



**FUNDAÇÃO OSWALDO ARANHA**  
**CENTRO UNIVERSITÁRIO DE VOLTA REDONDA**  
**PRO-REITORIA DE PESQUISA E PÓS-GRADUAÇÃO**  
**MESTRADO PROFISSIONAL EM MATERIAIS**



**DAVI JOSÉ IRLANDA**

**ANÁLISE ESTRUTURAL POR ELEMENTOS FINITOS DE UM  
AEROMODELO CONSTITUÍDO DE UM COMPÓSITO A BASE DE  
FIBRA DE BANANEIRA**

**VOLTA REDONDA**

**2024**

**DAVI JOSÉ IRLANDA**

**ANÁLISE ESTRUTURAL POR ELEMENTOS FINITOS DE UM  
AEROMODELO CONSTITUÍDO DE UM COMPÓSITO A BASE DE  
FIBRA DE BANANEIRA**

Dissertação apresentada ao Mestrado Profissional em Materiais do Centro Universitário de Volta Redonda – UniFOA, como requisito obrigatório para obtenção do título de Mestre em Materiais, na área de concentração de processamento e caracterização de materiais poliméricos e linha de pesquisa em materiais compósitos com fibras naturais.

Orientador: Prof. Dr. Alexandre Alvarenga  
Palmeira

VOLTA REDONDA

2024

### FICHA CATALOGRÁFICA

Bibliotecária: Alice Tação Wagner - CRB 7/RJ 4316

I69a Irlanda, Davi José Oliveira de Souza

Análise estrutural por elementos finitos de um aeromodelo constituído de um compósito a base de fibra de bananeira. / Davi José Oliveira de Souza Irlanda. - Volta Redonda: UniFOA, 2024. 89 p. II

Orientador (a): Prof. Dr. Alexandre Alvarenga Palmeira

Dissertação (Mestrado) – UniFOA / Mestrado Profissional em Materiais, 2024

1. Materiais - dissertação. 2. Compósito. 3. Fibra de bananeira. 4. SOLIDWORKS. I. Palmeira, Alexandre Alvarenga. II. Centro Universitário de Volta Redonda. III. Título.

CDD – 620.1



FUNDAÇÃO OSWALDO ARANHA  
CENTRO UNIVERSITÁRIO DE VOLTA REDONDA  
PRO-REITORIA DE PESQUISA E PÓS-GRADUAÇÃO  
MESTRADO PROFISSIONAL EM MATERIAIS



DAVI JOSÉ OLIVEIRA DE SOUZA IRLANDA

ANÁLISE ESTRUTURAL DE UM AERO MODELO CONSTITUÍDO DE UM COMPÓSITO  
REFORÇADO COM FIBRA DE BANANEIRA

Orientador: Prof. Dr. Alexandre Alvarenga Palmeira

ESTA DISSERTAÇÃO FOI JULGADA ADEQUADA PARA OBTENÇÃO DO  
TÍTULO DE  
“MESTRE EM MATERIAIS”

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO PROGRAMA DE MESTRADO  
PROFISSIONAL EM MATERIAIS

*Roberto de Oliveira Magnago*

Prof. Dr. Roberto de Oliveira Magnago  
Coordenador

**BANCA EXAMINADORA:**

*Alexandre Alvarenga Palmeira*

Prof. Dr. Alexandre Alvarenga Palmeira  
Presidente / UniFOA

*Cirlene Fourquet Bandeira*

Prof.<sup>a</sup> Dr.<sup>a</sup> Cirlene Fourquet Bandeira  
Examinador interno / UniFOA

*Lucas de Mendonça Neuba*

Prof. Dr. Lucas de Mendonça Neuba  
Examinador externo / IME

Dezembro de 2024.

## DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho a minha família, por sempre me encorajar e incentivar. Fornecendo a motivação certa e me fazendo assim, lembrar o motivo de vencer.

## **AGRADECIMENTOS**

Primeiramente, agradeço a Deus, o criador e consumidor de todas as coisas, por conceder a mim, saúde e determinação. A Ele toda Honra e toda Glória.

Ao meu grande amigo e professor, Doutor Alexandre Alvarenga Palmeira, que se dedicou em orientar com excelência. A professora Doutora Cirlene Fourquet Bandeira que tanto me auxiliou com seus conhecimentos.

A minha família, que sempre está em minhas orações, em especial a minha mãe, que junto ao apoio incondicional do meu tio Jê, dedicou sua vida em criar a mim e meu irmão com princípios e virtudes nobres, nos mantendo sempre como prioridade em sua vida.

A minha namorada Gabi, que com todo amor e carinho, me motiva todos os dias, mesmo com a adversidade da distância, a exercer minha profissão.

Ao Grupo Keilla, que fomenta e apoia iniciativas de desenvolvimento de trabalhos acadêmicos, proporcionando possibilidades favoráveis para elaboração e defesa dos trabalhos promovidos por seus funcionários.

## EPÍGRAFE

“Que os vossos esforços desafiem as impossibilidades, lembrai-vos de que as grandes coisas do homem foram conquistadas do que parecia impossível.”

(Charles Chaplin).

IRLANDA, D. J. **Análise Estrutural Por Elementos Finitos De Um Aeromodelo Constituído De Um Compósito A Base De Fibra De Bananeira.** 2024. Dissertação (Mestrado Profissional em Materiais) – Fundação Oswaldo Aranha, Centro Universitário de Volta Redonda, Volta Redonda, 2024.

## RESUMO

A necessidade de redução do tempo e dos custos de geração de um projeto faz com que se faça uso de métodos de simulação numérica, TECNOLOGIA CAE (Engenharia Assistida por Computador), para o desenvolvimento de seus produtos. O objetivo do presente trabalho é realizar a análise estrutural por elementos finitos, através do software SOLIDWORKS® 2023, de um aeromodelo comercial constituído de um compósito à base de fibra de *musa paradisíaca*, fazendo uso de diferentes composições no compósito de resina epoxi reforçado com fibra de *musa paradisíaca*, modificando a quantidade de fibra de *musa paradisíaca* e também fazendo diferentes disposições do compósito ao longo do corpo e asa do aeromodelo. Para tanto, seguiu as seguintes etapas: criação do modelo CAD do aeromodelo; definição das propriedades do material; criação da malha e especificação do elemento; definição das cargas e das condições de restrição; simulação; e por fim verificação dos resultados obtidos (distribuição de tensão de Von Mises, deformação e frequência Natural). O modelo simulado que apresentou melhores resultados, atendendo tanto ao quesito resistência (tração e flexão) foi que fez uso da disposição de fibras longas na asa, cujos valores são respectivamente 20,22 MPa e frequência natural 749,57 Hz.

**Palavras-chave:** compósito; fibra de bananeira; SOLIDWORKS; aeromodelo.

IRLANDA, D. J. **Finite Element Structural Analysis of a Model Aircraft Made of a Banana Fiber Composite.** 2024. Dissertation (Professional Master of Material) – Fundação Oswaldo Aranha, Centro Universitário de Volta Redonda, Volta Redonda, 2024.

## ABSTRACT

The need to reduce the time and costs of generating a project requires the use of numerical simulation methods, CAE TECHNOLOGY (Computer Aided Engineering), for the development of its products. The objective of this work is to perform the structural analysis by finite elements, using the SOLIDWORKS© 2023 software, of a commercial aircraft model consisting of a *musa paradisíaca* fiber-based composite, using different compositions in the epoxy resin composite reinforced with *musa paradisíaca* fiber, modifying the amount of *musa paradisíaca* fiber and also making different arrangements of the composite along the body and wing of the aircraft model. To this end, the following steps were followed: Aircraft's CAD model; Definition of the material properties; Creation of the mesh and specification of the element; Definition of the loads and restriction conditions; Simulation; and finally verification of the obtained results (Von Mises stress distribution, deformation and natural frequency). The simulated model that presented the best results, meeting both the resistance requirement (traction and flexion) which made use of the arrangement of long fibers in the wing, whose values are respectively 20.22 MPa and natural frequency 749.57 Hz.

**Keywords:** composite; banana fiber; SOLIDWORKS; aeromodeling.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Representação em corte parcial de um De Havilland DH.98 Mosquito.....	24
Figura 2: Representação da seção transversal de uma aeronave .....	25
Figura 3: Aeronave renderizada no software MSC Apex 2024.1.....	27
Figura 4: Aeronave desenvolvida no software MSC Apex 2024.1.....	28
Figura 5: Simulação pelo Método dos Elementos Finitos (MEF) da junção de uma turbina com a asa de uma aeronave .....	29
Figura 6: Representação esquemática de um compósito .....	31
Figura 7: Tipos de compósitos em função da fase dispersa (reforço) .....	32
Figura 8: Representação esquemática dos diferentes tipos de reforço em função da disposição da fase dispersa (fibras).....	33
Figura 9: Estrutura de uma fibra vegetal de eucalipto .....	36
Figura 10: Valor da produção (mil reais) de banana no Brasil por estado no ano de 2023 .....	38
Figura 11: Metodologia desenvolvida na realização do trabalho.....	52
Figura 12: Print do endereço eletrônico do Aeromodelo DROP-X ELÉTRICO .....	54
Figura 13: Imagem do Aeromodelo DROP-X ELÉTRICO – Vista Frontal 3D.....	55
Figura 14: Imagem do Aeromodelo DROP-X ELÉTRICO – Vista de Calda 3D.....	55
Figura 15: Dimensões básicas do Aeromodelo DROP-X ELÉTRICO .....	56
Figura 16: Exemplo de “entrada” das informações referentes as propriedades do material no software SOLIDWORKS© 2023 .....	58
Figura 17: Exemplo de aplicação das condições de contorno .....	59
Figura 18: Disposição da Malha no Aeromodelo.....	59

Figura 19: Valor da Tensão Máxima de Von Mises [MPa] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposto de forma aleatória (30%) em todo aeromodelo. ....	63
Figura 20: Valor do deslocamento máximo [mm] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposto de forma aleatória (30%) em todo aeromodelo.	64
Figura 21: Valor da frequência natural [Hz] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposto de forma aleatória (30%) em todo aeromodelo.....	65
Figura 22: Valor da Tensão Máxima de Von Mises [MPa] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra triturada (30%) em todo aeromodelo.....	67
Figura 23: Valor do deslocamento máximo [mm] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra triturada (30%) em todo aeromodelo.....	68
Figura 24: Valor da frequência natural [Hz] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra tritudada (30%) em todo aeromodelo.....	68
Figura 25: Valor da Tensão Máxima de Von Mises [MPa] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposta longa (40%) em todo aeromodelo. ....	70
Figura 26: Valor do deslocamento máximo [mm] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposto de forma longa (40%) em todo aeromodelo.....	71
Figura 27: Valor da frequência natural [Hz] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposto de forma longa (40%) em todo aeromodelo. ....	72
Figura 28: Valor da Tensão Máxima de Von Mises [MPa] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra dispostas de forma longa (40%) na asa e fibra disposta aleatória (30%) no corpo de aeromodelo. ....	74
Figura 29: Valor do deslocamento máximo [mm] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra dispostas de forma longa (40%) na asa e fibra disposta aleatória (30%) no corpo de aeromodelo. ....	75
Figura 30: Valor da frequência natural [Hz] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra aleatória (30%) em todo aeromodelo. ....	76

Figura 31: Valor da Tensão Máxima de Von Mises [MPa] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra dispostas de forma longa (40%) na asa e fibra triturada (30%) no corpo de aeromodelo.....	78
Figura 32: Valor do deslocamento máximo [mm] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra dispostas de forma longa (40%) na asa e fibra triturada (30%) no corpo de aeromodelo.....	79
Figura 33: Valor da frequência natural [Hz] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra aleatória (30%) em todo aeromodelo.....	80

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1: Propriedades do compósito de resina epoxi reforçado com fibra de bananeira .....	41
Tabela 2: Propriedades do compósito de resina epoxi reforçado com fibra de bananeira. ....	57
Tabela 3: Características das simulações do aeromodelo, em função do Arranjo da Fibra e de sua disposição no aeromodelo.....	60
Tabela 4: Resultados obtidos nas simulações. ....	61
Tabela 5: Propriedades do compósito de matriz polimérica (Epóxi 2004–BB) reforçada com 30% de fibra de bananeira. ....	62
Tabela 6: Resultados obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposta de forma aleatória (30%) em todo aeromodelo.....	62
Tabela 7: Propriedades do compósito de matriz polimérica (Epóxi 2004–BB) reforçada com 30% de fibra de bananeira. ....	65
Tabela 8: Resultados obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra triturada (30%) em todo aeromodelo.....	66
Tabela 9: Propriedades do compósito de matriz polimérica (Epóxi 2004–BB) reforçada com 40% de fibra de bananeira. ....	69
Tabela 10: Resultados obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposta de forma longa (40%) em todo aeromodelo.....	69
Tabela 11: Propriedades do compósito de matriz polimérica (Epóxi 2004–BB) reforçada com de fibra de bananeira. ....	72
Tabela 12: Resultados obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposta de forma longa (40%) na asa e fibra disposta aleatória (30%) no corpo de aeromodelo. ....	73

Tabela 13: Propriedades do compósito de matriz polimérica (Epóxi 2004–BB) reforçada com de fibra de bananeira. ....	77
Tabela 14: Resultados obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposta de forma longa (40%) na asa e fibra triturada (30%) no corpo de aeromodelo. ....	77
Tabela 15: Resumo das Comparativo das Simulações. ....	81

## LISTA DE EQUAÇÕES

Equação 1 .....	43
Equação 2 .....	43
Equação 3 .....	44
Equação 4 .....	44
Equação 5 .....	44
Equação 6 .....	45
Equação 7 .....	45
Equação 8 .....	45
Equação 9 .....	45
Equação 10 .....	45
Equação 11 .....	46
Equação 12 .....	46
Equação 13 .....	46
Equação 14 .....	50
Equação 15 .....	51

## LISTA DE ABREVIATURAS, SIGLAS E SÍMBOLOS

ABNT	Associação Brasileira de Normas Técnicas
ABS	Acrilonitrila butadieno estireno
COBRA	Confederação Brasileira de Aeromodelismo
GPa	Giga Pascal
h	Hora
IBGE	Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística
km	Kilometro
MEC	Métodos de elementos de contorno
MEF	Método de elementos finitos
MEF	Método dos Elementos Finitos
MeMat	Mestrado Profissional em Materiais
MPa	Mega Pascal
PVA	Poliacetato de Vinila

## SUMÁRIO

<b>1. INTRODUÇÃO</b> .....	19
1.1. Objetivo.....	20
<b>1.1.1. Objetivos Específicos</b> .....	21
1.2. Justificativa.....	21
<b>2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA</b> .....	23
2.1. Aeromodelo.....	23
2.2. Materiais Compósitos.....	30
2.3. Fibra de Bananeira.....	36
2.4. Método dos Elementos Finitos.....	41
2.5. Simulação Numérica.....	43
<b>2.5.1. Método Implícito de Integração no Tempo</b> .....	44
<b>2.5.2. Amortecimento</b> .....	47
<b>2.5.3. Elementos Utilizados na Simulação e Sua Disposição no Modelo</b> .....	47
2.6. Critério de Von Mises.....	50
<b>3. METOLOGIA</b> .....	52
3.1. Escolha do aeromodelo (Etapa I).....	53
3.2. Obtenção e Criação do Modelo no CAD (Etapa I).....	57
3.3. Definição das Propriedades do Material (Etapa I).....	57
3.4. Definição das Condições de Contorno e Carregamento / Malha (Etapa I).....	58
3.5. Realização das Simulações (Etapa II).....	60
3.6. Análise de Resultados (Etapa III).....	60
<b>4. RESULTADOS E DISCUSSÕES</b> .....	61

4.1. Simulação da Fibra Disposta Aleatoriamente em Todo Aeromodelo .....	62
4.2. Simulação da Fibra Triturada em Todo Aeromodelo.....	65
4.3. Simulação da Fibra Disposta de Forma Longa em Todo Aeromodelo .....	69
4.4. Simulação da Fibra Disposta de forma longa (40%) em na asa e fibra disposta aleatória (30%) no corpo de aeromodelo .....	72
4.5. Simulação da Fibra Disposta de forma longa (40%) em na asa e fibra triturada (30%) no corpo de aeromodelo .....	76
4.6. Considerações finais .....	80
<b>4.6.1. Resumo das Comparativo das Simulações .....</b>	<b>81</b>
<b>5. CONCLUSÕES .....</b>	<b>82</b>
<b>6. TRABALHOS FUTUROS .....</b>	<b>84</b>
<b>7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....</b>	<b>85</b>

## 1. INTRODUÇÃO

Segundo GONÇALVES (2016) um dos setores que talvez apresente o maior desenvolvimento tecnológico é a aviação. As vantagens que ela tem, sobre outros modos de transporte, em termos de passageiros e carga são bem conhecidas. Ela também domina o campo militar.

Aeromodelismo é o próximo passo lógico após o processo de design para projetos significativos, pois as dimensões em escala reduzida atuam como um parâmetro para o refinamento e ajuste da estrutura. O software para modelagem e dimensionamento de aeronaves permite que mudanças sejam implementadas em componentes para garantir que o sistema funcione de forma otimizada. Sendo assim, o modelo de aeronave é capaz de verificar com muito menos custo muitas técnicas diferentes (DENONI, 2023).

Conforme a Confederação Brasileira de Aeromodelismo (COBRA, 2024) o pioneiro do aeromodelismo foi o francês Alphonse Penaud, que inicialmente dedicou-se ao sonho de ser militar, porém teve que abandonar essa aspiração devido a um reumatismo muscular que o deixou dependente de muletas. Assim, Penaud começou a se dedicar ao estudo do aeromodelismo. Em 1870, ele inventou o motor a elástico, marcando o início do desenvolvimento de diversos tipos de aeromodelos, cada um com diferentes tipos de motores.

No Brasil, o aeromodelismo, teve início com a venda de materiais pela Casa Sloper em 1936 e importação de kits pela Almeida & Veiga em 1941. Em 1942, ocorreu o 1º Campeonato Paulista de Aeromodelismo, e nos anos seguintes surgiram clubes e campeonatos, como o "Parafuso" e o "Cai-Cai". A prática foi inicialmente concentrada na Av. Rebouças, migrando posteriormente para o Brooklin e Alto de Pinheiros. A partir de 1959, o aeromodelismo brasileiro ganhou destaque com a fundação da Associação Brasileira de Aeromodelismo, participação em campeonatos internacionais, e o avanço tecnológico com rádios de controle. Em 1987, foi reconhecido como esporte oficial no Brasil.

No Brasil, o preço de um aeromodelo começa em torno de R\$ 1.500, enquanto nos EUA, é possível praticar o esporte com apenas US\$ 200. Entretanto, modelos mais avançados podem custar até R\$ 20 mil. Esses modelos, que são réplicas

detalhadas de jatos de combate, podem chegar a velocidades de 400 km/h.(INFOMONEY, 2023)

Um dos maiores desafios no aeromodelismo é a construção de aviões (aeromodelos) que sejam leves e ao mesmo tempo resistentes, permitindo assim a realização das mais diferentes manobras e acrobacias, aliado ao maior tempo de permanência em voo. Os materiais mais utilizados na construção de aeromodelos incluem isopor, balsa, fibra de vidro e compensado. Para a montagem, podem ser empregadas colas como epóxi, cianoacrilato (super bonder) ou PVA (Poliacetato de Vinila - cola branca para madeira). Além disso, é necessário usar material para entelagem, como vinil ou monokote. (COBRA, 2024)

Segundo MENCHISE (2021), atualmente a utilização de compósitos a base de fibras naturais tem sido cada vez mais estudado, principalmente aliado as propriedades mecânicas obtidas através da associação de diferentes materiais, aliado ao apego da sustentabilidade e do uso de materiais biodegradáveis.

A busca por fibras naturais tem aumentado devido ao alto custo das fibras sintéticas e à preocupação com o uso de recursos mais sustentáveis. A fibra de bananeira, por exemplo, tem sido utilizada com bons resultados como reforço em compósitos poliméricos. As fibras naturais, em geral, apresentam resistência específica mais elevada que as das fibras sintéticas, além de contribuir para a redução de custos. (CAMPBELL, 2020)

Aliado aos fatos já descritos, a crescente necessidade de rapidez e economia para dar vida aos projetos forçou a indústria mundial a utilizar técnicas de simulação numérica no desenvolvimento de seus produtos. Atualmente a evolução dos computadores elevaram suas capacidades de processamento e a habilidade de simular qualquer produto, reproduzindo seus processos, componentes e montagem geral.

## 1.1. Objetivo

O objetivo do presente trabalho é realizar a análise estrutural por elementos finitos de um aeromodelo comercial constituído de um compósito de resina epoxi

reforçado com fibra de bananeira, modificando a quantidade de fibra e também fazendo diferentes disposições da fibra ao longo do corpo e asa do aeromodelo.

### **1.1.1. Objetivos Específicos**

Os objetivos específicos do presente trabalho são:

1. Verificar a eficiência do software SOLIDWORKS© 2023 nas simulações estruturais de um aeromodelo comercial;
2. Simular os valores da tensão máxima de Von Mises, deformação máxima e frequência natural, com diferentes teores de fibra de bananeira no compósito e fazendo uso de diferentes disposições da fibra (aletória, triturada e longa) ao longo do aeromodelo, observando assim sua influência em diferentes partes do aeromodelo sobre o comportamento da resistência estrutural;
3. Realizar uma comparação entre os valores obtidos por simulação e experimentais por Campbell (2020);
4. Otimizar o modelo simulado do aeromodelo comercial em função do tipo e disposição do compósito.

## **1.2. Justificativa**

Este trabalho se justifica pela necessidade de reduzir o tempo e os custos no desenvolvimento de projetos, promovendo o uso de métodos de simulação numérica, como a TECNOLOGIA CAE (Engenharia Assistida por Computador), para o aprimoramento de produtos. A evolução de computadores com alta capacidade de processamento tornou possível a simulação de diversos processos e projetos, impulsionando essa revolução tecnológica, que se torna ainda mais relevante com o avanço da indústria 4.0.

O uso de modernas tecnologias de informação afeta o curso de todo o processo de projeto. As principais vantagens destas mudanças não são apenas a possibilidade de se suprimir etapas experimentais no desenvolvimento de um projeto, mas também na melhora da qualidade do projeto. Hoje, a eficiência de um aeromodelo envolve todo

o complexo de suas qualidades, desde desempenho de voo até flexibilidade na manutenção e reparos durante a operação. Devido à natureza específica da operação dos aeromodelos, sua aplicabilidade é baseada em seu tamanho, forma e proporções (TRUIZ, 2015).

A busca por novas fibras para fortalecer compósitos oferece uma alternativa para o desenvolvimento de materiais mais adequados para usos específicos. Ao avaliar o ciclo de vida do produto, que abrange desde a remoção de matérias-primas até o descarte de resíduos, peças feitas com fibras de carbono e vidro não são ideais para aeromodelos devido ao difícil rastreamento de seu descarte e ao alto custo/benefício das fibras sintéticas. Nesse contexto, a fibra de bananeira surge como uma opção. (TORRES et al, 2020).

Ainda, segundo Campbel (2020), é promissora para fabricação de peças de aeromodelos, destacando a importância de aprofundar a investigação nas características técnicas do compósito como um caminho para a evolução e ampliação de sua aplicação.

## 2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

No presente capítulo serão tratados os principais assuntos que envolvem o conhecimento necessário ao desenvolvimento deste trabalho, a saber: materiais compósitos a base de fibras naturais, o método de elementos finitos (MEF) e por fim a análise de tensões. De forma alguma pretende-se esgotar o assunto ou até mesmo desenvolver um conteúdo que seja completo na sua plenitude, ou seja, este capítulo apresenta um breve relato sobre cada tema de forma a permitir o desenvolvimento e compreensão melhor do presente trabalho.

### 2.1. Aeromodelo

O aeromodelismo desempenha um papel essencial no aprimoramento de grandes projetos, pois os cálculos realizados em menor escala servem de base para ajustes e melhorias estruturais. Softwares são amplamente utilizados para modelar e projetar as aeronaves, permitindo a implementação de modificações nos componentes responsáveis pelo funcionamento do conjunto. As curvas de resistência à tração podem ser obtidas através da aplicação de conceitos que variam desde modelagem teórica até análises práticas, fazendo uso de dinamômetros, softwares específicos ou ensaios de campo e em túnel de vento (RODRIGUES *et al.*, 2014).

