a esse eixo é dada pela equação 2.1.

$$\sigma = \frac{M \cdot d_{LN}}{I} \quad (2.1)$$

Onde M é o momento interno resultante em torno do eixo neutro da seção, I é o momento de inércia de área da seção transversal calculada em torno do eixo neutro, e d_{LM} é distância perpendicular da linha neutra até o ponto mais distante.

Mas pelo fato de que a longarina é composta por dois materiais distintos, é necessário utilizar equações especificamente modificadas para estruturas sanduíches, como pode ser visto na obra de Gibson (1997). Assim a expressão se modifica pela equação 2.2

$$\sigma_{faces} = \frac{M \cdot d_{LN}}{D} \cdot E_{faces} \quad \text{ou} \quad \sigma_{nucleo} = \frac{M \cdot d_{LN}}{D} \cdot E_{nucleo} \quad (2.2)$$

Sendo E o módulo de elasticidade do material e D a rigidez à flexão do compósito. A distância da linha neutra até o ponto mais longe deve se referir ao material avaliado, ou seja, ao se calcular a tensão normal nas fibras (σ_{faces}), essa distancia deve variar entre $c/2$ e $d/2$, conforme visto na Figura 10.

A tensão de cisalhamento em vigas sob flexão também é alterada da equação 2.3

para a equação 2.4.

$$\tau = \frac{Q \cdot M_s}{b \cdot I} \quad (2.3)$$

$$\tau = \frac{Q}{b \cdot D} \cdot \sum (M_s \cdot E) \quad (2.4)$$

Onde Q é o esforço cortante aplicado, M_s é o momento estático e b é a dimensão da base.

É necessário determinar então a rigidez flexional da viga sanduíche, que é composta pelo somatório da rigidez à flexão das faces e da rigidez à flexão do núcleo, medidas a partir do eixo baricêntrico da seção transversal e calculado conforme a equação 2.5.

$$D = D_{faces} + D_{nucleo} = E_{faces} \cdot I_{faces} + E_{nucleo} \cdot I_{nucleo} \quad (2.5)$$

O valor da rigidez também é utilizado para determinação dos deslocamentos da peça. Para a situação onde a viga está engastada e livre, como ocorre com a longarina, o deslocamento na extremidade livre ao se aplicar um carregamento pontual é dado pela equação 2.6, como pode ser visto em GIBSON (1997). O primeiro termo da equação equivale ao deslocamento devido à parcela de flexão pura e o segundo equivale ao deslocamento devido ao esforço cortante, sendo U dado pela equação 2.7.

$$v_b = \frac{P \cdot L^3}{3 \cdot D_z} + \frac{P \cdot L}{U} \quad (2.6)$$

P é o valor da carga aplicada, L o comprimento da peça e U a rigidez de cisalhamento do painel sanduíche.

$$U = \frac{G_{nucleo} \cdot b \cdot d^2}{c} \quad (2.7)$$

Segundo Gagliardo (2008), no projeto de uma estrutura sanduíche existem vários parâmetros a serem especificados pelo projetista. De modo simplificado, o projeto tem duas etapas, na primeira deve-se arbitrar as propriedades das faces e do núcleo e na segunda as espessuras de cada face e do núcleo devem ser obtidas.

O dimensionamento da longarina foi feito de forma iterativa, variando a seção do Divinycell e a espessura das camadas superiores e laterais de fibra de carbono, seguindo as equações 2.2 e 2.4. Conhecendo os valores do carregamento atuante, os módulos de elasticidade de cada material, bem como as tensões admissíveis, é possível determinar as características geométricas da viga sanduíche.

Para um núcleo de baixo E e face de alto E, a tensão normal é proporcionalmente mais significativa nas faces e a tensão cisalhante é proporcionalmente mais significativa para o núcleo, por isso é dito que as faces devem suportar a tensão normal e o núcleo deve suportar a tensão cisalhante.

2.4 Normas técnicas para ensaios

O compósito fabricado pela equipe Microraptor é constituído de um núcleo de Divinycell e faces de fibra de carbono com epoxi. Para calcular todos os parâmetros necessários ao projeto, inicialmente é necessário determinar as propriedades de cada material.

A obtenção dessas propriedades, como módulo de elasticidade e tensão de ruptura, são obtidos através de ensaios, e para garantir que os resultados sejam confiáveis e tenham padrão de qualidade, segue-se normas técnicas devidamente consolidadas.

Utilizou-se as propriedades do Divinycell fornecidas pelo fabricante (E-COMPOSITES, Divinycell H60 Datasheet), pois as normas utilizadas para obtenção de cada propriedade foram explicitadas no datasheet. Para definir as propriedades do laminado de fibra de carbono com epoxi fabricado pela equipe, seguiu-se a norma ASTM D3039 e utilizou-se a máquina de ensaios EMIC DL2000, disponível no Laboratório de Máquinas na Faculdade de Odontologia da UFJF, para realizar o ensaio de flexão de três pontos.

Além disso, COSTA (2017) apresenta uma metodologia de estudo do comportamento à flexão de vigas laminadas, onde uma das vias de análise envolve a norma ASTM C393-00 e sua comparação com resultados obtidos em análises numéricas.

Esses métodos de testes C393-00 padronizam ensaios de flexão de 3 e 4 pontos e fornecem um padrão para obter as resistências à flexão e rigidez do painel sanduíche, que é dado pela equação 2.8.

$$D = \frac{(E_{faces} \cdot (d^3 - c^3) \cdot b)}{12} \quad (2.8)$$

2.5 Análise numérica

O método de elementos finitos (FEM) é uma poderosa técnica computacional para soluções aproximadas para uma variedade de problemas de engenharia do "mundo real", possuindo domínios complexos sujeitos a condições gerais de contorno. O FEM tornou-se um passo essencial no projeto ou modelagem de um fenômeno físico em várias disciplinas na área das engenharias (MADENCI, 2006).

Os fenômenos físicos avaliados devem possuir variáveis de campo e, como estas variam de ponto a ponto, há um número infinito de soluções no domínio. O FEM soluciona

o problema ao dividir o domínio em subdomínios (elementos) e expressar a variável de campo desconhecida em termos das funções aproximadas assumidas dentro de cada elemento, ou seja, cria um número finito de incógnitas (Figura 11).

Essas funções (também chamadas de funções de interpolação) são definidas em termos dos valores das variáveis de campo em pontos específicos, chamados de nós. Os nós geralmente estão localizados ao longo dos limites do elemento e conectam elementos adjacentes (MADENCI, 2006).

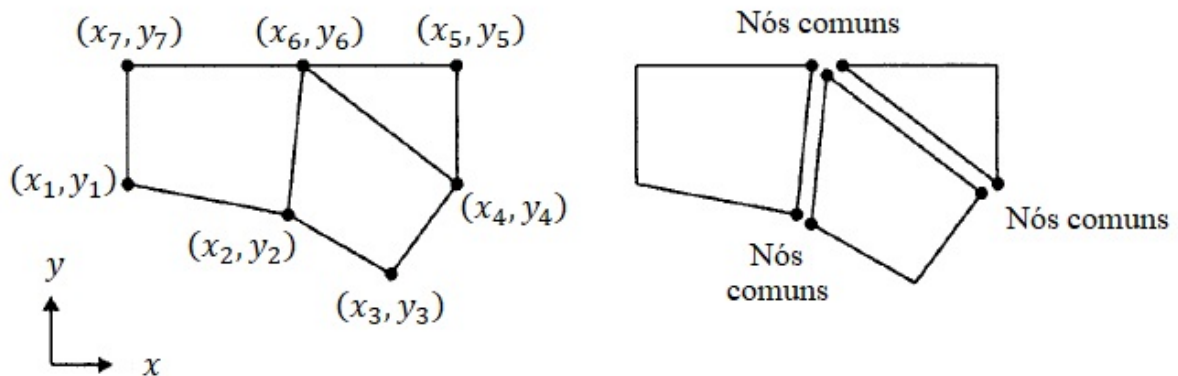


Figura 11 – Divisão de um domínio em subdomínio

Fonte: Adaptado de Madenci, 2006.

O software Ansys[®] - Versão estudantil foi utilizado no presente estudo para realizar as análises numéricas desejadas devido à familiaridade com o programa. Além de permitir avaliar uma vasta gama de resultados, pode-se montar as condições de contorno do sistema de diversas maneiras, aplicando os carregamentos e usando as restrições de movimento (apoios) conforme a necessidade do problema.

O software permite ainda, avaliar materiais compósitos criando superfícies ao redor de um corpo sólido ou montagem, de forma que a análise se torna importante para consolidar o estudo.

2.6 Dados fornecidos pela equipe Microraptor

Para fazer um estudo coerente sobre a condição que a aeronave projetada se encontra, devemos inicialmente conhecer as cargas atuantes em voo, estas foram obtidas através do software XFRLR5 e fornecidas pela equipe Microraptor. É necessário modelar a aeronave no software para que as análises sejam feitas, e assim, o programa fornece os valores do carregamento ao longo da envergadura como consta no Relatório técnico: Cargas e Aeroelasticidade, 2018 (Figura 12).

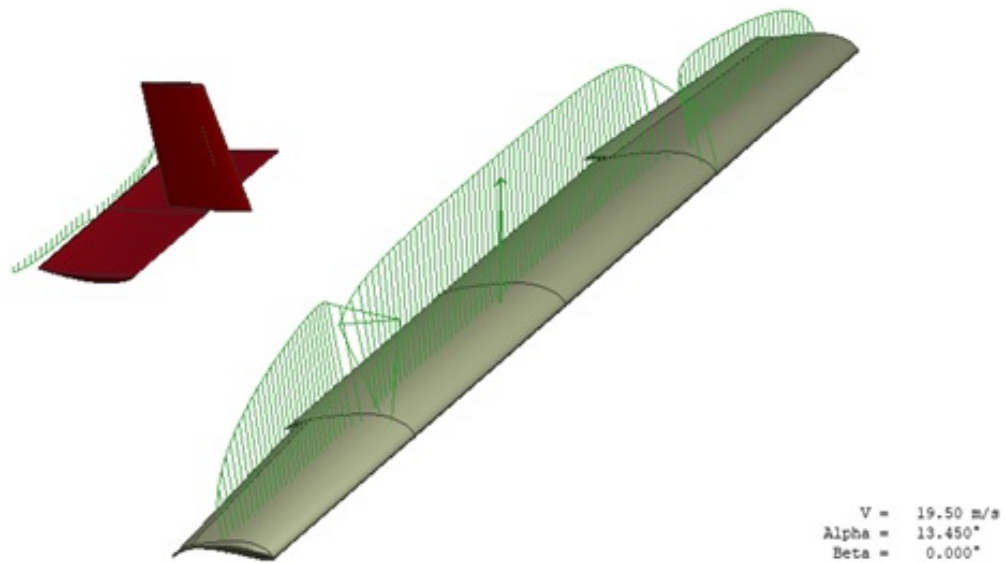


Figura 12 – Ilustração representativa da distribuição da sustentação ao longo da envergadura da aeronave para a condição crítica

Fonte: Microraptor, 2018.

Diversos casos de carregamento são avaliados no envelope de voo da aeronave, como decolagem, manobras e pouso, e a condição que gera as maiores cargas na longarina é dada como sua condição crítica, sendo utilizados os valores deste caso de carregamento para as futuras análises.

Com os valores de sustentação e arrasto para a condição crítica e módulo de elasticidade dos materiais utilizados (Tabelas 1 e 2), a seção transversal da longarina foi dimensionada através das equações de tensões em compósito, visto nas equações 2.2 e 2.4, como consta no Relatório técnico: Estruturas e Ensaios Estruturais, 2018. O produto final possui as dimensões apresentadas na Figura 13.

Material	Ensaio	Norma	(g/cm)	(MPa)	E (MPa)
FC laminada com vácuo	Flexão de três pontos	ASTM D 3039	1,07	360,31	25813,00

Tabela 1 – Propriedades da fibra de carbono com epóxi fabricada pela equipe

Fonte: Microraptor, 2018.

Material	Ensaio	Norma	(g/cm)	(MPa)	E (MPa)
Divinycell H60	Tração	ASTM D 1623		1,50	60,00
	Compressão	ASTM D 1621	0,06	0,70	57,00
	Cisalhamento	ASTM C 273		0,63	16,00

Tabela 2 – Propriedades do divinycell utilizado

Fonte: Microraptor, 2018.

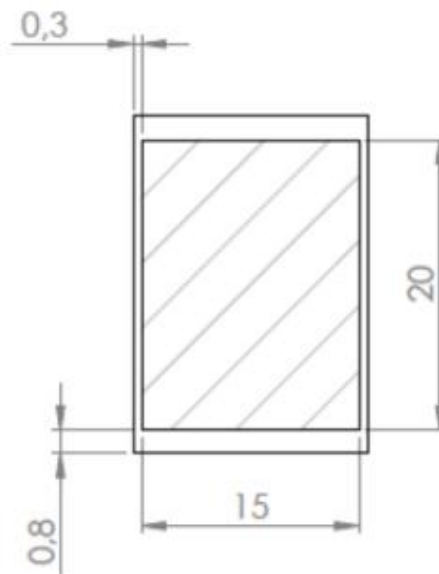


Figura 13 – Seção cotada da longarina central - Dimensões em milímetros.

Fonte: Microraptor, 2018.

Os valores teóricos para os momentos de inércia da face e do núcleo na seção transversal em relação ao eixo x são respectivamente $3101,00 \text{ mm}^4$ e $10000,00 \text{ mm}^4$. O comprimento da longarina central que adentra cada semi-asa é de 337,50 mm, como pode ser observado na Figura 14.

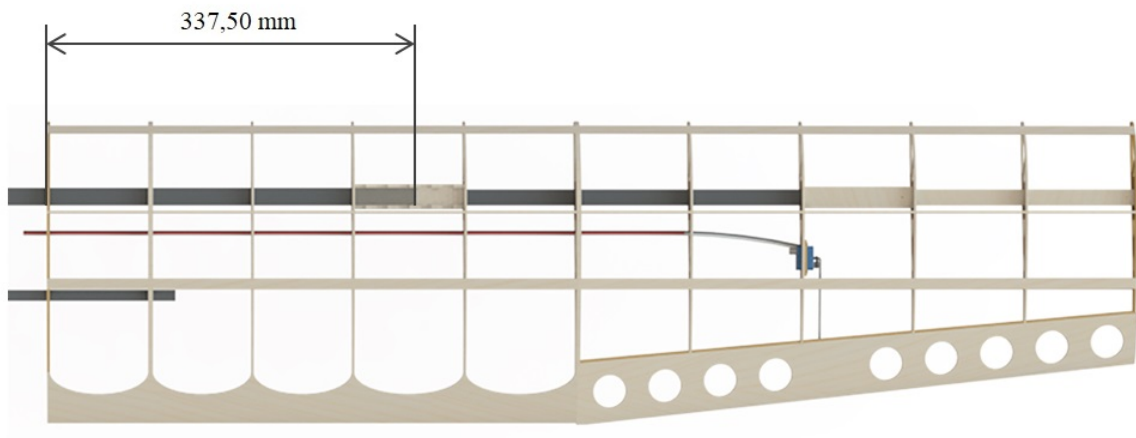


Figura 14 – Parcela da longarina central e sua dimensão dentro da semi-asa.

Fonte: Próprio autor.

Foi utilizado um sistema de resina epóxi de alta performance AMPREG 26 com endurecedor SLOW da fabricante E-composites (Figura 15). A temperatura limite de trabalho dessa matriz é $106,3 \text{ }^\circ\text{C}$, como consta no *datasheet* da resina (E-COMPOSITES, .



Figura 15 – Resina utilizada na fabricação da longarina.

Fonte: Próprio autor.

2.7 Projeto de came

Para realizar o ensaio de fadiga, será calculado quanto a extremidade da longarina central é deslocada devido à superposição do carregamento transmitido a ela e do carregamento atuante sobre ela, e assim, aplicar o mesmo deslocamento de forma cíclica.

Dentre as possibilidades para aplicar o carregamento cíclico necessário ao ensaio de fadiga, optou-se por utilizar um came, de forma que se torna imprescindível abordar o assunto para desenvolver um projeto que atendesse os requisitos do estudo apresentado.

Um came é um elemento mecânico usado para acionar um seguidor por meio de contato direto e possibilita funções específicas como saída. Podemos definir uma função de saída qualquer e criar uma superfície curva no came de forma que este gere tal função no movimento do seguidor.

Diversas características classificam um sistema came seguidor, como por exemplo:

- Tipo de movimento do seguidor: translação ou rotação.

