

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA  
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE  
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

THOMAS BRADFIELD FARIA

VALIDAÇÃO NUMÉRICA DO CONJUNTO ESTRUTURAL ASA-FUSELAGEM DE UM  
VANT BIPLANO

Joinville  
2022

THOMAS BRADFIELD FARIA

VALIDAÇÃO NUMÉRICA DO CONJUNTO ESTRUTURAL ASA-FUSELAGEM DE UM  
VANT BIPLANO

Trabalho apresentado como requisito para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial do Centro Tecnológico de Joinville da Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Prof. Dr. Marcos Alves Rabelo

Joinville  
2022

THOMAS BRADFIELD FARIA

VALIDAÇÃO NUMÉRICA DO CONJUNTO ESTRUTURAL ASA-FUSELAGEM DE UM  
VANT BIPLANO

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, na Universidade Federal de Santa Catarina, Centro Tecnológico de Joinville.

Joinville (SC), 15 de Dezembro de 2022.

**Banca Examinadora:**

---

Orientador: Prof. Dr. Marcos Alves Rabelo  
Orientador  
Presidente

---

Prof. Dr. Antônio Otaviano Dourado  
Membro  
Universidade Federal de Santa Catarina

---

Prof. Dr. Rafael Gigena Cuenca  
Membro  
Universidade Federal de Santa Catarina

## **AGRADECIMENTOS**

Agradeço, primeiramente, aos meus pais e minha família por sempre me apoiarem durante toda a minha jornada acadêmica, me proporcionando boas oportunidades e sempre acreditarem em mim. Sou muito grato por todo amor e suporte que vocês me deram, vocês foram essenciais, eu amo vocês.

Aos meus queridos amigos, vocês foram todos essenciais para mim nesse ciclo de vida, sem vocês tudo seria diferente. Obrigado por todo apoio, ajuda, grandes momentos e boas risadas. Gostaria de agradecer em especial à Marcela Bogado, minha grande parceira que esteve comigo em todos os momentos com seu humor e carisma, você foi um presente para a vida. E não menos importante, Bianca Ricarte; Gabriela Andrade; Gabriella Hagedorn; Larissa Coutinho; Lucas Goulart; obrigado por tudo, por todos os nossos momentos, nossas aventuras e descobertas juntos, obrigado por sempre estarem comigo, sem vocês nada seria possível.

Ao meu professor orientador Marcos Alves Rabelo pelas valiosas contribuições dadas durante todo o processo. Por toda sua dedicação e eficiência em me ajudar e estar sempre disposto a compartilhar seu conhecimento comigo.

Agradeço também ao meu namorado Vitor Paganelli que esteve comigo desde do início desta jornada e seu suporte e sua companhia foram essenciais, obrigado.

Por fim, agradeço a todos com quem tive a oportunidade de chamar de amigo, colega ou professor durante essa fase que se termina. Desejo sucesso a todos, vocês sempre estarão comigo. Muito obrigado.

## RESUMO

Este trabalho apresenta a validação estrutural do conjunto asa-fuselagem de um aeromodelo biplano desenvolvido no ano de 2020 pela equipe Nisus Aerodesign para participar da competição Society of Automotive Engineers (SAE) Brasil. Análises estruturais aprofundadas dentro de projetos de engenharia aeroespacial são de extrema importância para otimização financeira e temporal do projeto e nos permite verificar quais os pontos críticos dessas estruturas. Sendo assim, este trabalho busca identificar os principais carregamentos e esforços aos quais o conjunto está submetido durante o voo, além de validar os cálculos estruturais do aeromodelo por meio numérico, e dessa forma legitimando a qualidade do fundamento técnico por parte da equipe quando não havia conhecimento para tal estudo. A metodologia proposta avança, portanto, uma série de cálculos a serem realizados durante o projeto estrutural desses componentes, que também inclui uma análise estrutural estática usando o Método dos Elementos Finitos (MEF), por meio do programa Ansys Workbench, para verificar o comportamento das estruturas sólidas e compósitas quando submetida a cargas de voo. A partir dos resultados obtidos nas análises numéricas é possível concluir que algumas estruturas estavam superestimadas, tais como as nervuras e as estruturas sanduíches, pois apresentavam elevadas margens de segurança, e decisões de projeto baseadas em teoria foram precipitadas sem o devido estudo de caso. Contudo, os cálculos por parte da equipe estavam corretos e apresentam margens de segurança satisfatórias para a eficácia do projeto.

**Palavras-chave:** Asas. Fuselagem. Estrutura. Ansys. Compósitos.

## **ABSTRACT**

This paper presents the structural validation of the wing-fuselage assembly of a model airplane developed in 2020 by Nisus Aerodesign team to compete in the competition Society of Automotive Engineers (SAE) Brazil. In-depth structural analysis within aerospace engineering projects are extremely important for financial and time optimization of the project and allows us to verify which are the critical points of these structures. Thus, this work seeks to identify the main loads and efforts to which the assembly is subjected during flight, and validate the structural calculations of the model airplane by numerical means, thus validating the quality of technical knowledge by the team when there was no knowledge for such a study. The proposed methodology proposes, therefore, a series of calculations to be performed during the structural design of these components, which also includes a static structural analysis using the Finite Element Method (FEM), by means of Ansys Workbench, to verify the behavior of the structure when subjected to flight loads. From the results obtained from the numerical analyses, it is possible to conclude that some structures were overestimated, such as the ribs and composites structures, and theory-based design decisions were hasty without the proper studies. However, the calculations by the team were correct and present satisfactory safety margins for the effectiveness of the project.

**Keywords:** Wings. Fuselage. Structure. Ansys. Composites.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Fluxo de projeto . . . . .	15
Figura 2 – Estrutura da asa de um avião . . . . .	16
Figura 3 – Superfícies de controle de uma aeronave . . . . .	16
Figura 4 – Forças agindo sobre a aeronave em voo . . . . .	18
Figura 5 – Exemplo de formatos de asas . . . . .	19
Figura 6 – Elementos estruturais de uma asa de vant . . . . .	19
Figura 7 – Avião biplano . . . . .	20
Figura 8 – Fuselagem treliçada . . . . .	21
Figura 9 – Fuselagem Semi-monocoque e Monocoque . . . . .	21
Figura 10 – Principais categorias de cargas atuantes em uma aeronave completa	22
Figura 11 – Principais categorias de carregamentos em aeronaves . . . . .	23
Figura 12 – Diagrama v-n de Manobra . . . . .	24
Figura 13 – Distribuição de carregamento na asa . . . . .	25
Figura 14 – Materiais Aplicados na Construção do F-14 . . . . .	27
Figura 15 – Representação esquemática do processo de discretização espacial de um domínio por elementos finitos . . . . .	28
Figura 16 – Fluxograma representativo da metodologia . . . . .	30
Figura 17 – Diagrama V-n para biplano . . . . .	31
Figura 18 – Diagrama de sustentação nas asas do para biplano . . . . .	33
Figura 19 – Seção transversal da longarina . . . . .	34
Figura 20 – Vista isométrica asa superior . . . . .	35
Figura 21 – Vista isométrica asa inferior . . . . .	36
Figura 22 – Nervuras . . . . .	37
Figura 23 – Fuselagem . . . . .	39
Figura 24 – Ilustração do problema . . . . .	44
Figura 25 – Simulação pré-deformação . . . . .	45
Figura 26 – Simulação de deformação máxima . . . . .	46
Figura 27 – Montagem SolidWorks . . . . .	47
Figura 28 – Nervuras Centrais Inferiores, Longarinas, Suportes, Assoalho e Parede Corta-Fogo no ACP . . . . .	48
Figura 29 – Visualização da malha nas asas . . . . .	49
Figura 30 – Zoom da malha gerada nas asas, longarinas e aerofólios . . . . .	50
Figura 31 – Malha nas estruturas sanduíches . . . . .	50
Figura 32 – Malha da fuselagem . . . . .	51
Figura 33 – Carregamentos aplicados nas asas . . . . .	53