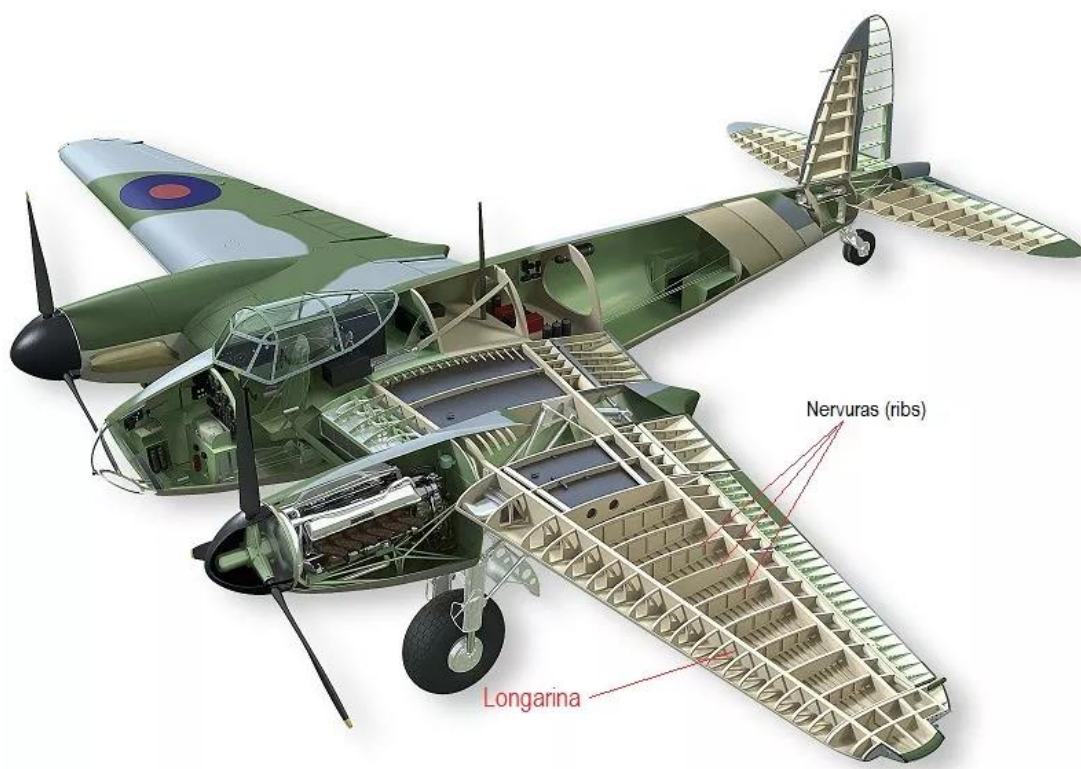
Conforme já mencionado, um dos maiores desafios no aeromodelismo é construir aviões (aeromodelos) que sejam ao mesmo tempo leves e resistentes, permitindo a execução de diversas manobras e acrobacias, além de aumentar o tempo de voo. Os materiais mais comuns na construção de aeromodelos incluem isopor, balsa, fibra de vidro e compensado. (COBRA, 2024).

A fuselagem, onde está localizada a cabine de comandos, pode ser construída nos formatos treliçado, monocoque ou semi-monocoque. As asas, essenciais para sustentar a aeronave em voo, são fixadas nas laterais da fuselagem. Elas são componentes cruciais, e cada fabricante tem preferência por diferentes tipos de configuração, como asa alta, média ou baixa. Cada perfil aerodinâmico apresenta características próprias, que dependem de fatores como sua forma geométrica, dimensões, arqueamento, raio do bordo de ataque e espessura. Dentre as mais

importantes características aerodinâmicas de um perfil estão o coeficiente de sustentação, arrasto, momento, a posição do centro aerodinâmico e sua eficiência aerodinâmica (RAYMER, 2012).

Conforme Rodrigues (2014), a fuselagem possui, além de tudo, características funcionais e representa um dos componentes mais complexos de um aeromodelo, assim como sua estrutura. A fuselagem conecta os componentes mais importantes da aeronave em um único todo: asa, cauda, trem de pouso, etc. Esta complexidade funcional causa certas dificuldades na escolha dos parâmetros, dimensões e formato da fuselagem durante o processo de dimensionamento, bem como a determinação das cargas externas atuantes sobre ela. A fuselagem consiste em seções de nariz, meio e cauda, conforme figura 1. Estruturalmente a fuselagem de uma aeronave civil é geralmente uma estrutura oca de paredes finas. A determinação dos principais parâmetros e características da fuselagem deve ser realizado em conjunto com cálculos paramétricos de outras partes da aeronave.

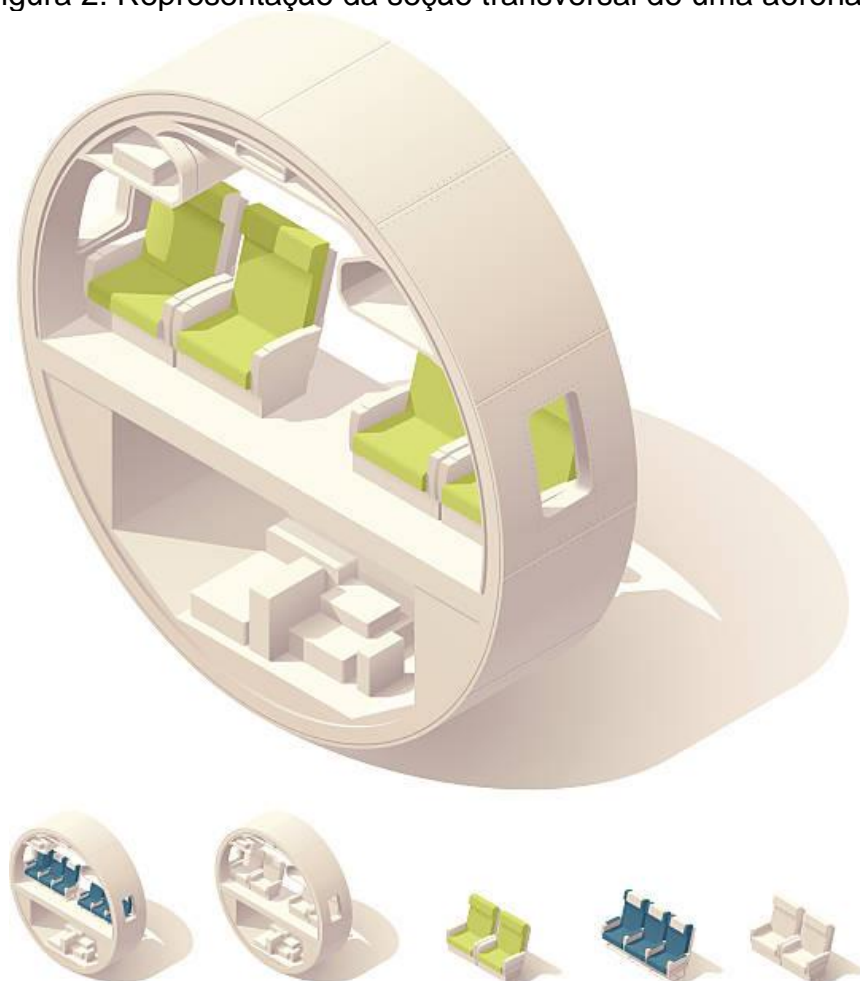
Figura 1: Representação em corte parcial de um De Havilland DH.98 Mosquito



Fonte: HANGAR MMA (2024).

Segundo Torenbeek (2013), em uma aeronave, a forma da seção transversal da fuselagem é escolhida não apenas do ponto de vista aerodinâmico, mas também das condições de layout, colocação de motores, tripulação, passageiros, equipamentos e garantia de resistência. A forma ideal da seção transversal é considerada redonda. Esta forma transversal permite obter um peso mínimo da estrutura, pois isso resulta em revestimento de menor espessura.

Figura 2: Representação da seção transversal de uma aeronave



Fonte: iStock (2024).

Como um tipo de seção circular, são consideradas seções formadas por uma combinação de dois ou mais círculos, muitas vezes na vertical, mas às vezes na horizontal. Para aeronaves de passageiros e de carga, a seção intermediária da fuselagem é formada dependendo das dimensões gerais do habitáculo ou do

compartimento de carga. Por exemplo, as dimensões da seção central da fuselagem de uma aeronave de passageiros são determinadas dependendo da opção de layout (classe de cabine de passageiros), altura do passageiro e a altura dos porta-bagagens situados na parte inferior da aeronave (TORENBEEK, 2013). Na figura 2, anterior, é representada a seção transversal de uma aeronave.

A fuselagem é um sistema hierárquico de elementos estruturais baseado em uma cadeia: unidades, conjuntos, subconjuntos e peças. Onde a distribuição espacial da fuselagem de uma aeronave civil, possui parâmetros geométricos e as dimensões dos elementos estruturais, que levam em consideração as cargas que nele atuam. Ao mesmo tempo, são determinados os parâmetros geométricos dos elementos estruturais da fuselagem (ANDERSON, 2001)

A determinação dos principais parâmetros e características da fuselagem é realizada em conjunto com cálculos paramétricos de outras partes da aeronave com base nos requisitos das especificações técnicas, de forma a garantir um peso mínimo. A escolha do formato do nariz e da cauda é determinada pela resistência mínima e condições de carga e descarga do conteúdo da fuselagem. A forma destes é selecionada com base em pesquisas aerodinâmicas, e na introdução de novas soluções conceituais obtidas como resultado de trabalhos experimentais, estudos teóricos e continuidade de projeto já consagrados (RODRIGUES, 2014).

Nas aeronaves, as armações (estrutura/molduras), são divididas em normais e reforçadas. As molduras normais servem para criar o formato das seções transversais e são suportes de longarinas e revestimentos. Estruturas reforçadas garantem a transferência de forças concentradas para a estrutura da fuselagem. A estrutura inclui uma viga transversal horizontal. As armações normais, juntamente com a fuselagem, são carregadas com o excesso de pressão da cabine pressurizada. Além disso, garantem a prevenção de uma perda geral de estabilidade da estrutura da fuselagem sob sobrecargas significativas em voo e durante o pouso. As molduras reforçadas são constituídas por potentes molduras anulares formadas por rebordos internos e externos e por uma parede. (RAYMER, 2012)

Segundo Oliveira (2019), o desenvolvimento da tecnologia de informação, das tecnologias de informação em rede, a criação de produtos de software especializados, sistemas integrados, como Unigraphics (UG), CATIA, EUCLID, CADDs, ADEM,

KOMPAS, AUTOCAD, SOLID EDGE, Pro/ENGINEERING, ANSYS, NASTRAN e outros, permite com base métodos de projeto existentes para criar um método de projeto integrado e modelagem computacional de aeronaves. Outro exemplo é o desenvolvimento pela HEXAGON® INC, de um software (MSC Apex 2024.1) especificamente dedicado ao projeto estrutural de aeronaves (figura 3 e figura 4)

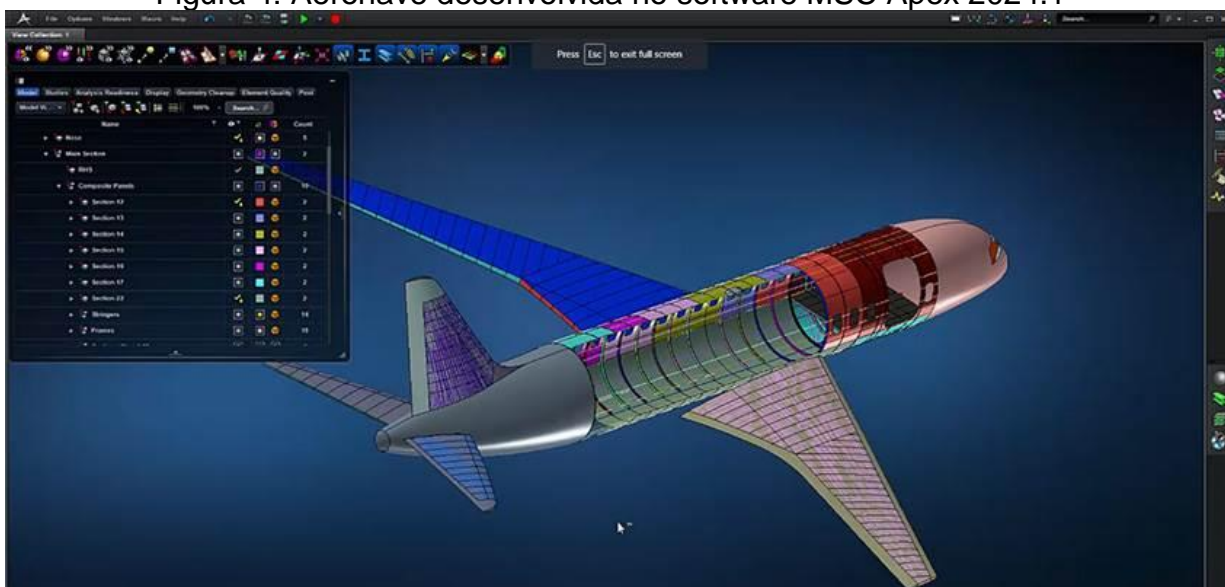
Figura 3: Aeronave renderizada no software MSC Apex 2024.1



Fonte: HEXAGON® INC (2024).

A complexidade do processo se deve ao fato de que na fase preliminar, e principalmente na criação de uma nova aeronave e seus sistemas, é difícil levar em consideração todos os fatores e cumprir os requisitos de projeto, garantir um dado nível de qualidade em design, sua produção e operação. O uso de um método de projeto integrado e modelagem computacional nos permite vincular todas as etapas do projeto (OLIVEIRA, 2019).

Figura 4: Aeronave desenvolvida no software MSC Apex 2024.1

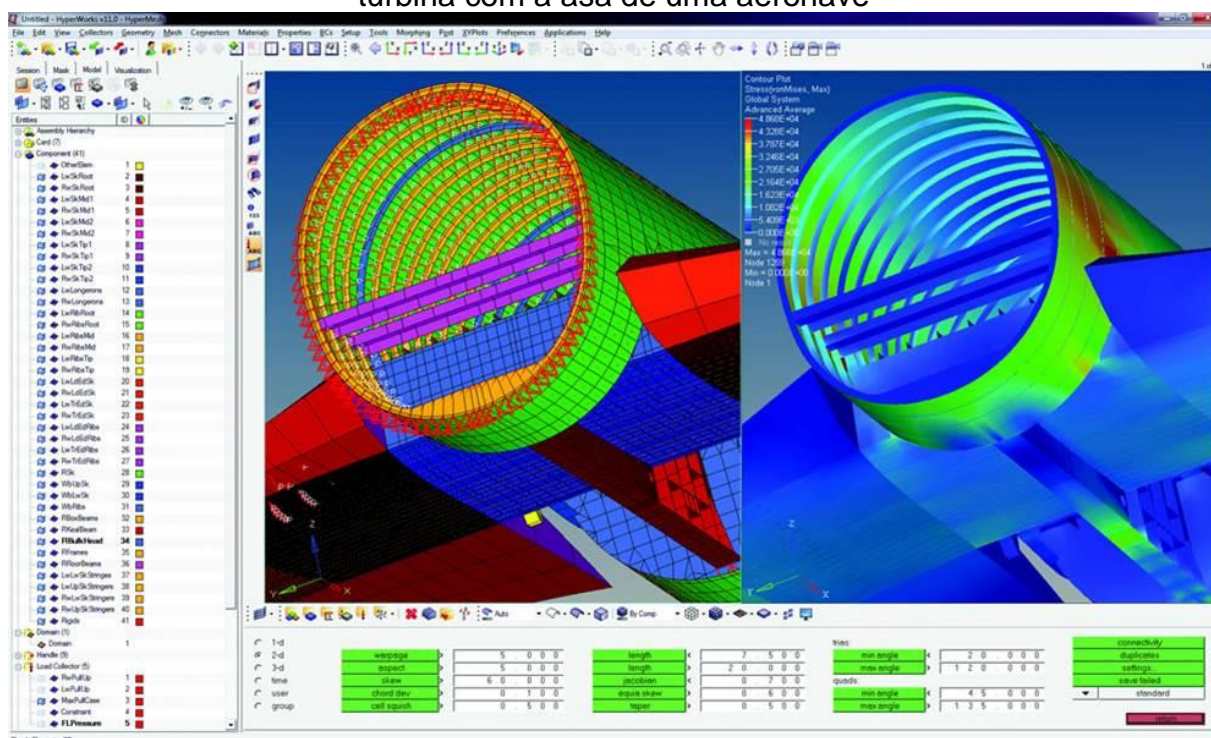


Fonte: HEXAGON® INC (2024).

Outro exemplo é a Altair Hyperworks© (2024), que possui uma plataforma voltada para otimização de projetos, gerenciamento de dados de desempenho e automação de processos. Onde, o software integra um conjunto avançado de ferramentas para modelagem, análise, otimização, visualização, geração de relatórios e gerenciamento de dados de desempenho. Na figura 5, a seguir, é apresentada uma simulação pelo MEF da junção de uma turbina com a asa de uma aeronave.

Atualmente, a fabricação de aeromodelos é predominantemente realizada por conformação plástica ou produção manual. Na conformação plástica, um processo industrial, o custo unitário é menor e a produção é mais rápida, porém o acabamento e a qualidade do material são prejudicados, resultando em aeromodelos mais frágeis em caso de colisões. Por outro lado, na produção manual, é possível obter acabamentos superiores, especialmente com o uso de corte a laser em madeira. No entanto, o tempo de produção das peças é maior, e a madeira balsa, apesar de ser muito leve, é também bastante frágil. (TRUIZ, 2015)

Figura 5: Simulação pelo Método dos Elementos Finitos (MEF) da junção de uma turbina com a asa de uma aeronave



Fonte: Altair Hyperworks© (2024)

Denoni et. al (2023), projetou e montou um aeromodelo não tripulado, onde asas foram posicionadas em relação ao centro de gravidade do aeromodelo garantindo estabilidade em voo. A fuselagem foi projetada de forma compacta para eliminar espaços desnecessários, com o compartimento interno adequado para fixar firmemente o equipamento de transmissão e um trem de pouso fixo. Sendo que o aeromodelo apresentou um peso de aproximadamente 2,5 kg e uma envergadura de 2 m por 1,5 m. Onde a estrutura foi constituída de madeira compensada de 15 mm e revestida com verniz para proteção contra a umidade. Fato esse que demonstra a versatilidade da utilização de materiais-primas naturais na construção do aeromodelo.

Truiz (2015), fazendo uso da prototipagem rápida (3D), que permite obter alta reprodutibilidade, produzir peças complexas e reduzir o tempo de fabricação em comparação aos processos manuais de corte. Realizou um estudo e projeto de um aeromodelo. Ao realizar testes em corpos de prova de madeira balsa e ABS, observou que a madeira possui maior resistência à tração, enquanto o ABS apresenta maior alongamento. Contudo, o aeromodelo em ABS teve um aumento de aproximadamente

77% na massa. Em termos de custo, o modelo em ABS foi cerca de 51% mais econômico.

Apesar disso, segundo Truiz (2015), a impressão tridimensional de aeromodelos em ABS foi considerada inviável devido ao acréscimo significativo no peso. Pois, a confecção manual de aeromodelos apresenta desafios, como altos custos, necessidade de habilidades para manusear materiais frágeis como a madeira balsa, baixa reprodutibilidade e longo tempo de produção. Tais estudos corroboram o fato que o desenvolvimento de novos materiais e técnicas de fabricação em muito são importantes no aeromodelismo.

Campbell (2020), que realizou estudos no desenvolvimento e caracterização de compósito reforçado com fibra de bananeira para utilização na construção de aeromodelos, afirma ainda que a estrutura de um aeromodelo deve suportar 6 (seis) vezes o seu peso de forma a garantir a perfeita manobrabilidade da aeronave em voo, permitindo a realização das mais diferentes acrobacias, e ainda permitindo que o mesmo seja resistente mesmo em “pousos de emergência” ou queda a baixas altitudes.

## 2.2. Materiais Compósitos

Compósito é um material constituído por duas ou mais combinações de materiais distintos, as propriedades de cada material são diferentes entre si, tanto as propriedades físicas quanto as propriedades químicas e permanecem separadas no produto final do material. Através da mistura será obtido um material compósito que possui propriedades e características diferentes do material formador. Se esta mistura ocorrer em escala macroscópica, ela é chamada de compósita, ao passo que quando ocorre em escala microscópica, é chamado de liga (YUSUF ALI et.al, 2020).

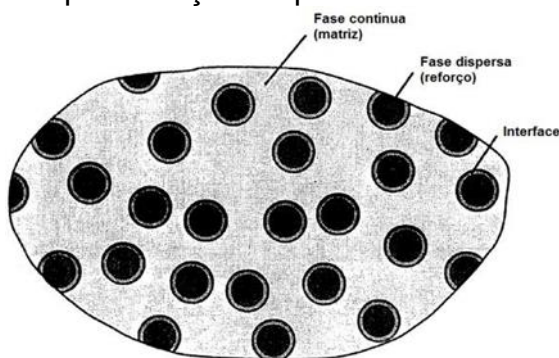
De acordo com Gonçalves (2010), os compósitos poliméricos se dividem em termoplásticos e termorrígidos, diferenciando-se principalmente pelo comportamento ao calor. Termoplásticos podem ser moldados repetidamente, tornando-se fluidos quando aquecidos e solidificando ao esfriar. Já os termorrígidos não podem ser remoldados, pois durante o processo de cura ocorrem reações irreversíveis, formando uma estrutura rígida e infusível.

Polímeros termorrígidos, como poliésteres, vinil-éster, resinas fenólicas e epóxi, são amplamente usados em compósitos estruturais devido à sua resistência à deformação sob carga, estabilidade dimensional e boas propriedades de isolamento térmico e elétrico. Resinas epóxi, em particular, são muito utilizadas em aplicações aeroespaciais por suas excelentes propriedades mecânicas e resistência à umidade, superando outros tipos de resinas (CAMPBELL, 2020).

De acordo com Oliveira (2017), um compósito é um material composto por duas ou mais fases distintas em escala macro e microscópica, projetado para ter desempenho e propriedades mecânicas superiores às de seus componentes individuais. Ele é constituído por uma fase contínua e menos resistente, chamada matriz, que envolve uma fase descontínua, forte e resistente, conhecida como fase dispersa ou reforço. A função da matriz é unir e estruturar o material compósito, proteger o reforço contra danos superficiais e impedir a propagação de trincas. Já a fase dispersa confere força e rigidez ao material.

Em alguns casos, segundo Oliveira (2017), interações químicas ou efeitos do processo resultam na formação de uma nova fase entre o reforço e a matriz, chamada interface ou zona de transição. Na figura 6, a seguir é representado esquematicamente a disposição das fases contínua (matriz) e da fase dispersa (reforço).

Figura 6: Representação esquemática de um compósito



Fonte: OLIVEIRA (2017)

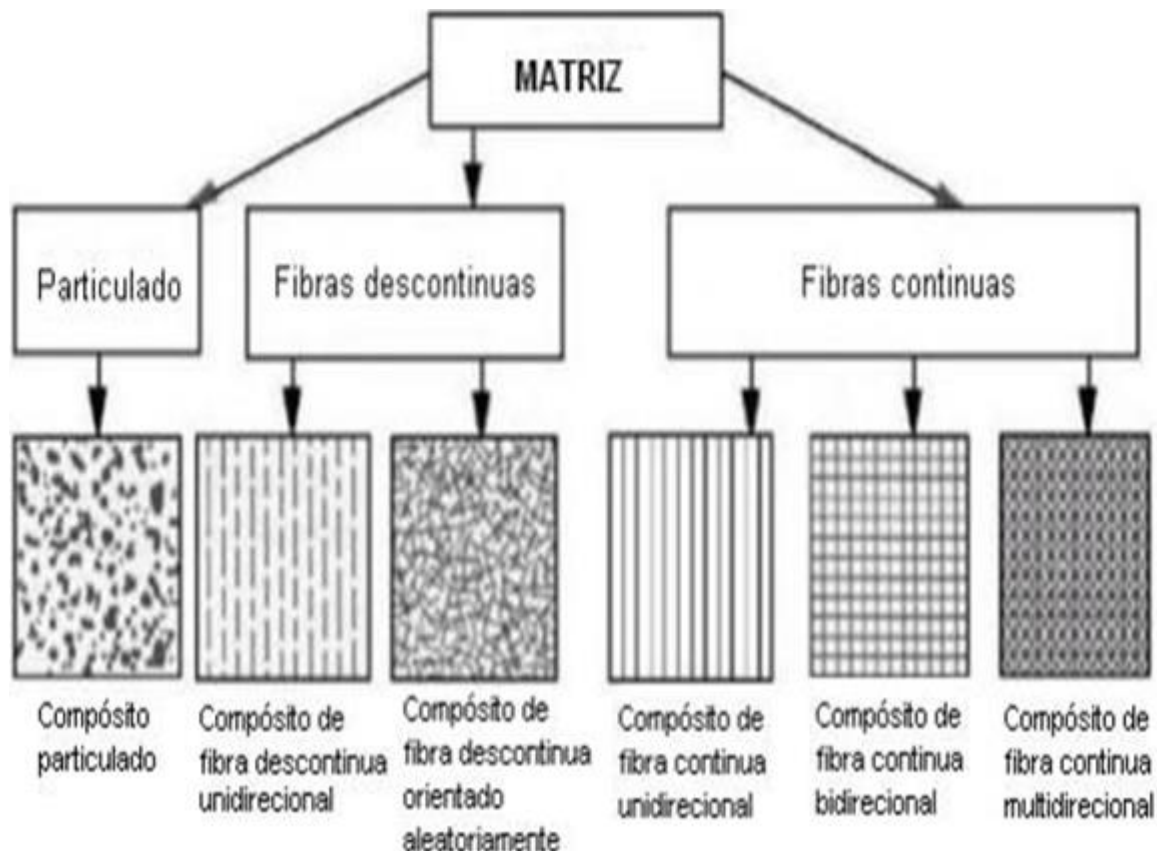
Os materiais compósitos são formados por uma fase contínua e uma fase dispersa, cujas propriedades resultam da combinação das características de seus

componentes individuais. Eles podem ser classificados em três tipos: compósitos particulados, compósitos com fibras descontínuas e compósitos com fibras contínuas (CALLISTER; RETHWISCH, 2016).