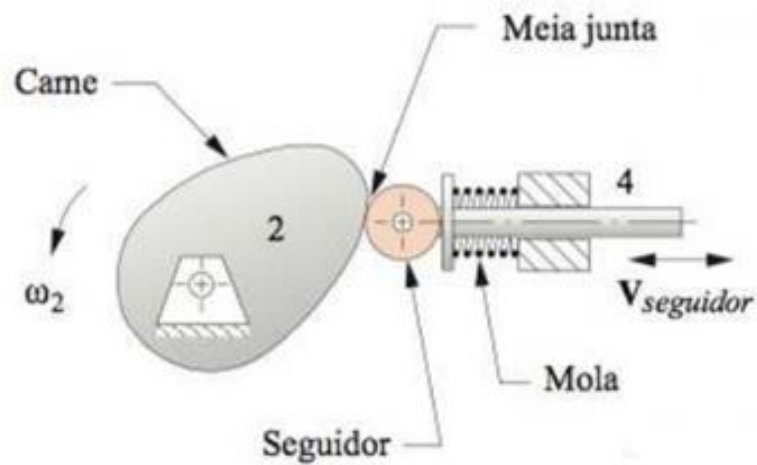


Figura 16 – Came seguidor de translação.

Fonte: NORTON, 2010.

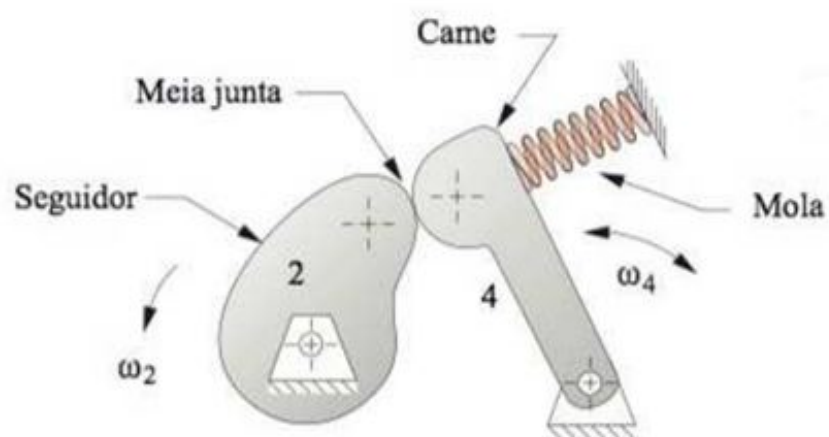


Figura 17 – Came seguidor oscilatório.

Fonte: NORTON, 2010.

- Tipo de fechamento de junta: junta de força, a qual requer uma força externa para manter os elos fisicamente em contato (Figuras 16 e 17), e junta de forma, que possui duas superfícies de came, uma em cada lado do seguidor (Figura 18).

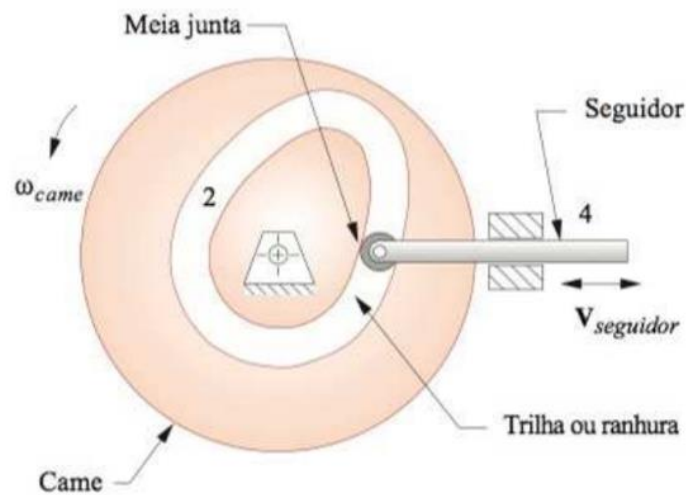


Figura 18 – Came unido por forma com seguidor de translação.

Fonte: NORTON, 2010.

- Tipo de seguidor: três configurações comuns são face plana, cogumelo (curvo) e de rolete (Figura 19).

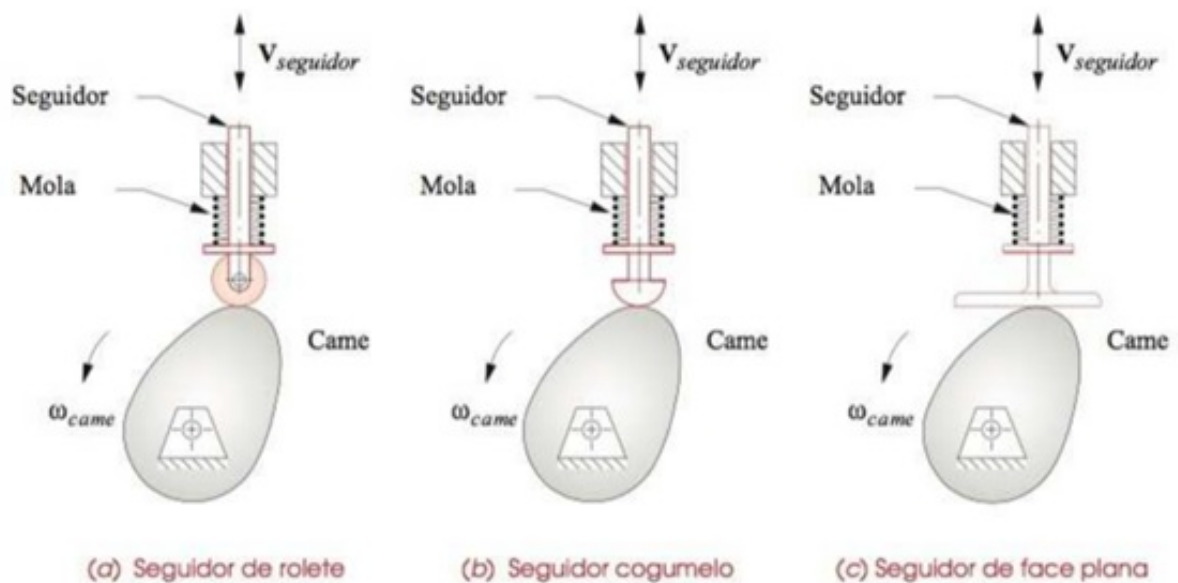


Figura 19 – Três tipos comuns de seguidor.

Fonte: NORTON, 2010.

- Tipo de came: radial, cuja movimentação do seguidor é na direção radial do came (todos os comes mostrados acima), e axial, onde o seguidor se move paralelamente ao eixo de rotação do came (Figura 20).

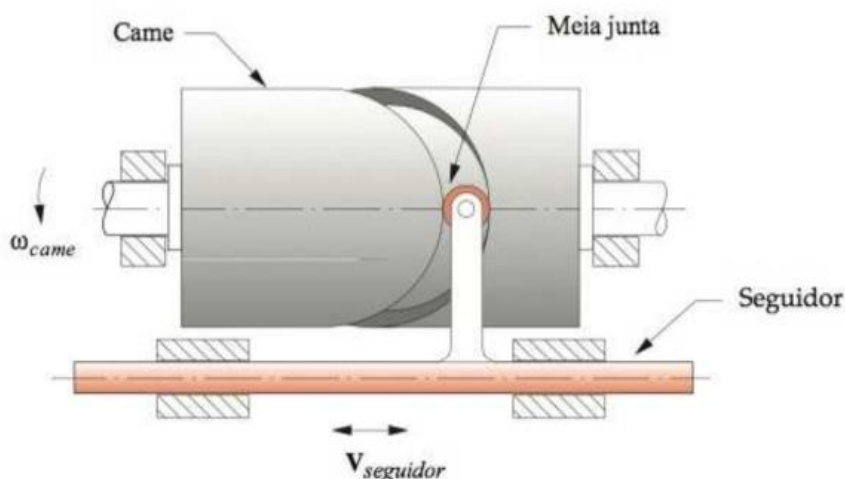


Figura 20 – Came axial, de rolete ou tambor unido por forma, seguidor de translação.

Fonte: NORTON, 2010.

- Tipo de movimento crítico: posição extrema crítica (PEC) ou percurso de movimento crítico (PMC).

Posição extrema crítica refere-se ao caso em que as especificações do projeto definem a posição inicial e final do seguidor (isto é, posições extremas), mas não especificam qualquer restrição no percurso entre as duas posições extremas. Percurso de movimento crítico é um caso mais complicado que o PEC porque o percurso de movimento e/ou uma ou mais de suas derivadas precisam ser definidos em todo ou em parte do intervalo do movimento (NORTON).

- Tipo programado de movimentação: sobe-desce (SD), sobe-desce-para (SDP), sobe-para-desce-para (SPDP).

Uma das grandes vantagens de se utilizar um came é a possibilidade de criar esperas exatas no mecanismo, ou seja, intervalos onde não há movimento no seguidor.

Além das características do sistema came seguidor, é de suma importância ter conhecimento sobre as funções matemáticas que descrevem o movimento do seguidor. A função linearizada do deslocamento é derivada três vezes, ou seja, obtêm-se as funções de velocidade, aceleração e pulso, e gerando gráficos a respeito dessas curvas chegamos aos Diagramas EVAP, que possibilitam ao projetista chegar na solução ótima para o seu problema.

Existem várias funções EVAP que descrevem os parâmetros de movimento do came, sendo algumas delas: movimento harmônico simples, deslocamento cicloidal, ASCC (aceleração *seno cosseno* constante), funções modificadas, funções polinomiais, etc, como pode ser visto na figura 21.

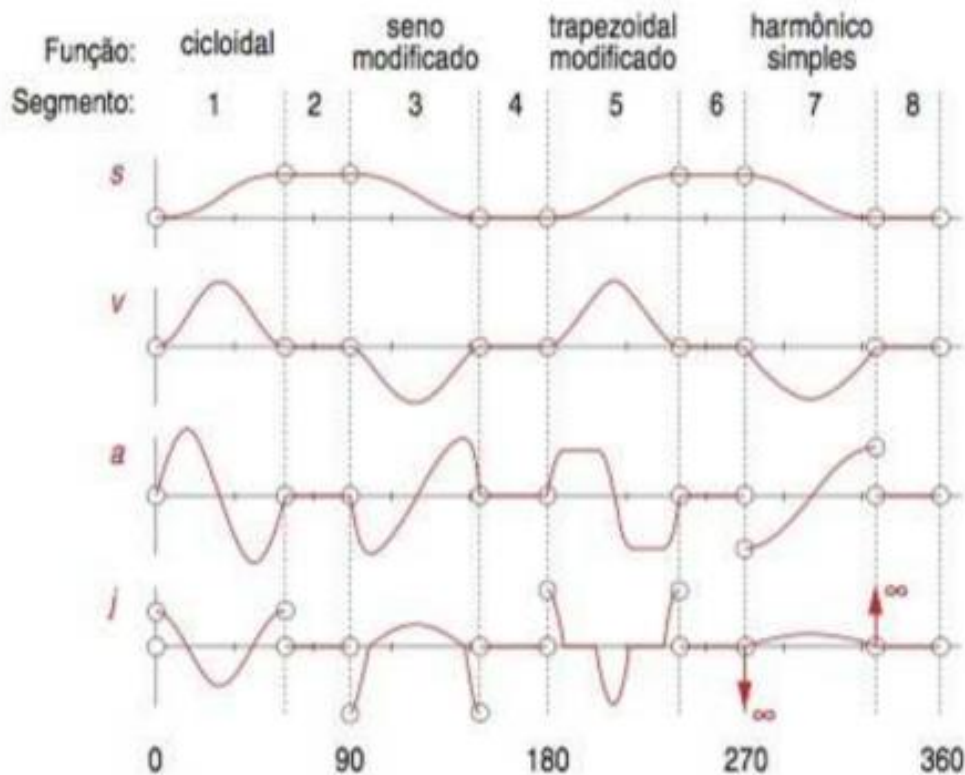


Figura 21 – Exemplo dos diagramas EVAP com funções de movimento cicloidial, seno modificado, trapezoidal modificadas e harmônicas simples em um came com quatro paradas ou esperas.

Fonte: NORTON, 2010.

É necessário, independentemente da escolha de funções, projetar um came que obedeça a lei fundamental de projeto do came:

“A função do came deve ser contínua por toda primeira e segunda derivada do deslocamento durante todo o intervalo (360 graus)”.

Como o sistema utilizado neste trabalho se trata de um movimento sem esperas, escolheu-se as equações de movimento harmônico simples (MHS) para projetar o came devido à sua simplicidade, não havendo necessidade de utilizar usar funções combinadas. É possível fazer esta escolha, pois o único caso em que a função harmônica simples do deslocamento satisfaz a lei fundamental de projeto do came é para movimento SD. As funções EVAP para a subina no MHS podem ser vistas na figura 22.

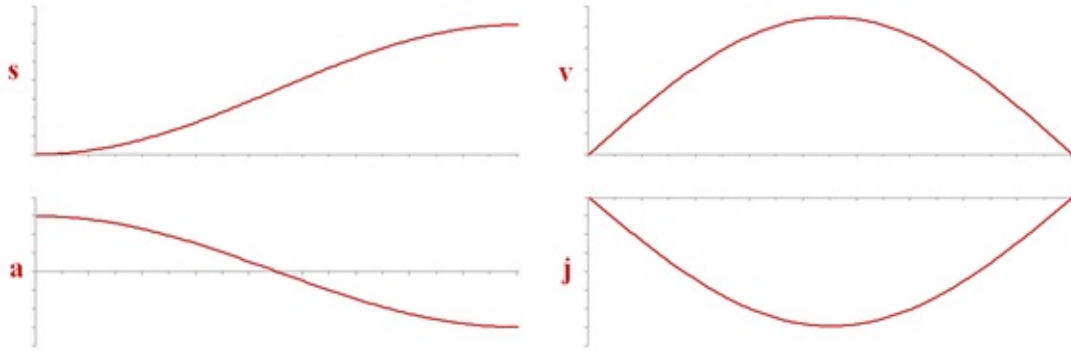


Figura 22 – Diagrama EVAP para a seção de subida do movimento harmônico simples.

Fonte: NORTON, 2010.

As equações que regem o movimento harmônico simples seguem descritas.

Subida:

$$s = \frac{h_z}{2} \cdot \left(1 - \cos \left(\frac{\pi \cdot \theta}{\beta} \right) \right) \quad (2.9)$$

$$v = \frac{\pi}{\beta} \cdot \frac{h_z}{2} \cdot \text{sen} \left(\frac{\pi \cdot \theta}{\beta} \right) \quad (2.10)$$

$$a = \left(\frac{\pi}{\beta} \right)^2 \cdot \frac{h_z}{2} \cdot \cos \left(\frac{\pi \cdot \theta}{\beta} \right) \quad (2.11)$$

$$j = - \left(\frac{\pi}{\beta} \right)^3 \cdot \frac{h_z}{2} \cdot \cos \left(\frac{\pi \cdot \theta}{\beta} \right) \quad (2.12)$$

Descida:

$$s = \frac{h_z}{2} \cdot \left(1 + \cos \left(\frac{\pi \cdot \theta}{\beta} \right) \right) \quad (2.13)$$

$$v = - \frac{\pi}{\beta} \cdot \frac{h_z}{2} \cdot \text{sen} \left(\frac{\pi \cdot \theta}{\beta} \right) \quad (2.14)$$

$$a = - \left(\frac{\pi}{\beta} \right)^2 \cdot \frac{h_z}{2} \cdot \cos \left(\frac{\pi \cdot \theta}{\beta} \right) \quad (2.15)$$

$$j = \left(\frac{\pi}{\beta} \right)^3 \cdot \frac{h_z}{2} \cdot \cos \left(\frac{\pi \cdot \theta}{\beta} \right) \quad (2.16)$$

Onde h_z é o valor do deslocamento do seguidor, θ é a variação nominal do ângulo do came e β é o intervalo do movimento.

2.8 Falha por fadiga

2.8.1 Fratura simples

Em sua definição, fratura simples é a separação de um corpo em duas ou mais partes em resposta à um carregamento cujas tensões estáticas ultrapassem o valor suportado pelo material. A fratura pode ser de natureza frágil ou dúctil, dependendo do material.

A separação entre frágil e dúctil está relacionada com a deformação do material, sendo que os materiais dúcteis apresentam uma grande zona de deformação plástica antes da falha ao ponto que os materiais frágeis sofrem pouca ou nenhuma deformação plástica antes da ruptura. Os comportamentos de tensão-deformação podem ser observados na Figura 23 e 24.