Figura 34 – Carregamentos aplicados à fuselagem . . . . .	53
Figura 35 – Cargas pontuais e distribuídas aplicadas à fuselagem . . . . .	54
Figura 36 – Deslocamentos nas asas . . . . .	55
Figura 37 – Zoom - Deslocamentos na asa superior . . . . .	55
Figura 38 – Zoom - Deslocamentos na asa inferior . . . . .	56
Figura 39 – Deslocamentos das longarinas . . . . .	56
Figura 40 – Tensões máximas . . . . .	57
Figura 41 – Ponto de singularidade na tensão máxima . . . . .	58
Figura 42 – Vista superior de tensões mínimas . . . . .	58
Figura 43 – Ponto de singularidade de deformação máxima . . . . .	59
Figura 44 – Pontos de deformação no aerofólio . . . . .	59
Figura 45 – Ponto de deformação na estrutura . . . . .	60
Figura 46 – Tensão Máxima de Cisalhamento . . . . .	61
Figura 47 – Zoom da região de tensão máxima de cisalhamento . . . . .	61
Figura 48 – Pontos de tensão máxima de cisalhamento . . . . .	62
Figura 49 – Critério de falha tensão máxima . . . . .	63
Figura 50 – Critério de falha deformação máxima . . . . .	63
Figura 51 – Critério de falha Tsai-Wu . . . . .	64
Figura 52 – Critério de falha Tsai-Hill . . . . .	64
Figura 53 – Critério de falha por empenamento de face na estrutura sanduíche . . . . .	65
Figura 54 – Critério de falha no núcleo para estrutura sanduíche . . . . .	66
Figura 55 – Critério de falha por flambagem para estrutura sanduíche . . . . .	66
Figura 56 – Deformações na fuselagem . . . . .	67
Figura 57 – Deformações nas estruturas sanduíches . . . . .	68
Figura 58 – Tensão máxima na fuselagem . . . . .	69
Figura 59 – Zoom - Tensão máxima na fuselagem . . . . .	70
Figura 60 – Deformações na fuselagem em fibra de vidro . . . . .	71

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Fatores de carga. . . . .	32
Tabela 2 – Esforços presentes nas asas . . . . .	33
Tabela 3 – Espessura da face laminada das longarinas. . . . .	34
Tabela 4 – Três melhores combinações de ângulos (ordem das faces de baixo para cima). . . . .	34
Tabela 5 – Carregamentos aplicados na fuselagem. . . . .	37
Tabela 6 – Peso dos componentes aplicados na fuselagem. . . . .	38
Tabela 7 – Propriedades da Madeira Balsa. . . . .	39
Tabela 8 – Propriedades da Fibra de Carbono 230. . . . .	40
Tabela 9 – Propriedades do Divinycell H60. . . . .	40
Tabela 10 – Propriedades da Fibra de Carbono Epoxy Woven Molhado. . . . .	40
Tabela 11 – Dados das malhas geradas nos componentes. . . . .	52
Tabela 12 – Margens de segurança. . . . .	65
Tabela 13 – Margens de segurança para estrutura sanduíche. . . . .	67

## LISTA DE SÍMBOLOS

$V_{estol}$	Velocidade de estol
$V^*$	Velocidade de manobra
$V_D$	Velocidade de mergulho
$\rho$	Densidade do ar
$V$	Velocidade de voo
$S$	Área da asa
$C_{Lmx}$	Coeficiente de Sustentação Máximo da Asa
$W$	Peso da aeronave
$V_c$	Velocidade de cruzeiro da aeronave
$M$	Massa total da aeronave
$g$	Aceleração da gravidade
$a$	Inclinação da curva de sustentação
$F$	Fator de redução de rajada
$U$	Velocidade de rajada
$\sigma$	Tensão de flexão
$M_{fletor}$	Momento fletor
$M_{torçor}$	Momento torçor
$I$	Momento de inércia
$\tau$	Tensão de cisalhamento
$V_{mx}$	Esforço cortante máximo
$A$	Área da seção
$t$	Espessura
$\varepsilon$	Deformação por tração ou compressão

$\gamma$	Deformação por cisalhamento
$P$	Carga distribuída
$L$	Comprimento
$EI_{yy}$	Rigidez de flexão
$\delta_{mx}$	Deflexão máxima
$T$	Torque
$MS$	Margem de segurança

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>12</b>
1.1	Objetivo	13
<b>1.1.1</b>	<b>Objetivo Geral</b>	<b>13</b>
<b>1.1.2</b>	<b>Objetivos Específicos</b>	<b>13</b>
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b>	<b>14</b>
2.1	Projeto estrutural	14
2.2	Componentes Estruturais	15
<b>2.2.1</b>	<b>Longarinas</b>	<b>16</b>
<b>2.2.2</b>	<b>Superfícies de Controle</b>	<b>16</b>
2.3	Asa	17
<b>2.3.1</b>	<b>Asa Biplano</b>	<b>19</b>
2.4	Fuselagem	20
2.5	Cargas Atuantes	21
<b>2.5.1</b>	<b>Diagrama V-n / Envelope de voo</b>	<b>23</b>
<b>2.5.2</b>	<b>Cargas na asa</b>	<b>25</b>
<b>2.5.3</b>	<b>Cargas na fuselagem</b>	<b>25</b>
2.6	Materiais	26
2.7	Método dos Elementos Finitos (MEF)	27
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA</b>	<b>29</b>
<b>4</b>	<b>DESENVOLVIMENTO DA ANÁLISE</b>	<b>31</b>
4.1	Diagrama V-n	31
4.2	Carregamento nas asas	32
4.3	Dimensionamento das Asas e Componentes	33
4.4	Carregamento na Fuselagem	37
4.5	Dimensionamento da Fuselagem	38
4.6	Materiais Utilizados	39
4.7	Critérios de Falha	41
<b>4.7.1</b>	<b>Critério de Tsai-Wu</b>	<b>41</b>
<b>4.7.2</b>	<b>Critério de Tsai-Hill</b>	<b>42</b>
<b>4.7.3</b>	<b>Critério de Tensão Máxima</b>	<b>42</b>
<b>4.7.4</b>	<b>Critério de Deformação Máxima</b>	<b>43</b>
<b>4.7.5</b>	<b>Critério de Falha para Estrutura Sanduíche</b>	<b>44</b>
4.8	Validação da Modelagem em Elementos Finitos	44
4.9	Pré-Processamento no ACP	46

<b>4.9.1</b>	<b>Malha</b> . . . . .	<b>48</b>
<b>4.9.2</b>	<b>Condições de Contorno</b> . . . . .	<b>52</b>
4.10	Análise de Resultados e Discussões . . . . .	54
<b>4.10.1</b>	<b>Asas</b> . . . . .	<b>54</b>
<b>4.10.2</b>	<b>Fuselagem</b> . . . . .	<b>67</b>
<b>4.10.3</b>	<b>Análise Comparativa de Deslocamento Variando o Material da Fuselagem</b> . . . . .	<b>70</b>
<b>5</b>	<b>CONCLUSÕES</b> . . . . .	<b>72</b>
	<b>REFERÊNCIAS</b> . . . . .	<b>73</b>

## 1 INTRODUÇÃO

O ano era 1906, quando um homem de nacionalidade brasileira, chamado Alberto Santos Dumont, apresentou ao mundo sua invenção, uma máquina que revolucionaria o mundo, algo jamais visto que até então parecia impossível, uma invenção que daria ao homem seu maior desejo, voar, reunindo na principal praça de Paris dezenas de pessoas. Essa invenção é conhecida hoje como o avião.

Desde o primeiro voo de Santos Dumont, de 15 segundos, até voos supersônicos que conseguem quebrar a barreira do som e completar rotas entre continentes em questões de horas, o avião vem se modernizando com o desenvolvimento da tecnologia. Desde aviões de madeira, até jatos supersônicos, com centenas de toneladas, tem sido necessário milhares de horas para a construção de um projeto sólido e confiável.

Durante o voo, qualquer manobra que cause aceleração ou desaceleração aumenta as forças e tensões nas asas e na fuselagem (RAYMER, 2018), devido a isso, o projeto estrutural de uma aeronave é de extrema importância na fase de concepção para garantir o adequado funcionamento da missão com máxima eficiência estrutural.

Pensando nisso, este trabalho apresenta uma análise estrutural asa-fuselagem de uma aeronave biplana desenvolvida pela Equipe Nisus Aerodesign, do Centro Tecnológico de Joinville (CTJ), da Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC), para participar da competição da Society of Automotive Engineers (SAE), a SAE Brasil Aerodesign 2020.

A Competição SAE BRASIL AeroDesign existe desde 1986 nos Estados Unidos (EUA) e desde 1999 no Brasil, é um desafio lançado aos estudantes de Engenharia que tem como principal objetivo propiciar a difusão e o intercâmbio de técnicas e conhecimentos de Engenharia Aeronáutica, por aplicações práticas e da competição entre equipes (SAE, 2022).

A equipe NISUS Aerodesign foi criada em 2010, no CTJ-UFSC, sob orientação do Dra. Profa. Viviane Lilian Soethe e tem, atualmente, o Dr. Prof. Filipe Dutra da Silva como coordenador. A equipe é composta por setores como o de Cargas, Computer aided design (CAD), Estruturas, Estabilidade, Aerodinâmica, Administração, entre outros, cujo objetivo é projetar e construir uma aeronave rádio controlada de pequeno porte, para participar anualmente da competição SAE Brasil AeroDesign (NISUS, 2022).