- Compósitos particulados: compostos por partículas de tamanhos e formas variadas distribuídas aleatoriamente na matriz.
- Compósitos de fibras descontínuas: reforçados por fibras curtas ou whiskers, orientadas aleatoriamente ou em uma direção específica.
- Compósitos de fibras contínuas: reforçados por fibras longas, sendo os mais eficientes em rigidez e resistência, com diferentes orientações, como unidirecional, crossply (ângulo de 90°) ou multidirecional.

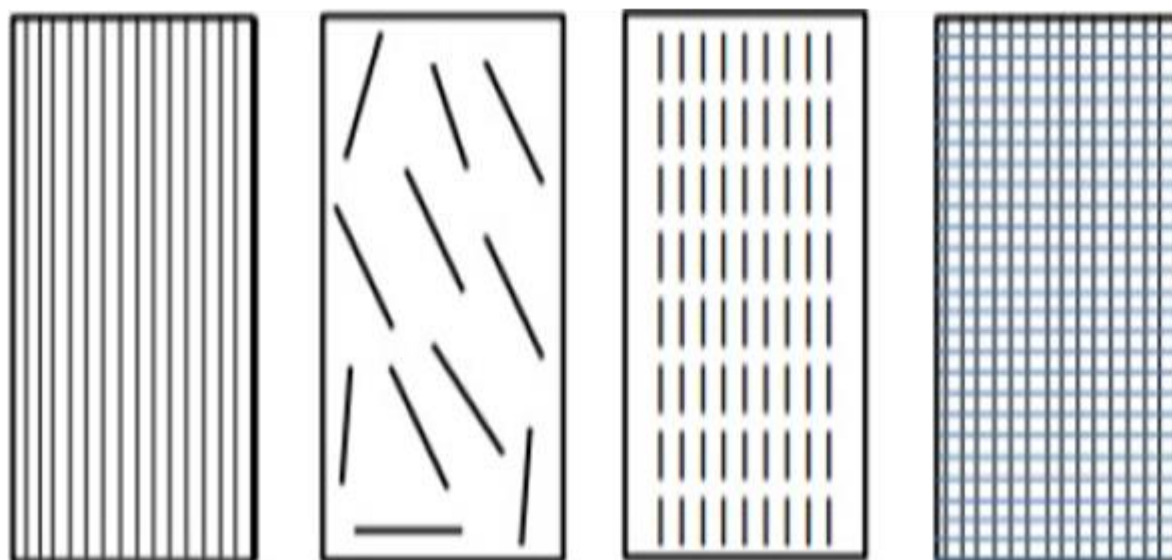
Na figura 7 e figura 8, a seguir, é representado de forma esquemática os tipos de compósitos em função da fase dispersa (reforço).

Figura 7: Tipos de compósitos em função da fase dispersa (reforço)



Fonte: Adaptado de CALLISTER E RETHWISCH (2016).

Figura 8: Representação esquemática dos diferentes tipos de reforço em função da disposição da fase dispersa (fibras)



Fonte: Adaptado de CALLISTER E RETHWISCH (2016).

Segundo SANTOS et al. (2018) e ZAMZANI; MYDIN; GHANI (2019), nos últimos anos, houve um grande avanço no desenvolvimento de materiais compósitos reforçados com fibras naturais, impulsionado pelo interesse crescente de pesquisadores e indústrias em utilizar matérias-primas renováveis (MARINELLI et al., 2008; PEREIRA et al., 2017; ZAMZANI; MYDIN; GHANI, 2019). Pesquisas têm focado na produção de novos materiais, como compósitos feitos com fibras de coco, que atendam às demandas do mercado (GELFUSO et al., 2011; SANTOS et al., 2018; ZAMZANI; MYDIN; GHANI, 2019).

Segundo Callister e Rethwisch (2016), as fibras aumentam as propriedades mecânicas dos compósitos ao transferir tensão entre a fibra e a matriz, sendo frequentemente usadas como reforço em matrizes poliméricas. Segundo Menchise (2021), estudos sugerem que as fibras naturais têm potencial para substituir as fibras sintéticas em compósitos. O uso de compósitos poliméricos nas indústrias tem crescido significativamente, podendo ser formados por matrizes de polímeros termorrígidos, termoplásticos e elastômeros. Ao utilizá-los em compósitos, é essencial considerar o caráter apolar dos polímeros, pois influencia a dispersão e as propriedades finais.

De acordo com Oliveira (2017), as propriedades dos materiais compósitos dependem das características, concentrações e distribuições dos seus constituintes, bem como das interações entre eles. O desempenho final pode ser previsto pela regra da mistura ou por interações sinérgicas, que podem resultar em propriedades não calculáveis. A capacidade de manipular essas propriedades permite que os compósitos sejam projetados e otimizados para aplicações específicas, tornando-os altamente eficientes estruturalmente.

Conforme Feltran, *et al.* (2007), a crescente busca pelo uso de fibras para reforçar materiais poliméricos tem destacado diversas tendências, incluindo o uso de fibras naturais. Além de reforçarem os polímeros, essas fibras são biodegradáveis, de baixo custo, leves devido à sua baixa densidade e não abrasivas, o que reduz o desgaste das peças e facilita o processo de moldagem. Provenientes de fontes renováveis, as fibras naturais também apresentam propriedades mecânicas que podem melhorar as características dos polímeros com os quais são combinadas. Entre as mais utilizadas estão as fibras de sisal, coco, curauá, bambu, pinus e bananeira.

Segundo Campbell (2020), fibras vegetais são constituídas essencialmente por celulose, hemicelulose e lignina, apresentam elevada importância comercial e são muito utilizadas como reforço em compósitos na construção civil e em outras áreas da indústria. Em processos industriais, conhecer a constituição dos materiais é essencial. Vários estudos investigaram a composição química das fibras vegetais e descreveram suas principais partes constituintes.

A celulose é um homopolissacarídeo composto por unidades de  $\beta$ -D-glicose, cuja estrutura rica em hidroxilas permite a formação de ligações de hidrogênio, proporcionando rigidez. A hemicelulose, constituída por 15-35% da biomassa vegetal, é composta por diversos açúcares e forma ligações com celulose, proteínas e lignina. Já a lignina, responsável pela rigidez das paredes celulares, é um biopolímero aromático formado pela polimerização de três álcoois, representando 15-40% dos materiais lignocelulósicos (CAMPBELL, 2020).

De acordo com Araújo *et al.* (2008), as fibras vegetais são compostos que consistem em fibrilas de celulose, imersas em uma matriz de lignina e hemicelulose. Os componentes principais dessas fibras incluem a celulose, o material orgânico mais

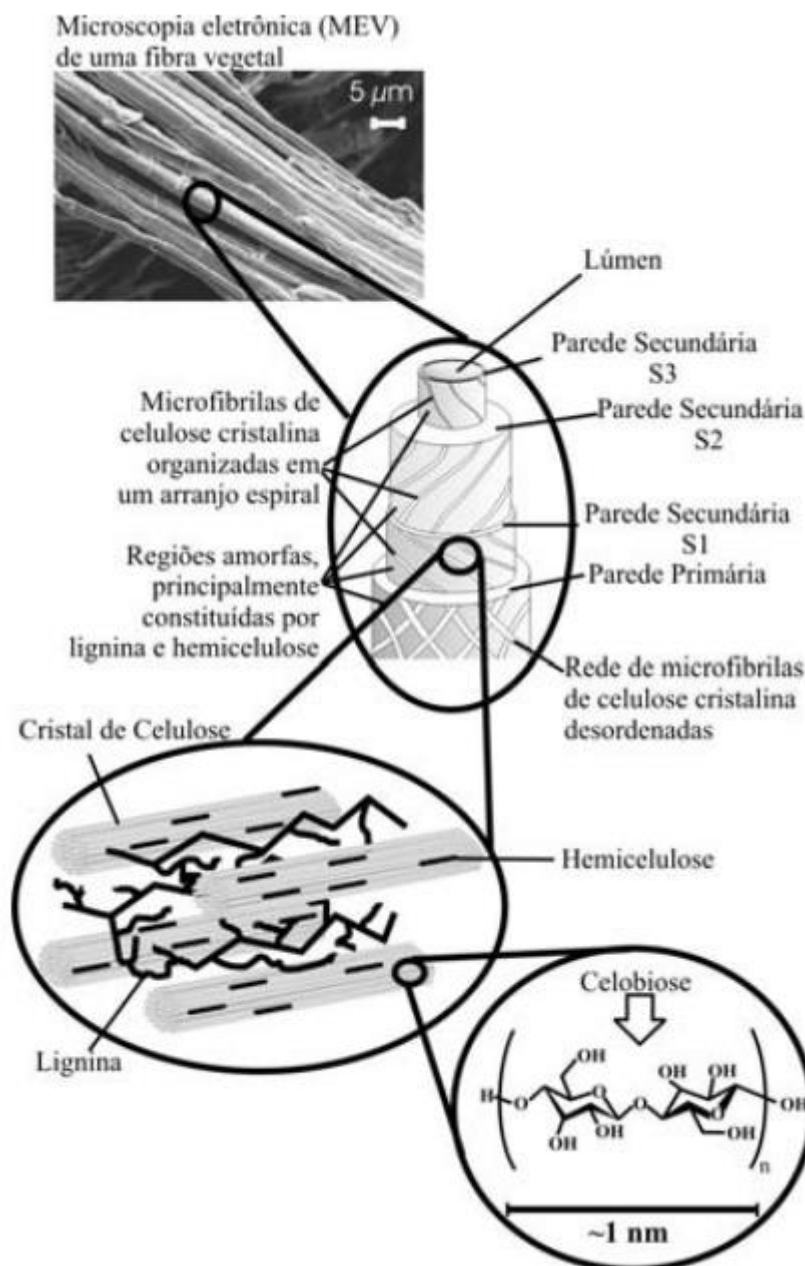
abundante na terra, com uma produção anual superior a 50 bilhões de toneladas. A hemicelulose é um grupo de polissacarídeos que se associam à celulose nas paredes celulares. A lignina, por sua vez, é um material hidrofóbico com uma estrutura tridimensional complexa e é classificada como um polifenol.

Segundo Silva *et al.* (2009), a estrutura típica de uma fibra vegetal apresenta uma configuração em camadas. Cada fibra lignocelulósica possui uma parede fina que envolve uma parede secundária, composta por três camadas (S1, S2 e S3). A camada intermediária, S2, é crucial para as propriedades mecânicas da fibra, consistindo em microfibrilas organizadas helicoidalmente, formadas por longas cadeias de celulose que seguem a direção da fibra (figura 9).

De acordo com Farias (2012), que utilizou a microscopia eletrônica de varredura (MEV) para caracterizar as fibras vegetais, a composição dessas fibras é constituída por células individuais, cujas microfibrilas estão organizadas em camadas com diferentes espessuras e ângulos de orientação. Este ainda afirma que é necessário conhecer as características químicas e potenciais aplicações das fibras naturais, a fim de impulsionar sua utilização e torná-las mais eficientes em comparação com as fibras sintéticas, assim como também é necessário enfatizar sua importância econômica para que se possa promover o cultivo de plantas fibrosas.

O compósito é um material que continua a ser desenvolvido para que possa ser utilizado em diversas vertentes incluindo o setor automotivo, os compósitos de fibras naturais têm um grande potencial para serem desenvolvidos para substituir os compósitos de fibras que tendem a ser mais caros, as fibras naturais estão abundantemente disponíveis e são mais ecologicamente corretos, incluindo compósitos de fibra de caule de bananeira que têm grande potencial para serem desenvolvidos (CAMPBELL, 2020).

Figura 9: Estrutura de uma fibra vegetal de eucalipto



Fonte: Gonçalves (2010).

### 2.3. Fibra de Bananeira

O Brasil por ser um país com clima tropical, possui uma variedade de plantas que possuem fibras em sua composição natural, uma delas é a bananeira. Várias fontes afirmam que a fibra do caule da bananeira pode ser usada como reforço em

compósitos, isso porque a fibra de caule de bananeira possui propriedades flexíveis e fortes além de resistência à água e mais importante, é abundante e fácil de obter (IBGE, 2023).

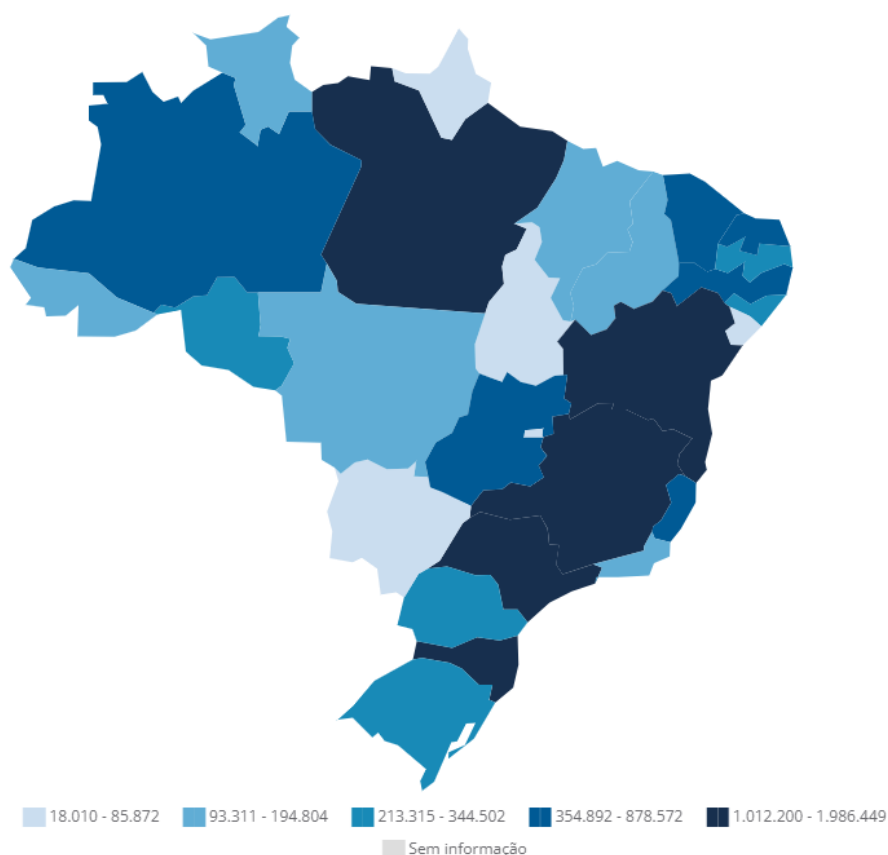
Conforme Demarchi (2010), as bananeiras são plantas silvestres, historiadores e botânicos concluíram que a origem da bananeira estava no Sudeste Asiático. Pelos propagadores do Islã, as bananas foram espalhadas pelo Mar Mediterrâneo. Da África Ocidental espalhou-se para a América do Sul e América Central. Diz-se que o Sudeste Asiático, incluindo a Indonésia, é o centro de origem da bananeira. Porém ela está presente em quase todo o mundo, incluindo regiões tropicais e subtropicais.

Segundo Feltran *et al.* (2007), a bananeira tornou-se hoje uma planta mundial porque é encontrada em todo o mundo. As bananeiras vivem em regiões tropicais e subtropicais e produzem frutos com facilidade, embora muitas bananeiras cresçam em nosso quintal. A bananeira tem o nome latino *musa paradisíaca* e foi descoberta aproximadamente em 63-14 AC. O próprio nome Musa é tirado do nome de um médico da época do imperador romano Otaviano Augusto chamado Antonius Musa.

Os 5 (cinco) maiores produtores de banana da são Índia, Equador, Brasil, China e Filipinas. De acordo com dados do Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística (IBGE, 2023), o valor da produção de bananas no Brasil alcançou 13,8 bilhões de reais, com uma quantidade total de 6,8 milhões de toneladas produzidas. A área colhida foi de 456.522 hectares, resultando em um rendimento médio de 14.952 quilos por hectare. Em 2017, o número de estabelecimentos produtores era de 202.513 unidades, com 443 milhões de pés de banana contabilizados no país. São Paulo se destacou como o maior produtor em 2023.

A banana é a fruta mais produzida no mundo e a mais consumida no Brasil, com cada brasileiro ingerindo, em média, 25 quilos por ano. O Brasil é o 4º maior produtor mundial, com 465 mil hectares cultivados e 500 mil empregos diretos gerados. São Paulo lidera a produção, especialmente na cidade de Cajati, que concentra quase 50% da produção estadual (SEBRAE, 2023). A figura 10, a seguir, segundo IBGE (2023) apresenta o valor da produção (mil reais) de banana no Brasil por estado no ano de 2023.

Figura 10: Valor da produção (mil reais) de banana no Brasil por estado no ano de 2023



Fonte: IBGE, 2023

Rahman (2006) afirmou que a comparação do peso fresco entre caules, folhas e frutos de bananeira consecutivamente é 63%, 14% e 23%. Segundo Syafrudin (2004), o caule de bananeira tem peso específico de  $0,29 \text{ g/cm}^3$  com comprimento de fibra de 4,20–5,46 mm e teor de lignina 33%. A fibra do caule da bananeira é obtida da bananeira Kepok (*Musa acuminata*), possuindo boas propriedades. As propriedades das fibras os caules da bananeira têm densidade de  $1,35 \text{ g/cm}^3$ , o teor de celulose é de 63-64%, hemicelulose (20%), teor de lignina 5%, resistência à tração média 600 MPa, módulo elaticidade média de 17,85 GPa e um aumento no comprimento de 3,36%. O diâmetro médio da fibra do caule da bananeira é de  $5,8 \mu\text{m}$ , enquanto o comprimento da fibra é de aproximadamente 30,92-40,92 cm (NOPRIANTINA & ASTUTI, 2013).

O compósito consiste em duas partes, nomeadamente a matriz como aglutinante ou protetor composto e enchimento como enchimento composto. A utilização de fibras naturais é uma alternativa para vários compósitos poliméricos, pois

é facilmente disponível a um preço razoavelmente barato, fácil de processar, de baixa densidade e ecologicamente correto (COLANGELO, 2013).

Campbell (2020), realizou estudos sobre a utilização da fibra de bananeira em um compósito de resina epóxi. Para a realização dos ensaios, utilizou uma matriz polimérica composta pela resina Epóxi 2004–BB transparente de baixas peculiaridades, em combinação com o endurecedor Aradur 3154 na proporção recomendada de 2:1 pelo fabricante. A resina Epóxi 2004–BB é uma substância líquida de baixa especificidade, formulada à base de bisfenol-A, que se solidifica ao reagir com à base de amina alifática, conforme especificações da ficha técnica do fabricante.

No seu trabalho, Campbell (2020) as fibras de bananeira foram obtidas do pseudocaule da espécie *Musa acuminata*, doadas por uma fazenda em São Bento de Sapucaí, SP. Para a preparação dos moldes, foi utilizada borracha de silicone branca P5 de baixa especificidade e ocorrência da Redelease, adquirida na empresa Redecenter SA em Volta Redonda- RJ. Os corpos de prova foram confeccionados em conformidade com as especificações das normas ASTM D3039/D3039M-17 para ensaios de tração e ASTM D790-10 para ensaios de flexão.

De forma a avaliar o efeito dos diferentes teores e formatos das fibras de bananeira Campbell (2020), fez uso de grupo controle, sendo este composto exclusivamente de resina epóxi sem reforço, e endurecedor com Aradur 3154, na proporção recomendada pelo fabricante, utilizando 50 ml de endurecedor para 100 ml de resina. No caso do compósito com manta de fibras de bananeira e resina epóxi, possuindo diferentes grupos percentuais de reforço como 10, 20, 30 e 40% em unidade de massa de reforço (manta). Para a caracterização mecânica do material do material, os ensaios, foram: os ensaios de tração, flexão e dureza Shore D. Foram preparados 5 corpos de prova para cada proporção de concentração de fibras de bananeiras com resina epóxi, totalizando 130 corpos de prova no total deste trabalho.

- Corpos de provas (CPs) constituídos pelo compósito de manta de fibras aleatórias de bananeira nas proporções de 10%, 20%, 30% e 40%;
- Corpos de provas constituídos pelo compósito de fibras de bananeira trituradas nas proporções de 10%, 20%, 30% e 40%;

- Corpos de provas constituídos pelo compósito de fibras longas unilaterais e no sentido longitudinal aos CPs, nas proporções de 10%, 20%, 30%, 40% e 50%.

Segundo Campbell (2020), nos ensaios mecânicos dos compósitos com manta de fibras aleatórias e resina epóxi, apresentou um desempenho superior nos testes de tração e flexão, sendo os corpos de prova contendo 30% de fibra o melhor resultado. Embora não tenha obtido o melhor resultado no teste de dureza

Segundo Campbell (2020), considerando uma aplicação específica para a “cobertura” de um aeromodelo, onde o desempenho em tração e flexão é crucial, enquanto a dureza tem menor importância, o compósito contendo 30% de fibra de bananeira é a escolha mais adequada, pois atende de maneira satisfatória às especificações desejadas para servir como “cobertura” para a carenagem do um aeromodelo.

Os ensaios mecânicos dos compósitos contendo 30% de fibra triturada e resina epóxi, apresentou os melhores resultados nos testes de dureza, além de um bom desempenho nos ensaios de tração e flexão. Considerando a aplicação específica para longarinas e nervuras do aeromodelo, onde é crucial ter materiais com elevada dureza para suportar esforços transversais, cisalhamento e torção devido às forças aerodinâmicas, o compósito com 30% de fibras trituradas como reforço emerge como a escolha mais acertada para a fabricação das nervuras e longarinas do mockup. (CAMPBELL, C. H. G, 2020)

De acordo com Campbell (2020), nos ensaios mecânicos dos compósitos com fibras longas e resina epóxi, destaca-se que o grupo de 40% de fibras longas unilaterais apresentou os melhores resultados em tração e flexão. Além disso, desempenho razoável nos testes de dureza, tornando-o ideal para a fabricação das estruturas mais comuns do aeromodelo. Essas estruturas incluem a parte inferior da asa, que abriga os servo-motores dos ailerons, e a parte inferior do corpo do aeromodelo, responsável por suportar vibrações e esforços axiais durante o impacto do trem de pouso no solo.

A seguir, tabela 1, são listadas as principais propriedades obtidas por Campbell (2020), do compósito de resina epoxi reforçado com fibra de bananeira.

**Tabela 1:** Propriedades do compósito de resina epoxi reforçado com fibra de bananeira

Arranjo da Fibra	Teor de Fibra no Compósito	Dureza (Shore D)	Resistência à Tração [MPa]	Resistência à Flexão [MPa]	Deformação Máxima [mm]
Aleatória	30%	69,53	33,35	36,87	6,72
Triturada	30%	80,27	43,98	54,38	8,27
Longas	40%	74,27	54,73	97,50	7,53

Fonte: Campbell, 2020

## 2.4. Método dos Elementos Finitos

Segundo RIBEIRO (2012), como apenas problemas muito simples de não-linearidades podem ser resolvidos por métodos analíticos exatos, tem se utilizado procedimentos numéricos de análise na resolução de problemas não-lineares. Os métodos aplicados em problemas de conformação de chapa que apresentam bons resultados são os métodos de diferenças finitas, como: elementos de contorno (MEC) e de elementos finitos (MEF).

O MEF é uma ferramenta de engenharia poderosa e versátil amplamente utilizada no campo da engenharia estrutural para a análise e cálculo de estruturas de engenharia complexas. Este método permite aos engenheiros modelar e analisar o comportamento de materiais e estruturas sob diversas condições de carregamento, o que é de grande importância no projeto, otimização e teste de diversos sistemas e componentes. (AHMED, 2019)

Sua principal idéia é dividir uma estrutura complexa em muitos elementos mais simples e menores, os chamados elementos finitos. Esses elementos são pequenas partes da estrutura para as quais modelos matemáticos de deformação e tensão podem ser facilmente determinados. O método analisa cada elemento final e suas interações para obter uma visão geral do comportamento de todo o sistema. (SORIANO, 2003)

Segundo Alves Filho (2018), uma das principais vantagens deste método é a sua capacidade de resolver problemas complexos de fronteira e levar em conta

heterogeneidades e não linearidades em materiais e estruturas. Podem ser utilizados para analisar cargas estáticas e dinâmicas, campos térmicos e eletromagnéticos, bem como solucionar problemas de escoamento de líquidos e gases. Também permite que os engenheiros conduzam análises sensíveis, otimização de projetos e avaliação de confiabilidade de estruturas. Tendo uma ampla gama de aplicações em diversos setores, como engenharia mecânica, aviação, construção naval, construção, medicina e muitos outros.

Para realizar cálculos é necessária a utilização de softwares especializados que garantam a criação de modelos de elementos finitos, solução de equações e visualização de resultados. Esses programas proporcionam alta precisão e eficiência de cálculos, o que pode acelerar significativamente o processo de projeto e reduzir os custos de desenvolvimento de novos produtos e projetos. Ou seja, é uma ferramenta importante no campo da engenharia estrutural, que permite aos engenheiros e pesquisadores analisar e otimizar diversos sistemas e componentes de engenharia. A sua utilização é generalizada e continua a evoluir, contribuindo para a criação de soluções mais fiáveis e eficazes em vários domínios da ciência e tecnologia. (ANSYS, 2013)

Segundo Teixeira-Dias (2010), o MEF possui várias vantagens importantes que o tornam popular e amplamente utilizado na área de materiais de resistência. Uma das principais vantagens é a sua flexibilidade. Pode ser usado para modelar e analisar uma ampla gama de problemas, desde cargas estáticas e dinâmicas até transferência de calor e fenômenos eletromagnéticos. Isso o torna uma ferramenta universal para resolver uma variedade de problemas de engenharia.