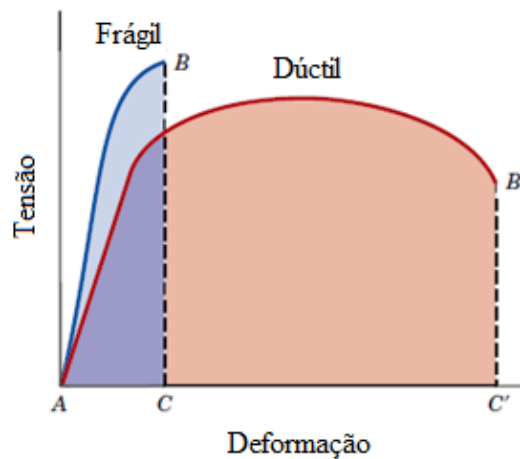


Figura 23 – Representações esquemáticas do comportamento tensão-deformação em tração para materiais frágeis e dúcteis carregados até a fratura.

Fonte: Adaptado de Callister, 2010.

A fratura dúctil é caracterizada por uma extensa deformação plástica na vizinhança de uma trinca que está avançando, geralmente o processo segue de maneira relativamente lenta na medida em que o comprimento da trinca cresce.

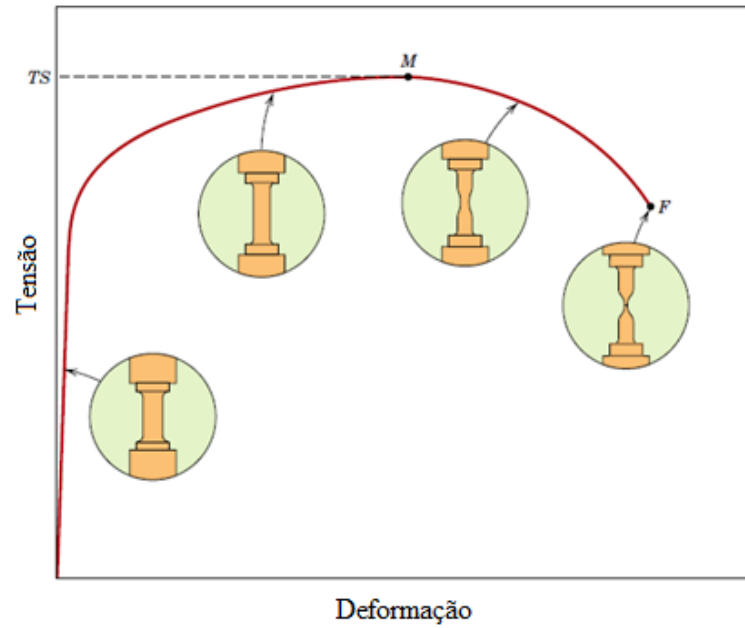


Figura 24 – Comportamento típico da curva tensão-deformação até a fratura do material no ponto F. O limite de resistência à tração está indicado no ponto M. Os detalhes dentro dos círculos representam a geometria do corpo de prova deformado em vários pontos ao longo da curva.

Fonte: Adaptado de Callister, 2010.

Na fratura dúctil normalmente fica evidente uma deformação generalizada nas superfícies da fratura. Por outro lado, para a fratura frágil, as trincas podem se propagar de maneira extremamente rápida, de modo que a falha ocorre repentina e catastróficamente (Figura 25).

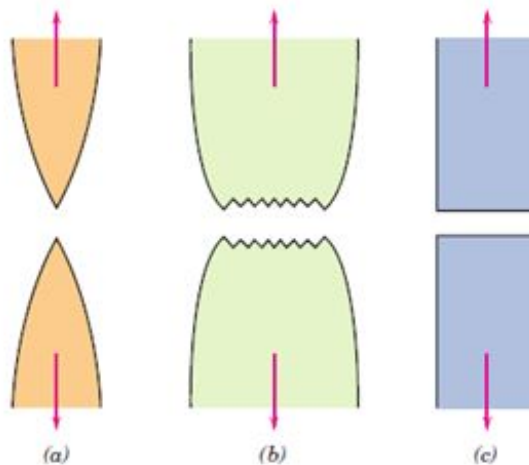


Figura 25 – (a) Fratura altamente dúctil onde a amostra tem estrição até um único ponto. (b) Fratura moderadamente dúctil após alguma estrição. (c) Fratura frágil sem qualquer deformação plástica.

Fonte: Adaptado de Callister, 2010.

A maioria dos compósitos são frágeis e apresentam pouca ou nenhuma deformação plástica, incluindo os compósitos envolvidos neste estudo. Fazendo uma breve comparação entre fibra e matriz, podemos perceber isso de uma forma mais fácil (Figura 26).

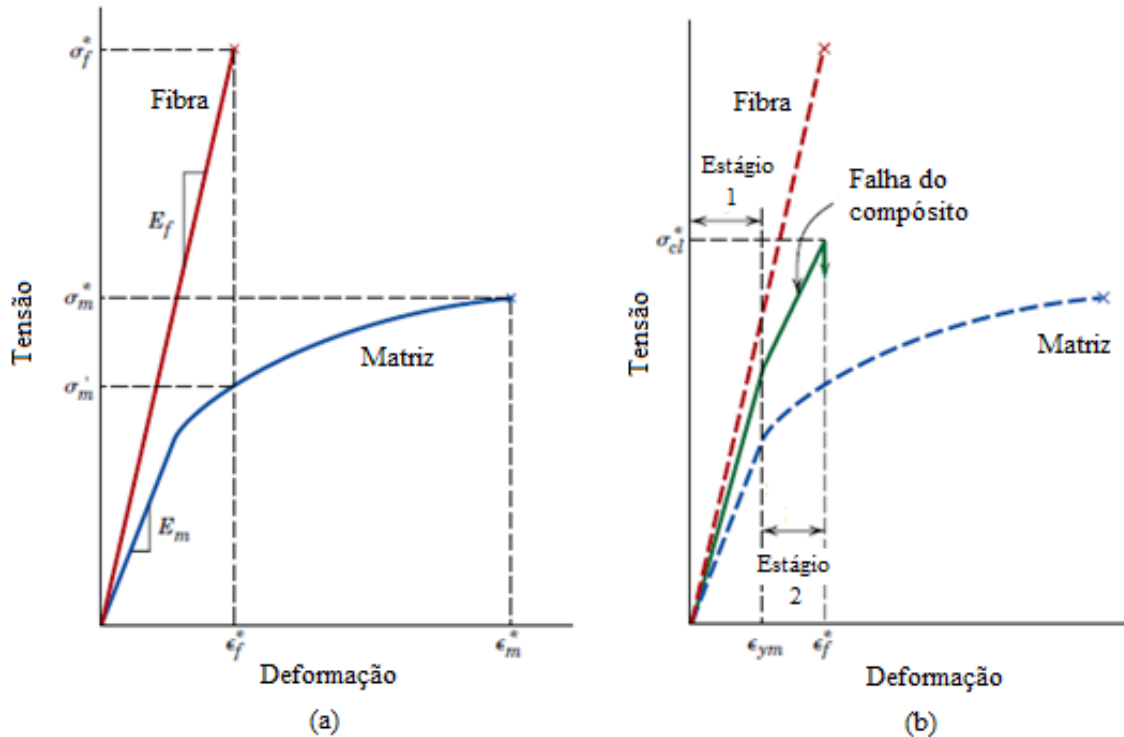


Figura 26 – (a) Curva tensão deformação para fibra frágil e matriz dúctil. (b) Curva tensão deformação do compósito gerado.

Fonte: Adaptado de Callister, 2010.

2.8.2 Fadiga

A falha por fadiga ocorre em estruturas sujeitas a tensões dinâmicas e oscilantes, de forma que a tensão em que ocorre esse fenômeno pode ser consideravelmente menor que o limite de resistência à tração ou limite de escoamento para uma carga estática.

Mesmo em materiais dúcteis, a falha por fadiga é de natureza frágil, apresentando pouca ou nenhuma deformação plástica associada à falha, e ocorrendo de forma repentina e catastrófica.

De acordo com Callister (2008), a tensão aplicada pode ser axial, de flexão ou de torção, e o carregamento pode variar de forma regular ou aleatória em função do tempo. As tensões cíclicas podem ser alternadas, onde a amplitude é simétrica em relação a tensão média nula, repetidas, onde os valores máximos e mínimos são assimétricos em relação ao eixo de tensões, e aleatórias, onde não há padrão para amplitude ou frequência. Esses ciclos característicos estão exemplificados na Figura 27.

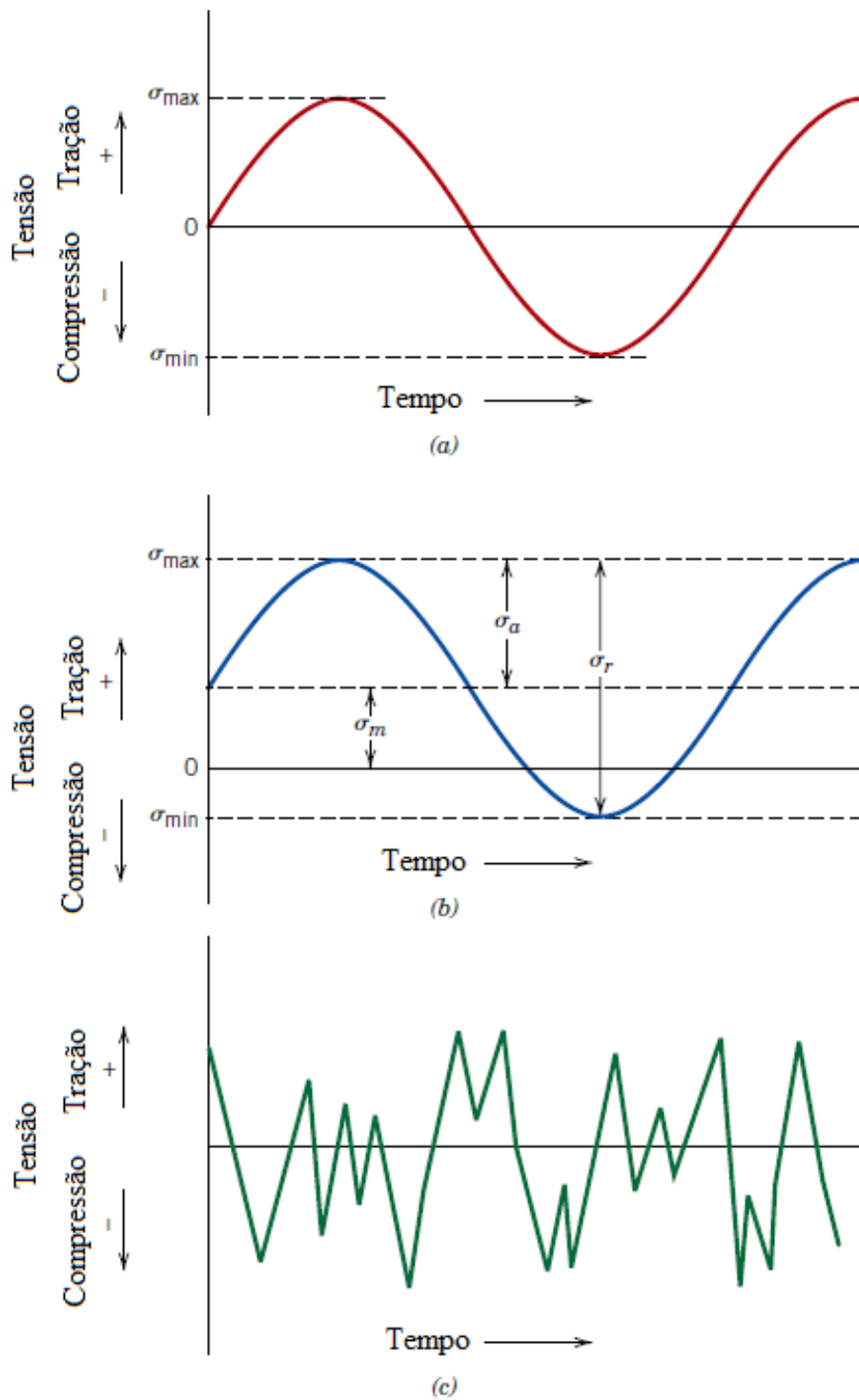


Figura 27 – Variação da tensão no tempo, que é responsável por falhas por fadiga. (a) Ciclo de tensões alternadas, (b) Ciclo de tensões repetidas e (c) Ciclo de tensões aleatórias.

Fonte: Adaptado de Callister, 2010.

Para o caso de tensões cíclicas aleatórias, é necessários equipamentos e instrumentos de medida para se obter os dados da curva. Para traçar o gráfico de tensões cíclica regulares ao longo do tempo, alguns parâmetros são necessários: tensão máxima, tensão mínima e frequência.

Os valores para tensões médias e alternadas podem ser obtidas através dos valores de tensão máxima e mínima, conforme as equações 2.17 e 2.18.

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} \quad (2.17)$$

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} \quad (2.18)$$

As falhas por fadiga são bastante comuns e devem ser consideradas ao se projetar uma peça ou estrutura. Para conhecer a resistência à fadiga e/ou o número de ciclos até a falha, ensaios são realizados submetendo os corpos de prova às tensões cíclicas.

Para traçar o gráfico de limite de tensão por vida em ciclos, diversos ensaios são realizados com diferentes valores de tensão, cuja sequencia geralmente é iniciada com um valor grande, próximo a dois terços do limite de resistência à tração de um carregamento estático. Assim é possível saber o valor limite da fadiga para o material suportar N ciclos ou saber qual a vida em ciclos se o material tiver de suportar determinada tensão.

Para alguns materiais, existe um valor de tensão para o qual o gráfico se estabiliza. Pode-se dizer então que o material possui um limite de resistência à fadiga para vida infinita, ou seja, não haverá falha por fadiga para tensões cíclicas iguais ou menores e de modo geral o material irá suportar tantos ciclos quanto necessário. No entanto para outros materiais não existe esse limite de resistência à fadiga para vida infinita, e a resistência à fadiga continua decrescendo para um número maior de ciclos (Figura 28).

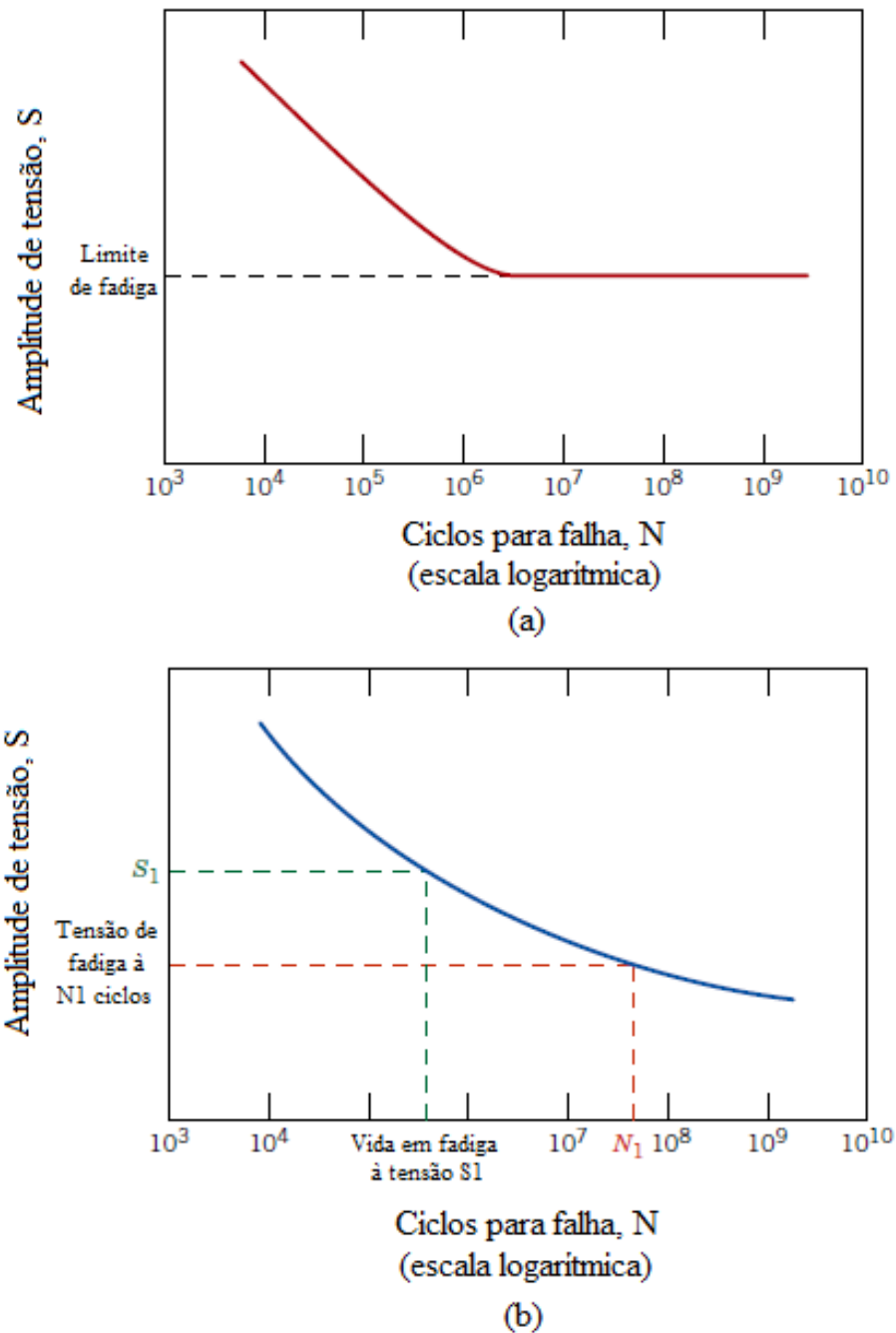


Figura 28 – Amplitude de tensão em função do logaritmo do número de ciclos até a falha por fadiga (N) para (a) um material que exibe um limite de resistência à fadiga para vida infinita e (b) um material que não exibe esse limite ao longo dos ciclos

Fonte: Adaptado de Callister, 2010.