A aeronave analisada neste trabalho compete na categoria regular da competição SAE BRASIL, que tem por objetivo o projeto e construção de uma aeronave cargueira rádio-controlada, estruturalmente otimizada em relação aos projetos anteriores, que consiga carregar o máximo de carga paga possível sem ultrapassar

o peso máximo de 20 kg na decolagem (SAE, 2020). Como referência para este trabalho foi utilizado o estudo de análise similar feito por Oliveira (2020). Este trabalho, também, se justifica, para seja utilizado como referência em análises numéricas mais aprofundadas para futuros projetos da Nisus na SAE BRASIL.

Neste trabalho, além da validação do comportamento estrutural da asa e da fuselagem, também são analisados e identificados os carregamentos e tensões atuantes, adotando uma metodologia analítica de cálculo, validada por meio do método numérico conhecido como método de elementos finitos, por meio do programa Ansys Workbench. A análise numérica permite a resolução de problemas de maneira mais rápida e a otimização dos custos, sendo amplamente utilizada na área da engenharia. Também, por esse método, será analisado e discutido sobre a modelagem e comportamento das estruturas feitas de compósitos presente neste projeto.

## 1.1 OBJETIVO

### 1.1.1 Objetivo Geral

Analisar estaticamente os componentes estruturais do conjunto asa-fuselagem da aeronave biplana projetada pela equipe Nisus Aerodesign no ano de 2020.

### 1.1.2 Objetivos Específicos

- Investigar os carregamentos impostos aos componentes em estudo;
- Identificar os cálculos analíticos adotados no projeto da asa e da fuselagem;
- Validar os cálculos do dimensionamento analítico utilizando o método dos elementos finitos;
- Analisar estruturas laminadas em compósitos pelo método dos elementos finitos;
- Apontar os pontos críticos e margens de segurança das estruturas analisadas.

## 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Este capítulo apresenta as etapas do projeto estrutural de uma aeronave, definição dos componentes aeronáuticos, assim como as forças atuantes durante as fases de voo e materiais, para fundamentar a análise deste trabalho.

### 2.1 PROJETO ESTRUTURAL

Para alcançar o sucesso em um projeto, é necessário conhecer e entender os requisitos da missão à qual está sujeito (GUDMUNDSSON, 2014), por isso, a etapa inicial de coleta e análise dos requisitos é importante para garantir a elaboração de um projeto adequado. Segundo Gudmundsson (2014, p. 10), as etapas fundamentais para um projeto aeronáutico são:

"Fase 1 - Requerimentos: Essa fase lista todas as expectativas que o projeto deve ter, especifica as capacidades da aeronave como o quão rápido, longe e alto ela alcança, quantos ocupantes, qual a carga e entre outros.

Fase 2 - Projeto Conceitual: Nessa fase são introduzidos os primeiros conceitos de engenharia para fornecer uma avaliação confiável de prováveis desempenho, aparência possível, compreensão básica do escopo do esforço de desenvolvimento, incluindo capacidade de mercado, requisitos de mão de obra e custos esperados. A conclusão desta fase é um modelo inicial e um avaliação do projeto conceitual.

Fase 3 - Projeto Preliminar: O projeto preliminar, em última análise, responde se a ideia é viável. Ele não apenas expõe problemas potenciais, bem como possíveis soluções para esses problemas, mas produz um modelo polido que permitirá um protótipo ser construído. Idealmente, a conclusão desta fase é um pacote de desenho e uma avaliação preliminar do projeto. Se esta avaliação é negativo, isso geralmente significa uma grande mudança, se não cancelamento do programa. Se positivo, a decisão de vá em frente com a fabricação de um protótipo (*Proof-of-concept - POC*).

Fase 4 - Projeto Detalhado: O processo de projeto detalhado envolve principalmente a conversão do modelo do projeto preliminar em algo que pode ser construído e finalmente voado, onde entra o projeto estrutural detalhado que é o tema do trabalho em questão. A conclusão desta fase é o molde externo final e estrutura interna para o protótipo. Isso é geralmente o início do planejamento da construção.

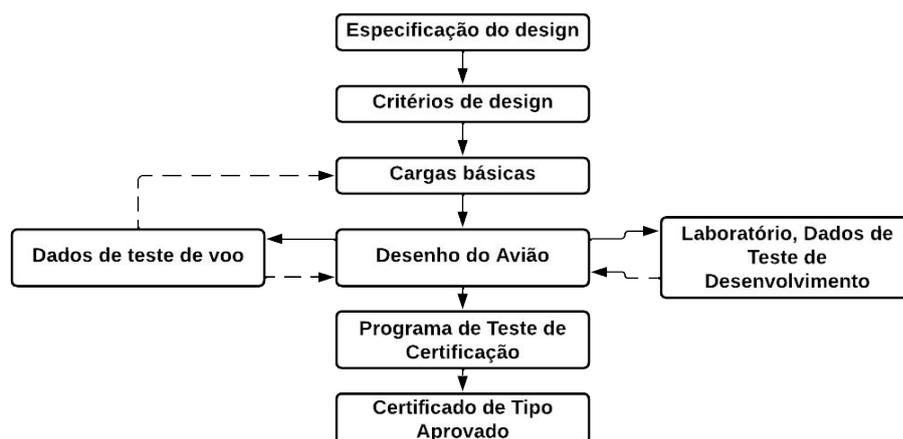
Fase 5 - Construção e testes de aeronaves: A construção da aeronave POC ou protótipo, começa durante a fase de projeto de detalhes. O ponto culminante desta fase é o voo inaugural do protótipo."

Dentro do escopo deste trabalho, Niu (2006) cita que todo projeto estrutural envolve as fases:

- 1) Especificação de função e critérios de projeto;
- 2) Determinação de carregamentos externos básicos aplicados;
- 3) Cálculo de cargas nas estruturas internas;
- 4) Determinação dos componentes envolvidos e margens de segurança;
- 5) Teste experimental ou testes de comprovação (NIU, 1995, p. 9).

O projeto aeronáutico é um processo em constante evolução e cresceu, exponencialmente, nas últimas décadas, devido ao aumento de demanda de requerimentos, para processos economicamente competitivos e seguros. Os fatores analisados pelos projetistas para, como objetivo principal, obter maiores margens de segurança e atingir vida útil razoável, são: a última carga estática exigida; a vida em fadiga da estrutura (iniciação de trincas); a força residual estática da estrutura danificada (força máxima que a estrutura danificada pode aguentar); vida em fadiga da estrutura já danificada; estresse termal e projeto de aviões supersônicos. A Figura 1 reproduz o fluxo dos processos do projeto (NIU, 1995).

Figura 1 – Fluxo de projeto



Fonte: Niu (2016, p.10).

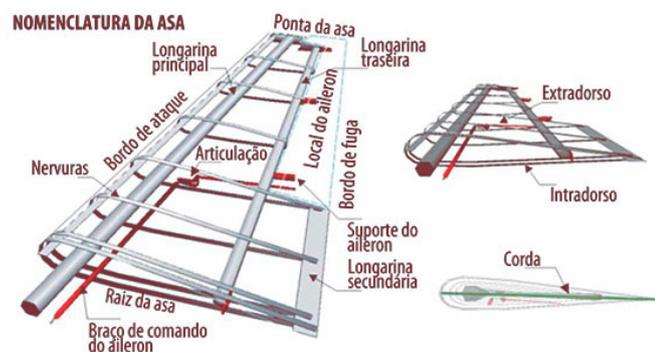
## 2.2 COMPONENTES ESTRUTURAIS

Nesta sessão será apresentado com mais detalhes os componentes estruturais mais importantes presentes em um vant que serão analisados nos capítulos seguintes.

### 2.2.1 Longarinas

As principais partes estruturais de uma asa são as longarinas (Figura 2). As longarinas são longas colunas de seção transversal usados para fortalecer a estrutura, e assim, evitar a flambagem sob carga (RODRIGUES, 2014). Usualmente são feitas com materiais que tem elevada resistência a esforços de cisalhamento, flexão e torção provenientes das cargas sofridas durante o voo, e a maioria é fabricada com ricas ligas metálicas. Correm paralelamente ao eixo lateral ou em direção às pontas da asa, são geralmente presas à fuselagem e carregam a maior porção de momento da fuselagem (RODRIGUES, 2014).