Outra vantagem importante é a sua capacidade de lidar com geometrias e condições de contorno complexas. Ao dividir a estrutura em múltiplos elementos finitos pode-se levar em conta heterogeneidades e formas complexas, tornando-o adequado para a análise de sistemas reais de engenharia. O que permite ao avaliar a influência de vários parâmetros no comportamento de uma estrutura, sendo útil para otimizar o design e escolher as soluções mais eficazes. (TEIXEIRA-DIAS, 2010)

No entanto, segundo Vaz (2011), existem limitações além de requerer uma abordagem cuidadosa na construção de modelos de elementos finitos e na interpretação dos resultados. Equívocos sobre a tarefa ou seleção incorreta de

elementos e materiais podem levar a resultados imprecisos. Mesmo assim é uma ferramenta poderosa e flexível no campo da engenharia de resistência. A capacidade de modelar e analisar problemas complexos de engenharia o torna parte integrante do projeto e da pesquisa de engenharia moderna. Quando utilizado corretamente, contribui para a criação de soluções de engenharia confiáveis e otimizadas, o que é fundamental para diversas indústrias e campos da ciência.

## 2.5. Simulação Numérica

De acordo com BATHE (1982), partindo do princípio de trabalhos virtuais, sem levar em conta os termos de contato, a equação de governo que rege o equilíbrio em uma análise linear dinâmica responsável pelo sistema de elementos finitos, é dada por:

$$M\ddot{U} + C\dot{U} + KU = R \quad (1)$$

onde  $M$ ,  $C$  e  $K$  são as matrizes de massa, amortecimento e rigidez respectivamente, e  $\ddot{U}$ ,  $\dot{U}$  e  $U$  correspondem aos vetores de aceleração, velocidade e deslocamentos respectivamente e  $R$  o vetor de carregamento externo. Pode-se rescrever a equação acima, obtida para considerações dinâmicas no tempo, como:

$$F_I(t) + F_D(t) + F_E(t) = R(t) \quad (2)$$

onde  $F_I(t)$  corresponde as forças de inércia,  $F_D(t)$  as forças de amortecimento e  $F_E(t)$  as forças elásticas presentes no sistema, e todas as forças apresentam uma dependência do tempo.

Ao se negligenciar os termos de aceleração (forças de inércia) e de velocidade (forças de amortecimento) tem-se uma análise, chamada, quase-estática. A escolha entre uma análise estática ou dinâmica no tempo geralmente depende do julgamento de quem faz análise do problema, sendo que o objetivo da escolha deve sempre reduzir os esforços computacionais requeridos e atender os requisitos da análise. Mas ao se escolher uma análise estática deve-se sempre fazê-la de modo consciente e justificável, pois alguns termos são negligenciados (CODA, 2018).

De acordo com Bathe (1982), numa análise não-linear a consideração de se negligenciar as forças de inércia e amortecimento podem ser muito severas, pois pode-se dificultar ou até não tornar possível a obtenção da solução.

As técnicas numéricas de integração, de acordo com Westheimer *et al*, citado por Menezes (1995), podem ser pelo método implícito e explícito de integração no espaço e no tempo.

### 2.5.1. Método Implícito de Integração no Tempo

Segundo Coda (2018), a solução da equação de governo, que rege o equilíbrio, é função da consideração no tempo  $t + \Delta t$ . Partindo da equação (1), equação de governo que rege o equilíbrio em uma análise dinâmica, sua solução pode ser obtida para o intervalo de tempo entre  $t = 0$  e  $t = T$ . Uma vez conhecidos o deslocamento e a velocidade ao longo tempo  $t$ , para chegar aos valores no tempo  $t + \Delta t$ , o equilíbrio de forças no tempo é dado pela equação (1):

$$M\ddot{U}_{t+\Delta t} + C\dot{U}_{t+\Delta t} + KU_{t+\Delta t} = R_{t+\Delta t} \quad (3)$$

De acordo com Cook (1889), para solucionar a equação (3), faz-se uso do *método de Newmark* de integração no tempo, que utiliza uma expansão em diferenças finitas ao longo do intervalo de tempo  $\Delta t$ , aproximando os valores de  $U_{t+\Delta t}$  e  $\dot{U}_{t+\Delta t}$ , conforme é apresentado a seguir:

$$\dot{U}_{t+\Delta t} = \dot{U}_t + \left[ (1-\delta)\ddot{U}_t + \delta\ddot{U}_{t+\Delta t} \right] \Delta t \quad (4)$$

$$U_{t+\Delta t} = U_t + \dot{U}_t \Delta t + \left[ \left( \frac{1}{2} - \alpha \right) \ddot{U}_t + \alpha \ddot{U}_{t+\Delta t} \right] \Delta t^2 \quad (5)$$

onde  $\alpha$  e  $\delta$  são parâmetros a se escolher, visando obter uma maior precisão na integração e estabilidade no método. Utilizando a equação (5) para expressar  $\ddot{U}_{t+\Delta t}$  em termos de  $U_{t+\Delta t}$ , tem-se que:

$$\ddot{U}_{t+\Delta t} = \frac{1}{\alpha \Delta t^2} (U_{t+\Delta t} - U_t) - \frac{1}{\alpha \Delta t} \dot{U}_t - \left( \frac{1}{2\alpha} - 1 \right) \ddot{U}_t \quad (6)$$

Substituindo a equação (17) na equação (15), obtém-se:

$$\dot{U}_{t+\Delta t} = \dot{U}_t + \left\{ (1-\delta) \ddot{U}_t + \delta \left[ \frac{1}{\alpha \Delta t^2} (U_{t+\Delta t} - U_t) - \frac{1}{\alpha \Delta t} \dot{U}_t - \left( \frac{1}{2\alpha} - 1 \right) \ddot{U}_t \right] \right\} \Delta t \quad (7)$$

Substituindo as equações (6) e (7) na equação (3), condição de equilíbrio no tempo  $t + \Delta t$ , chega-se a:

$$M \left[ \frac{1}{\alpha \Delta t^2} (U_{t+\Delta t} - U_t) - \frac{1}{\alpha \Delta t} \dot{U}_t - \left( \frac{1}{2\alpha} - 1 \right) \ddot{U}_t \right] + C \left[ \dot{U}_t + (1-\delta) \ddot{U}_t + \frac{\delta}{\alpha \Delta t} (U_{t+\Delta t} - U_t) - \frac{\delta}{\alpha} \dot{U}_t - \delta \left( \frac{1}{2\alpha} - 1 \right) \ddot{U}_t \right] \Delta t + K U_{t+\Delta t} = R_{t+\Delta t} \quad (8)$$

Reagrupando e explicitando em termos de  $U_{t+\Delta t}$ , tem-se:

$$\left[ \frac{1}{\alpha \Delta t^2} M + \frac{\delta}{\alpha \Delta t} C + K \right] U_{t+\Delta t} = R_{t+\Delta t} + \left[ \frac{1}{\alpha \Delta t^2} M - \frac{\delta}{\alpha \Delta t} C \right] U_t + \left[ \frac{1}{\alpha \Delta t} M + \left( 1 - \frac{\delta}{\alpha} \right) C \right] \dot{U}_t + \left[ \left( \frac{1}{2\alpha} - 1 \right) M + \left( \frac{\delta}{2\alpha} - 1 \right) \Delta t C \right] \ddot{U}_t \quad (9)$$

ou

$$(a_0 M + a_1 C + K) U_{t+\Delta t} = R_{t+\Delta t} + M (a_0 U_t + a_2 \dot{U}_t + a_3 \ddot{U}_t) + C (a_1 U_t + a_4 \dot{U}_t + a_5 \ddot{U}_t) \quad (10)$$

onde:

$$\begin{aligned} a_0 &= \frac{1}{\alpha \Delta t^2} & a_3 &= \frac{1}{2\alpha} - 1 \\ a_1 &= \frac{\delta}{\alpha \Delta t} & a_4 &= \frac{\delta}{\alpha} - 1 \\ a_2 &= \frac{1}{\alpha \Delta t} & a_5 &= \Delta t \left( \frac{\delta}{2\alpha} - 1 \right) \end{aligned}$$

Para resolver a equação (10), equação de governo que rege o equilíbrio no tempo  $t + \Delta t$ , em problemas que possuem não-linearidades, normalmente é utilizado o *método incremental de Newton-Raphson* (COOK, 1989). Onde o carregamento é dado por pequenos incrementos e em cada um destes é calculado o vetor deslocamento. Rescrevendo a equação (10), temos:

$$K^* U_{t+\Delta t} = R^* \quad (11)$$

logo,

$$U_{t+\Delta t} = [K^*]^{-1} R^* \quad (12)$$

onde:

$$K^* = (a_0 M + a_1 C + K)$$

$$F^* = R_{t+\Delta t} + M \left( a_0 U_t + a_2 \dot{U}_t + a_3 \ddot{U}_t \right) + C \left( a_1 U_t + a_4 \dot{U}_t + a_5 \ddot{U}_t \right)$$

Da equação (12) pode-se observar que este método impõe a montagem e posterior inversão da matriz de rigidez a cada novo incremento, isso leva ao aumento no tempo de processamento e maior necessidade de memória computacional para análise de modelos tridimensionais. Após ser resolvida a equação (10), o valor de  $U_{t+\Delta t}$  é substituído nas equações (6) e (7), obtendo-se, assim, a velocidade e a aceleração no tempo  $t + \Delta t$ .

Um método de integração é incondicionalmente estável caso a solução, para quaisquer condições iniciais, não aumente para qualquer que seja o valor do “*time step*”, em particular quando  $\Delta t/T$  é grande. Segundo Zienkiewicz *et al* (2013), a solução da equação (14) utilizando o *método de Newmark* é incondicionalmente estável para:

$$\alpha \geq \frac{1}{4} \left( \frac{1}{2} + \delta \right)^2, \quad \delta \geq \frac{1}{2} \quad \text{e} \quad \frac{1}{2} + \delta + \alpha > 0 \quad (13)$$

## 2.5.2. Amortecimento

Segundo Vaz (2011), muitas vezes é usual definir mecanismos de dissipação de energia como parte do modelo - *dashpots*, procedimento de material inelástico (plasticidade), etc. Nestes casos, o amortecimento genérico não é importante se comparado com estes efeitos dissipativos.

Mas em alguns casos pode ser necessária a adição de amortecimento, basicamente existem dois modos de se levar em consideração o amortecimento em uma análise dinâmica: amortecimento em uma análise modal para casos lineares e amortecimento em métodos de integração direta em casos não-lineares (ABAQUS, 1998).

Prior (1994) introduziu artificialmente o amortecimento em uma análise dinâmica. Ele aplicou uma pressão à superfície da chapa, como se a mesma estivesse imersa em um fluido viscoso. Esta pressão é proporcional à velocidade normal da superfície do elemento multiplicada por alguma constante de viscosidade a qual é uma propriedade do "fluido". Obtendo bons resultados na redução do nível de oscilações presentes no modelo, e este modelo tem sido adotado desde então.

## 2.5.3. Elementos Utilizados na Simulação e sua Disposição no Modelo

Conforme Oliveira (2019), nos sistemas CAD/CAM/CAE, a menor alteração leva a um trabalho, mesmo que rotineiro, associado ao desenvolvimento de uma nova simulação. Sendo assim, uma abordagem de projeto integrado parametrizado, utilizando sistemas computacionais CAD/CAM/CAE, ao se alterar os parâmetros especificados no início do projeto, obtém-se efetivamente um novo resultado, facilitando a otimização dos requisitos para o projeto. Pois a criação de um modelo da fuselagem, deve levar em conta os elementos criados durante o projeto (conjunto de resistência estrutural, painéis, etc.).

O projeto da fuselagem inclui os elementos estruturais, seus eixos, elementos colocação de equipamentos e instrumentos incluídos na estrutura da fuselagem, traçado das rotas do sistema, trajetórias e localizações dos elementos móveis que

determinam o traçado, espaço dos tanques, compartimentos secos, etc (RODRIGUES, 2014).

De acordo com Hoffman (2020), vários tipos de elementos têm sido empregados na tentativa de simular o processo de conformação de chapas. Tais elementos devem apresentar características que os tornem capazes de resistir aos diversos tipos de solicitações a que são submetidos a estrutura durante a simulação. O modelo é representado por uma estrutura tridimensional contínua, entretanto o uso de elementos sólidos em uma modelagem tridimensional pode tornar onerosa a análise.

Em alguns casos predominam as tensões de membrana, logo poderiam ser modelados por elementos de membrana, mas estes elementos não possuem a capacidade de resistir à Flexão e ao cisalhamento transversal, tornando assim inadequada a sua utilização. Dentre todos os elementos utilizados o elemento tipo placa ou casca tem sido o mais empregado na simulação. (HOFFMAN, 2020)

O uso de elemento tipo de placas e/ou cascas é uma parte importante do campo de resistência mecânica e análise de engenharia. As placas e/ou cascas são estruturas bidimensionais com espessura pequena em relação ao seu tamanho. Eles são amplamente utilizados em diversas estruturas de engenharia, como cascos de navios, telhados, tanques, aeronaves e conchas espaciais, e muitos outros. (ALVES FILHO, 2018)

Segundo Chen (2018), o principal uso dos elementos de placas e/ou cascas é determinar o estado tensão-deformação sob a influência de várias cargas. Isto envolve a análise da tensão, deformação e estabilidade das estruturas. Para resolver este problema, vários métodos e abordagens são utilizados. Um dos métodos de cálculo é o método da teoria da plasticidade, os materiais podem ser deformados plasticamente sob a influência de cargas, e as tensões neles são descritas por meio de equações de plasticidade, permitindo analisar o comportamento dos elementos placas e/ou cascas sob cargas elevadas e levar em consideração efeitos não lineares.

A teoria da elasticidade é usada para analisar placas e/ou cascas finas, considerando que os materiais se deformam elasticamente. Utilizando as equações de elasticidade, é possível determinar as tensões e deformações em placas e/ou cascas sob diversos tipos de cargas, como flexão, tração, compressão e torção. Um

dos aspectos importantes do elemento de placas e/ou cascas considera as condições de contorno, elas determinam como uma estrutura é ancorada ou espacialmente restringida e podem influenciar significativamente o seu comportamento e estabilidade. Podendo incluir deslocamentos especificados, embutimentos, arestas livres e outros fatores. (ABAQUS, 1998)

Segundo Molina (2010), a análise numérica de elementos de placas e/ou cascas utilizada no MEF, permite decompor a estrutura em elementos mais simples e realizar uma análise numérica detalhada de seu comportamento, principalmente quando se trabalha com geometrias complexas e materiais heterogêneos. Os resultados das simulações são importantes no projeto e na construção, permitindo que a escolha dos materiais, espessura e formato de uma estrutura, bem como a sua confiabilidade e segurança nas condições de operação, sejam avaliadas. Permitindo o desenvolvimento de novos materiais e tecnologias, com a criação de estruturas mais confiáveis e eficientes, possuindo variedade de aplicações industriais e de engenharia.

É importante levar em consideração os diferentes tipos de cargas que podem afetar a estrutura. Podendo ser cargas estáticas, como peso, pressão e momentos, ou cargas dinâmicas causadas por vibrações, choques ou outros fenômenos dinâmicos. A análise do comportamento de uma estrutura sob tais cargas requer análise dinâmica e consideração de mudanças temporárias nas deformações e tensões (HOFFMAN, 2020).

Ainda segundo Hoffman, (2020), um dos aspectos fundamentais na simulação utilizando os elementos de placas e/ou cascas é a avaliação da sua estabilidade. A estabilidade determina a capacidade de uma estrutura manter sua forma e estrutura quando submetida a cargas. É especialmente importante considerar a estabilidade ao trabalhar com geometrias longas e estreitas que podem estar sujeitos à Flexão lateral.

Segundo Teixeira-Dias (2010), para analisar a estabilidade, utiliza-se os métodos da teoria da estabilidade, que permitem determinar as cargas críticas e as formas de estabilidade de uma estrutura. Estes ajudam a prever em que condições é provável que uma estrutura se torne instável e que precauções devem ser tomadas para se evitar a falha.

O uso de elementos de placas e/ou cascas na simulação requer o uso de métodos computacionais e softwares modernos, pois muitas vezes envolve modelos matemáticos complexos e grandes quantidades de dados. Pois, os elementos de placas e/ou cascas incluem muitos aspectos, desde a análise tensão-deformação e consideração de vários tipos de cargas, até a avaliação da estabilidade e análise dinâmica (TEIXEIRA-DIAS, 2010).

Outro fator que pode tornar onerosa a análise é o número de elementos da malha, pois o tempo de processamento é proporcional ao número de elementos presentes no modelo. Lo (2010), observou que os resultados simulados, tanto de medidas de deformação quanto de força, são bastante sensíveis não só ao refinamento da malha mas a disposição dos elementos na mesma. Ao realizar simulações de ensaio de estiramento com três diferentes formas de distribuição de nós e elementos, sendo duas malhas mapeadas e uma com distribuição aleatória de elementos observou que cada malha obteve resultados de distribuição de deformações e de forças diferentes.

## 2.6. Critério de Von Mises

Conforme Prior (1994), A tensão equivalente de Von Mises para materiais metálicos isotrópico é definida como:

$$\sigma_e = \left\{ \left[ (\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2 \right] / 2 \right\}^{1/2} \quad (14)$$

onde  $\sigma_i$  são as tensões principais. De acordo com o critério de Von Mises, o escoamento ocorre se  $\sigma_e$  exceder o valor da tensão de escoamento do material. É utilizado quando as deformações plásticas são muito maiores que as deformações elásticas e com isso podemos desprezar as deformações elásticas. Pode ser aplicado a materiais com encruamentos isotrópico ou cinemático.

O critério de Von Mises modificado, ou Hill quadrático, é utilizado em materiais anisotrópicos, esta é a forma mais completa e complexa utilizada na descrição do fenômeno de encruamento. Neste caso, considera-se que a superfície de

escoamento expande-se aleatoriamente, ou seja, o material apesar de ser isotrópico encrua de forma isotrópica (VAZ, 2011).

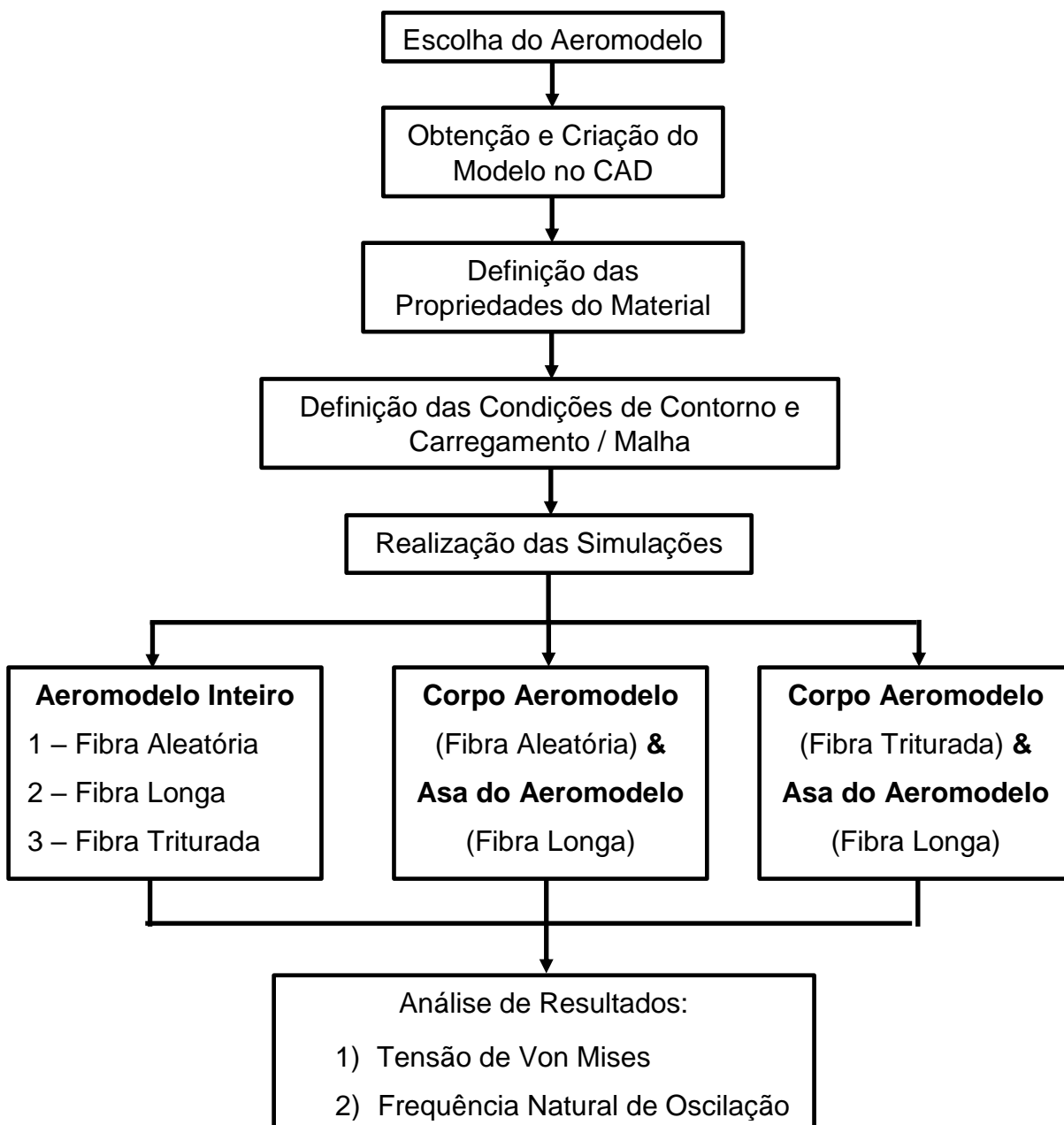
$$2f(\sigma_{ij}) = H(\sigma_x - \sigma_y)^2 + F(\sigma_y - \sigma_z)^2 + G(\sigma_z - \sigma_x)^2 + 2N\tau_{xy}^2 + 2L\tau_{yz}^2 + 2M\tau_{zx}^2 - 1 = 0 \quad (15)$$

onde  $H$ ,  $F$ ,  $G$ ,  $N$ ,  $L$  e  $M$  são constantes que dependem do tipo de material.

### 3. METOLOGIA

Este trabalho consiste na análise estrutural por elementos finitos de um aeromodelo constituído de um compósito a base de fibra de bananeira. O fluxograma (figura 11) a seguir reflete a metodologia desenvolvida na realização do presente trabalho.

Figura 11: Metodologia desenvolvida na realização do trabalho



Fonte: AUTOR (2024).

Os programas de análise e simulação que incorporam o MEF, como o SOLIDWORKS© 2023, possuem três etapas primárias de modelamento/programação, que são estas:

### **Etapa I) Pré-processamento**

- a) Criação e obtenção do modelo no sistema CAD, que será submetido a análise, ou seja, a Modelagem/Desenho da Estruturas, neste caso o projeto do aeromodelo, será baseado em um aeromodelo comercial;
- b) Definição das propriedade dos materiais;
- d) Aplicação das condições de contorno e carregamento;
- e) Geração da malha de elementos finitos.

### **Etapa II) Processamento**

Realiza a efetiva da simulação.

### **Etapa III) Pós-Processamento**

#### **3.1. Escolha do aeromodelo (Etapa I)**

De forma a alcançar os objetivos do trabalho, fez se uso de um aeromodelo, disponível em uma plataforma de acesso livre. Sendo este utilizado o aeromodelo DROP-X ELÉTRICO, disponível para *download* na plataforma GRABCAD (© 2024 Stratasys Inc.), cujo endereço eletrônico é <https://grabcad.com/library/aeromodelo-drop-x-eletrico-1>. Nesta plataforma encontram-se disponíveis para *download* os arquivos com o projeto do aeromodelo no mercado DROP-X Elétrico, possuindo todas as dimensões e formas no formato “\*.sldprt”, podendo ser editado pelo software SOLIDWORKS©, na figura 12 o *print* do referido endereço eletrônico. Nas figura 13 e figura 14 são apresentadas imagens do mesmo. Na figura 15, estão disponíveis as dimensões básicas do o aeromodelo DROP-X ELÉTRICO.

Figura 12: *Print* do endereço eletrônico do Aeromodelo DROP-X ELÉTRICO

The screenshot shows a web browser window with the URL <https://grabcad.com/library/aeromodelo-drop-x-eletrico-1>. The page features a dark header with the text "Join 14,240,000 engineers with over 6,260,000 free CAD files" and a red "Join the Community" button. The main content area is titled "AEROMODELO DROP-X ELÉTRICO" and includes a user profile for "Geison Cologni" (February 10th, 2020) and the description "Aeromodelo elétrico Funfly". A "Download files" button is prominently displayed. Below it are "Like" and "Share" buttons, and statistics showing 105 Downloads, 26 Likes, and 0 Comments. A "Files (3)" section lists three items: CANOPY.SLDPRT (sldprt, February 10th, 2020), FUSELAGEM DROP-X.SLDPRT (sldprt, February 10th, 2020), and DROP-X.JPG (jpg, February 10th, 2020). A "Comments" section prompts users to log in. On the right, a "Details" section lists "Uploaded: February 10th, 2020", "Software: SOLIDWORKS, Rendering", and "Categories: Aviation, Hobby". Below this is a "26 Likes" section with user avatars and a "View all" link. An advertisement for "Bentley OpenFlows" is visible at the bottom right, along with a red question mark icon.