Alguns fatores reduzem a vida em fadiga dos materiais, dentre eles podemos citar o valor crescente da tensão média, o qual reduz a vida quanto maior for o seu módulo; as condições da superfície, sendo que as imperfeições da peça são prejudiciais para resistir à fadiga; e condições do ambiente, como temperatura e agentes químicos, também podem reduzir tal resistência.

3 METODOLOGIA

3.1 Definição da rigidez à flexão

A rigidez flexional do compósito estudado foi calculada utilizando a equação 2.5. Devido ao fato que o material é fabricado de forma mais rudimentar e sem muito controle de processos, um ensaio estático se fez necessário para comparar o valor da propriedade teórica e prática.

Fazendo uso da norma ASTM C393-00, um corpo de prova com comprimento de 180 mm e as mesmas características de fabricação da longarina foi submetido à um ensaio de flexão de três pontos. Esse ensaio se baseia em apoiar o corpo de prova em dois pontos próximos à extremidade da peça e aplicar uma força em um terceiro ponto equidistante aos apoios, como pode ser observado na Figura 29.

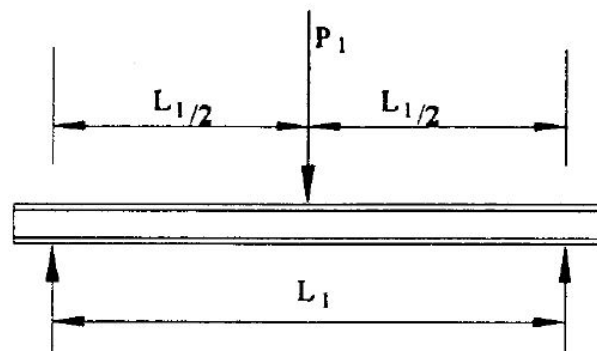


Figura 29 – Ensaio de flexão de 3 pontos

Fonte: ASTM C393-00.

O valor da rigidez a flexão foi calculado pelo método apresentado na norma (Equação 2.8) e posteriormente comparado com o valor obtido através do método das seções.

Apesar de o corpo de prova não seguir as relações de dimensões indicadas pela norma ASTM C393-00, os resultados foram coerentes e se mostraram válidos. O ensaio foi realizado na EMIC DL20000MF, presente no Laboratório de Materiais, Galpão 1 – Engenharia Civil (Figura 30). O vão entre os apoios é de 100 mm e a força máxima aplicada pelo equipamento é de 200 kN.



Figura 30 – Ensaio estático

Fonte: Próprio autor.

A comparação entre os valores obtidos através da norma e os valores obtido através do método das seções é necessária para consolidar este último, que foi escolhido para utilização neste estudo por permitir considerar faces laterais na viga sanduíche. Além disso, também é importante calcular o deslocamento com o método das seções, avaliando o erro deste para com o valor real.

Imperfeições na seção transversal da longarina podem interferir nos resultados dos ensaios ao comparar estes com os valores obtidos através das equações.

3.2 Ensaio estático e calibração numérica

Utilizando um sistema de engaste idealizado para a longarina, como pode ser observado na Figura 42, realizou-se um ensaio estático na peça em estudo com o objetivo de calibrar as análises numéricas feitas com o software Ansys® - Versão estudantil. O ensaio simulou uma condição parecida com o teste de fadiga, onde a viga se encontrava engastada e uma carga era imposta na sua extremidade livre, assim, aplicando uma carga conhecida qualquer e mensurando o deslocamento da longarina, tem-se parâmetros

suficientes para calibrar a análise numérica.

O comprimento da longarina fabricada para os testes práticos deste estudo foi de 537,50 mm, sendo 200 mm para engastamento e 337,50 mm de comprimento livre, valor que representa a parcela da longarina central que adentra a semi-asa (Figura 14).

O equipamento usado para mensurar a deflexão foi um traçador de altura digital Starrett[®], e o esquema do ensaio pode ser visto na Figura 31.



Figura 31 – Sistema para realização do ensaio estático.

Fonte: Próprio autor.

Aplicando as mesmas condições de contorno na análise numérica, para uma mesma força atuante no ensaio estático, deve-se obter o mesmo deslocamento, assim, a análise deve ser calibrada até se obter um erro desprezível.

Inicialmente o núcleo da longarina foi modelado em CAD, com o comprimento de 337,50 mm, e utilizando o ambiente *Workbench* do software Ansys - Versão Estudantil, foi feita uma análise estrutural da peça após gerar as camadas de fibra de carbono e aplicar os devidos materiais tanto nas faces quanto no núcleo.

A malha do modelo numérico foi gerada automaticamente pelo Ansys, sendo utilizados elementos sólidos 3D para o núcleo do compósito, e elementos de placa 2D para as faces, sendo que ambos possuem 3 graus de liberdade por nó. Os tamanhos estipulados para os elementos foram de 4 mm para os elementos sólidos 3D e 2 mm para os elementos de placa 2D.

Como a viga se encontra engastada e livre, as restrições de apoio foram feitas em uma das extremidades e a força foi aplicada na outra. De forma a gerar um resultado mais coerente, o engaste foi aplicado nas quatro arestas das camadas de fibra de carbono

e a força foi aplicada em uma aresta, como pode ser observado na Figura 32.

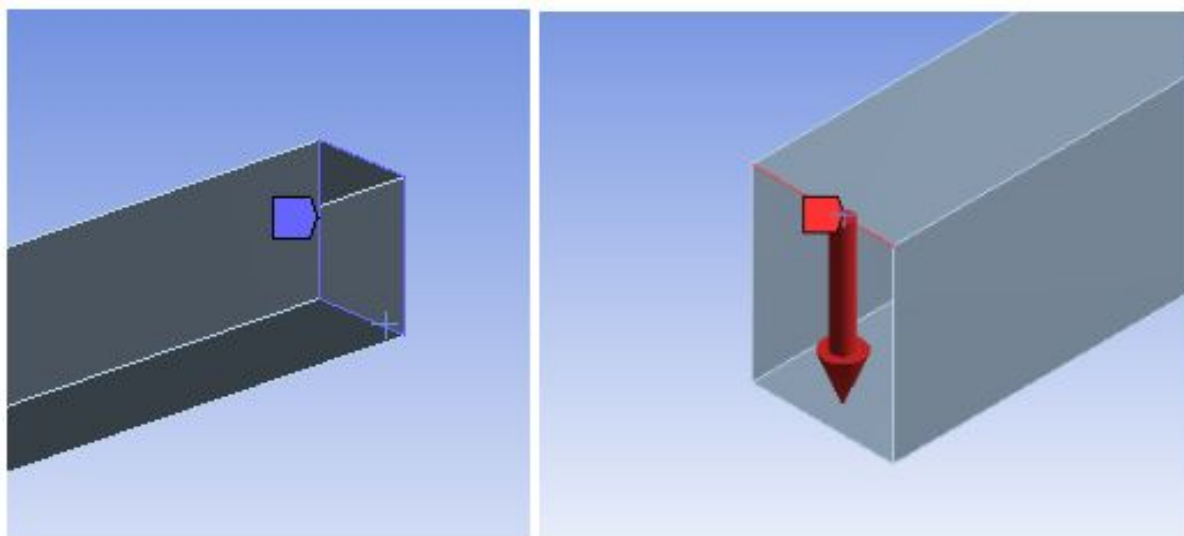


Figura 32 – Condições de contorno.

Fonte: Próprio autor.

A calibração do modelo numérico permite obter resultados assertivos com relação ao comportamento real das peças avaliadas, para então se ter uma maior confiabilidade nas análises realizadas posteriormente. Efetuando este procedimento através de um ensaio estático, pode-se calibrar a análise da longarina e depois realizar uma análise semelhante para a condição imposta no ensaio de fadiga, comparando inclusive os valores das tensões normal e cisalhante da viga sanduíche com os cálculos analíticos.

Tal calibração pode ser feita de diversas formas, neste trabalho foram seguidas as etapas de refinar a malha, para obter um resultado mais preciso, modificar o módulo de elasticidade dos materiais e alterar ligeiramente a espessura das faces, devido à fabricação manufaturada.

A necessidade de alteração do valor do módulo de elasticidade pode se justificar pela variação do método da fabricação ao longo do ano, de forma que os corpos de prova de fibra de carbono com epóxi ensaiados no início do ano para obter as propriedades do material podem não corresponder exatamente às faces laminadas na longarina. Esse é um erro aceitável visto que não há disponibilidade de material o suficiente para realizar testes em cada porção de materiais produzidos. Além disso, os dados do Divinycell foram obtidos do datasheet do fabricante, o que pode colaborar para o erro se propagar se o lote adquirido pela equipe pode apresentar divergências desses valores.

3.3 Ensaio de fadiga

3.3.1 Definições preliminares

No estudo sobre a fadiga da longarina, foram avaliados apenas os valores da sustentação da aeronave, que é o principal esforço que a asa suporta e também aquele que pode ter uma maior variação cíclica.

Frente à mesma condição adotada para o dimensionamento da longarina, as componentes da sustentação distribuídas ao longo da asa geram um deslocamento vertical de 14 mm na extremidade livre da peça central da longarina, sendo este o valor do deslocamento cíclico a ser aplicado no presente estudo. Tais informações foram cedidas pela equipe Microraptor.

De antemão, é importante garantir a não ocorrência de falhas por carregamento estático, com a equação 2.6 é possível saber a força que será aplicada para deslocar a extremidade da peça em 14 mm, e com o valor da força, as tensões são calculadas.

Como o ensaio estático mostrado na seção anterior, o deslocamento calculado poder apresentar algum erro em relação ao real. Considerando esse erro na equação 2.6, a força que deve ser aplicada no ensaio de fadiga é dada pela equação modificada 3.1.

$$\Delta + Erro \cdot \Delta = \frac{P \cdot L^3}{3 \cdot D} + \frac{P \cdot L}{U} \quad \mapsto \quad P = \frac{3 \cdot D \cdot U \cdot (\Delta + Erro \cdot \Delta)}{U \cdot L^3 + 3 \cdot L \cdot D} \quad (3.1)$$

Segundo CALLISTER (2008) o valor máximo de tensão em um carregamento cíclico deve ser no máximo dois terços do limite de resistência da falha estática. Logo, as tensões encontradas para o ensaio de fadiga foram comparadas com esses limites.

Também é importante salientar que a temperatura do ensaio foi monitorada, pois as propriedades do compósito, principalmente devido ao epóxi, podem ser comprometidas.

Segundo GUDE (2013), frequências de teste de até 20 Hz não levam a resultados satisfatórios dentro de um tempo de ensaio razoável, mas frequências consideravelmente maiores que 20 Hz levam a um aquecimento significativo e falha prematura e indesejada da amostra.

Para complementar os resultados obtidos nos cálculos teóricos, efetuou-se a análise numérica para as mesmas condições, estando esta análise já calibrada. Os resultados foram comparados e o erro foi avaliado.

3.3.2 Motor elétrico e projeto de came seguidor

Para promover a condição cíclica do ensaio de fadiga, foi utilizado um motor elétrico de indução monofásico WEG, 1/3 CV, 1745 rpm, 110/220 V, do Laboratório de Processos de Fabricação da Faculdade de Engenharia da UFJF (Figura 33).



Figura 33 – Motor elétrico utilizado no ensaio de fadiga.

Fonte:Próprio autor.

Juntamente com este motor, utilizou-se um came seguidor para dar o movimento necessário à longarina da forma mais suave possível. O movimento do seguidor deve ser do tipo translação, e dado o meio disponível para efetuar o ensaio, tem-se um fechamento de força da junta e um came radial para cumprir da forma mais acessível as definições de movimento.

Como a única restrição de movimento do seguidor é o deslocamento, que deve variar de 0 a 14 mm, o programa de movimentação se dá por um simples sobe-desce e o movimento é do tipo PEC. Devido a isso, como anteriormente explicado na seção 2.7, o MHS foi escolhido para determinar as curvas do came seguidor.

Contemplando o circuito que o came deve fazer, e considerando que o valor do deslocamento máximo é 14 mm, os gráficos referentes a deslocamento, velocidade, aceleração e pulso foram gerados e se apresentam nas Figuras 34 a 37.

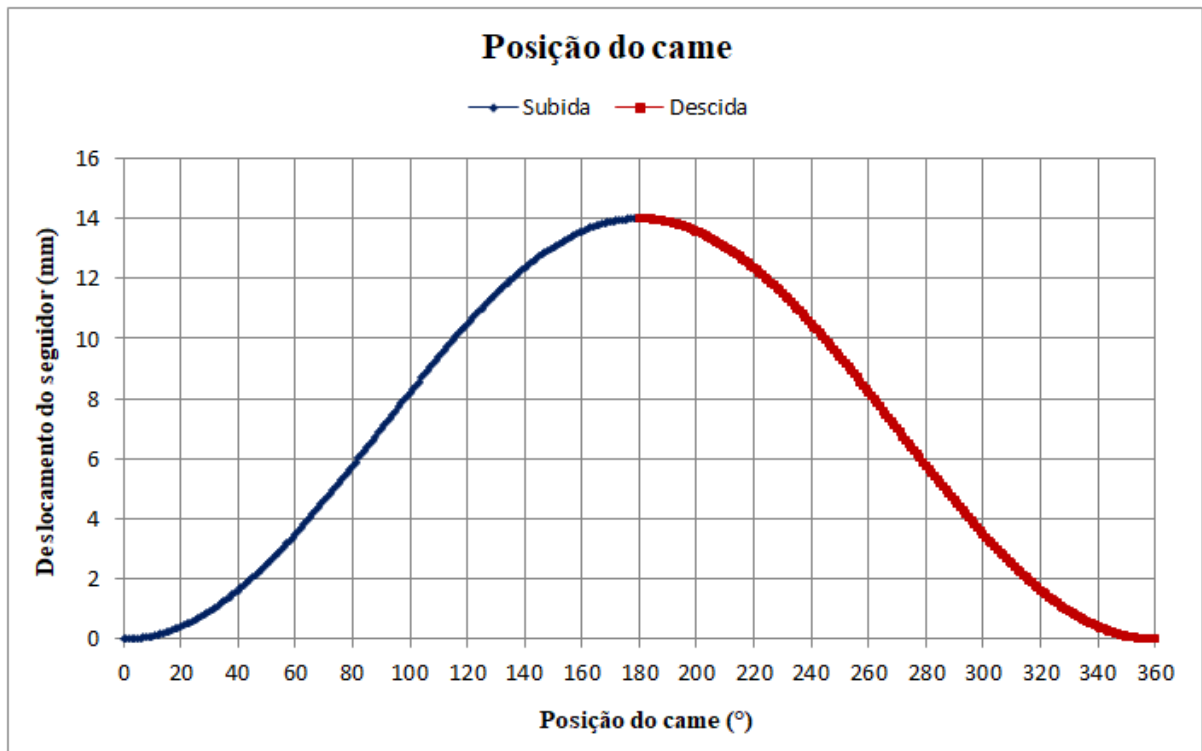


Figura 34 – Deslocamento em função do giro do came.

Fonte:Próprio autor.