Figura 2 – Estrutura da asa de um avião

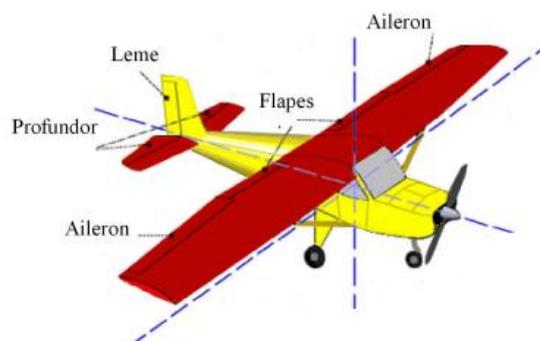


Fonte: (HOMA, George. 2010).

### 2.2.2 Superfícies de Controle

Segundo Rodrigues (2014), um avião possui três superfícies de controle fundamentais: o aileron responsáveis pelo movimento de rolamento; o profundor responsável pelo movimento de arfagem e o leme de direção responsável pelo movimento de guinada.

Figura 3 – Superfícies de controle de uma aeronave



Fonte: Rodrigues (2014, p.19).

Os ailerons são estruturas móveis localizadas no bordo de fuga e nas extremidades das asas, aumentando ou diminuindo a curvatura da asa, o que permite que o piloto gere mais sustentação em uma das asas e o desequilíbrio de forças em cada asa permite avião execute a manobra de rolagem (RODRIGUES, 2014). Já os Spoilers, quando abertos, forçam o adiantamento do deslocamento da camada limite, permitindo que o avião perca sustentação em uma das asas e dessa forma realize a manobra de rolagem.

Segundo Raymer (2018), flaps servem para mudar a configuração da asa, aumentando a curvatura da asa quando ativado, fazendo o coeficiente de sustentação aumentar, gerando maior sustentação, permitindo que o avião decole em velocidades baixas. Quando o avião estiver em voo de cruzeiro, o piloto poderá recolher os flaps, gerando uma diminuição do coeficiente de sustentação e tal ação não afeta a sustentação, já que o avião voa altas velocidades. Dependendo da aeronave, os flaps podem ser usados para realizar manobras (RAYMER, 2018).

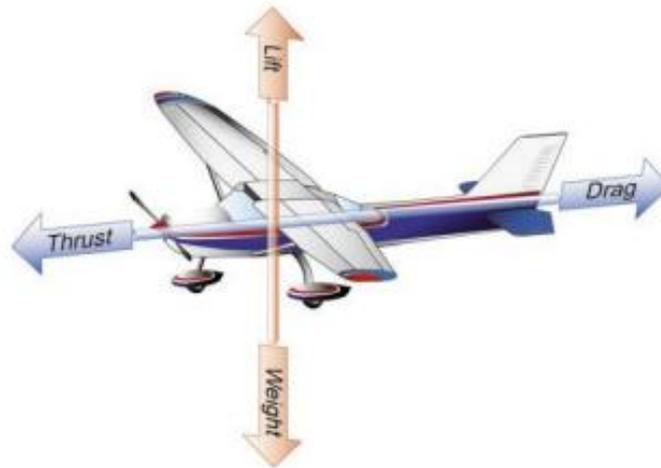
De acordo com Rodrigues (2014), o profundor, localizado na empena horizontal, é a superfície de controle que permite o avião navegar na vertical (levantar e abaixar o nariz da aeronave), quando um comando é aplicado para levantar o nariz, o bordo de fuga do profundor se deflete para cima e devido ao aumento da força de sustentação para baixo cria-se um momento ao redor do centro de gravidade da aeronave no sentido de levantar o nariz, o oposto também é verdade. Já o leme, localizado na empena vertical, tem como finalidade permitir o movimento de guinada ao redor do eixo vertical, ou seja, ir para esquerda ou direita, através da sua deflexão (RODRIGUES, 2014).

### 2.3 ASA

A asa é a estrutura mais importante do avião. As asas são aerofólios, estrutura responsável por dar o formato aerodinâmico para a asa, que ligados entre si e conectados a fuselagem, são as principais superfícies de sustentação do avião (FAA, 2016). Além de prover sustentação para a aeronave, a asa deve acomodar o sistema de superfícies de controle necessários para acionar o aileron e o sistema alta sustentação (GUDMUNDSSON, 2014), em muitos casos deve também suportar o tanque de combustível.

A estrutura da asa é projetada para resistir às forças de cisalhamento e momentos que resultam de sustentação e arrasto, representadas na Figura 4 como Lift (Sustentação), Weight (peso), Drag (arrasto) e Thrust (impulso). As asas quase sempre reagem às três forças de cisalhamento (elevação, arrasto e uma força interna se o asa tem diedro), e três momentos ortogonais mutuamente: momento fletor; momento de arrasto e momento de torção (GUDMUNDSSON, 2014).

Figura 4 – Forças agindo sobre a aeronave em voo



Fonte: FAA (2016, p. 3).

Segundo Rodrigues (2014), as asas podem ser classificadas quanto a sua posição na fuselagem em alta, média ou baixa. O número de asas também pode variar, aviões com um único par de asas são classificados como monoplanos, quando possuírem dois pares de asas são classificados como biplanos. Cada avião é projetado com um propósito, seja qual for a sua missão, na Figura 5 é possível observar a diversidade de formas e posições das asas de um avião, que variam conforme os requisitos do projeto. De acordo com Rodrigues (2014), os formatos mais comuns são:

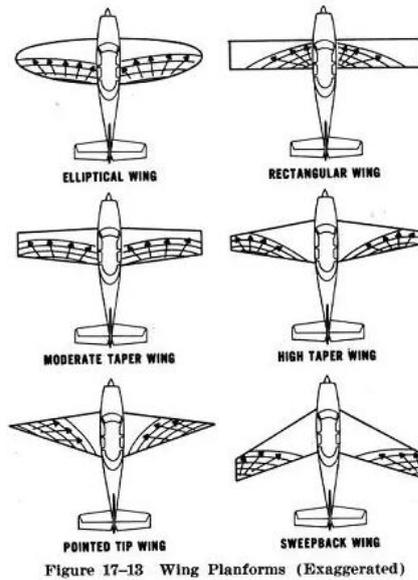
- *Asa retangular*: é uma asa que apresenta menor eficiência aerodinâmica, ou seja, a relação entre a força de sustentação e a força de arrasto ( $L/D$ ) é menor quando comparada a uma asa trapezoidal ou elíptica. A vantagem da asa retangular é a sua maior facilidade de construção e um menor custo de fabricação quando comparada as outras;

- *Asa trapezoidal*: é uma asa de ótima eficiência aerodinâmica, pois com a redução gradativa da corda entre a raiz e a ponta da asa consegue-se uma significativa redução do arrasto induzido;

- *Asa elíptica*: representa a asa ideal, pois é a que proporciona a máxima eficiência aerodinâmica.

No caso do aerodesign, a estrutura de uma asa mais comum é composta pela longarina, a principal estrutura da asa, responsável pelo suporte das principais forças; as nervuras, que dão a forma aerodinâmica à asa e transmitem os esforços do revestimento para a longarina; o aileron e os flaps que são as superfícies de controle responsáveis pelas navegações do modelo (RODRIGUES, 2014). As estruturas apresentadas podem ser observadas na Figura 6.

Figura 5 – Exemplo de formatos de asas



Fonte: FAA (2016, p. 21).

Figura 6 – Elementos estruturais de uma asa de vant



Fonte: RODRIGUES (2014, p. 15).

### 2.3.1 Asa Biplano

Aviões podem ser categorizados pelo número de asas, o monoplano é com certeza o modelo mais comum, contudo aviões biplanos ainda estão em uso, Figura 7. A principal vantagem dos biplanos é a abundância de área de asa com uma menor envergadura, permitindo que o avião faça manobras facilmente com uma velocidade baixa de estol sem flaps (GUDMUNDSSON, 2014). Segundo Raymer (2018), os biplanos dominaram a aviação durante as primeiras décadas devido aos aerofólios mais finos produzidos na época e que requeriam uma estrutura mais resistente aos

esforços gerados, sendo assim, a configuração com duas asas produzia uma eficiência estrutural maior do que os monoplanos da época.

Atualmente, com o avanço da tecnologia, o uso dos aviões biplanos diminuiu consideravelmente. No entanto, a vantagem do seu uso ainda se dá quando o uso de uma estrutura leve for mais importante que a eficiência aerodinâmica ou quando o voo em velocidade baixa sem a necessidade de uma envergadura muito alta for requisito de projeto, já que os aviões biplanos produzem exatamente a metade do arrasto induzido de um avião monoplano (RAYMER, 2018).