Join 14,240,000 engineers with over 6,260,000 free CAD files [Join the Community](#)

## AEROMODELO DROP-X ELÉTRICO

**Geison Cologni**  
February 10th, 2020

Aeromodelo elétrico Funfly

**Download files**

Like Share

105 Downloads 26 Likes 0 Comments

### Files (3)

AEROMODELO DROP-X ELÉTRICO /			
	CANOPY.SLDPRT	sldprt	February 10th, 2020
	FUSELAGEM DROP-X.SLDPRT	sldprt	February 10th, 2020
	DROP-X.JPG	jpg	February 10th, 2020

### Comments

Please [log in](#) to add comments

### Details

**Uploaded:** February 10th, 2020  
**Software:** SOLIDWORKS, Rendering  
**Categories:** Aviation, Hobby  
**Tags:**

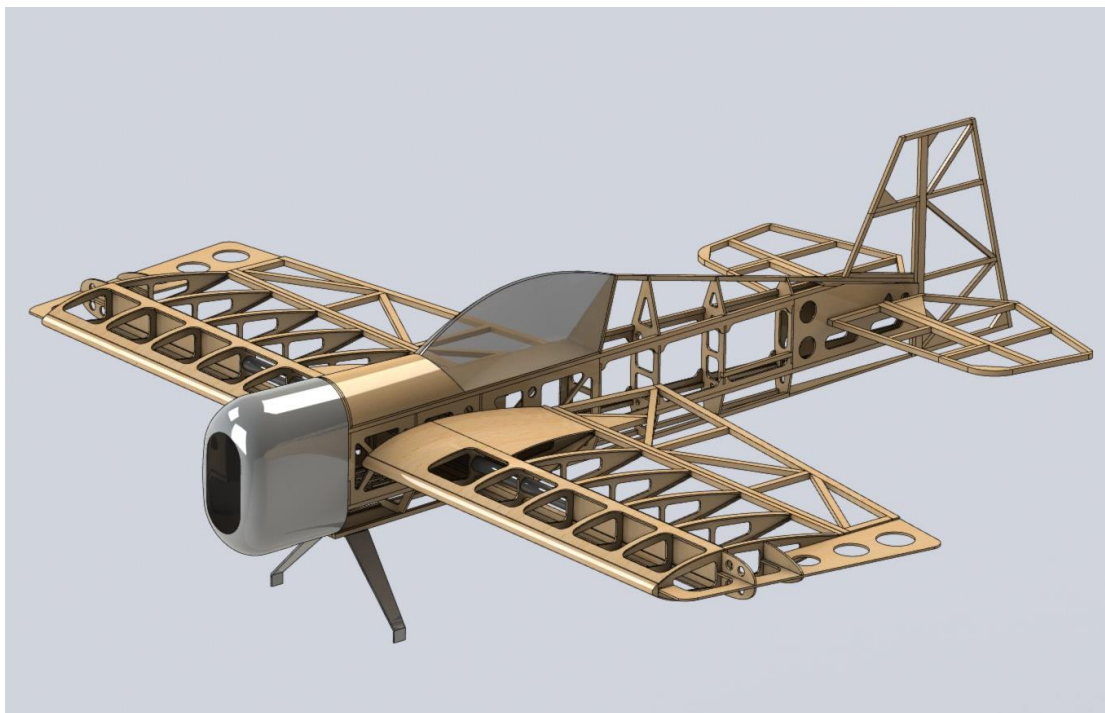
**26 Likes** [View all](#)

### Advertisement

Bentley OpenFlows

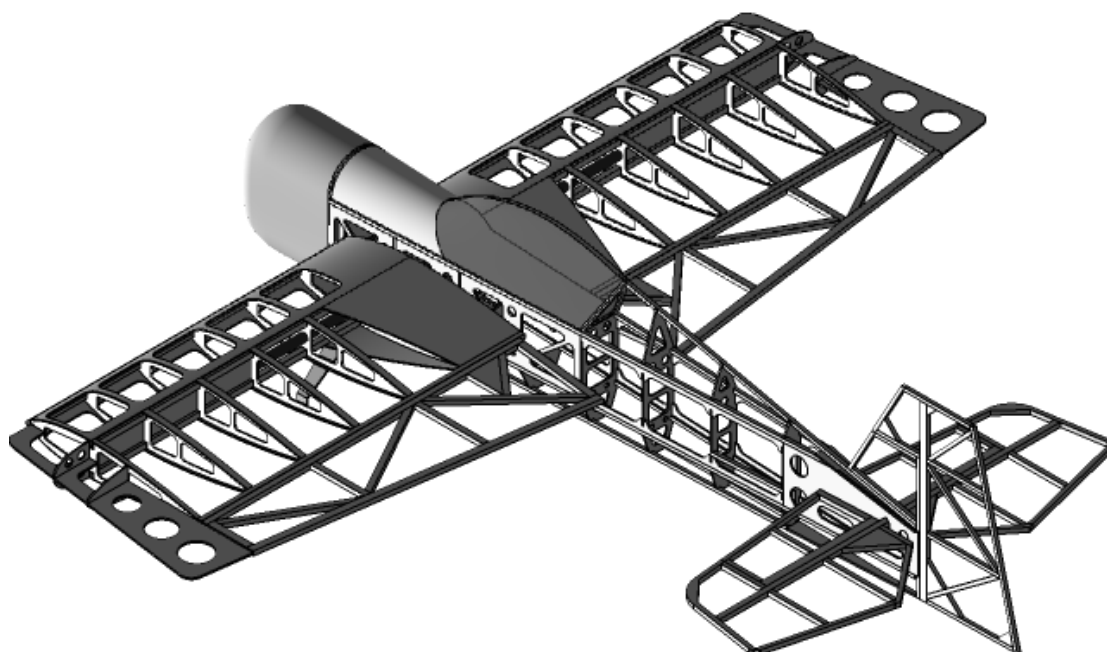
Fonte: Autor (2024).

Figura 13: Imagem do Aeromodelo DROP-X ELÉTRICO – Vista Frontal 3D



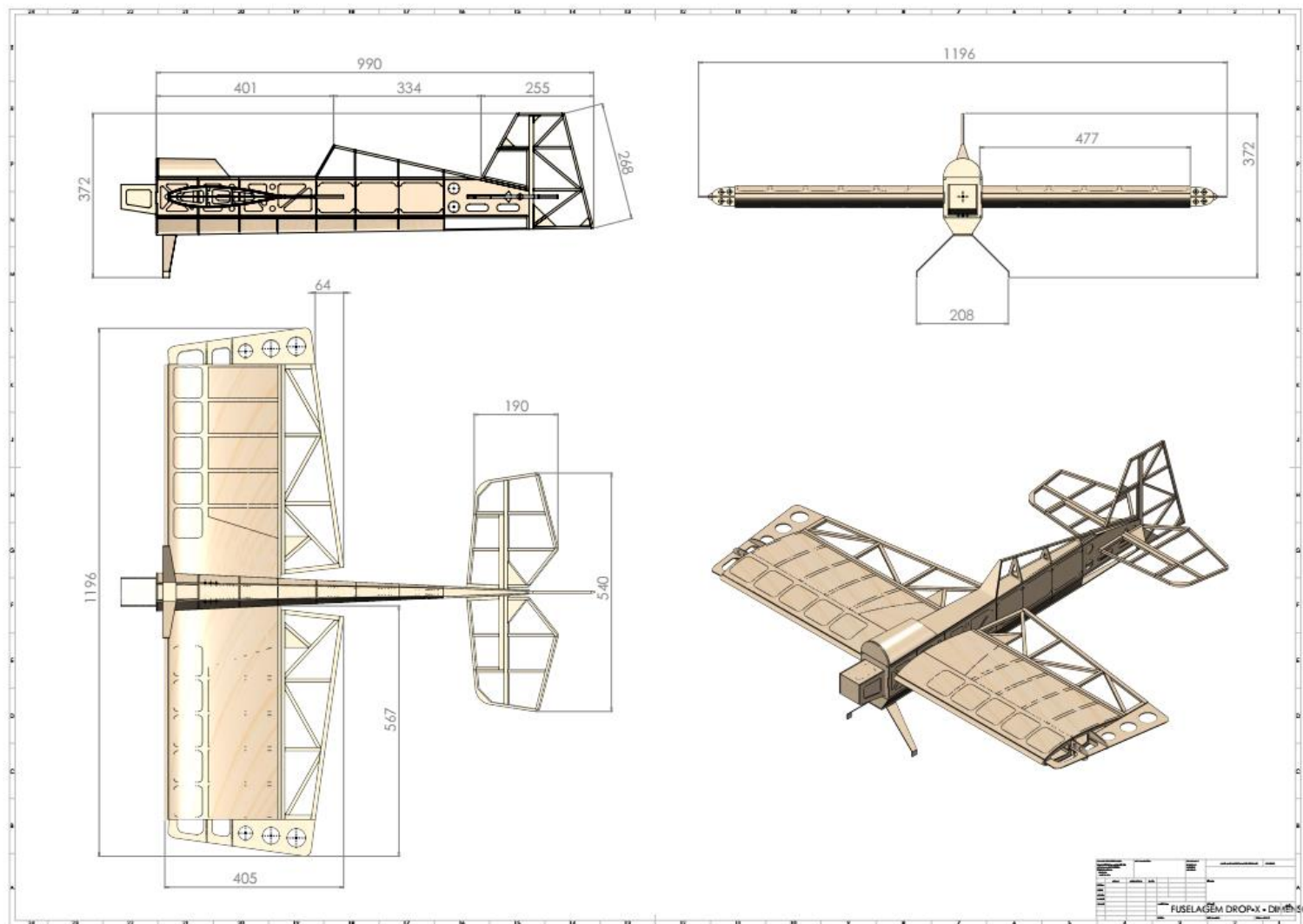
Fonte: GRABCAD (2024)

Figura 14: Imagem do Aeromodelo DROP-X ELÉTRICO – Vista de Calda 3D



Fonte: GRABCAD (2024)

Figura 15: Dimensões básicas do Aeromodelo DROP-X ELÉTRICO



Fonte: GRABCAD (2024)

### 3.2. Obtenção e Criação do Modelo no CAD (Etapa I)

Conforme já descrito, na plataforma GRABCAD (© 2024 Stratasys Inc. - <https://grabcad.com/library/aeromodelo-drop-x-eletrico-1>), estão disponíveis para download os arquivos do projeto do aeromodelo DROP-X Elétrico, incluindo todas as dimensões e formatos no formato ".sldprt", que podem ser editados utilizando o software SOLIDWORKS®. Sendo o modelo foi devidamente criado no software SOLIDWORKS® 2023, onde foram realizadas as simulações pelo método de elementos finitos.

### 3.3. Definição das Propriedades do Material (Etapa I)

Fez uso os resultados obtidos por Campbell (2020), o qual desenvolveu um compósito de matriz polimérica (Epóxi 2004–BB) reforçada com fibra de bananeira. A seguir, tabela 2, são listadas as principais propriedades obtidas por Campbell (2020), do compósito de resina epóxi reforçado com fibra de bananeira.

**Tabela 2:** Propriedades do compósito de resina epóxi reforçado com fibra de bananeira.

Arranjo da Fibra	Teor de Fibra no Compósito	Dureza (Shore D)	Resistência à Tração [MPa]	Resistência à Flexão [MPa]	Deformação Máxima [mm]
Aleatória	30%	69,53	33,35	36,87	6,72
Triturada	30%	80,27	43,98	54,38	8,27
Longas	40%	74,27	54,73	97,5	7,53

Fonte: Campbell, 2020

Na figura 16 (print da tela de entrada SOLIDWORKS® 2023) é exemplificado a “entrada” das informações referentes as propriedades do material que comporá a simulação pelo método de elementos finitos no software SOLIDWORKS® 2023.

Figura 16: Exemplo de “entrada” das informações referentes as propriedades do material no software SOLIDWORKS© 2023

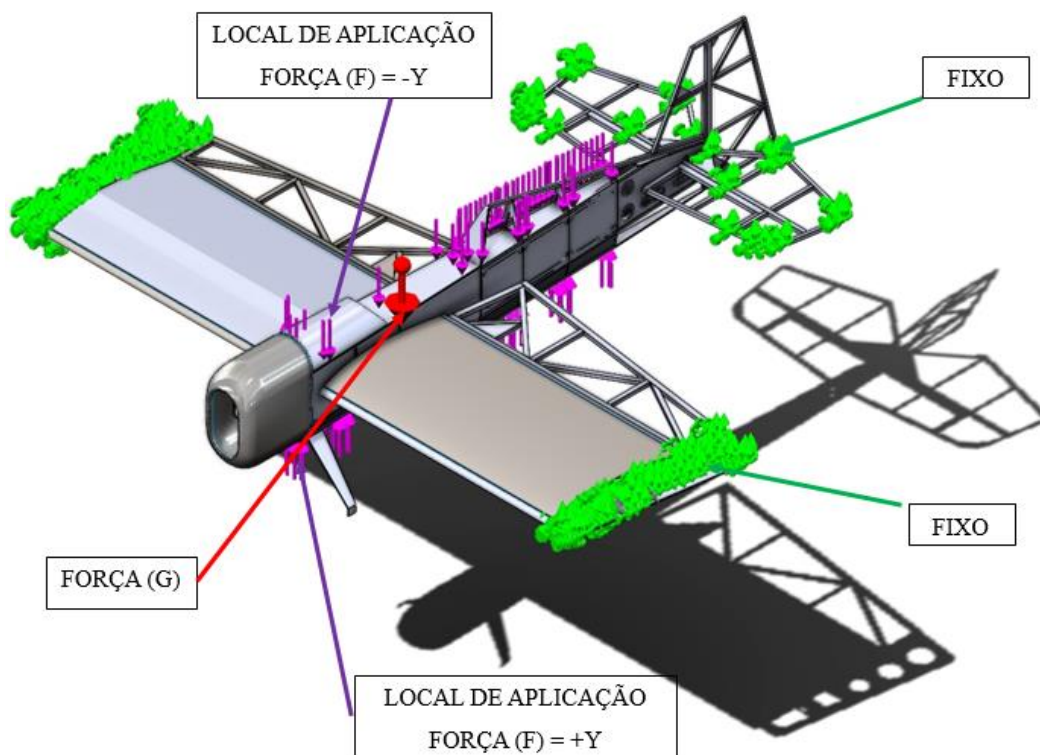
Propriedade	Valor	Unidades
Módulo elástico	2000	N/mm <sup>2</sup>
Coefficiente de Poisson	0.4	N/A
Módulo de cisalhamento	1400	N/mm <sup>2</sup>
Massa específica	0.3568	kg/m <sup>3</sup>
Resistência de tração	35.5	N/mm <sup>2</sup>
Resistência à compressão		N/mm <sup>2</sup>
Limite de escoamento	32.5	N/mm <sup>2</sup>
Coefficiente de expansão térmica	56	/K
Condutividade térmica	1.3	W/(m·K)
Calor específico	1.28	J/(kg·K)
Coefficiente de amortecimento do material		N/A

Fonte: AUTOR (2024).

### 3.4. Definição das Condições de Contorno e Carregamento / Malha (Etapa I)

Em seguida foram definidos no modelo de simulação pelo método de elementos finitos no software SOLIDWORKS© 2023, as condições de contorno. De forma a simular o comportamento do aeromodelo, foram impostas restrições de movimento nas extremidades das asas e do profundor e foi imposta ao corpo do aeromodelo uma força referente a 6 (seis) vezes o peso do aeromodelo. Conforme exemplificado na figura 17, a seguir. O aeromodelo possui uma massa aproximada de 3,07kg conforme obtido através do software de modelagem. E o software gerou uma malha livre de 7.727 nós e 3.937 elementos de casca, conforme pode ser observado na figura 18, a seguir.

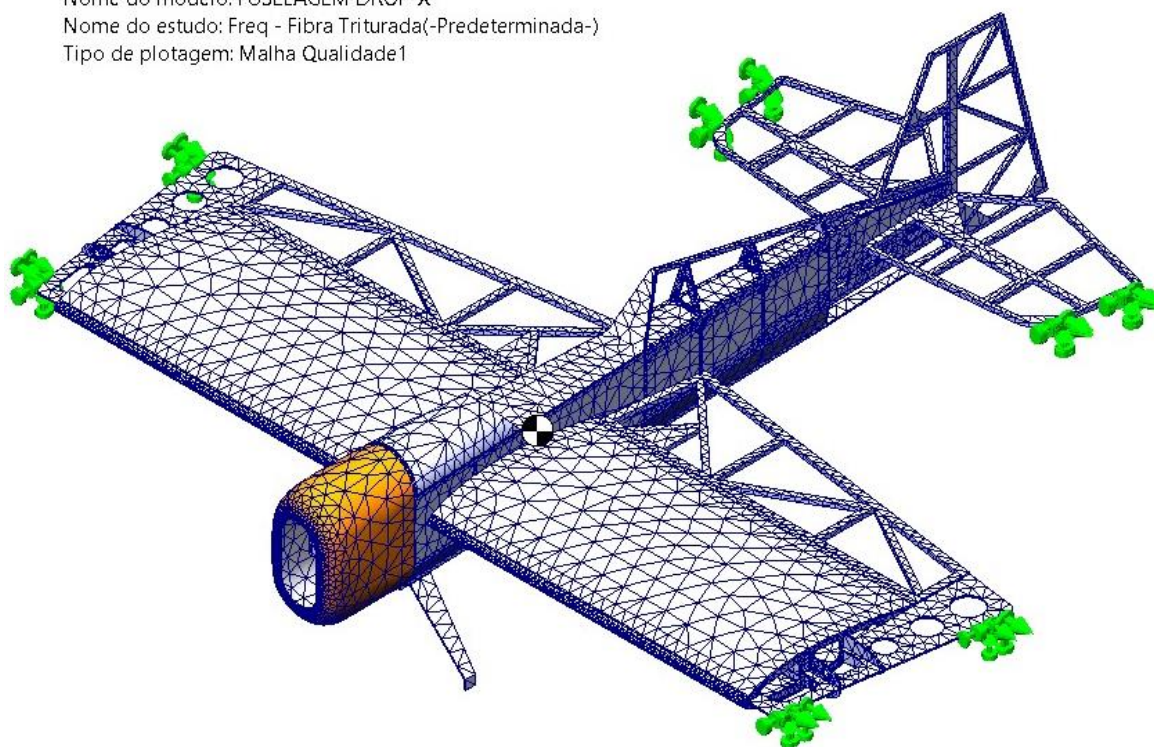
Figura 17: Exemplo de aplicação das condições de contorno



Fonte: AUTOR (2024).

Figura 18: Disposição da Malha no Aeromodelo

Nome do modelo: FUSELAGEM DROP-X  
 Nome do estudo: Freq - Fibra Triturada(-Predeterminada-)  
 Tipo de plotagem: Malha Qualidade1



Fonte: AUTOR (2024).

### 3.5. Realização das Simulações (Etapa II)

Uma vez definida todas características e propriedades do modelo a ser simulado (Criação e obtenção do modelo CAD; Definição das Propriedade dos Materiais; Definição das Condições de Contorno e Carregamento; Criação da malha de modelos de elementos finitos) a Etapa I está concluída. Sendo assim, dando prosseguimento foram realizadas as simulações pelo método de elementos finitos no software SOLIDWORKS© 2023, sendo realizadas simulações com as seguintes configurações de disposição do compósito de matriz polimérica (Epóxi 2004–BB) reforçada com fibra de bananeira (tabela 3):

**Tabela 3:** Características das simulações do aeromodelo, em função do Arranjo da Fibra e de sua disposição no aeromodelo.

<b>Simulação</b>	<b>Arranjo da Fibra</b>	<b>Disposição das Fibras / Tipo de Simulação</b>
1 <sup>a</sup>	Aleatória	Avião Inteiro Avião Inteiro/Simulação da Frequência Natural
2 <sup>a</sup>	Triturada	Avião Inteiro Avião Inteiro/Simulação da Frequência Natural
3 <sup>a</sup>	Longa	Avião Inteiro Avião Inteiro/Simulação da Frequência Natural
4 <sup>a</sup>	Longa / Aleatória	Asa Fibra Longa/Corpo do Avião Fibra Aleatória Asa Fibra Longa/Corpo do Avião Fibra Aleatória - Simulação da Frequência Natural
5 <sup>a</sup>	Longa / Triturada	Asa Fibra Longa/Corpo do Avião Fibra Triturada Asa Fibra Longa/Corpo do Avião Fibra Triturada - Simulação da Frequência Natural

Fonte: AUTOR (2024).

### 3.6. Análise de Resultados (Etapa III)

Em todas as simulações foram verificadas a tensão de Von Mises, a Frequência Natural de Oscilação, o local de maior tensão e maior deformação, assim como os seus respectivos valores.

## 4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Os resultados obtidos nas simulações são listados na tabela 4, a seguir:

**Tabela 4:** Resultados obtidos nas simulações.

Simulação	Disposição / Arranjo da Fibra	Maior Tensão de Von Mises		Maior Deslocamento		Simulação da Frequência	
		[MPa]	Local	[mm]	Local	[Hz]	Local
1 <sup>a</sup>	Avião Inteiro (Fibra Aleatória)	18,160	Ponta da Asa	16,169	Ponta do Leme na Calda	1.316,40	Ponta Superior do Leme
2 <sup>a</sup>	Avião Inteiro (Fibra Triturada)	20,220	Ponta da Asa	20,354	Ponta do Leme na Calda	1.316,40	Ponta Superior do Leme
3 <sup>a</sup>	Avião Inteiro (Fibra Longa) Asa (Fibra	20,220	Ponta da Asa	20,354	Ponta do Leme na Calda	1.316,40	Ponta Superior do Leme
4 <sup>a</sup>	Longa) / Corpo do Avião (Fibra Aleatória) Asa (Fibra	20,220	Ponta da Asa	20,354	Ponta Inferior do Leme	749,57	Nariz do Aeromodelo
5 <sup>a</sup>	Longa) / (Corpo do Avião Fibra Triturada)	20,220	Ponta da Asa	20,354	Ponta Inferior do Leme	749,57	Nariz do Aeromodelo

Fonte: AUTOR (2024).

A seguir serão analisados os resultados obtidos em cada uma das simulações.

#### 4.1. Simulação da Fibra Disposta Aleatoriamente em Todo Aeromodelo

Fazendo uso dos resultados obtidos por Campbell (2020), inicialmente foi simulado a resistência estrutural do aeromodelo, sendo este compósito totalmente pelo compósito de matriz polimérica (Epóxi 2004–BB) reforçada com fibra de bananeira, as propriedades do compósito são apresentados, na tabela 5, a seguir, cuja a disposição das fibras deu-se de forma aleatória.

**Tabela 5:** Propriedades do compósito de matriz polimérica (Epóxi 2004–BB) reforçada com 30% de fibra de bananeira.

Arranjo da Fibra	Teor de Fibra no Compósito	Dureza (Shore D)	Resistência à Tração [MPa]	Resistência à Flexão [MPa]	Deformação Máxima [mm]
Aleatória	30%	69,53	33,35	36,87	6,72

Fonte: Campbell, 2020

Os resultados obtidos na simulação da utilização do compósito de disposição de fibra aleatória, onde foram avaliadas a tensão máxima de Von Mises, a deformação máxima, com seus respectivos locais e a frequência natural de oscilação, são apresentadas, na tabela 6, a seguir.

**Tabela 6:** Resultados obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposta de forma aleatória (30%) em todo aeromodelo.

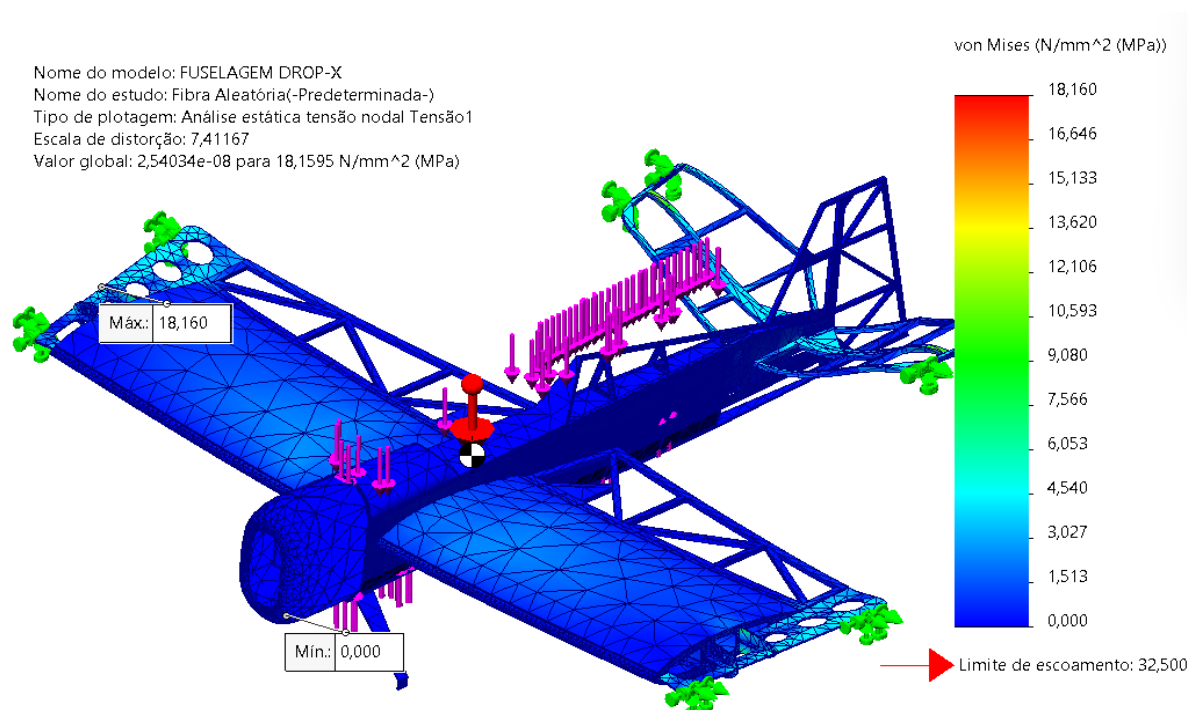
Maior Tensão de Von Mises [MPa]		Maior Deslocamento [mm]		Simulação da Frequência [Hz]	
Local		Local		Local	
18,160	Ponta da Asa	16,169	Ponta do Leme na Calda	1.316,40	Ponta Superior do Leme

Fonte: AUTOR (2024).