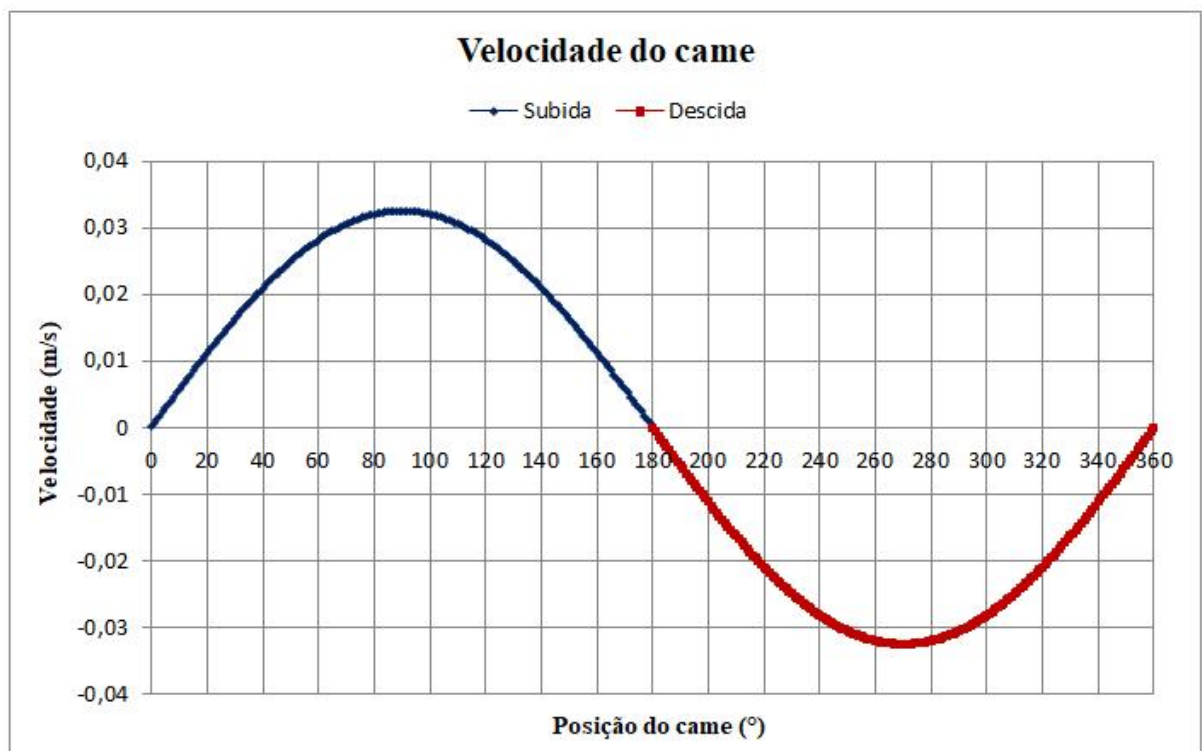


Figura 35 – Velocidade em função do giro do came.

Fonte:Próprio autor.

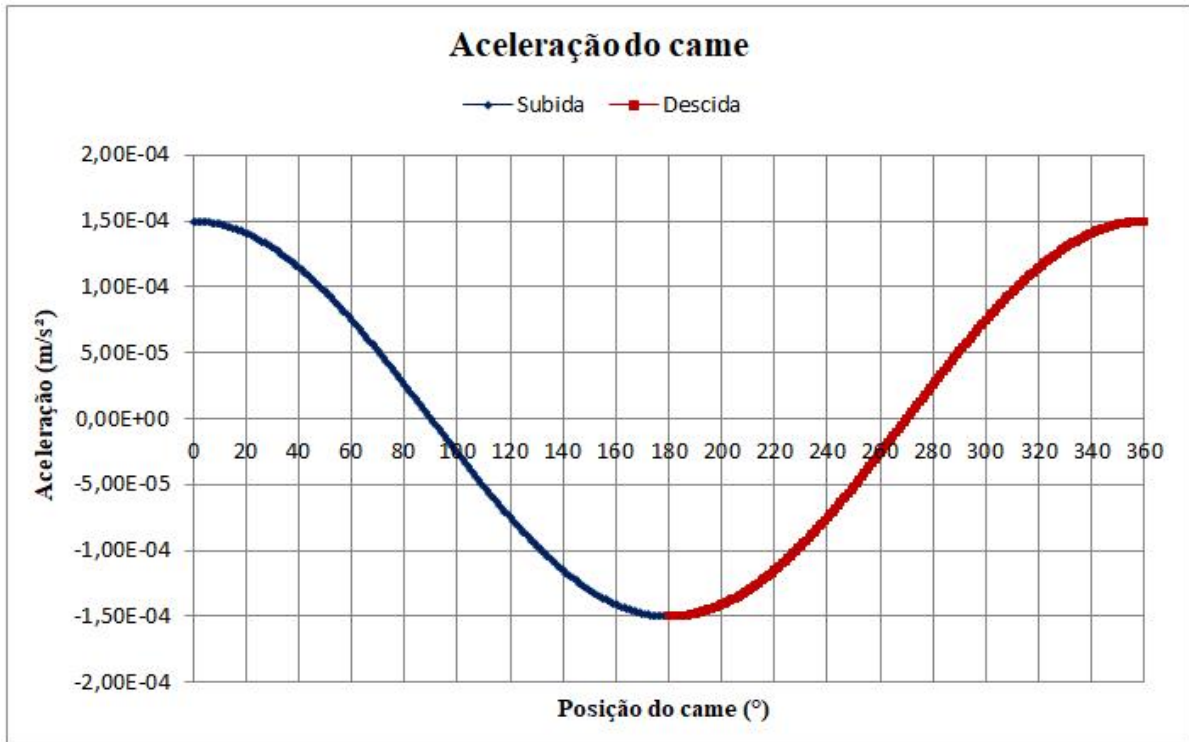


Figura 36 – Aceleração em função do giro do came.

Fonte:Próprio autor.

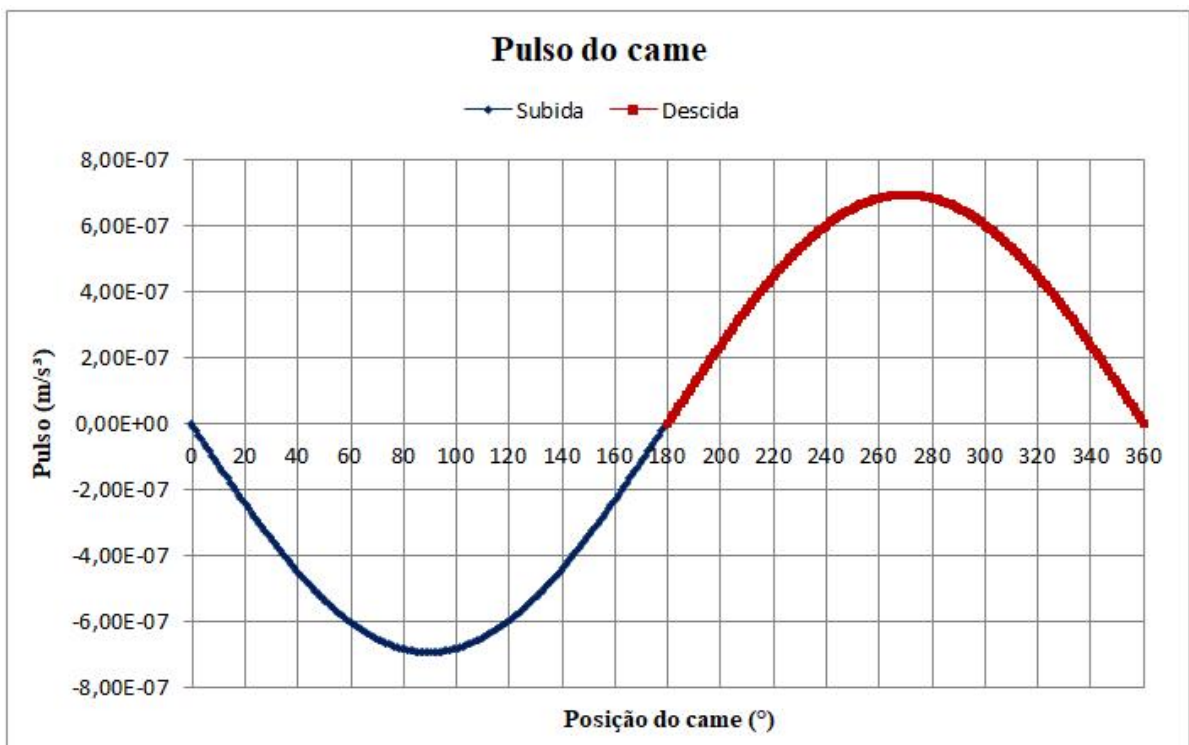


Figura 37 – Velocidade em função do giro do came.

Fonte:Próprio autor.

Os valores de aceleração e pulso são de ordem muito baixa, o que é bem satisfatório

para o projeto idealizado.

Para facilitar o movimento do seguidor e proteger a longarina de possíveis desgastes devido ao contato direto com o came, utilizou-se um rolamento 6007 RS na extremidade da peça, de forma que o sistema se classifica em um came seguidor do tipo rolete.

O diâmetro interno do rolamento é maior que a diagonal da longarina, então, para preencher o espaço entre as peças, um preenchimento também de MDF foi idealizado (Figura 38).

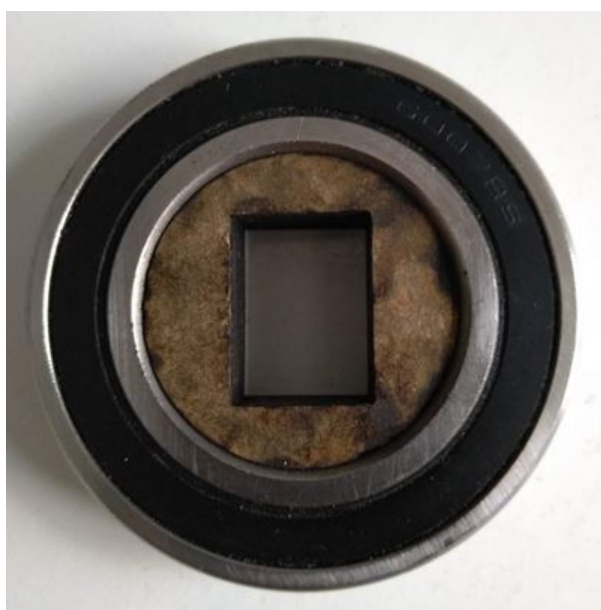


Figura 38 – Rolamento com preenchimento de MDF.

Fonte:Próprio autor.

Dado que o motor foi fixado em uma das bancadas da sala da equipe Microraptor e a morsa onde a longarina será engastada é fixada em outra bancada, o raio mínimo do came, 42,80 mm, visa simplesmente suprir a defasagem que há entre as respectivas dimensões verticais da extremidade da peça ensaiada e a posição do came para deslocamento zero (Figura 39).



Figura 39 – Distância a ser preenchida pelo came e diâmetro do eixo do motor.

Fonte:Próprio autor.

Com as magnitudes do deslocamento ao longo da variação de ângulo do came e o raio mínimo definidos, o came pode ser modelado em SolidWorks® (Figura 40), para então ser fabricado.

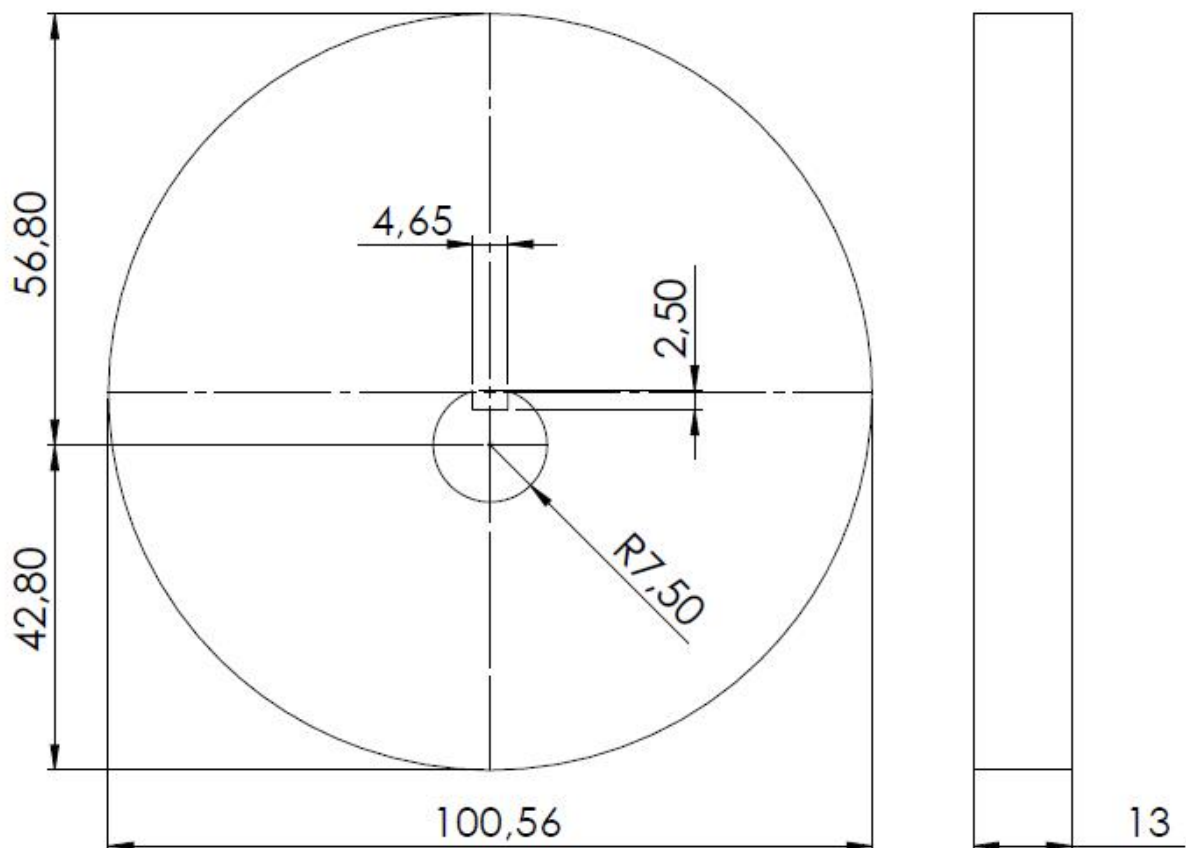


Figura 40 – Dimensões do came projetado.

Fonte:Próprio autor.

Para fabricar o came, duas placas de MDF (Medium Density Fiberboard – Placa

de fibra de média densidade) foram cortada à laser no LABRA (Laboratório de Robótica e Automação) através de uma máquina de corte à laser Work Special WS-10080C (Figura 41). Essas peças foram acopladas e fixadas uma à outra com resina epóxi de forma a propiciar a robustez necessária ao ensaio. A espessura de cada placa é de 6,50 mm, logo a espessura total do came é 13,00 mm.

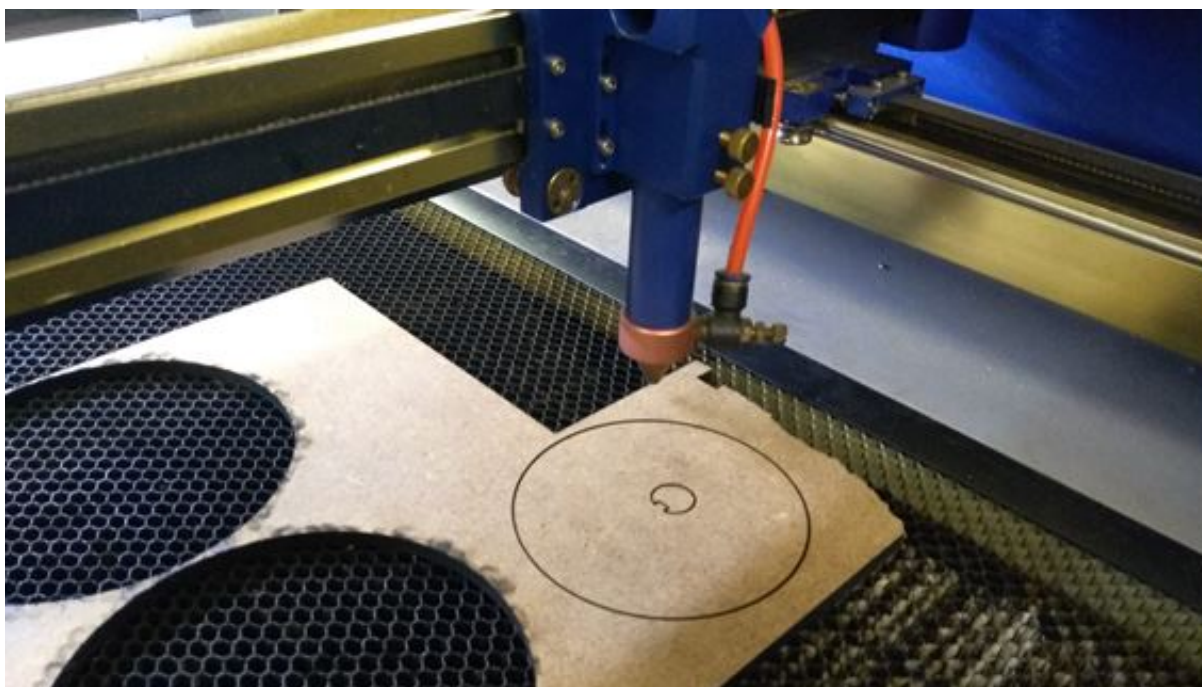


Figura 41 – Came sendo cortado à laser.