Figura 7 – Avião biplano



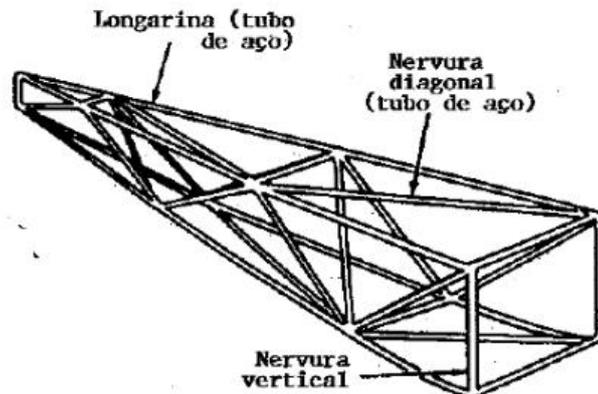
Fonte: FAA (2016, p.5).

## 2.4 FUSELAGEM

A finalidade da fuselagem é multifacetada. A fuselagem é se trata do corpo da aeronave, ela deve ser cuidadosamente projetada para não existir perda de rigidez na estrutura e acabe levando a falha. Além de fornecer volume para os ocupantes, transportar carga ou gerar uma proteção aerodinamicamente eficiente contra os elementos, tem também papel suporte de fixação das asas e empenas, assim como suportar todas as cargas de voo (GUDMUNDSSON, 2014). Segundo (RODRIGUES, 2014), existem três categorias de fuselagens: treliça; monocoque e semi-monocoque, apresentadas nas Figuras 8 e 9.

A fuselagem tipo treliça, apresentada na Figura 8, é geralmente construída de tubos (longarinas), soldados de tal forma, que todos os membros da treliça possam suportar tanto cargas de tração como de compressão e acabam dando o formato retangular para a aeronave. No caso do aerodesign a fixação é feita por resina e não pode ser considerada to tipo solda. Em alguns caso, a FAA (2016) cita que estruturas como *Stringers* e *Bulkheads* são necessários para tornar a fuselagem aerodinâmica e para suportar o revestimento. Os vants discutidos nesse trabalho são do tipo treliça.

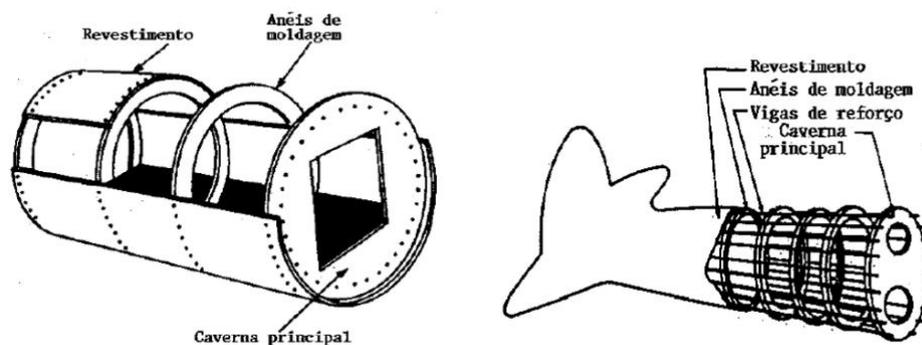
Figura 8 – Fuselagem treliçada



Fonte: Rodrigues (2014).

A fuselagem tipo monocoque, mostrada na Figura 9, possui cavernas e anéis de moldagem, responsáveis por dar o formato típico da fuselagem e um revestimento bastante rígido, cujo o papel é suportar as tensões. Devido ao revestimento suportar os estresses de torção e flexão, elimina-se o uso das longarinas para reduzir o peso e otimizar o espaço (FAA, 2016). Já o semi-monocoque, em adição ao monocoque, apresenta longarinas geralmente feitas de ligas de alumínio e magnésio, sendo estas responsáveis pelo suporte das cargas primárias (RODRIGUES, 2014).

Figura 9 – Fuselagem Semi-monocoque e Monocoque



Fonte: Rodrigues (2014).

## 2.5 CARGAS ATUANTES

A estimativa de peso de uma aeronave é de extrema importância para o funcionamento adequado com segurança e deve ser cuidadosamente estudada para ter uma visão da maneira como a estrutura reage e transmite cargas (RODRIGUES, 2014). Segundo (MEGSON, 2007), o excesso de peso em um avião requer uma estrutura mais forte para suportar as cargas e, conseqüentemente, diminuindo a quantidade de

carga que o avião consegue carregar, afetando diretamente a viabilidade econômica do projeto. Dessa forma, os regulamentos aeronáuticos estabelecem critérios mínimos de peso para um nível de segurança adequada e a categorização de cargas.

"Estas são a carga limite, a carga máxima que a aeronave espera experimentar em operação normal; a carga de prova, o produto da carga limite e o fator de prova (1,0-1,25), e a carga última, o produto da carga limite e o fator último (geralmente 1,5). A estrutura da aeronave deve suportar a carga de prova sem distorção prejudicial e não deve falhar até que a carga última seja alcançada."(MEGSON, 2007, p. 399).

Uma aeronave em operação de voo nivelado e velocidade constante está sujeita a quatro forças principais: força peso, gerada pela força da gravidade que aponta para baixo; força de arrasto, gerada pelo escoamento do ar pela fuselagem, e principalmente pelas asas, oposta e paralela a esse escoamento; força de tração, criada pelo empuxo do motor e a força de sustentação, gerada pela diferença de pressão existente nas asas (RODRIGUES, 2014). A Figura 10 mostra as cargas aplicadas em uma aeronave em operação.

Figura 10 – Principais categorias de cargas atuantes em uma aeronave completa

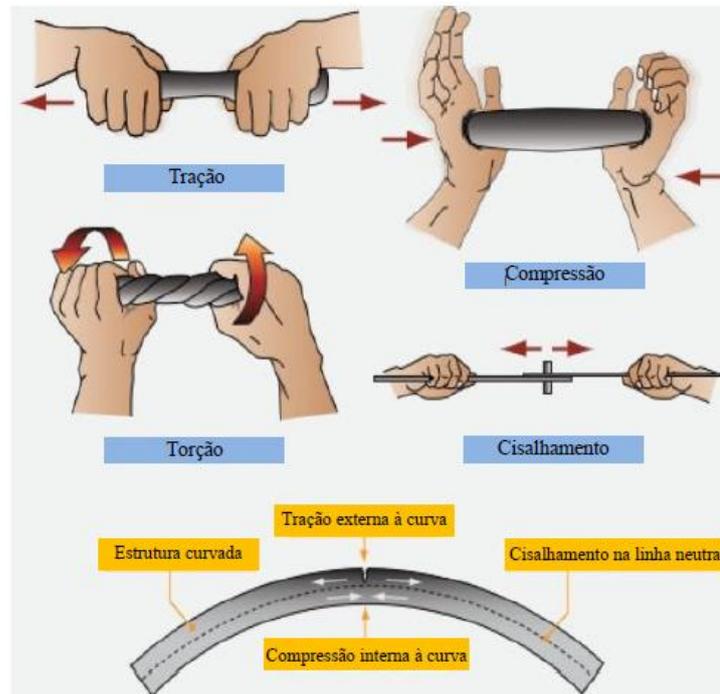


Fonte: Rodrigues (2014, p.93).

Segundo Rodrigues (2014), existem dois tipos e cargas para qual a aeronave é projetada: cargas de solo e cargas de voo. As cargas de solo são simplesmente as cargas aplicadas a aeronave quando toca o solo e incluem carga de taxiamento, decolagem e pouso. Já as cargas de voo são aquelas que estão presentes durante a operação em manobras de voo e rajadas de vento. Megson (2007) diz que as maiores cargas sofridas pela estrutura da aeronave geralmente são em virtude das cargas de voo, proveniente da aceleração e desaceleração em manobras de voo.

Rodrigues (2014) ainda cita que às duas classes de cargas podem ser divididas em cargas de superfície e forças de corpo, que respectivamente, são cargas a atuar sobre a superfície da aeronave e forças a atuar sobre o volume da estrutura, geradas pela gravidade e efeitos de inércia. Os principais esforços de carregamentos sofridos pela estrutura e representador pela Figura 11 são: tração, compressão, cisalhamento e torção (OLIVEIRA, 2020).

Figura 11 – Principais categorias de carregamentos em aeronaves



Fonte: Oliveira (2020, p.17) apud USDT(2018, p.8).

A força de tração é a tensão sofrida pelo material perpendicular ao plano da área em sentidos opostos apontando para fora o material; a força de compressão, também perpendicular a área, aponta para dentro do material fazendo o que ele seja comprimido; a força de cisalhamento é a tensão atuante no plano da área resultante no deslizamento entre camadas do material; e a força de torção é ocasionada por um torque aplicado nas extremidades da peça, em torno do eixo longitudinal, em sentido oposto e criando a torção sobre o próprio eixo (HIBBELER, 2009).