Após o resultado das simulações observa-se que o valor máximo da tensão de Von Mises obtido foi de 18,16 MPa, na extremidade da asa, estando este abaixo do valor da resistência à tração e flexão do compósito com disposição de fibra aleatória obtido por Campbell (2020). Ademais, segundo Campbell (2020), a estrutura do aeromodelo deve resistir a uma carga superior a 6 (seis) vezes o seu peso de forma a garantir que o mesmo possa realizar a decolagem, as acrobacias e o pouso, sem

que sofra nenhum tipo de dano estrutural. Sendo assim, ressalta-se que a carga aplicada na simulação foi de 6 (seis) vezes o valor do peso do aeromodelo (3,07kg), ou seja de 18,42 kg, e mesmo com este valor de carga o valor máximo da tensão de Von Mises foi 54,5% abaixo do valor da resistência à tração do compósito com disposição de fibra aleatória obtido por Campbell (2020) e 49,3% abaixo do valor da resistência à flexão do compósito com disposição de fibra aleatória obtido por Campbell (2020). Na figura 19, a seguir, é apresentado os resultados obtidos na simulação da disposição da tensão de Von Mises realizado no software SOLIDWORKS© 2023.

Figura 19: Valor da Tensão Máxima de Von Mises [MPa] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposto de forma aleatória (30%) em todo aeromodelo.

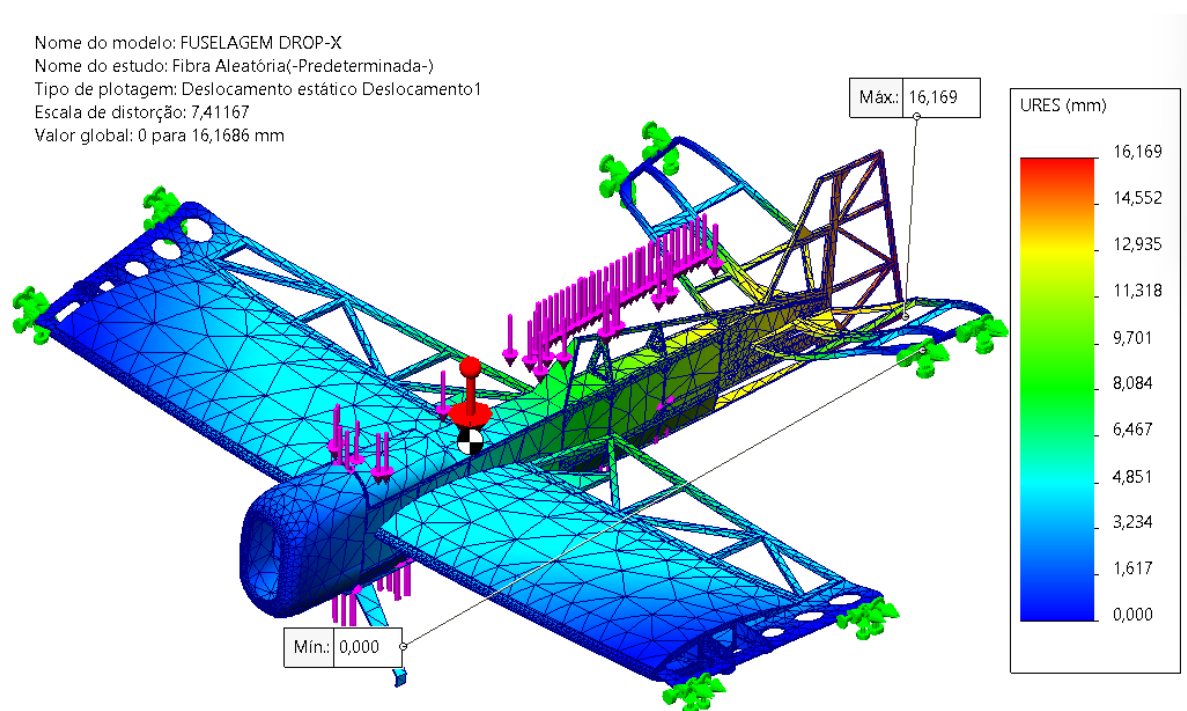


Fonte: AUTOR (2024).

Conforme pode ser observado na figura 20, a seguir, o valor do deslocamento máximo ocorreu na extremidade do Leme da Calda, sendo de 16,169 mm. Este valor reflete somente o quanto o local se movimentou em relação a origem, infelizmente não servindo de base para comparação com a deformação máxima obtida por Campbell (2020) que foi de 6,72 mm, mas tal fato indica uma maior necessidade de se avaliar a calda do aeromodelo. Porém, apenas a título de observação, o valor

máximo do deslocamento onde ocorreu a máxima tensão de Von Mises (extremidade da Asa) foi muito próximo a 0,0 (zero) e na junção entre a asa e o corpo do aeromodelo da ordem de 4,851 mm. Sendo assim observa-se que o compósito com disposição de fibra aleatória, resistiu aos esforços de tração e flexão, e quanto ao quesito deformação não há parâmetros possíveis de comparação, pois Campbell (2020) não apresentou em seus experimentos o valor máximo da deformação relativa para este tipo de compósito.

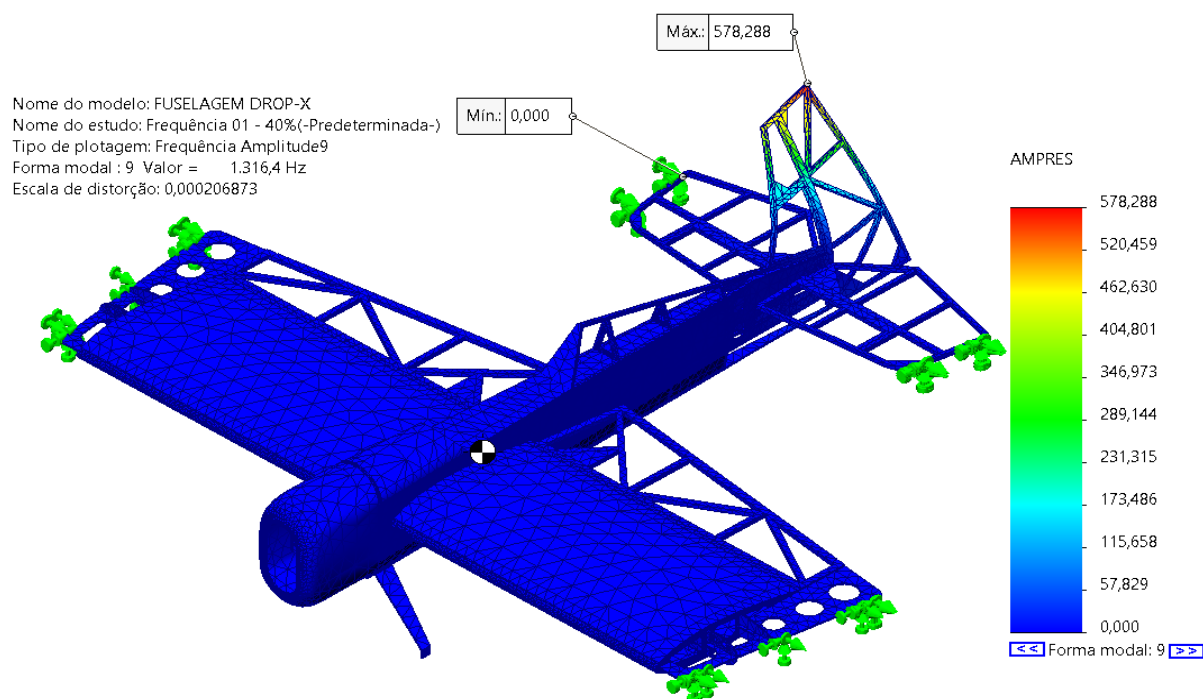
Figura 20: Valor do deslocamento máximo [mm] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposto de forma aleatória (30%) em todo aeromodelo.



Fonte: AUTOR (2024).

Conforme pode ser observado na figura 21, a seguir, o valor máximo do 1º módulo de frequência natural é de 1.316,40 Hz. Observa-se ainda que o maior deslocamento ocasionado pela oscilação ocorreu na extremidade do leme, localizado na calda do aeromodelo. Corroborando assim a necessidade de um maior estudo e otimização da geometria do leme na calda do aeromodelo. Ressalta-se que o software SOLIDWORKS© 2023, apresenta uma escala de frequência natural em AMPRES, onde esta é uma unidade arbitrária de amplitude vibracional relativa resultante, que apresenta a vibração relativa de diferentes partes do conjunto.

Figura 21: Valor da frequência natural [Hz] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposto de forma aleatória (30%) em todo aeromodelo.



Fonte: AUTOR (2024).

#### 4.2. Simulação da Fibra Triturada em Todo Aeromodelo

Fazendo uso dos resultados obtidos por Campbell (2020), inicialmente foi simulado a resistência estrutural do aeromodelo, sendo este compósito totalmente pelo compósito de matriz polimérica (Epóxi 2004–BB) reforçada com fibra de bananeira, as propriedades do compósito são apresentados, na tabela 7, a seguir, cuja as fibras foram trituradas.

**Tabela 7:** Propriedades do compósito de matriz polimérica (Epóxi 2004–BB) reforçada com 30% de fibra de bananeira.

Arranjo da Fibra	Teor de Fibra no Compósito	Dureza (Shore D)	Resistência à Tração [MPa]	Resistência à Flexão [MPa]	Deformação Máxima [mm]
Triturada	30%	80,27	43,98	54,38	8,27

Fonte: Campbell, 2020

Os resultados da simulação obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra triturada, onde foram avaliadas a tensão máxima de Von Mises, a deformação máxima, com seus respectivos locais e a frequência natural de oscilação, são apresentadas, na tabela 8, a seguir.

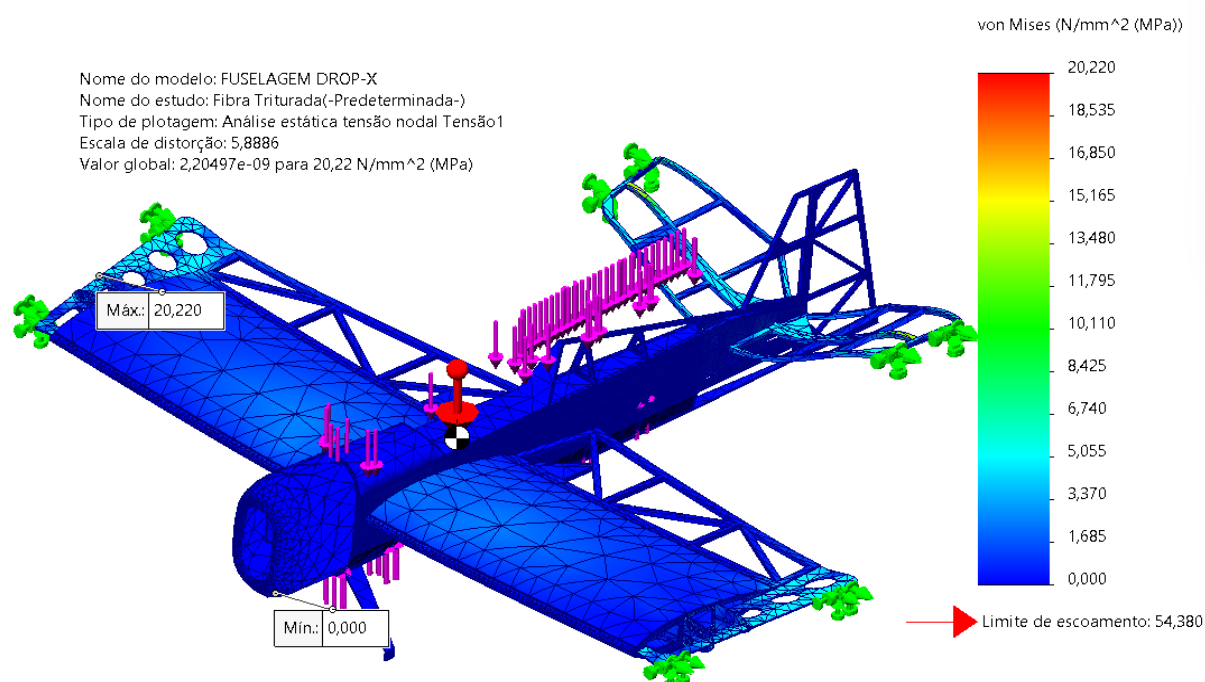
**Tabela 8:** Resultados obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra triturada (30%) em todo aeromodelo.

Maior Tensão de Von Mises		Maior Deslocamento		Simulação da Frequência	
[MPa]	Local	[mm]	Local	[Hz]	Local
20,220	Ponta da Asa	20,354	Ponta do Leme na Calda	1.316,40	Ponta Superior do Leme

Fonte: AUTOR (2024).

Após o resultado das simulações observa-se que o valor máximo da Tensão de Von Mises obtido foi de 22,20 MPa, na extremidade da asa, estando este abaixo do valor da resistência à tração e flexão do compósito de fibra triturada obtido por Campbell (2020). De acordo com Campbell (2020), a estrutura do aeromodelo deve suportar uma carga superior a 6 (seis) vezes o seu peso, garantindo que ele possa realizar decolagens, acrobacias e pousos sem sofrer danos estruturais. Sendo assim, a carga aplicada na simulação foi de 18,42 kg, e mesmo com este valor de carga o valor máximo da tensão de Von Mises foi 46,0% abaixo do valor da resistência à tração do compósito com disposição de fibra aleatória obtido por Campbell (2020) e 37,2% abaixo do valor da resistência à flexão do compósito com disposição de fibra aleatória obtido por Campbell (2020). Na figura 22, a seguir, é apresentado os resultados obtidos na simulação da disposição da tensão de Von Mises realizado no software SOLIDWORKS© 2023.

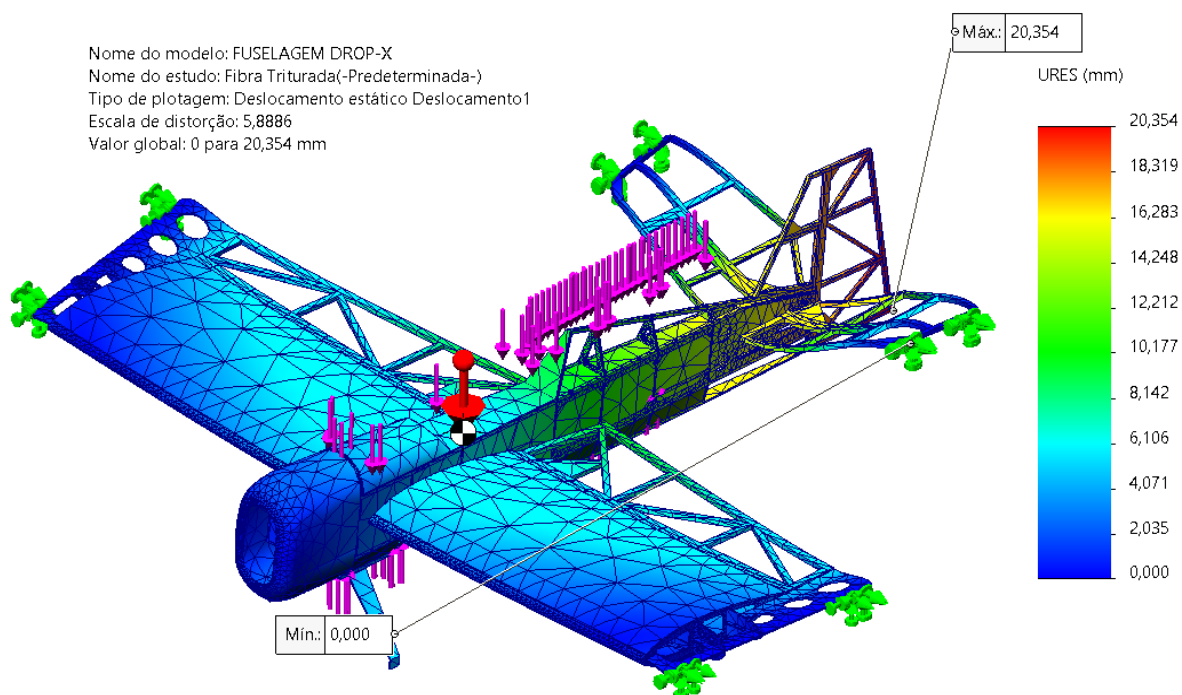
Figura 22: Valor da Tensão Máxima de Von Mises [MPa] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra triturada (30%) em todo aeromodelo.



Fonte: AUTOR (2024).

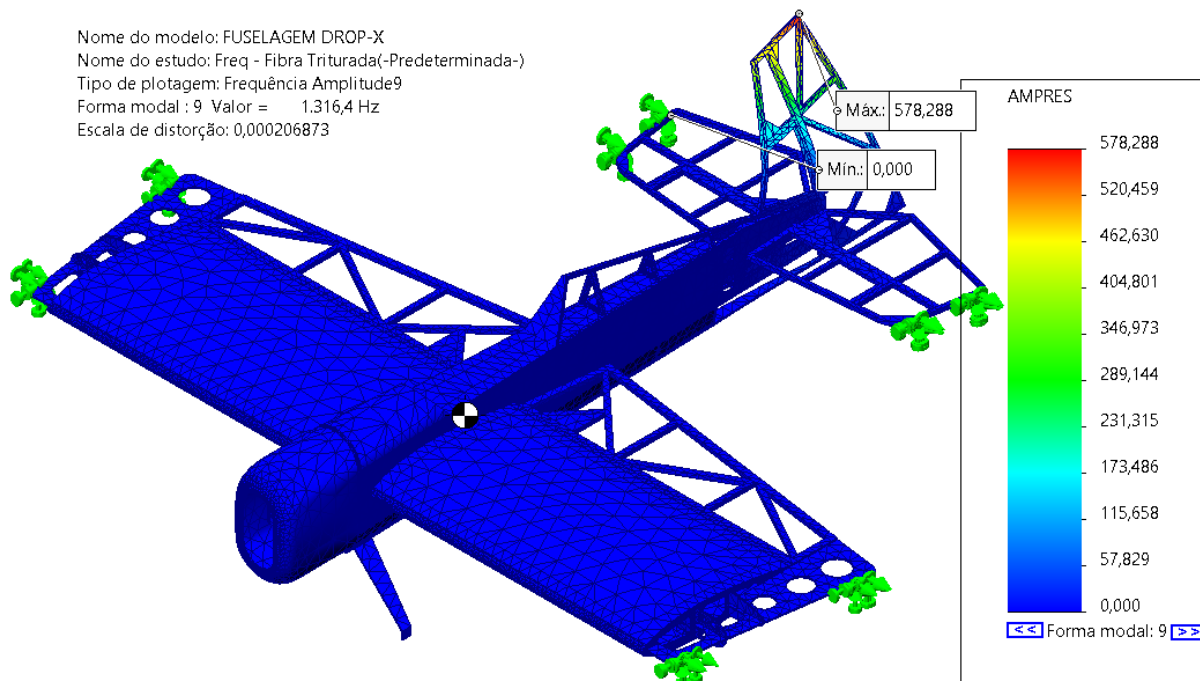
Conforme pode ser observado na figura 23, assim como ocorreu na simulação anterior, o valor do deslocamento máximo foi observado na extremidade do leme de cauda (20,354 mm). Esse valor indica apenas o quanto o local se movimentou em relação à origem, não servindo, de base de comparação para a deformação máxima obtida por Campbell (2020), que foi de 8,27 mm. Esse resultado, entretanto, sugere a necessidade de uma avaliação mais detalhada na cauda do aeromodelo. O deslocamento máximo na área de maior Tensão de Von Mises (extremidade da asa) foi próximo de 0,0 mm, enquanto na junção entre a asa e o corpo do aeromodelo foi de aproximadamente 6,106 mm. Sendo assim, o compósito com fibras trituradas resistiu aos esforços de tração e flexão, quanto à deformação, uma vez que Campbell (2020) não apresentou valores máximos de deformação relativa para esse tipo de compósito em seus experimentos, não há como fazer comparações. Na figura 24, a seguir, o valor máximo do 1º módulo de frequência natural é de 1.316,40 Hz, valor idêntico ao obtido na simulação anterior, onde se fez uso da fibra disposta aleatoriamente. Mais uma vez o maior deslocamento ocasionado pela oscilação ocorreu na extremidade do leme, localizado na calda o aeromodelo.

Figura 23: Valor do deslocamento máximo [mm] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra triturada (30%) em todo aeromodelo.



Fonte: AUTOR (2024).

Figura 24: Valor da frequência natural [Hz] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra tritudada (30%) em todo aeromodelo.



Fonte: AUTOR (2024).

### 4.3. Simulação da Fibra Disposta de Forma Longa em Todo Aeromodelo

Fazendo uso dos resultados obtidos por Campbell (2020), inicialmente foi simulado a resistência estrutural do aeromodelo, sendo este compósito totalmente pelo compósito de matriz polimérica (Epóxi 2004–BB) reforçada com fibra de bananeira, as propriedades do compósito são apresentados, na tabela 9, a seguir, cuja as fibras foram dispostas de forma longa.

**Tabela 9:** Propriedades do compósito de matriz polimérica (Epóxi 2004–BB) reforçada com 40% de fibra de bananeira.

Arranjo da Fibra	Teor de Fibra no Compósito	Dureza (Shore D)	Resistência à Tração [MPa]	Resistência à Flexão [MPa]	Deformação Máxima [mm]
Longas	40%	74,27	54,73	97,5	7,53

Fonte: Campbell, 2020

Os resultados obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra triturada, onde foram avaliadas a tensão máxima de Von Mises, a deformação máxima, com seus respectivos locais e a frequência natural de oscilação, são apresentadas, na tabela 10, a seguir.

**Tabela 10:** Resultados obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposta de forma longa (40%) em todo aeromodelo.

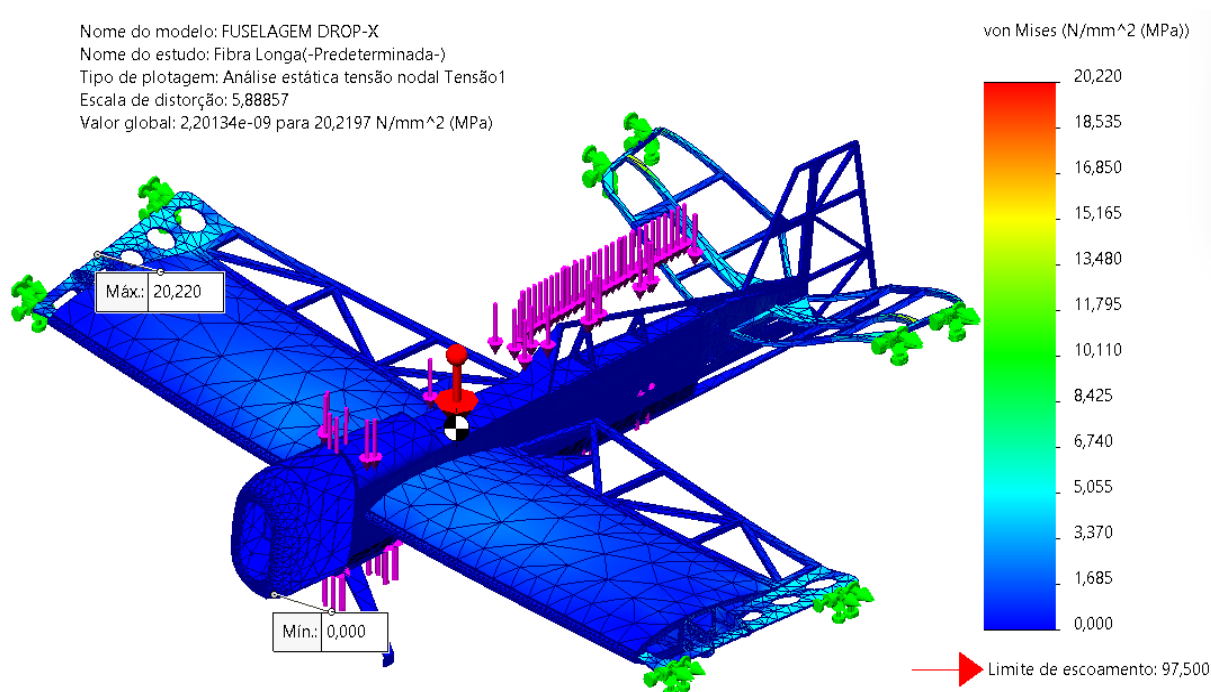
Maior Tensão de Von Mises [MPa]		Maior Deslocamento [mm]		Simulação da Frequência [Hz]	
	Local		Local		Local
20,220	Ponta da Asa	20,354	Ponta do Leme na Calda	1.316,40	Ponta Superior do Leme

Fonte: AUTOR (2024).