Fonte:Próprio autor.

3.3.3 Sistemas de ensaio e demais equipamentos

Foi idealizado um engaste também em MDF para fixar a peça em estudo à morsa na sala da equipe Microraptor, de forma que o acoplamento se desse por interferência e propiciasse a melhor fixação possível. Os ressaltos superiores e inferiores impedem que a parte engastada da longarina se movimente em relação à morsa



Figura 42 – Sistema do ensaio de fadiga idealizado em CAD.

Fonte:Próprio autor.

A rotação nominal do motor é 1745 rpm, mas a rotação real foi mensurada devido à alguma variação produzida pela fonte utilizada, para isso utilizou-se um tacômetro digital TA8142 da marca Tasi® (Figura 43).



Figura 43 – Tacômetro.

Fonte:Próprio autor.

Para efetuar a leitura com este tacômetro, uma fita reflexiva foi colada ao came, como visto na figura 44.

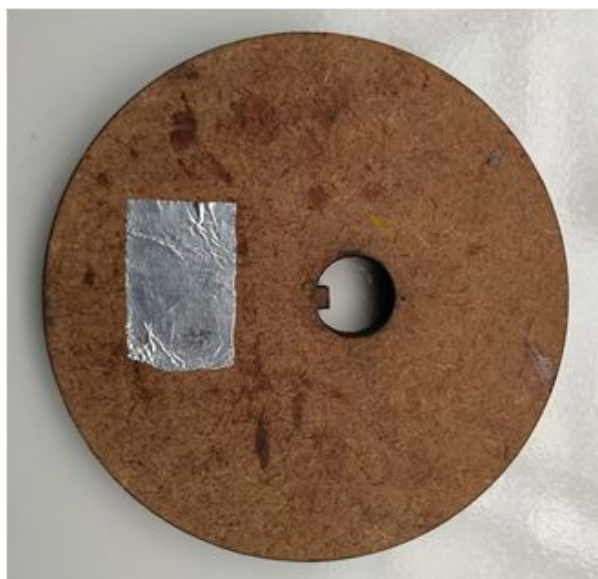


Figura 44 – Came fabricado com a fita reflexiva já aderida.

Fonte:Próprio autor.

O ensaio também foi gravado por uma câmera termográfica FLIR E40 (Figura 45), a qual registrou a maior temperatura que longarina atingiu durante os ciclos impostos. O equipamento foi disponibilizado pelo Laboratório de Eficiência Energética (LEENER) – Galpão 3, Mestrado Doutorado Eng. Elétrica.



Figura 45 – Câmera térmográfica.

Fonte:Próprio autor.

4 RESULTADOS E ANÁLISES

4.1 Rigidez à flexão

Calculando a rigidez à flexão através do método das seções (Equação 2.5), o valor encontrado é $80616236,90 \text{ N.mm}^2$ ou ainda $80,62 \text{ N.m}^2$. Efetuando o cálculo pela equação fornecida pela norma ASTM C393-00 (2.8), o valor encontrado é de $69721036,90 \text{ N.mm}^2$ ($69,72 \text{ N.m}^2$).

Método	Rigidez (N.mm^2)	Erro
Método das seções	80616236,9	13,51%
ASTM C393-00	69721036,9	

Tabela 3 – Comparação entre os métodos avaliados.

Fonte: Próprio autor.

O erro entre os métodos é dado pela diferença percentual entre os dois valores e pode ser explicado porque o corpo de prova descrito na norma possui face superior e inferior, enquanto a peça em estudo também possui faces laterais. Calculando a rigidez através do método das seções para um compósito sanduíche idêntico àquele apresentado pela norma, ou seja, sem faces laterais, o valor obtido é $67609458,56 \text{ N.mm}^2$. Nota-se uma convergência de valores, com erro de aproximadamente 3%.

Assim, o método das seções se mostra válido e coerente, e por permitir considerar as faces laterais na peça avaliada, foi o método adotado neste estudo, tanto para obter o valor da rigidez a flexão quanto para cálculo das tensões presentes na peça.

Comparando com o ensaio de flexão de três pontos, o deslocamento obtido através do método escolhido, para uma força de 200 N, equivale à 0,293 mm, que fornece um erro de 14,68% em comparação com o real. O ensaio pode ser observado na Figura 46 e a comparação do deslocamento real e teórico está explicitado na Tabela 4.



Figura 46 – Ensaio de flexão de 3 pontos sendo executado.

Fonte:Próprio autor.

Avaliação utilizada	Deslocamento (mm)	Erro
Método das seções	0,293	14,68%
Ensaio de flexão de 3 pontos	0,250	

Tabela 4 – Comparação entre os deslocamentos obtidos com o método analítico e o ensaio prático.

Fonte: Próprio autor.

4.2 Calibração do modelo e análise numérica

No referido ensaio estático efetuado para calibrar a análise numérica, com a viga engastada e livre, aplicou-se uma carga equivalente à 9,85 N na extremidade da peça engastada e o deslocamento medido foi de 0,90 mm (Figura 47).

Considerando a equação 2.6, o deslocamento encontrado para uma força de 9,85 N deveria valer 1,73 mm, o representa um erro muito significativo de 47,86%.

Desse modo, a calibração se faz necessária não só como complemento mas também como meio para averiguar os cálculos e fazer as modificações necessárias.



Figura 47 – Ensaio estático

Fonte: Próprio autor.

Simulando as mesmas condições de contorno do ensaio, a análise numérica foi realizada. Os resultados preliminares indicaram os mesmos valores obtidos com os cálculos analíticos, então, deu-se início à calibração do modelo. Foi necessário refinar a malha apenas no núcleo do compósito de 4 para 2 mm, o tamanho dos elementos nas faces se mostrou suficiente, sendo também 2 mm.

As espessuras das faces laterais foram aumentadas de 0,3 para 0,55 mm, e das faces superiores de 0,8 para 1,1 mm. Com essas duas modificações, o deslocamento já se encontrava próximo de 0,9 mm, mas o erro ainda era relativamente alto. Portanto as propriedades dos materiais foram modificadas, o módulo de elasticidade da fibra foi acrescido para o valor de 32000 MPa e o módulo de elasticidade do divynycell foi modificado na mesma proporção, sendo utilizado um valor 70 MPa. As imagens das análises seguem da figura 48 à 54.

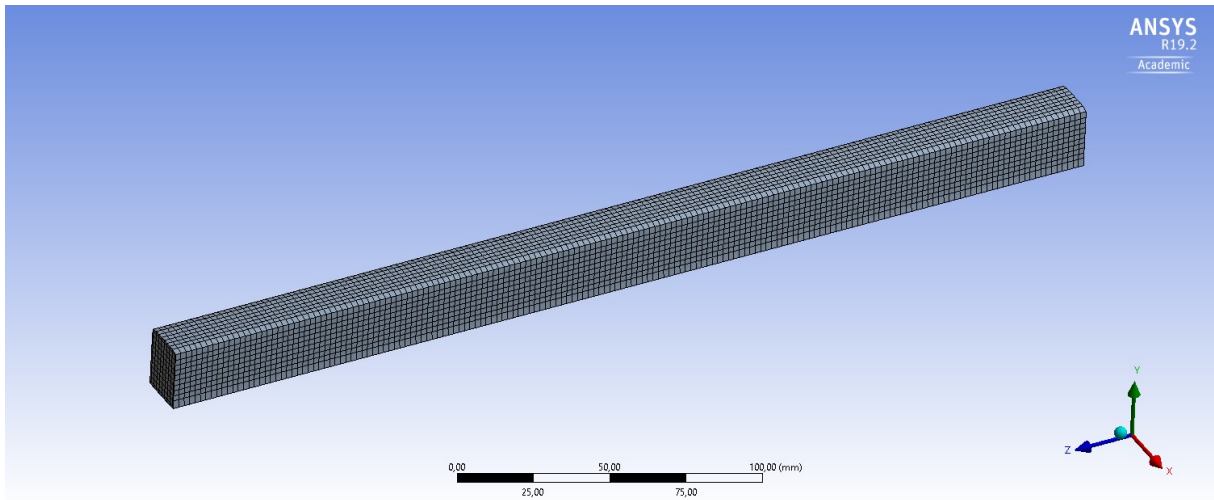


Figura 48 – Malha para análise do ensaio estático.

Fonte:Próprio autor.

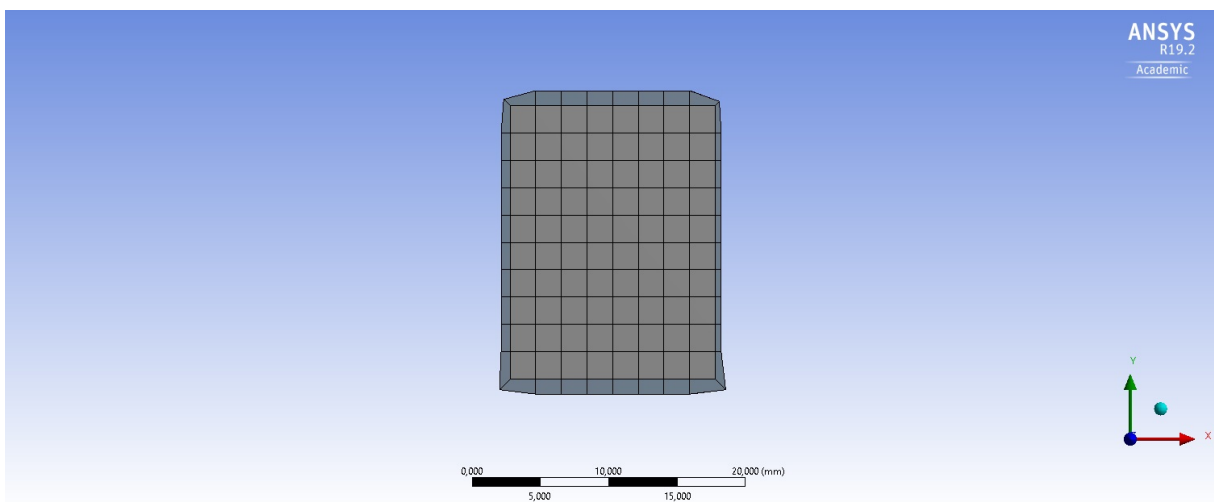


Figura 49 – Vista da malha na seção transversal da peça.

Fonte:Próprio autor.

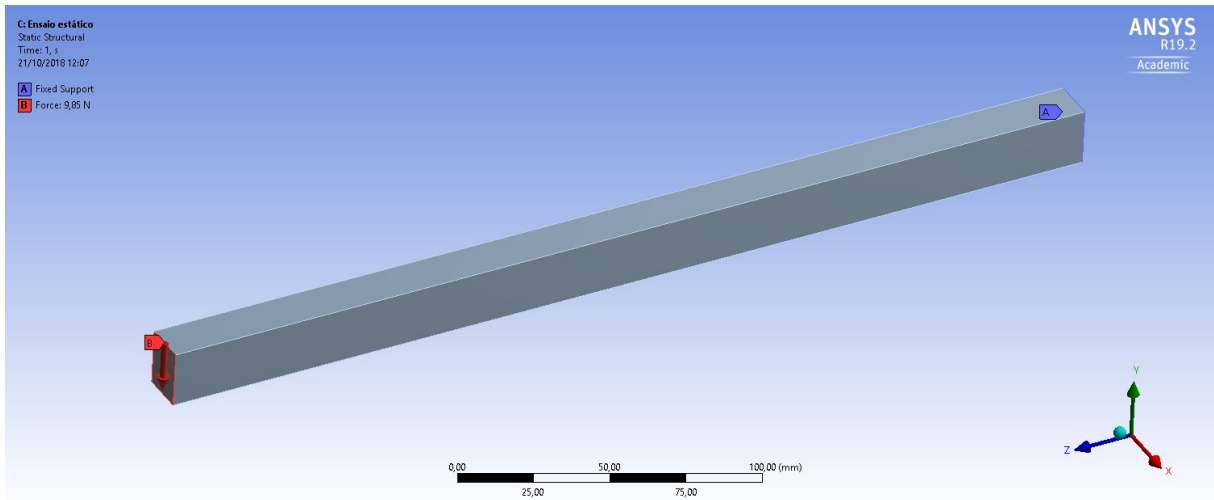


Figura 50 – Condições de contorno para análise do ensaio estático

Fonte:Próprio autor.

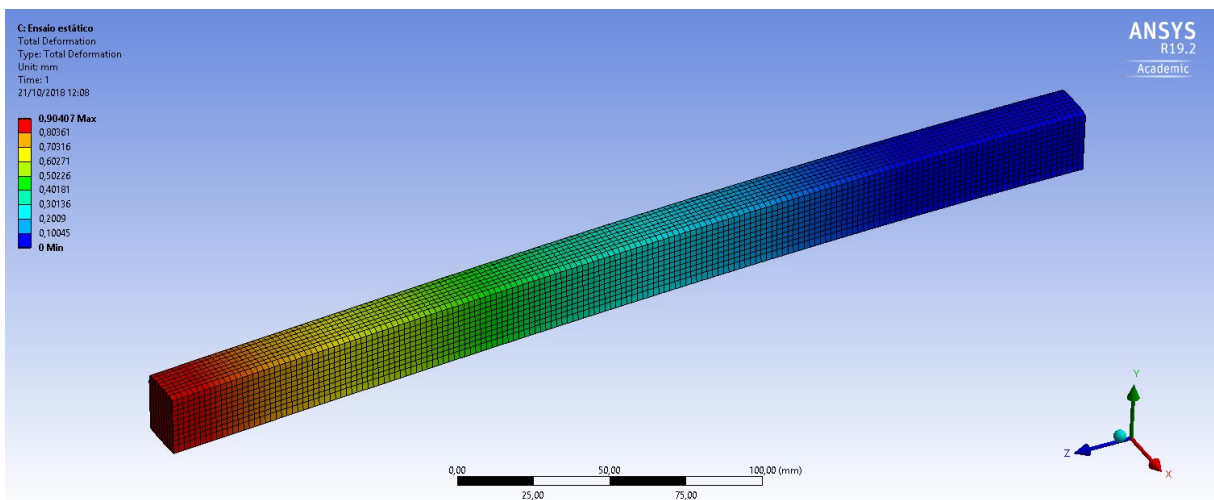


Figura 51 – Deslocamento para análise do ensaio estático.

Fonte:Próprio autor.

Com a calibração efetuada, também foi possível comparar os valores das tensões atuantes no compósito para o ensaio estático em questão.

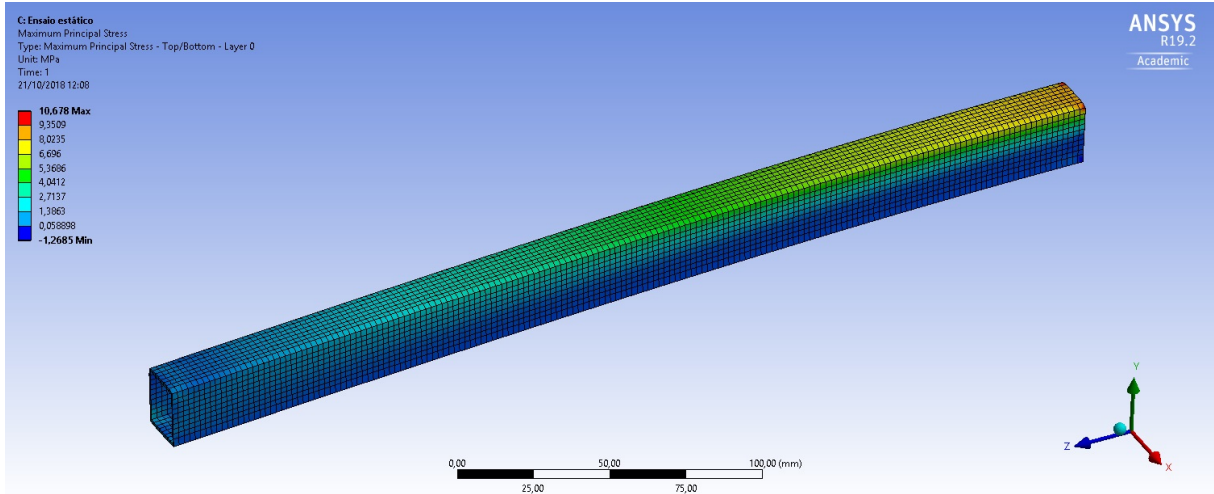


Figura 52 – Tensão normal para análise do ensaio estático.