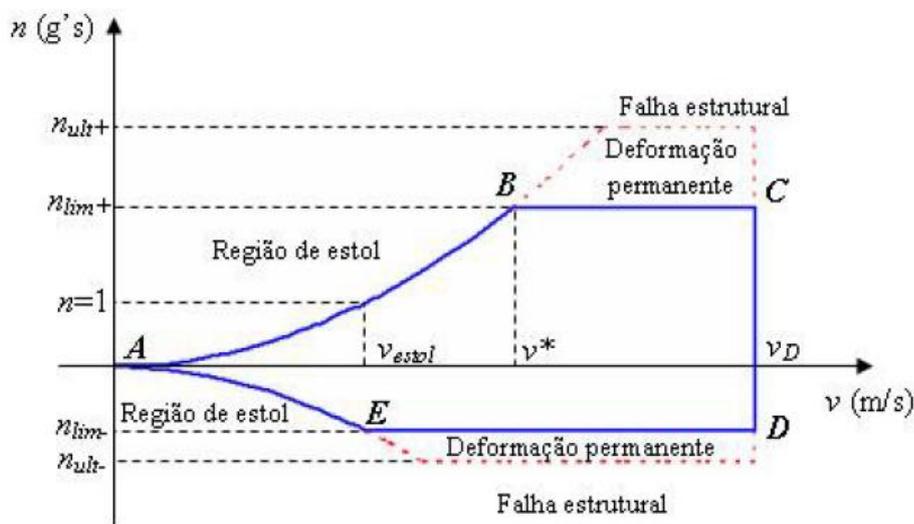
### 2.5.1 Diagrama V-n / Envelope de voo

Uma aeronave está sujeita a cargas maiores durante a sua operação, devido a isso é importante entender o limite dessas cargas para um voo seguro. Segundo Niu (2006), as limitações de resistência a cargas em voo de uma aeronave são representadas pelo diagrama V-n em função da velocidade e fator de carga ( $n$ ). O diagrama é construído baseado em quatro fatores: peso total; configuração da aeronave;

simetria das cargas e altitude, onde a mudança de qualquer fator implica diretamente nos limites de resistência em operação do avião (NIU, 1995).

"O fator de carga da aeronave ( $n$ ) expressa a manobra de uma aeronave como um múltiplo da aceleração padrão devido à gravidade"(RAYMER, 2018, p. 494). "Um fator de carga  $n = 2$  significa que para uma determinada condição de voo a estrutura da aeronave estará sujeita a uma força de sustentação dada pelo dobro do peso"(RODRIGUES, 2014, p. 494). A Figura 12 apresenta as regiões limites de operação da aeronave com a variação do fator de carga e velocidade de voo.

Figura 12 – Diagrama v-n de Manobra



Fonte: Rodrigues (2014, p. 115).

No diagrama da Figura 12,  $V_{estol}$  é a velocidade de estol,  $V^*$  é a velocidade de manobra e  $V_D$  é a velocidade de mergulho. Também são representados, no eixo vertical, os fatores de carga limite ( $n_{lim}$ ) e último ( $n_{ult}$ ), positivos e negativos. A curva AB representa o limite aerodinâmico do fator de carga determinado pelo coeficiente de sustentação ( $C_{Lmax}$ ) que pode ser obtido pela equação 1.

$$n_{max} = \frac{\rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{Lmax}}{2 \cdot W} \quad (1)$$

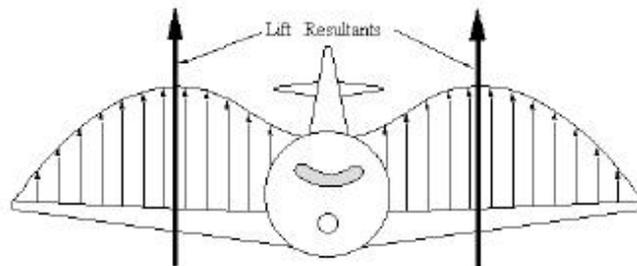
Onde na equação 1, os parâmetros representam o peso ( $W$ ), área da asa ( $S$ ), densidade do ar ( $\rho$ ), o máximo coeficiente de sustentação ( $C_{Lmax}$ ), velocidade. Uma vez conhecendo esses valores é possível encontrar o fator de carga máximo permissível para cada velocidade de voo, onde acima do qual a aeronave estará em uma condição de estol (RODRIGUES, 2014).

### 2.5.2 Cargas na asa

De acordo com NIU (1995), os principais carregamentos aplicados na asa são: cisalhamento, momentos fletores e torções, resultantes de pressões de ar e cargas de inércia. Em adição, Rodrigues (2014) aponta que as principais cargas a serem determinadas na asa são o carregamento estático e dinâmico, tração no intradorso, compressão no extradorso, flexão e torção na estrutura, e uma vez determinados é aplicada uma metodologia para definir a distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa. A Figura 13 apresenta o modelo esquemático da distribuição de carregamento na asa de uma aeronave durante o voo.

Principais cargas estáticas a serem consideradas na asa são a sustentação e o peso da estrutura. Os efeitos de carregamentos dinâmicos são obtidos considerando, principalmente, a variação do ângulo de ataque da asa em manobras, a atuação de superfícies de controle e dos hiper-sustentadores. Na aeronave analisada esses efeitos são pequenos e serão desconsiderados nesta análise estrutural. (OLIVEIRA, 2020, p. 21).

Figura 13 – Distribuição de carregamento na asa



Fonte: Rodrigues (2014, p. 94).

### 2.5.3 Cargas na fuselagem

Segundo Rodrigues (2014), as cargas estudadas para o desenvolvimento de um vant para o aerodesign levam considerações particulares e as principais cargas sofridas pela fuselagem de uma aeronave são:

- a) cargas na empenagem devido a trimagem, manobras, turbulência e rajadas;
- b) cargas de pressão na superfície da aeronave;
- c) cargas provenientes do trem de pouso devido ao impacto de pouso, taxiamento e manobras no solo;
- d) cargas provenientes do sistema propulsivo da aeronave (RODRIGUES, 2014, p. 103).

O estudo de cargas na fuselagem é um ponto de estudo crítico para a competição de aeromodelismo, já que cada equipe projeta a sua estrutura de uma forma.

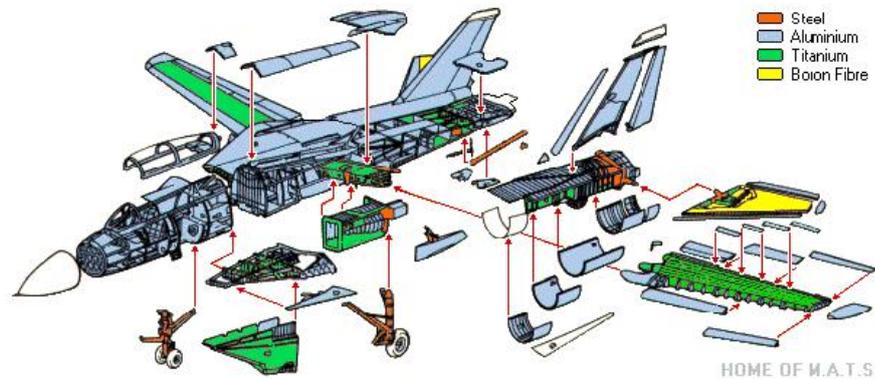
De acordo com Rodrigues (2014), inicialmente para o cálculo das cargas, a fuselagem é dividida em duas partes, a frontal que inclui a frente do avião até o compartimento de cargas e a posterior que contém o *boom* e a fixação das empenagens. Geralmente as cargas atuantes na fuselagem para o aerodesign são determinadas pelo próprio peso dos componentes estruturais ligados a fuselagem e pelas cargas transmitidas pelo motor e pelo trem de pouso. Rodrigues (2014) ainda cita que a fuselagem pode apresentar cargas combinadas de tração, compressão, cisalhamento, flexão e torção.

## 2.6 MATERIAIS

O material utilizado na fabricação da aeronave deve ter as propriedades mecânicas necessárias para o suporte das cargas atuantes na estrutura sem que afete a viabilidade econômica do projeto. Segundo Niu (1995), "Quando um avião subsônico totalmente carregado decola, apenas cerca de 20% de seu peso total é de carga útil. Dos 80% restantes, cerca de metade é peso vazio da aeronave e a outra metade é combustível."(p.90). Portanto, o estudo da escolha do material para a otimização do peso resulta no aumento do limite de carga paga e na diminuição nos requisitos de potência da aeronave (NIU, 1995).