Após o resultado das simulações observa-se que o valor máximo da Tensão de Von Mises obtido foi de 22,20 MPa, na extremidade da asa, estando este abaixo do valor da resistência à tração e flexão do compósito de fibra triturada obtido por Campbell (2020), porém a simulação apresentou os mesmos resultados dos valores obtidos na simulação do compósito com 30% de fibra de bananeira triturada. Ressaltando que a carga aplicada na simulação foi de 18,42 kg, e mesmo com este

valor de carga o valor máximo da tensão de Von Mises foi 36,9% abaixo do valor da resistência à tração do compósito com disposição de fibra aleatória obtido por Campbell (2020) e 20,7% abaixo do valor da resistência à flexão do compósito com disposição de fibra longa obtido por Campbell (2020), assim como simulação apresentou os resultados dos valores obtidos na simulação do compósito com 30% de fibra de bananeira triturada. Na figura 25, a seguir, é apresentado os resultados obtidos na simulação da disposição da Tensão de Von Mises realizado no software SOLIDWORKS© 2023.

Figura 25: Valor da Tensão Máxima de Von Mises [MPa] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposta longa (40%) em todo aeromodelo.

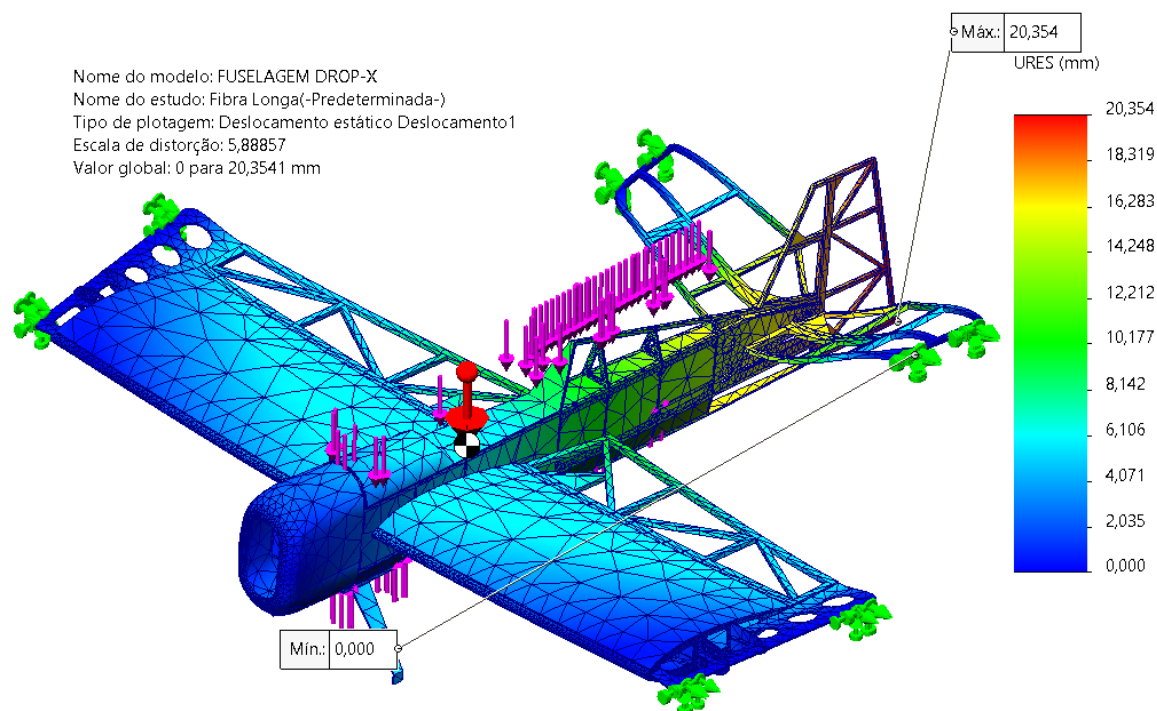


Fonte: AUTOR (2024).

Conforme pode ser observado na figura 26, a seguir, o valor do deslocamento máximo ocorreu na extremidade do Leme da Calda, sendo de 22,354 mm, valor idêntico da simulação anterior (compósito com 30% de fibra triturada). E conforme já mencionado, apenas reflete o deslocamento o ponto (local) em relação a origem do sistema, não servindo de parâmetro de comparação ao valor máximo da deformação máxima por Campbell (2020) que foi de 7,53 mm. Mais uma vez resistiu aos esforços de tração e flexão, quanto à deformação, uma vez que Campbell (2020) não apresentou valores máximos de deformação relativa para esse tipo de compósito em

seus experimentos, não há como fazer comparações. Porém os resultados mais uma vez confirmam a necessidade de se otimizar a calda do aeromodelo.

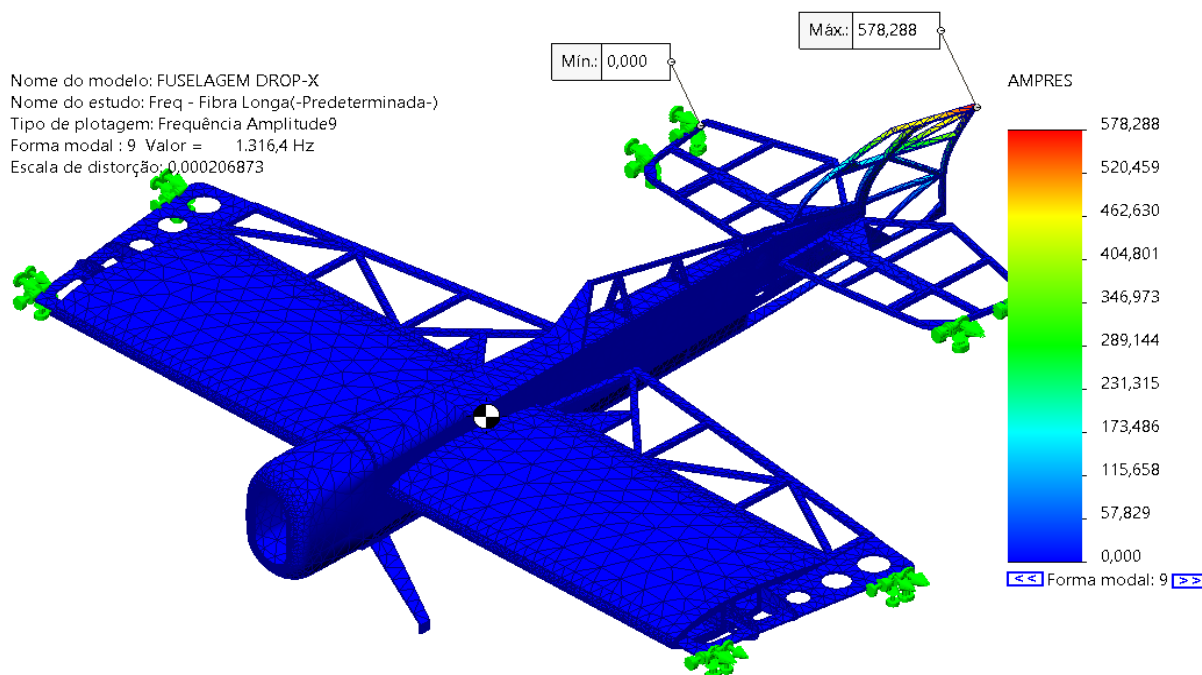
Figura 26: Valor do deslocamento máximo [mm] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposto de forma longa (40%) em todo aeromodelo.



Fonte: AUTOR (2024).

Conforme pode ser observado na figura 27, a seguir, o valor máximo do 1º módulo de frequência natural é de 1.316,40 Hz, valor idêntico ao obtido nas simulações anteriores, onde se fez uso da fibra disposta aleatoriamente ou da fibra triturada. Mais uma vez o maior deslocamento ocasionada pela oscilação ocorreu na extremidade do leme, localizado na calda o aeromodelo. Corroborando assim a necessidade de um maior estudo e otimização da geometria do leme na calda do aeromodelo.

Figura 27: Valor da frequência natural [Hz] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposto de forma longa (40%) em todo aeromodelo.



Fonte: AUTOR (2024).

#### 4.4. Simulação da Fibra Disposta de forma longa (40%) em na asa e fibra disposta aleatória (30%) no corpo de aeromodelo

Fazendo uso dos resultados obtidos por Campbell (2020), inicialmente foi simulado a resistência estrutural do aeromodelo, sendo este compósito totalmente pelo compósito de matriz polimérica (Epóxi 2004–BB) reforçada com fibra de bananeira, as propriedades do compósito são apresentados, na tabela 11, a seguir, cuja as fibras foram dispostas de forma aleatória e longa.

**Tabela 11:** Propriedades do compósito de matriz polimérica (Epóxi 2004–BB) reforçada com de fibra de bananeira.

Arranjo da Fibra	Teor de Fibra no Compósito	Dureza (Shore D)	Resistência à Tração [MPa]	Resistência à Flexão [MPa]	Deformação Máxima [mm]
Aleatória	30%	69,53	33,35	36,87	6,72
Longas	40%	74,27	54,73	97,5	7,53

Fonte: Campbell, 2020

Os resultados da simulação obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra dispostas de forma longa (40%) na asa e fibra disposta aleatória (30%) no corpo de aeromodelo, onde foram avaliadas a tensão máxima de Von Mises, a deformação máxima, com seus respectivos locais e a frequência natural de oscilação, são apresentadas, na tabela 12, a seguir.

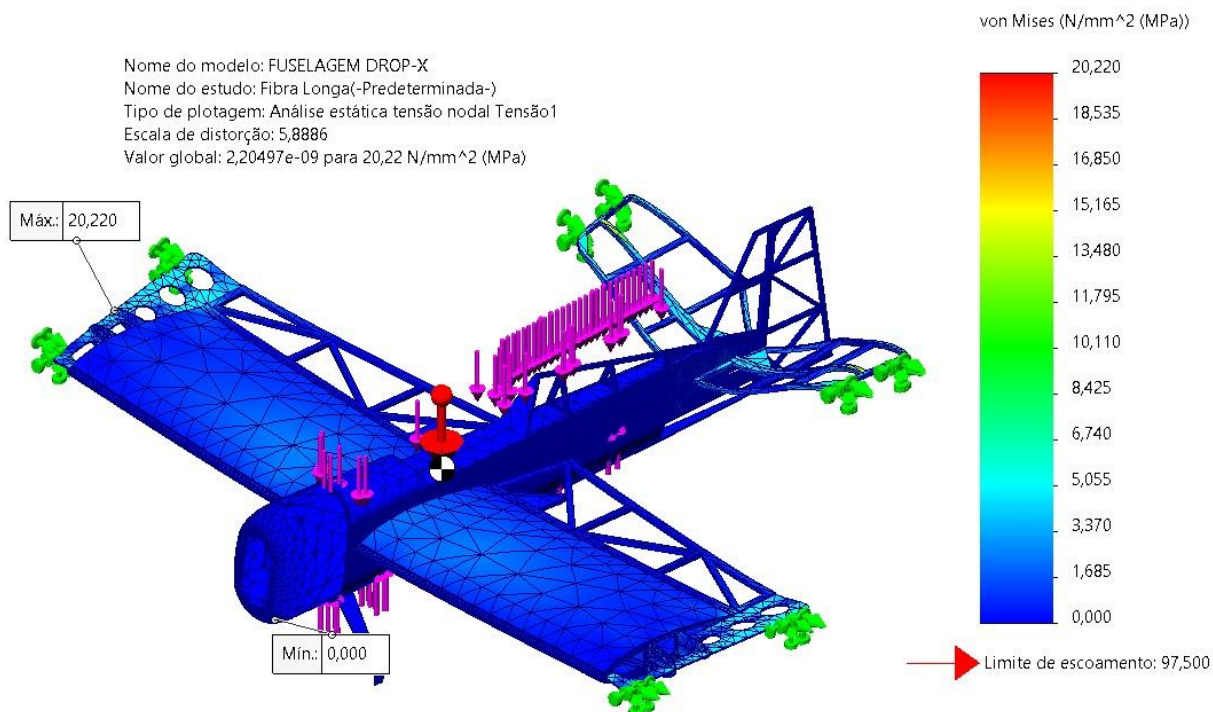
**Tabela 12:** Resultados obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposta de forma longa (40%) na asa e fibra disposta aleatória (30%) no corpo de aeromodelo.

Maior Tensão de Von Mises		Maior Deslocamento		Simulação da Frequência	
[MPa]	Local	[mm]	Local	[Hz]	Local
20,220	Ponta da Asa	20,354	Ponta Inferior do Leme	749,57	Nariz do Aeromodelo

Fonte: AUTOR (2024).

Após o resultado das simulações observa-se que o valor máximo da Tensão de Von Mises obtido foi de 22,20 MPa, na extremidade da asa, estando este abaixo do valor da resistência à tração e flexão do compósito de fibra dispostas de forma longa e fibra disposta aleatória obtidos por Campbell (2020). Ressaltando que a carga aplicada na simulação foi de 18,42 kg, e mesmo com este valor de carga, considerando o Arranjo da Fibra existente no local de maior tensão, o valor máximo da tensão de Von Mises foi 36,9% abaixo do valor da resistência à tração do compósito com disposição de fibra longa obtido por Campbell (2020) e 20,7% abaixo do valor da resistência à flexão do compósito com disposição de fibra longa obtido por Campbell (2020). Na figura 28, a seguir, é apresentado os resultados obtidos na simulação da disposição da tensão de Von Mises realizado no software SOLIDWORKS© 2023.

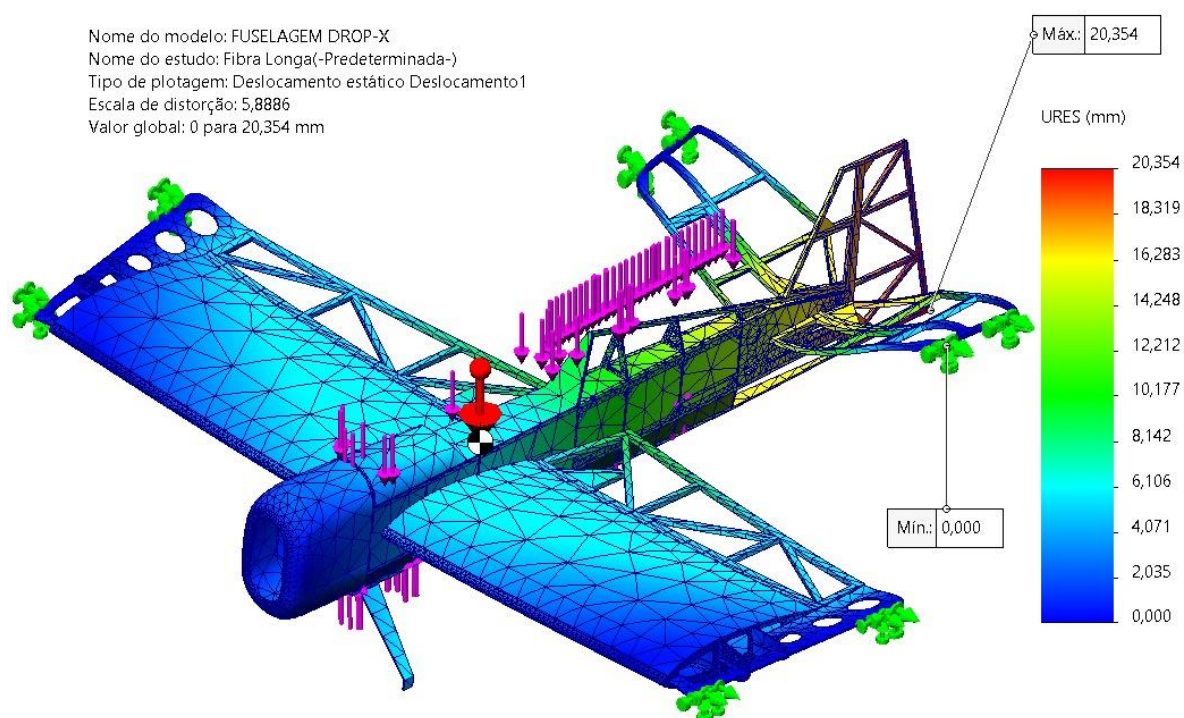
Figura 28: Valor da Tensão Máxima de Von Mises [MPa] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra dispostas de forma longa (40%) na asa e fibra disposta aleatória (30%) no corpo de aeromodelo.



Fonte: AUTOR (2024).

Conforme pode ser observado na figura 29, a seguir, o valor do deslocamento máximo ocorreu na extremidade do Leme da Calda, sendo de 22,354 mm, valor idêntico das simulações anteriores (compósito com 30% de fibra triturada em todo aeromodelo e compósito com disposição de fibra longa a 40% em todo aeromodelo). Este valor, apenas reflete o deslocamento do ponto (local) em relação a origem do sistema, não servindo de parâmetro de comparação ao valor máximo da deformação máxima por Campbell (2020) que foi de 7,53 mm. Mais uma vez resistiu aos esforços de tração e flexão, quanto à deformação, uma vez que Campbell (2020) não apresentou valores máximos de deformação relativa para esse tipo de compósito em seus experimentos, não há como fazer comparações. Porém os resultados mais uma vez confirmam a necessidade de se otimizar a calda do aeromodelo.

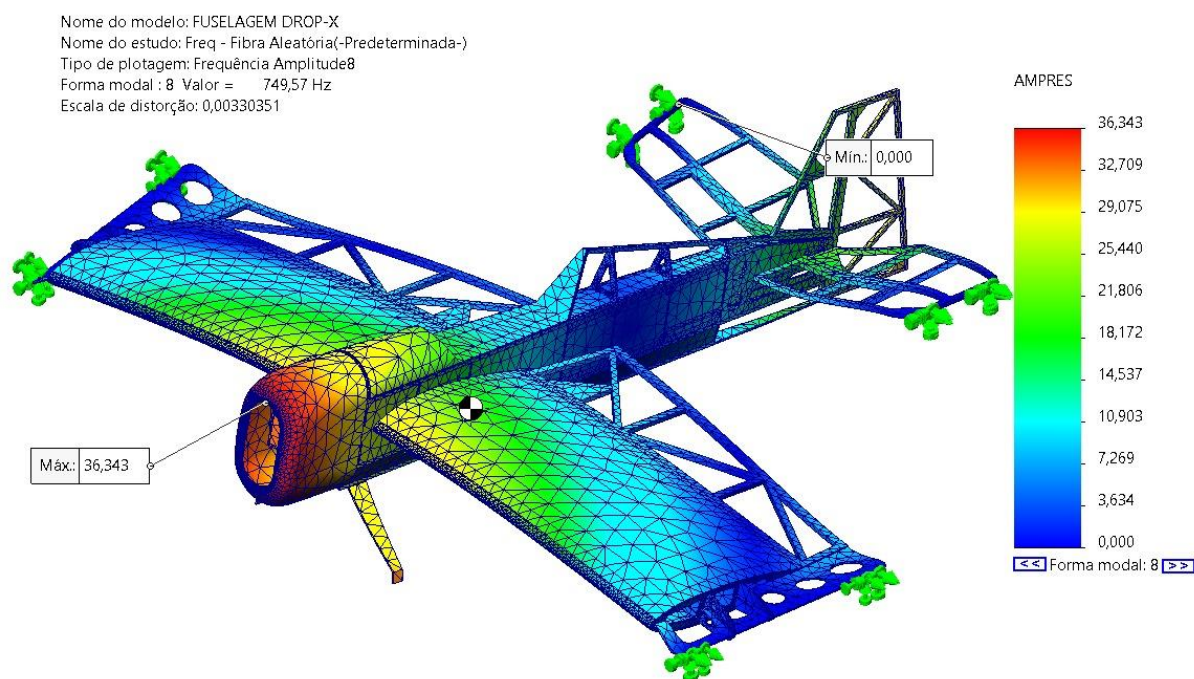
Figura 29: Valor do deslocamento máximo [mm] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra dispostas de forma longa (40%) na asa e fibra disposta aleatória (30%) no corpo de aeromodelo.



Fonte: AUTOR (2024).

Conforme pode ser observado na figura 30, a seguir, o valor máximo do 1º módulo de frequência natural é de 749,57 Hz, valor este 56,9% menor do que das simulações anteriores, demonstrando assim a influência da disposição da fibra sobre o aeromodelo. O maior deslocamento ocasionada pela oscilação ocorreu na extremidade, nariz do aeromodelo, diferente do apresentado nas simulações anteriores. Corroborando o fato da a influência da disposição da fibra sobre o aeromodelo.

Figura 30: Valor da frequência natural [Hz] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra aleatória (30%) em todo aeromodelo.



Fonte: AUTOR (2024).

#### 4.5. Simulação da Fibra Disposta de forma longa (40%) em na asa e fibra triturada (30%) no corpo de aeromodelo

Fazendo uso dos resultados obtidos por Campbell (2020), inicialmente foi simulado a resistência estrutural do aeromodelo, sendo este compósito totalmente pelo compósito de matriz polimérica (Epóxi 2004–BB) reforçada com fibra de bananeira, as propriedades do compósito são apresentados, na tabela 13, a seguir, cuja as fibras foram dispostas de forma aleatória e longa.

**Tabela 13:** Propriedades do compósito de matriz polimérica (Epóxi 2004–BB) reforçada com de fibra de bananeira.

Arranjo da Fibra	Teor de Fibra no Compósito	Dureza (Shore D)	Resistência à Tração [MPa]	Resistência à Flexão [MPa]	Deformação Máxima [mm]
Triturada	30%	80,27	43,98	54,38	8,27
Longas	40%	74,27	54,73	97,5	7,53

Fonte: Campbell, 2020

Os resultados obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra dispostas de forma longa (40%) na asa e fibra triturada (30%) no corpo de aeromodelo, onde foram avaliadas a tensão máxima de Von Mises, a deformação máxima, com seus respectivos locais e a frequência natural de oscilação, são apresentadas, na tabela 14, a seguir.

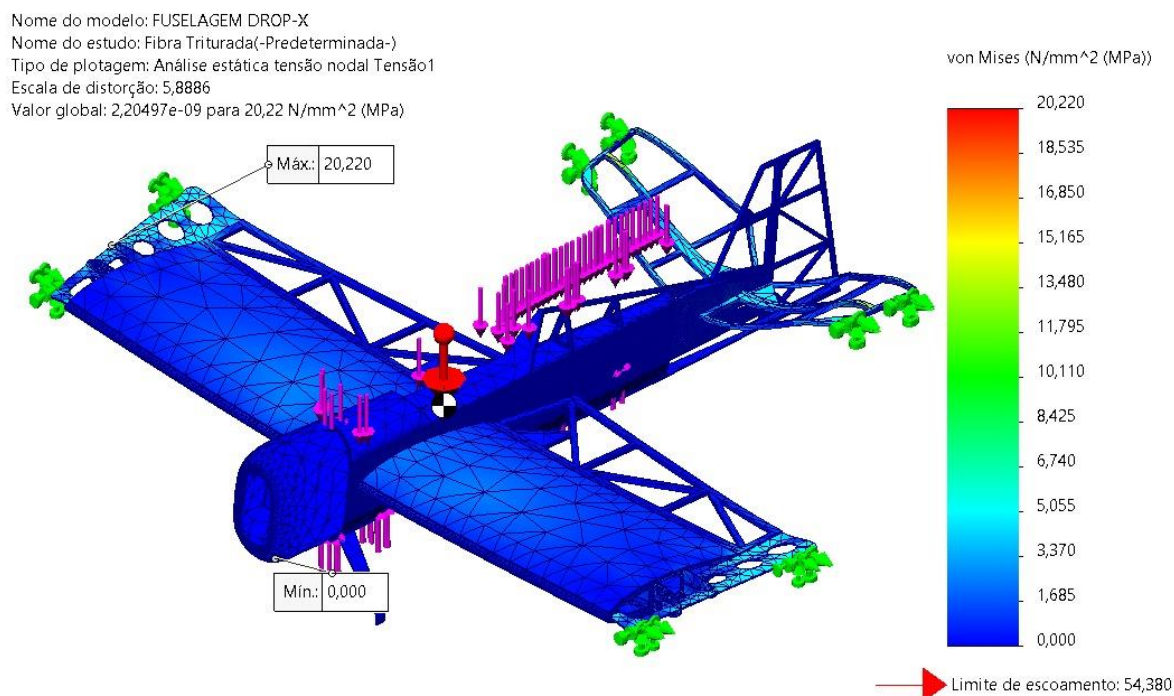
**Tabela 14:** Resultados obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra disposta de forma longa (40%) na asa e fibra triturada (30%) no corpo de aeromodelo.