Fonte:Próprio autor.

O Ansys® considera concentradores de tensão nas análises realizadas, e dado que o engaste é aplicado somente nas arestas das faces neste tipo de análise, a tensão nos vértices é mais acentuada. Visto que as equações analíticas não abrangem esse quesito, a tensão nos vértices não serão consideradas, e o valor para a tensão próximo ao eixo baricêntrico da seção é de 8,40 MPa.

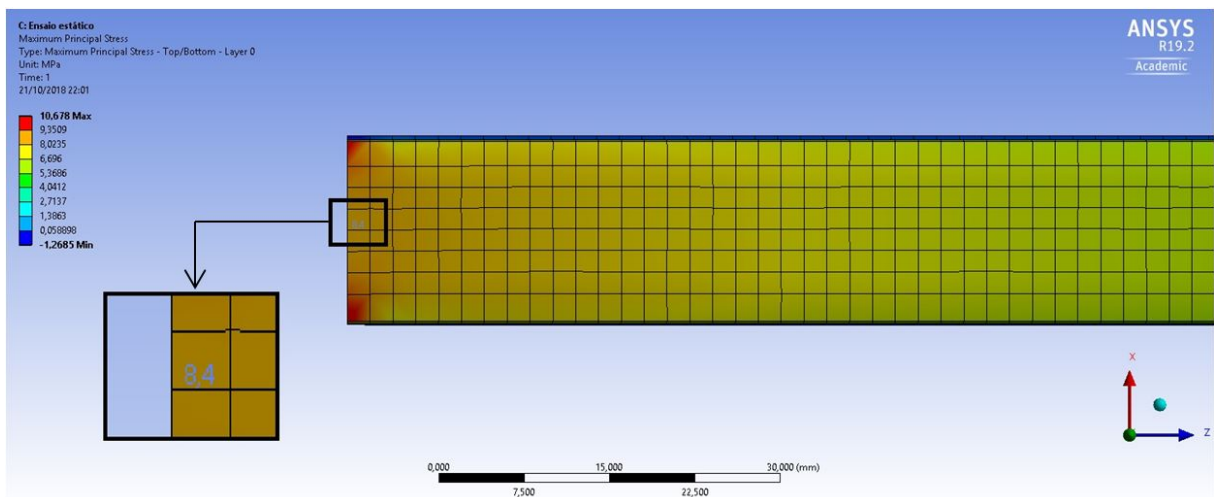


Figura 53 – Região de máxima tensão normal para análise do ensaio estático.

Fonte:Próprio autor.

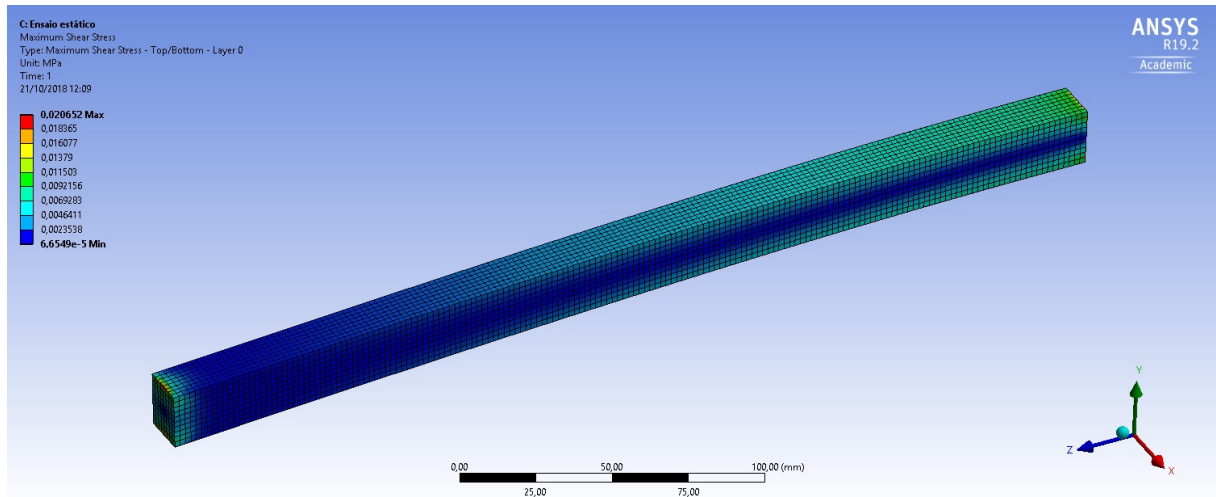


Figura 54 – Tensão cisalhante para análise do ensaio estático.

Fonte:Próprio autor.

Modificando os materiais da viga sanduíche e as espessuras das faces para os valores obtidos na calibração numérica, o novo valor de rigidez, dado pelo método das seções é de $150435660,8 N * mm^2$. A calibração se mostrou válida pois com essa correção, os deslocamentos calculados são bem mais próximos do valor real em ambos os ensaios anteriormente efetuados.

Ensaio	Deslocamento calculado (mm)	Erro entre calculado e mensurado no ensaio
Ensaio de flexão de 3 pontos	0,269	6,97%
Ensaio para viga engastada e livre	0,999	9,94%

Tabela 5 – Valores de deslocamentos obtidos após modificações da calibração numérica.

Fonte:Próprio autor.

Conforme as equações 2.2 e 2.4, calculou-se também as tensões nos compósito para a condição de viga engastada e livre. Comparando com os valores da análise numérica (Tabela 4.2), nota-se que em ambas a diferença também foi inferior a 10%.

Métodos em comparação	Tensão normal nas faces (MPa)	Tensão cisalhante no núcleo (MPa)
Método numérico	8,40	0,021
Método analítico	7,85	0,022
Erro	6,55%	4,55%

Tabela 6 – Valores de tensão do ensaio estático obtidos pelo método das seção e pela análise numérica, ambos calibrados.

Fonte:Próprio autor.

4.3 Análise preliminares ao ensaio de fadiga

Vale ressaltar que mesmo após as modificação nos dados, para uma força de 9,85 N o deslocamento calculado foi de aproximadamente 1,00 mm, evidenciando um erro de quase 10% entre o cálculo teórico e o real. Esse pequeno erro foi utilizado para calcular a força real que seria empregada para promover um deslocamento de 14 mm. Com a equação 3.1 o valor da carga equivale à 153,75 N.

Com o valor da força, efetuou-se os cálculos analíticos para as tensões, bem como a análise numéricas. Como explicitado na seção 3.3.1, o valor máximo de tensão em um carregamento cíclico deve ser no máximo dois terços do limite de resistência da falha estática. A tabela 4.3 compara esses valores e a tensão atuante não ultrapassa a tensão cíclica limitada para o ensaio de fadiga.

Parâmetros avaliados	2/3 do limite de resistência	Valor calculado
Tensão normal nas faces (MPa)	240,21	122,52
Tensão cisalhante no núcleo (MPa)	0,47	0,34

Tabela 7 – Comparação entre tensão atuante e limite de tensão cíclica limitante.

Fonte:Próprio autor.

A análise numérica, já calibrada, foi então efetuada aplicando as mesmas restrições de movimento do ensaio estático e a força determinada para obter um deslocamento de 14 mm na longarina. As imagens da análise seguem nas Figuras 55 à 60.

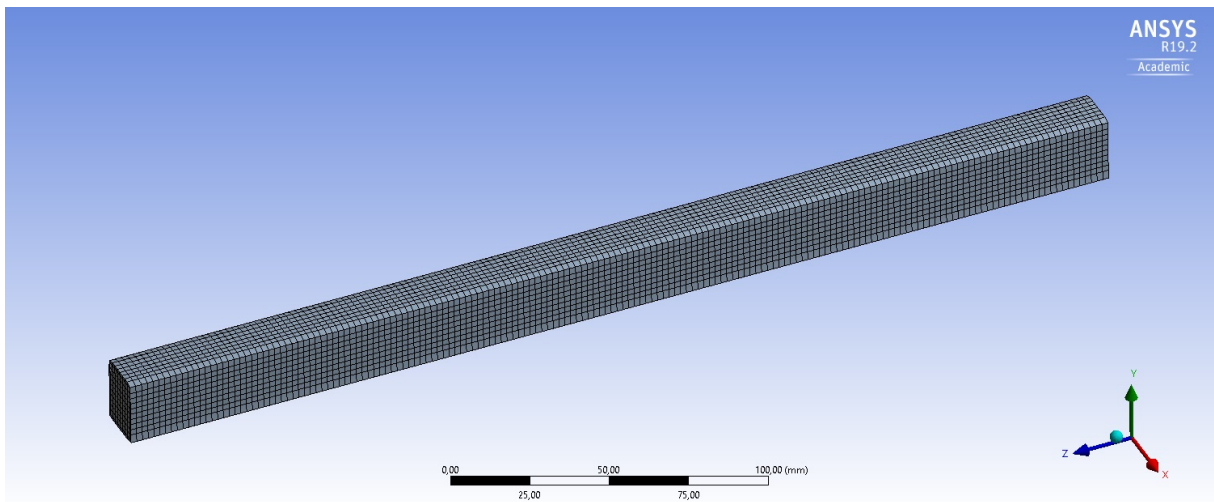


Figura 55 – Malha para análise do ensaio de fadiga.

Fonte:Próprio autor.

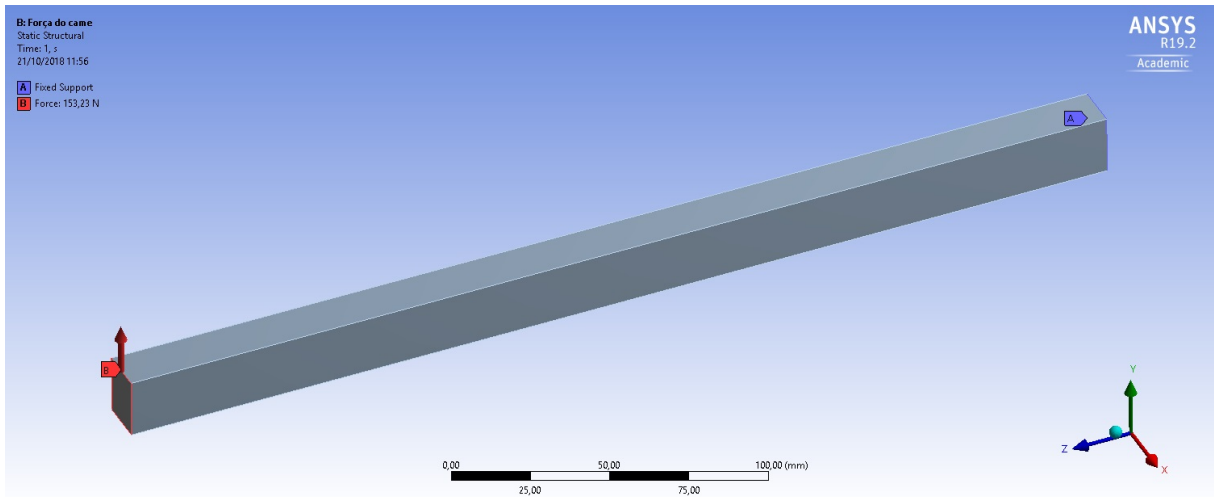


Figura 56 – Condições de contorno para análise do ensaio de fadiga.

Fonte:Próprio autor.

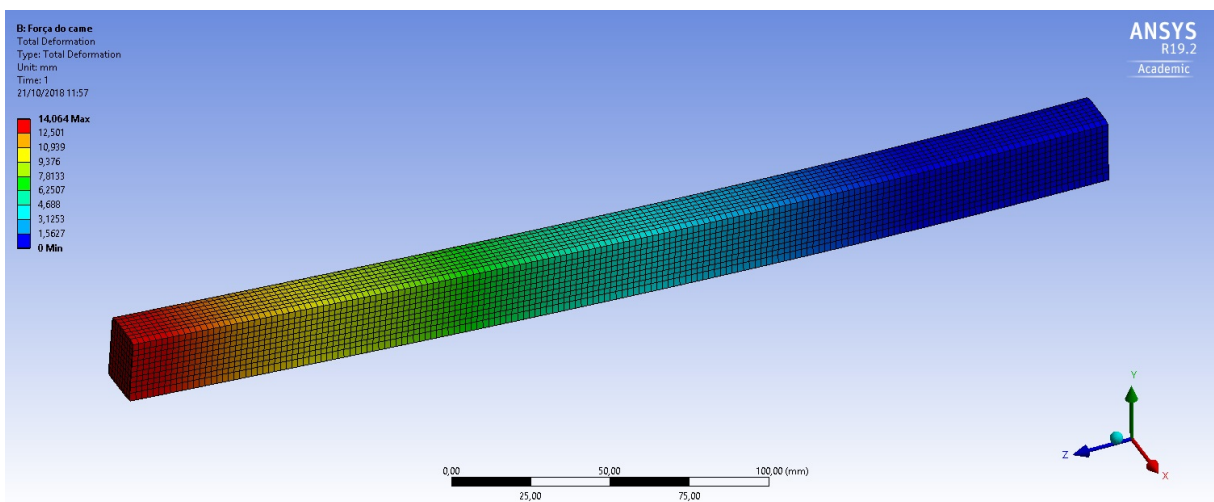


Figura 57 – Deslocamento para análise do ensaio de fadiga.

Fonte:Próprio autor.

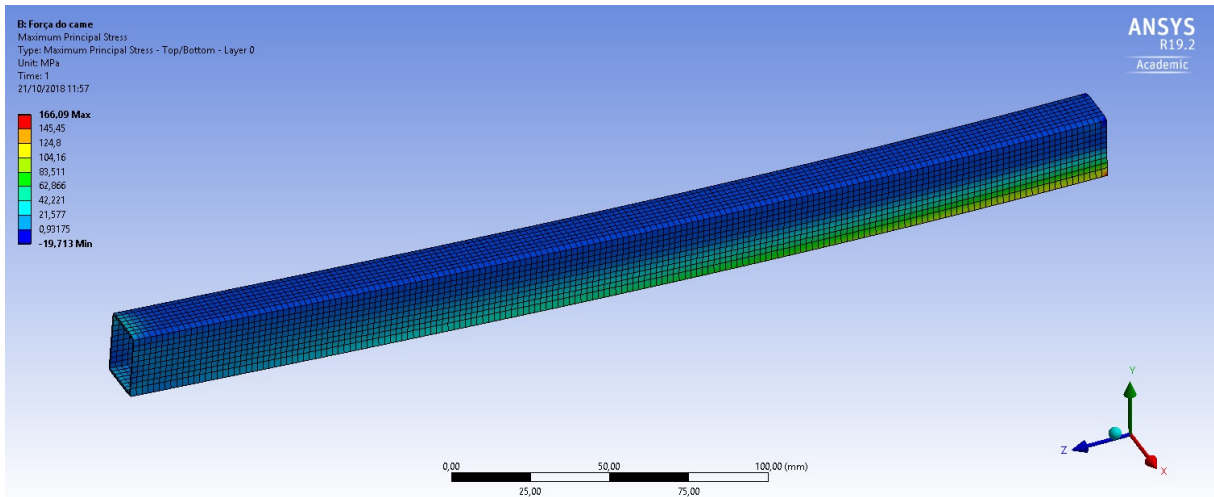


Figura 58 – Tensão normal para análise do ensaio de fadiga.

Fonte:Próprio autor.