Dentre os materiais mais utilizados na indústria aeronáutica estão o Alumínio, Titânio, Madeira, Fibra de vidro, Fibra de carbono, Materiais compósitos, Aço e Ligas metálicas, em geral (RODRIGUES, 2014). O melhor material depende de qual será a aplicação, estes materiais precisam apresentar: força, rigidez, densidade, tenacidade à fratura, resistência à rachadura por fadiga, fluência, resistência à corrosão, limites de temperatura, produtividade, reparabilidade, custo e disponibilidade (RAYMER, 2018). Dentre os principais materiais, o Alumínio é o mais amplamente utilizado por apresenta uma combinação de propriedades que o torna muito versátil na construção. A Figura 14 apresenta o esquemático dos materiais aplicado na construção de um caça F-14, demonstrando onde cada material é aplicado para melhor desempenho.

Figura 14 – Materiais Aplicados na Construção do F-14



Fonte: Rodrigues (2014, p. 125).

As ligas de alumínio das séries aeronáuticas (2XXX e 7XXX) possuem como características principais os elevados níveis de resistência mecânica que, aliadas a baixa densidade do metal e a facilidade de conformação e usinagem, transformam o alumínio em uma das melhores opções para a fabricação de dispositivos e estruturas aeronáuticas. (RODRIGUES, 2014, p. 119).

Já com o foco voltado para o aerodesign, os principais materiais empregados na construção dos vants são: fibra de carbono, fibra de vidro, isopor, madeira balsa, ligas leves de alumínio, nylon e outros que propiciem leveza estrutural e resistência mecânica às cargas atuantes durante o voo (RODRIGUES, 2014).

É possível perceber na competição, e na indústria, a ampla variedade de materiais presentes no projeto, já que cada material possui características distintas e um melhor desempenho se aplicado em determinados componentes, como "[...] As fibras de vidro e carbono podem ser utilizadas para confecção da fuselagem, do "tail boom" do trem de pouso e da longarina da asa, isopor e madeira balsa são geralmente empregados para a modelagem e construção das asas e empenagens [...]"(RODRIGUES, 2014, p.125)

## 2.7 MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS (MEF)

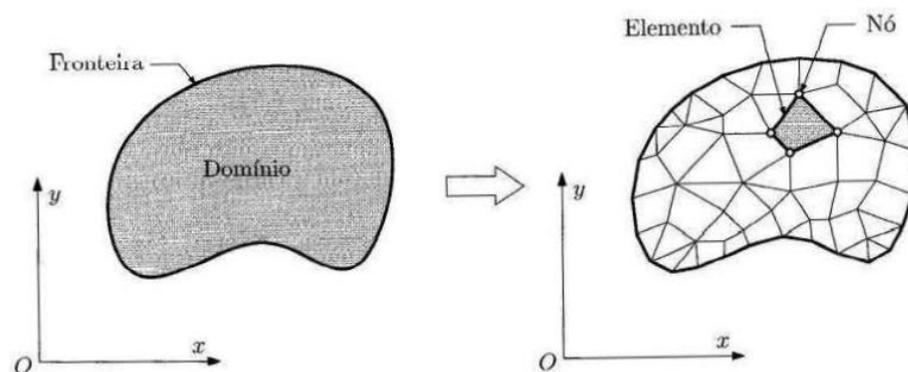
O método dos elementos finitos (MEF) surgiu com o desenvolvimento da tecnologia em conjunto com a necessidade de fazer cálculos mais sofisticados e complexos. Segundo (TEIXEIRA-DIAS et al., 2018) o MEF é um poderoso método matemático de resolução de problemas de engenharia reais de alta complexabilidade que os cálculos analíticos não são muitas vezes capazes de apresentar uma solução exata.

Por tanto, foi criado o método numérico que a partir de modelos 2D ou 3D consegue resolver cálculos complexos apresentando de forma satisfatória resultados

muito aproximados a realidade (TEIXEIRA-DIAS et al., 2018). Ainda de acordo com Teixeira-Dias (2018), o MEF pode ser aplicado em fenômenos e problemas bastante diversos, de diferentes áreas do conhecimento, tais como vibratório, análise de materiais, mecânica dos sólidos, mecânica dos fluidos, transmissão de calor, eletricidade, magnetismo, estrutural, elasticidade, etc.

O método funciona a partir da subdivisão do corpo contínuo em elementos geométricos finitos, onde cada vértice dos elementos conectados entre si são chamados Nós (FILHO, 2009). De acordo com Teixeira-Dias (2018), após criado a malha de elementos e aplicado os carregamentos a serem estudados, os deslocamentos dos nós são calculados através de um sistema de equações criado pelo MEF resultante no valor de deslocamento de cada ponto do elemento finito. Na Figura 15 é possível ver um esquemático da subdivisão dos elementos pelo método.

Figura 15 – Representação esquemática do processo de discretização espacial de um domínio por elementos finitos



Fonte: Dias (2018, p. 28).

Segundo Fish (2009), na análise de tensões em problemas de engenharia geralmente a utilização de um MEF linear é adequado, pois, em geral, é indesejável trabalhar com cargas que possam conduzir o material ao comportamento não-linear ou a grandes deformações. Bem como, para problemas de análise estrutural, Filho (2009) cita que os parâmetros são os deslocamentos nodais, as incógnitas dos problemas.

As ações sobre as estruturas são em geral dinâmicas, devendo ser consideradas as forças de inércia associadas às acelerações a que cada um dos seus componentes fica sujeito. Por este motivo, seria de esperar que a análise de uma estrutura teria obrigatoriamente de ter em consideração os efeitos dinâmicos. Contudo, em muitas situações é razoável considerar que as forças são aplicadas de um modo suficientemente lento, tornando desprezáveis as forças de inércia. Nestes casos a análise projeta-se estática. (RODRIGUES, 2014, p. 128).

De acordo com Oliveira (2020), a análise feita neste trabalho será uma análise estrutural estática apenas.

### 3 METODOLOGIA

O objetivo deste trabalho é fazer uma análise estrutural do conjunto asa-fuselagem de uma aeronave biplano cargueira rádio-controlada projetada pela equipe Nisus Aerodesign em 2020, um estudo similar já foi realizado anteriormente em outro trabalho, por Oliveira (2020), e será utilizado a mesma metodologia de análise para este trabalho.

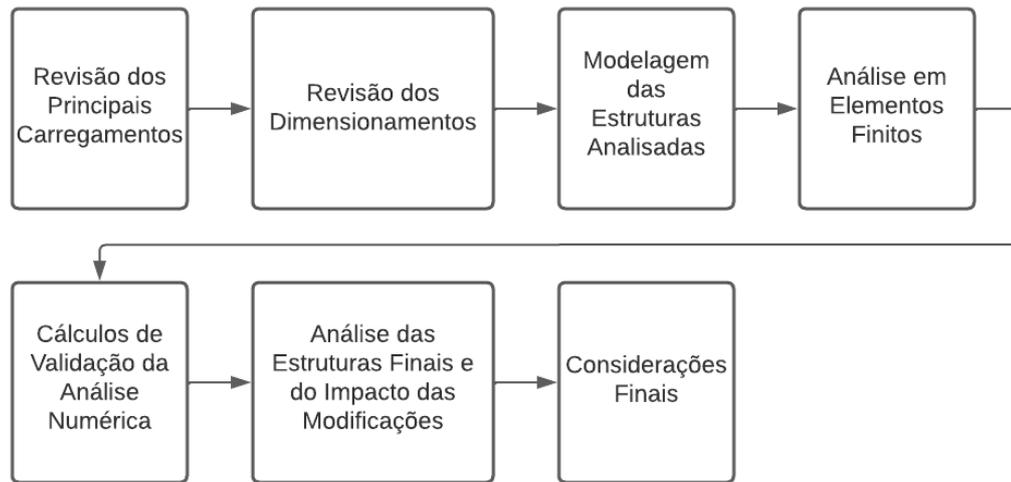
Sendo assim, Oliveira (2020) define que o primeiro passo é definir quais carregamentos que atuam em cada estrutura a ser estudada, para dessa forma obter-se os esforços aos quais estes elementos estão expostos. "Os carregamentos principais da asa foram calculados a partir da distribuição dos coeficientes de sustentação e momento, enquanto os esforços na fuselagem foram obtidos considerando a contribuição das forças provenientes do motor, do conjunto de trem de pouso e da empenagem, além das cargas inerciais"(OLIVEIRA, 2020).