Maior Tensão de Von Mises [MPa]		Maior Deslocamento [mm]		Simulação da Frequência [Hz]	
Local		Local		Local	
20,220	Ponta da Asa	20,354	Ponta Inferior do Leme	749,57	Nariz do Aeromodelo

Fonte: AUTOR (2024).

Após o resultado das simulações observa-se que o valor máximo da Tensão de Von Mises obtido foi de 22,20 MPa, na extremidade da asa, estando este abaixo do valor da resistência à tração e flexão do compósito de fibra dispostas de forma longa e fibra triturada obtidos por Campbell (2020). Ressaltando que a carga aplicada na simulação foi de 18,42 kg, e mesmo com este valor de carga, considerando o tipo e disposição de fibra existente no local, o valor máximo da tensão de Von Mises foi 36,9% abaixo do valor da resistência à Tração do compósito com disposição de fibra longa obtido por Campbell (2020) e 20,7% abaixo do valor da resistência à flexão do compósito com disposição de fibra longa obtido por Campbell (2020). Na figura 31, a seguir, é apresentado os resultados obtidos na simulação da disposição da Tensão de Von Mises realizado no software SOLIDWORKS© 2023.

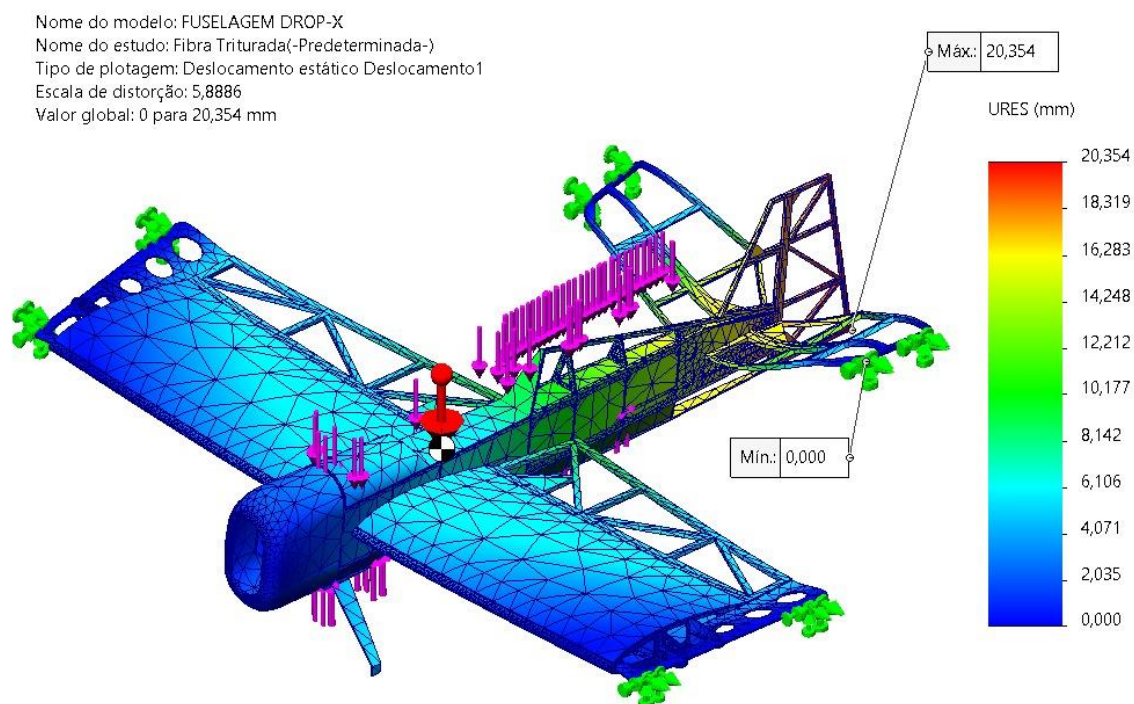
Figura 31: Valor da Tensão Máxima de Von Mises [MPa] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra dispostas de forma longa (40%) na asa e fibra triturada (30%) no corpo de aeromodelo.



Fonte: AUTOR (2024).

Conforme pode ser observado na figura 32, a seguir, o valor do deslocamento máximo ocorreu na extremidade do Leme da Calda, sendo de 22,354 mm, valor idêntico das simulações anteriores (compósito com 30% de fibra triturada em todo aeromodelo e compósito com disposição de fibra longa a 40% em todo aeromodelo). Este valor, apenas reflete o deslocamento do ponto (local) em relação a origem do sistema, não servindo de parâmetro de comparação ao valor máximo da deformação máxima por Campbell (2020) que foi de 7,53 mm. Mais uma vez resistiu aos esforços de tração e flexão, quanto à deformação, uma vez que Campbell (2020) não apresentou valores máximos de deformação relativa para esse tipo de compósito em seus experimentos, não há como fazer comparações. Porém os resultados mais uma vez confirmam a necessidade de se otimizar a calda do aeromodelo.

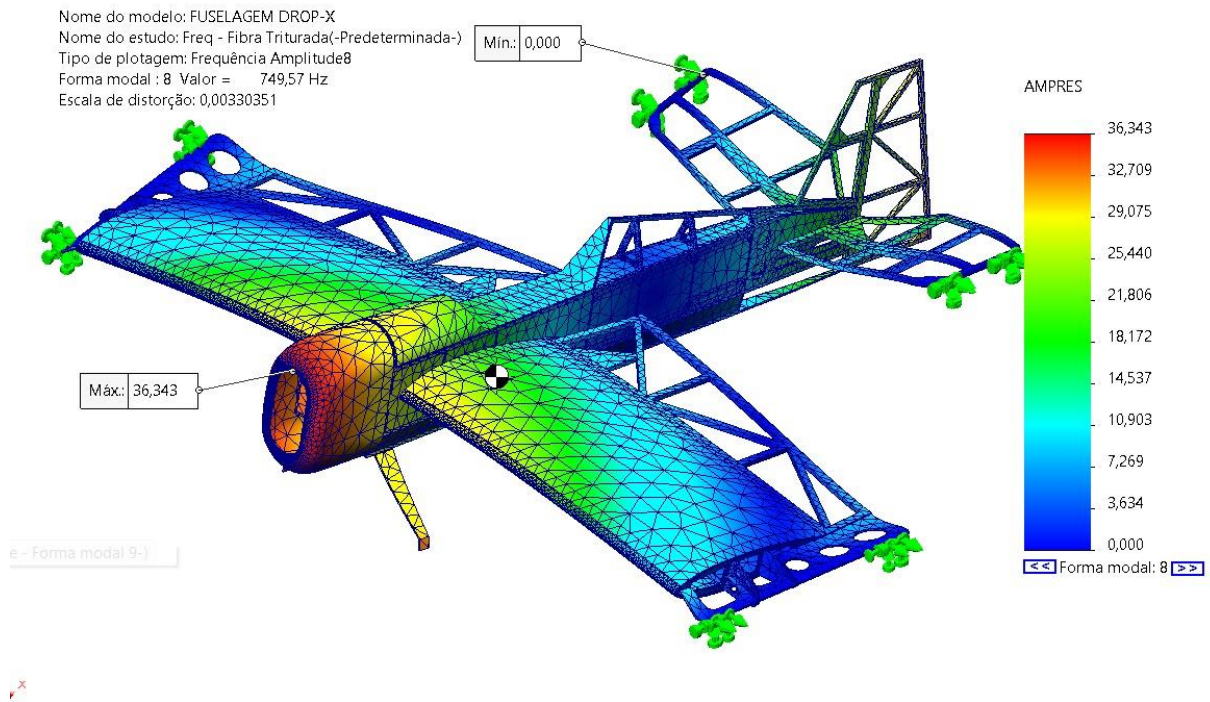
Figura 32: Valor do deslocamento máximo [mm] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra dispostas de forma longa (40%) na asa e fibra triturada (30%) no corpo de aeromodelo.



Fonte: AUTOR (2024).

Conforme pode ser observado na figura 33, a seguir, o valor máximo do primeiro modo de frequência natural é de 749,57 Hz, sendo 56,9% menor que nas simulações anteriores (itens 4.1, 4.2 e 4.3), o que evidencia a influência da disposição das fibras sobre o aeromodelo. O maior deslocamento causado pela oscilação ocorreu na extremidade frontal, no nariz do aeromodelo, diferente do observado nas simulações anteriores (itens 4.1, 4.2 e 4.3), o que reforça a influência da disposição das fibras na estrutura do modelo.

Figura 33: Valor da frequência natural [Hz] obtidos na simulação da utilização do compósito de fibra aleatória (30%) em todo aeromodelo.



Fonte: AUTOR (2024).

#### 4.6. Considerações finais

Após as análises das simulações é importante ressaltar que:

- 1) Todas as simulações tiveram com base os valores experimentais obtidos por Campbell (2020);
- 2) Não se fez uso do valor do amortecimento, pois este não foi obtido experimentalmente por Campbell (2020), não permitindo assim o cálculo da frequência natural amortecida;
- 3) Somente foram realizadas simulações modificando a composição do material do aeromodelo, seja no corpo ou asa, em nenhum momento foram realizadas otimizações na geometria do aeromodelo;
- 4) Não foram diferenciadas no corpo do aeromodelo e na asa do mesmo, a fuselagem da estrutura (treliças/cavernas). Tal diferenciação provavelmente interferirá consideravelmente nos resultados. Porém essa diferenciação em muito irá dificultar a confecção do aeromodelo de forma experimental.

#### 4.6.1. Resumo das Comparativo das Simulações

Na tabela 15, a seguir é apresentado o resumo comparativo das simulações realizadas.

**Tabela 15:** Resumo das Comparativo das Simulações.

Simulação	Disposição / Arranjo da Fibra	Maior Tensão de Von Mises			Local Maior Tensão	Maior Deformação [mm]	Local Maior Deformação	Simulação da Frequência (Hz)	Local Maior Oscilação
		[MPa]	Comp. RT	Comp. RF					
1 <sup>a</sup>	Avião Inteiro (Fibra Aleatória)	18,16	54,5%	49,3%	Ponta da Asa	16,169	Ponta do Leme da Calda	1.316,40	Ponta Superior do Leme
2 <sup>a</sup>	Avião Inteiro (Fibra Triturada)	20,22	46,0%	37,2%	Ponta da Asa	20,354	Ponta do Leme da Calda	1.316,40	Ponta Superior do Leme
3 <sup>a</sup>	Avião Inteiro (Fibra Longa)	20,22	36,9%	20,7%	Ponta da Asa	20,354	Ponta do Leme da Calda	1.316,40	Ponta Superior do Leme
4 <sup>a</sup>	Asa (Fibra Longa) / Corpo do Avião (Fibra Aleatória)	20,22	36,9%	20,7%	Ponta da Asa	20,354	Ponta Inferior do Leme	749,57	Nariz do Aeromodelo
5 <sup>a</sup>	Asa (Fibra Longa) / (Corpo do Avião Fibra Triturada)	20,22	36,9%	20,7%	Ponta da Asa	20,354	Ponta Inferior do Leme	749,57	Nariz do Aeromodelo

## 5. CONCLUSÕES

Após a realização das simulações e suas respectivas análises podemos concluir que:

- ✓ O uso do software SOLIDWORKS© 2023, assim como do elemento tipo placa e/ou casca demonstrou ser bastante eficiente nas simulações;
- ✓ Em todos os casos simulados os valores da Tensão de Von Mises foram abaixo dos valores experimentais encontrados por Campbell (2020) tanto para resistência à tração quanto resistência à flexão, e o valor máximo encontrado foi de 20,22 MPa para o compósito contendo 40% de fibra longa e o menor valor foi de 18,16 MPa para fibra disposta de forma aleatória;
- ✓ O valor do deslocamento máximo ocorreu na extremidade do Ponta do Leme da Calda, sendo de 20,354 mm.
- ✓ O maior valor encontrado do deslocamento foi de 20,354 mm, tanto para compósito contendo 40% de fibra longa, quanto o de 30% fibra triturada;
- ✓ Os modelos que fizeram uso de compósito com fibra triturada (30%) e compósito com disposição da fibra longa (40%), apresentaram os mesmos resultados de tensão máxima de Von Mises, deformação máxima e frequência natural, sendo estes 20,22 MPa, 20,354 mm e 749,57 Hz, respectivamente, o que demonstra que o modelo pouco foi sensível a modificação dos materiais nesse caso;
- ✓ Os modelos que fizeram uso de disposição de fibras longa e fibra triturada na asa apresentaram melhores resultados, ao se comparar com os valores de resistência à Tração e flexão, quando comparados ao modelo que fez uso da disposição fibras aleatórias;
- ✓ Os valores da frequência natural foram idênticos para os modelos que fizeram uso de diferentes distribuições do tipo de compósito na asa e no corpo do aeromodelo, sendo o valor máximo encontrado de 749,57 Hz, para o primeiro módulo de frequência natural, assim como nos modelos que fizeram uso do mesmo tipo e distribuição de fibras em todo aeromodelo;
- ✓ Tanto a extremidade do leme, profundor e da asa merecem uma melhor avaliação e otimização seja na geometria ou no tipo de material;

- ✓ Considerando-se a facilidade de fabricação do aeromodelo comercial, o modelo simulado que apresentou melhores resultados, atendendo ao quesito resistência (Tração e Flexão) foi o modelo que fez uso de fibra triturada, cujo valor máximo da tensão de Von Mises foi de 20,22 MPa.
- ✓ Considerando a resistência mecânica (Tração e Flexão) o modelo simulado que apresentou melhores resultados foi o que fez uso da disposição de fibras longas na asa, cujo valor máximo da tensão de Von Mises foi de 20,22 MPa.

## 6. TRABALHOS FUTUROS

- ✓ Realizar simulações com base em outros valores experimentais obtidos na literatura;
- ✓ Otimizar a calda do aeromodelo (Leme e Profundor)
- ✓ Avaliar melhor o efeito do tipo e disposição de fibra no aeromodelo sobre a frequência natural do aeromodelo;
- ✓ Fazer uso do fator de amortecimento para se avaliar a frequência natural amortecida do aeromodelo;
- ✓ Realizar simulações modificando otimizando a geometria do aeromodelo;
- ✓ Diferenciar na simulação a fuselagem do corpo do aeromodelo, da asa, e da estrutura (treliças/cavernas), fazendo uso de diferentes compósitos, otimizando assim o aeromodelo. Tal diferenciação provavelmente interferirá consideravelmente nos resultados.

## 7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ABAQUS User's Manual - Volume I, Version 5.4 - Hibbitt, Karlsson & Sorenson Inc., item 4.2.1, 1998.

AHMED, G. AZIZ, O. **Shear strength of joints in precast posttensioner segmental bridges during 1959 – 2019**, review and analysis. 2019. Disponível em: <<https://doi.org/10.1016/j.istruc.2019.06.007>>. Acesso em: 10 Mar. 2024.

ALTAIR HYPERWORKS®, <<https://altair.com/altair-hyperworks>> Acesso em 15 abr. de 2024.

ALVES FILHO, A., **Elementos Finitos – A base da tecnologia CAE**, Editora: Érica; 6ª edição, 2018

ANDERSON, J. D. J. **Fundamentals of Aerodynamics**, Third Edition, McGraw-Hill Inc, New York, NY - USA. 2001.

ANSYS engineering analysis system user's manual 2021.

ANSYS, Inc. **ANSYS Mechanical APDL Theory reference**. Release 15.0, 2013.

Araújo, J. R., W. R. Waldman, et al. **Thermal properties of high density polyethylene composites with natural fibres: Coupling agent effect**. *Polymer Degradation and Stability*, v.93, n.10, p.1770-1775. 2008.

BATHE, K. J. - **Finite Element Procedures in Engineering Analysis**, Edited by Prentice Hall Inc., Englewood Cliffs, New Jersey, 1982, 735p. pp 499 - 556.

CALLISTER, W. D.; RETHWISCH, D. G. **Ciência e Engenharia de Materiais - Uma Introdução**. 9ª ed. Rio de Janeiro: LTC, 2016.

CAMPBELL, C. H. **Desenvolvimento e Caracterização de Compósito com Fibra de Bananeira para Aplicação em Aeromodelos**. 2020. 144 f. Dissertação (Mestrado Profissional em Materiais) – Fundação Oswaldo Aranha, Centro Universitário de Volta Redonda, Volta Redonda, 2020.

CHEN, Xiaolin; LIU, Yijun. **Finite element modeling and simulation with ANSYS Workbench**. CRC press, 2018.

COBRA. Confederação Brasileira de Aeromodelismo. **Categorias do Aeromodelismo**. In. OEHLEMANN, Jonas Dieter; FOLGADO, Valentin Javier.

Limeira: São Paulo, 2016. Disponível em: < <https://www.cobra.org.br/historia-do-aeromodelismo> >. Acesso em 10 abr. de 2024.

COOK, R. D. **Concepts and Applicatiuons of Finite Element Analysis**, Edited by John Willey e Sons, Third Edition, pp 376 - 429, New York 1989.

DEMARCHI, C.A. **Aplicabilidade de placas de fibra de bananeira: produção caracterização, e absorção sonora**. 2010. 110 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia de Edificações e Saneamento) – Universidade Estadual de Londrina, Londrina, 2010.

DENONI, A. B., OLIVEIRA JÚNIOR, R. A. e PERTEL, J.. **Projeto De Estruturação E Montagem De Um Protótipo Aeromodelo Construído A Partir Dos Conhecimentos De Engenharia Mecânica**. Revista Mundo Tecnológico - Volume 15, Número 17, p. 67. 2023. Disponível em < <https://multivix.edu.br/revista-cientifica-mundo-tecnologico/revista-mundo-tecnologico-volume-15-numero-17/>>

FARIAS, J. G. G. DE. **Modificação superficial de fibras de coco por tratamento a plasma para utilização como fase de reforço em amido termoplástico**. Universidade Federal do Rio de Janeiro, p. 1–96, 2012.

FELTRAN, M B.; RODOLFO JUNIOR, A; SOLDI, V; BECKER, D; BRIESEMEISTER, R; VICENTE, L L.; BALZER, P S. **Estudo das Propriedades Mecânicas de um Compósito de PVC Modificado com Fibras de Bananeira**. Polímeros: Ciência e Tecnologia, vol.17, n1, p.1-4, 2007 (<http://dx.doi.org/10.1590/S0104-14282007000100004>)

GONÇALVES, J. A. V. **Compósitos À Base De Resina Epóxi Reforçados Com Fibra De Coco**. 60 p. Dissertação (Mestrado em Ciência e Engenharia de Materiais) -Universidade Federal de Sergipe, Pró- Reitoria de Pós-Graduação e Pesquisa, Programa de Pós- Graduação em Ciência e Engenharia de Materiais, São Cristóvão, 2010.

GONÇALVES, L F. **Projeto Estrutural De Um Aeromodelo Nos Requisitos Da Competição Sae Brasil Aerodesign - Classe Regular**. 64 f. Trabalho de Conclusão de Curso – Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Tecnológica Federal do Paraná. Pato Branco, 2016.

GRABCAD (© 2024 Stratasys Inc.) <<https://grabcad.com/library/aeromodelo-drop-x-eletrico-1>> Acesso em: 30 jan. 2024.

GRABCAD <<https://grabcad.com/library/aeromodelo-drop-x-eletrico-1>> Acesso em 20 abr. de 2024.

HANGAR MMA, <<https://hangarmma.com.br/blog/esforcos-estruturais/>> Acesso em 18 abr. de 2024.

HEXAGON® INC, <<https://hexagon.com/products/product-groups/computer-aided-engineering-software/msc-apex>> Acesso em 15 abr. de 2024.

HOFFMAN, I.S. **Simulação numérica em elementos finitos da construção em balanços sucessivos de uma ponte estaiada**. 2020. 202f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Civil) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil, UFRGS, Porto Alegre.

IBGE, <<https://www.ibge.gov.br/explica/producao-agropecuaria/banana/br>> Acesso em 10 abr. de 2024.

INFOMONEY <<https://www.infomoney.com.br/minhas-financas/aeromodelismo-brinquedo-de-adultos-tem-seu-preco/>> Acesso em: 15 abr 2024.

ISTOCK <<https://www.istockphoto.com/br/vetor/aeronave-isometric-se%C3%A7%C3%A3o-transversal-da-cabine-gm452220487-25693040>> Acesso em 10 mai. de 2024.

LO, Daniel SH. Finite element mesh generation. CRC Press, 2014.

MENCHISE, C. A. **Desenvolvimento e Caracterização de Material Compósito com Matriz Polimérica Reforçado com Fibra de Coco para Aplicações Industriais Diversas**. 2021 Dissertação (Mestrado Profissional em Materiais) – Fundação Oswaldo Aranha. Centro Universitário de Volta Redonda, 2021.

MENEZES, M. A. - **Strain Limit Theories, Anisotropy in Sheet Metal Forming and Simulation of Pressing Processes**, Tese de Doutorado - University of Birmingham, August 1995.

MOLINA, J. G. P., **Fundamentos Del Método de Elemento Finito**. Primeira Edición, U. M. S. A.: 2010.

NOPRIANTINA, N., & ASTUTI. **Effect of Banana Stem Fiber Thickness (Musa Paradisiaca) on Mechanical Properties of Polyester-Natural Fiber Composite Material**. Journal of Physics. Padang: Department of Physics, Faculty of Mathematics and Natural Sciences, Andalas University, Unand Campus. 2013.

OLIVEIRA, A.B.; ARANHA JUNIOR, C.C.C e ARAÚJO FÍLHO, P. M. **Simulação Do Desempenho De Uma Aeronave Para Competição Sae Brasil De Aeromodelismo**. Revista Ceuma Perspectivas, Edição Especial. VII Congresso de Inovação, Tecnologia e Sustentabilidade Ceuma. Vol. 34, nº02, 2019. ISSN Eletrônico: 2525-5576.

OLIVEIRA, L. A, **Investigação Das Propriedades Físico-Mecânicas De Compósitos Poliméricos Reforçados Com Fibras Curtas De Coco**, 2017. 106 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal de São João del-Rei São João del-Rei/MG, 2017

PEREIRA, G. B. et al. **Caracterização De Compósitos De Poliestireno De Alto Impacto(HIPS) Reforçados Com Fibras De Coco Verde Para Eventual Aplicação Na IndústriaAutomobilística**. Cadernos UniFOA, v. 12, n. 34, 2017.

PRIOR, A. M. **Applications of Implicit and Explicit Finite Element Techniques to Metal Forming**, Journal of Materials Processing Technology - Elsevier Science B.V., pp 649 - 656, 1994.

Rahman, H., 2006. **Pulp Making from Banana Stem Uter (Musa paradisiacal Linn. var uter) Post-Harvest with Soda Process**. Thesis. Yogyakarta: Faculty of Forestry, Gadjah Mada University.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**, AIAA - American Institute of Aeronautics Ast., Reston, VA - USA. 2012.

RIBEIRO, F. **Modelagem experimental e numérica do processo de conformação de painéis aeronáuticos pelo processo de conformação por fluência com envelhecimento (Creep Age Forming)**. Dissertação de mestrado, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2012.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Volume Único**. Edição do Autor. Salto/SP. 2014.

RODRIGUES, Luiz E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign**. Salto: IFSP, São Paulo, 2014.

SEBRAE, <<https://sebrae.com.br/sites/PortalSebrae/artigos/brasil-e-o-4-produtor-mundial-de-banana,1f00286bf0837810VgnVCM1000001b00320aRCRD>> Acesso em 10 abr. de 2024.

Silva, R., S. K. Haraguchi, et al. **Application of lignocellulosic fibers in polymer chemistry and in composites**. Quimica Nova, v.32, n.3, p.661-671. 2009.

SORIANO, H. L. **Método de elementos finitos em análise de estruturas**. São Paulo: Editora da Universidade de São Paulo, 2003.

TEIXEIRA-DIAS, F. et al. **Método dos Elementos Finitos - Técnicas de simulação Numérica em Engenharia**. ETEP - Edições Técnicas e Profissionais. Lisboa, 2010.

TORENBEEK, E. **Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes**, Aptara Inc, New Dehli - Índia. 2013.

TORRES, M.; RODRIGUEZ, V. R.; ALCANTARA, P. I.; FRANCO-URQUIZA, E. (2020). **Mechanical Properties and Fracture Behavior of Agave Fiber Bio-Based Epoxy Laminates Reinforced with Zinc Oxide**. Journal of Industrial Textiles. doi:10.1177/1528083720965689.

TRUIZ, M. F. **Estudo e projeto de aeromodelos fabricados via impressão 3D e comparação com modelos convencionais**. Universidade Tecnológica Federal do Paraná. Cornélio Procópio, Paraná. 2015.

VAZ, Luiz Eloy. **Métodos dos elementos finitos em análise de estruturas**. Rio de Janeiro: Elsevier, 2011.

YUSUF ALI, M., PASERANGI I, MARZUKI, I. **Composite Technology Indonesia**. Tohar media: Makassar, 2020

ZAMZANI, N. M.; MYDIN, M. A. O.; GHANI, A. N. A. **Influence of ‘Cocos Nucifera Linn’ Fiber Volume Fraction on Water Absorption and Porosity of Foamed Concrete**. International Journal of Engineering and Advanced Technology, v. 8, n. 6, p. 3428–3435, 30 ago. 2019.

ZIENKIEWICZ, O. C.; TAYLOR, R. L. - **The Element Method: Its Basis and Fundamentals**, McGraw-Hill Company, London, 2013.