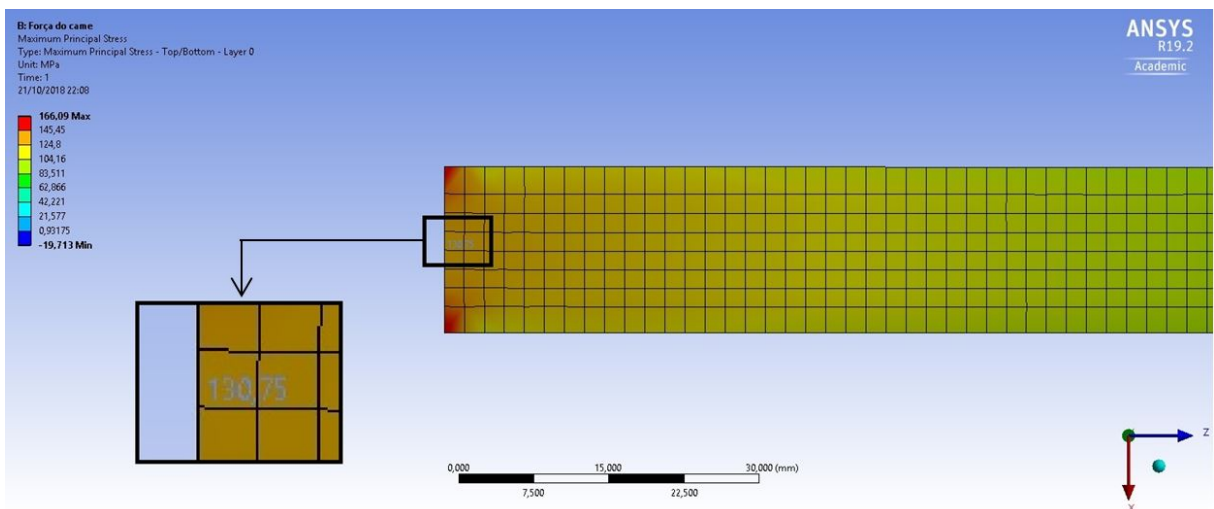


Figura 59 – Região de máxima tensão normal para análise do ensaio estático.

Fonte:Próprio autor.

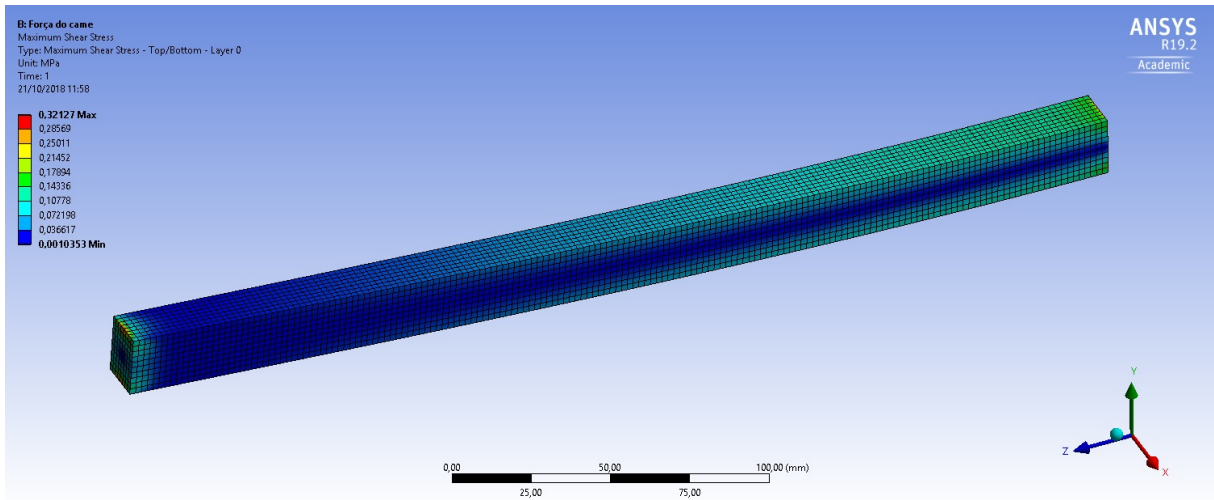


Figura 60 – Tensão cisalhante para análise do ensaio de fadiga.

Fonte:Próprio autor.

A comparação entre os valores de tensão calculado pelo método das seções e pelo modelo numérico é demonstrada na Tabela 8.

Métodos em comparação	Tensão normal nas faces (MPa)	Tensão cisalhente no núcleo (MPa)
Método numérico	130,75	0,321
Método analítico	122,52	0,338
Erro	6,29%	5,03%

Tabela 8 – Comparação entre valores de tensão obtidos pelo método analítico e numérico para um deslocamento de 14 mm.

Fonte:Próprio autor.

Nota-se que o erro dado pela diferença percentual entre os cálculos efetuados e a análise numérica se manteve baixo, de forma a consolidar ambos os métodos e garantir uma maior segurança ao ensaio de fadiga.

4.4 Ensaio de fadiga

Um primeiro ensaio foi realizado em uma peça laminada pela equipe Microraptor exclusivamente para este estudo. O comprimento do componente foi de 537,50 mm de, sendo que apenas 337,50 mm equivalem ao comprimento livre, pois este é o valor da longarina central que adentra a semi asa. Não foi possível fabricar mais corpos de prova devido ao custo dos materiais e do processo com o qual a equipe não poderia arcar. Entretanto, uma segunda peça foi disponibilizada pela Microraptor, sendo esta parte de uma antiga longarina. Por se tratar de umas das primeiras laminações da equipe, o produto não possui boa confiabilidade na fabricação.

Ao ser utilizada pela primeira vez em voo, não suportou a queda da aeronave, rompendo em uma das semi asas. Utilizando o outro lado, e cortando a parte próxima à falha, foi possível obter outra peça para o ensaio de fadiga, com 460 mm de comprimento, de modo que o engaste se deu em 123 mm. Este menor comprimento de engaste não foi prejudicial ao ensaio.

É importante dizer que esta segunda peça foi bastante avaliada antes de se tornar um segundo corpo de prova, e por se mostrar apta, o ensaio pode ser considerado válido. Todavia, sabe-se que o número de ciclos suportados por esta peça deve ser menor devido às condições de fabricação da mesma.

O sistema do ensaio foi montado conforme a alocação na sala da equipe permitiu (Figuras 61 e 62), e fez-se uma gravação áudio visual durante toda a sua duração. Os ensaios foram interrompidos quando se verificou a falha das peças.



Figura 61 – Montagem do sistema de ensaio de fadiga

Fonte:Próprio autor.



Figura 62 – Montagem do sistema de ensaio de fadiga, vista superior

Fonte:Próprio autor.

Devido à alta vibração da mesa na qual a longarina estava engastada, conclui-se que o engaste não foi perfeito. Dado a escassez de equipamentos possíveis de serem utilizados como engaste para a viga sanduíche, foi necessário alocar pesos sobre a mesa de modo a imprimir força contra a mesma para que o ensaio pudesse prosseguir da melhor forma possível, como visto na figura 63.



Figura 63 – Ensaio de fadiga em execução

Fonte:Próprio autor.

Através da gravação foi possível obter o tempo de duração total do ensaio, e mensurando a rotação real do motor com o tacômetro (Figura 64, cujo valor apresentado foi 1780 rpm, obtém-se o número de ciclos suportados pela longarina.



Figura 64 – Leitura com o tacômetro sendo efetuada

Fonte:Próprio autor.

Mapeou-se também a temperatura da longarina durante o ensaio (Figura 65), o maior valor se deu no engaste e vale 50,6 C, mantendo ainda uma grande margem até a temperatura limite da resina, ou seja, o aquecimento do corpo de prova não comprometeu o resultado do ensaio de fadiga.



Figura 65 – Mapeamento de temperatura ao longo do ensaio de fadiga.

Fonte:Próprio autor.

Os maiores valores de energia se concentraram na região próxima ao engaste, como era esperado, local onde se sucedeu a falha de ambos os corpos ensaiados. A falha das peças se deu na face superior (Figura 66), e devido à defasagem entre a falha e a estagnação do motor, a trinca se propagou para as faces laterais.



Figura 66 – Falha na face da longarina e propagação da trinca.

Fonte:Próprio autor.

A rotação mensurada no ensaio foi de 1780 rpm, que equivalem à 29,67 Hz, e o número de ciclos suportados pela peça é dado pelo número de ciclos por segundo (29,67) vezes a duração do ensaio. Os resultados de ambos os ensaios seguem na Tabela 4.4.

Dados coletados	Ensaio 1	Ensaio 2
Duração do ensaio	00:04:34	00:03:14
Duração em segundos	274	194
Número de ciclos suportados	8128,67	5755,33

Tabela 9 – Resultados do ensaios de fadiga realizados.

Fonte:Próprio autor.

Nota-se que o resultado do ensaio 2 foi relativamente pior, como já esperado, mas ainda próximo do resultado obtido no primeiro ensaio. A justificativa dessa diferença se dá pela não uniformidade da fabricação, e somente com um processo altamente controlado e testes realizados em mais corpos de prova pode garantir um resultado convergente e seguro para a fadiga desse tipo de compósito.

O número de ciclos suportados no ensaio não é tão alto, o que justifica o estudo, pois é importante saber que a fadiga pode ser uma restrição para o projeto estrutural da aeronave.

5 CONCLUSÕES

O cálculo da rigidez a flexão pelo método das seções apresentou um erro relativamente baixo para os dados obtidos no ensaio de flexão de três pontos, sendo 14,68% a diferença entre os deslocamentos encontrados. Entretanto, para o ensaio estático onde a viga se encontrava engastada e livre, o erro entre o deslocamento real e o calculado foi bastante elevado, 47,86%, o que implica que os resultados obtidos através das equações não condiziam com os valores reais.

A calibração do modelo numérico se mostrou então muito eficiente, pois permitiu que modificações nas características da peça fossem feitas dentro de uma faixa aceitável e propiciassem resultados próximos ao comportamento real. O cálculo da rigidez flexional foi feito com base nessas modificações e os erros apresentados no parágrafo acima reduziram significativamente, conforme visto na Tabela 5.

A análise numérica apresentou resultados fidedignos, e os valores de tensão normal e cisalhante foram comparados com resultados analíticos. O erro se manteve abaixo de 10% para ambos os ensaios, consolidando os valores obtidos.

O estudo proposto acerca da obtenção da vida em fadiga do compósito sanduíche utilizado como longarina de uma aeronave nos padrões da competição SAE Brasil Aerodesing apresentou resultados satisfatórios. O ensaio de fadiga não apresentou grande complexidade de execução, sendo facilmente replicável pela equipe nos relatórios técnicos de Estruturas e Ensaio Estruturais dos próximos anos, bem como aplicável em outras peças semelhantes.

A proposta de avaliar outros critérios de falha da estrutura além das tensões estáticas atuantes em voo se mostrou válida, visto que o número de ciclos suportados pelo componente não é alto.

A fratura das peças ocorreram na face superior do compósito, na região do engastamento. A falha ocorreu como esperado, pois as faces são responsáveis por suportar grande parte da tensão normal atuante e a região de engaste estava sujeita à maior sollicitação.

A fadiga pode ser uma restrição determinante caso a variação da sustentação ao longo do voo seja alta e/ou caso haja uma aspiração para que a longarina suporte um número determinado de voos.

5.1 Sugestões para Trabalhos Futuros

Pode-se fabricar um número bem maior de corpos de provas, com o maior controle de processo possível, e realizar este ensaio com boa repetibilidade, obtendo a tendência dos resultados. Além disso, se este ensaio for realizado para diferentes condições de contorno, ou seja, diferentes deslocamentos aplicados e conseqüentemente diferentes tensões atuantes

na peça, é possível traçar a curva S-N para o compósito avaliado.

Com a curva S-N traçada, pode-se também fazer análises de fadiga para carregamentos diversos, ou ainda carregamentos combinados, e encontrar a vida em ciclos ou ainda o fator de segurança da peça.

Também como via de continuidade do estudo pode-se coletar os dados referentes à variação do carregamento ao longo do voo, que provavelmente mostrarão uma curva de tensões aleatórias ao longo do tempo. Com as tensões atuantes ao longo do voo, será possível determinar quantos voos a longarina suporta sem haver falhar por fadiga.

Outro viés interessante é variar as características do painel sanduiche e avaliar como elas afetam a vida em fadiga do compósito. As variações podem ser referentes ao tipo de núcleo, materiais das faces e/ou do núcleo, dimensões da seção transversal, matriz utilizada, tipo de fabricação, entre outros.

REFERÊNCIAS

ASTM - American Society for Testing Materials. **ASTM C 393 - 00 - Standard Test Method for Flexural Properties of Sandwich Constructions.**

ASTM - American Society for Testing Materials. **ASTM D 3039/D 3039 M - 00 - Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials.**

CALLISTER JR., W. D.; RETHWISCH, D. G. **Ciência e Engenharia dos Materiais: Uma introdução.** 7ª edição. Rio de Janeiro: LTC, 2008.

CALLISTER JR., W. D.; RETHWISCH, D. G. **Materials Science and Engineering: An introduction.** 8ª edição. (Local): Wiley, 2009.

COSTA, João Manuel Guimarães. **Análise de vigas laminadas compósitas à flexão.** 2017. 90f. Dissertação de Mestrado – Faculdade de Engenharia Universidade do Porto, Porto, 2017.

E-COMPOSITES. **Divinycell H60 Datasheet.** Disponível em:

<http://www.marinecomposites.com.br/wp-content/uploads/datasheets/divinycellh60.pdf/>. Acesso em: 15 de abril de 2018.

E-COMPOSITES. **Resina Epoxy Ampreg 26 Datasheet.** Disponível em:

<http://www.marinecomposites.com.br/wp-content/uploads/datasheets/resinaepoxyampreg26.pdf>. Acesso em: 05 de abril de 2018.

GAGLIARDO, Debora Pierini. **Análise de estruturas sanduíche: Parâmetros de projeto.** 2008. 171f. Dissertação de Mestrado – UNICAMP, Campinas, 2008.

GIBSON, L. J.; Ashby, M. F. **Cellular solids: Structure and properties.** 2ª edição. (Local): Copyrighted material, Janeiro 1997.

GUDE, M.; Hufenbach, W.; Koch, I.; Koschichow, R.; Schulte, K.; Knoll, J. **Fatigue testing of carbon fibre reinforced polymers under VHCF loading Procedia Materials Science.** Volume 2, 2013, Páginas 18-24. Disponível on-line em: <www.sciencedirect.com>

HIBBELER, R.C. **Resistência dos Materiais.** 7ª edição. São Paulo: Pearson, 2007.

MADENCI, E.; GUVEN, I. **The Finite Element Method and Applications in Engineering Using Ansys®.** Nova Yorque: Springer, 2006.

MICRORAPTOR. **Relatório técnico: Estruturas e Ensaio Estruturais**. 2018. 106f. Relatório enviado para competição SAE Brasil de Aerodesing – Universidade Federal de Juiz de Fora, Juiz de Fora, 2018.

MICRORAPTOR. **Relatório técnico: Cargas e Aeroelasticidade**. 2018. 78f. Relatório enviado para competição SAE Brasil de Aerodesing – Universidade Federal de Juiz de Fora, Juiz de Fora, 2018.

NORTON, R.L. **Cinemática e dinâmica dos mecanismos**. 2ª edição. Porto Alegre: McGrawHill, 2010.

PRITAMASHUTOSH. **Stress analysis in wing and fuselage**, 2014. Disponível em: <<https://pritamashutosh.wordpress.com/2014/04/23/stress-analysis-in-wing-and-fuselage/>> Acesso em: 12 de julho de 2018.

ANEXO A – TERMO DE AUTENTICIDADE**UNIVERSIDADE FEDERAL DE JUIZ DE FORA
FACULDADE DE ENGENHARIA****Termo de Declaração de Autenticidade de Autoria**

Declaro, sob as penas da lei e para os devidos fins, junto à Universidade Federal de Juiz de Fora, que meu Trabalho de Conclusão de Curso do Curso de Graduação em Engenharia Mecânica é original, de minha única e exclusiva autoria. E não se trata de cópia integral ou parcial de textos e trabalhos de autoria de outrem, seja em formato de papel, eletrônico, digital, áudio-visual ou qualquer outro meio.

Declaro ainda ter total conhecimento e compreensão do que é considerado plágio, não apenas a cópia integral do trabalho, mas também de parte dele, inclusive de artigos e/ou parágrafos, sem citação do autor ou de sua fonte.

Declaro, por fim, ter total conhecimento e compreensão das punições decorrentes da prática de plágio, através das sanções civis previstas na lei do direito autoral¹ e criminais previstas no Código Penal², além das cominações administrativas e acadêmicas que poderão resultar em reprovação no Trabalho de Conclusão de Curso.

Juiz de Fora, 08 de Novembro de 2018.

Palloma Silva Cardoso – Discente
Matrícula: 201371063 CPF: 099.662.826-61

¹ LEI N° 9.610, DE 19 DE FEVEREIRO DE 1998. Altera, atualiza e consolida a legislação sobre direitos autorais e dá outras providências.

² Art. 184. Violar direitos de autor e os que lhe são conexos: Pena – detenção, de 3 (três) meses a 1 (um) ano, ou multa.