Conhecidos os carregamentos e esforços aplicados às estruturas e o material utilizado na fabricação destas, ocorreu o dimensionamento aproximado destes componentes aplicando-se conceitos de mecânica dos sólidos e resistência dos materiais. É importante ressaltar, que no caso da fuselagem, o dimensionamento feito pela equipe foi essencialmente prático, desenvolvido com a construção de protótipos e ensaios estruturais.

Após estudar todas as etapas de dimensionamento e as considerações adotadas no processo, fez-se uma revisão e a correção de alguns pontos do projeto, para então iniciar uma análise numérica na asa e na fuselagem da aeronave. A simulação foi feita via MEF no programa Ansys Workbench, e com ela foi possível observar o comportamento destas estruturas quando expostas aos carregamentos de voo.(OLIVEIRA, 2020, p. 26).

Em seguida, também será modelado e analisado as estruturas compósitas e suas respectivas margens de segurança. A Figura 16 apresenta os passos da metodologia descrita acima. No próximo capítulo serão abordadas em detalhes cada uma das etapas descritas neste item, bem como todos os parâmetros adotados na análise numérica.

Figura 16 – Fluxograma representativo da metodologia



Fonte: Autor (2022).

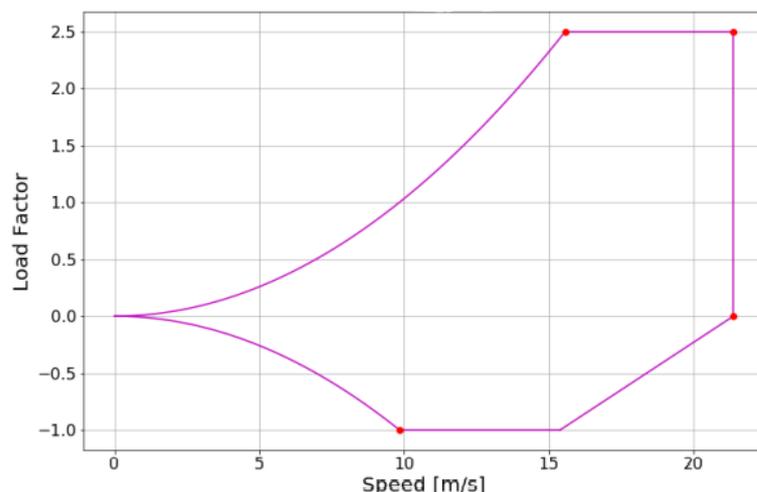
## 4 DESENVOLVIMENTO DA ANÁLISE

Este capítulo será apresentado os carregamentos previstos agindo sobre o vant, assim como o diagrama V-n calculado pela equipe Nisus Aerodesign, materiais utilizados na construção e o dimensionamento da asa e fuselagem. Ademais, serão apresentados os critérios de falhas mais adequados para a análise e a validação da modelagem em elementos finitos. Vale ressaltar que neste trabalho serão somente avaliados os efeitos estruturais da estrutura, cálculos aerodinâmicos e outros efeitos estão fora do escopo deste trabalho.

### 4.1 DIAGRAMA V-N

A Figura 17 mostra o diagrama V-n calculado pela equipe para o modelo biplano. Para o cálculo do diagrama foi seguido a recomendação apresentada por Rodrigues (2014) que faz uma consideração conservadora na faixa de fator limite escolhida, já que o avião se trata de uma aeronave de pequeno porte, não tripulado e pretende minimizar os fatores de carga justamente para não superdimensionar a estrutura ocasionando no aumento desnecessário de peso. Concluindo, o fator de carga limite escolhido para o projeto foi de  $n = 2,5$ , sendo a recomendação mínima

Figura 17 – Diagrama V-n para biplano



Fonte: Nisus (2020).

De acordo com Rodrigues (2014), a velocidade dos ventos em São José dos Campos (cidade onde ocorre a competição) variam entre 2 m/s a 8 m/s, considerando que a aeronave não voa em grandes altitudes é plausível utilizar uma velocidade para rajadas de 6 m/s e 3 m/s para velocidade de mergulho, pois de acordo com Donely

(1940), apenas 5% das lufadas acima de 3500ft (1067 metros) estão acima de 6,06 m/s. A Tabela 1 mostra os valores dos fatores de cargas que compõem o diagrama calculado pela equipe.

Tabela 1 – Fatores de carga.

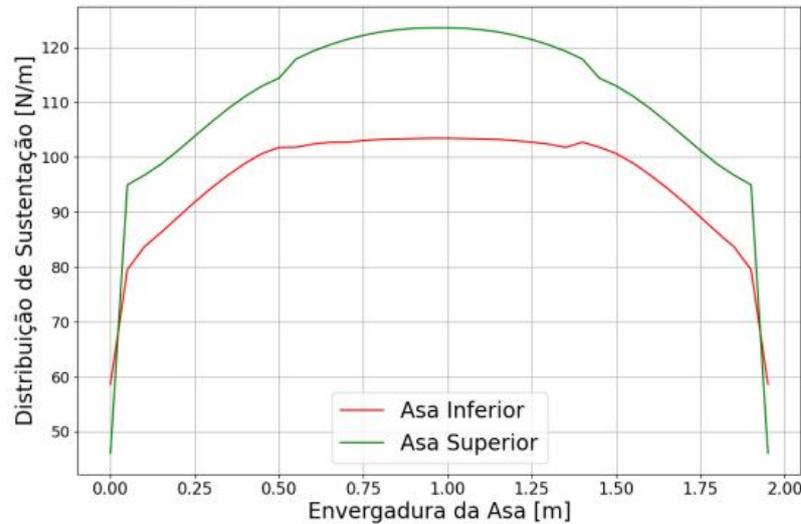
Fator de Carga		
Manobras	2,5	-1,0
Rajadas em voo de cruzeiro	2,8	-0,8
Rajadas em voo de mergulho	2,2	-0,2

Fonte: Nisus (2020).

## 4.2 CARREGAMENTO NAS ASAS

A Figura 18 apresenta a distribuição de carregamentos ao longo da envergadura das duas asas foi obtido a partir de simulações em CFD utilizando do Ansys Benchwork. Para o cálculo, foi considerado uma velocidade de manobra de 15,57 m/s, gerando um fator de carga de 2,5 e um ângulo de ataque ( $\alpha$ ) de  $\alpha = 16^\circ$ , que representa o ângulo de ataque na decolagem, onde a aeronave está operando na sua fase mais crítica dentre todas as fases de voo. Com auxílio de um código também foi possível obter a força cortante (V) e o momento fletor (M) que agem nas asas, tais gráficos podem ser vistos na Figura 19 e 20, respectivamente, e os valores dos esforços nas asas podem ser visualizados na Tabela 2. Para a aplicação do carregamento no modelo, de forma conservadora, foi aplicado a força de sustentação total dividida pelo número de nervuras, sendo o ideal utilizar o diagrama de sustentação como forma de aplicar o valor mais exato para cada nervura.

Figura 18 – Diagrama de sustentação nas asas do para biplano



Fonte: Nisus (2020).

Tabela 2 – Esforços presentes nas asas

Esforços	Asa Superior	Asa Inferior
Sustentação (N)	216,290	187,710
Força Cortante (N)	100,560	87,610
Momento Fletor (Nm)	43,070	38,070
Momento Torçor (Nm)	1,057	1,279
Arrasto (N)	43,759	26,309

Fonte: Nisus (2020).

#### 4.3 DIMENSIONAMENTO DAS ASAS E COMPONENTES

Com o principal objetivo de minimizar o peso do projeto, a fim de projetar uma estrutura otimizada, foi escolhido utilizar apenas uma longarina em cada asa do biplano. As asas possuem envergadura de 1950 mm, ambas possuem longarinas quadradas (Figura 19), com 20 mm de largura e altura, feitas em material laminado de fibra de carbono 230 com 2,5 mm de espessura total, sendo cada camada do conjunto fibra resina medindo 0,25 mm, contando com um total de 10 camadas para as lâminas de ambas as faces, e núcleo de Divinycell H60 de 15 mm de espessura, com deflexão máxima de 46,42 mm após análise.

A Tabela 3 apresenta as possibilidades de número de camadas, deslocamento máximo e tamanhos estudados para a longarina e a tabela 4 apresenta alguns conjuntos de organização dos ângulos para as camadas do laminado das longarinas que foram selecionados para análise. É possível ver que o Caso 1 foi o mais apto para o projeto, apresentando a menor deflexão dentre os casos.

Tabela 3 – Espessura da face laminada das longarinas.

N° Camadas Face Inferior	N° Camadas Face Superior	Altura do Núcleo [mm]	Largura [mm]	Deslocamento Máximo [mm]
6	6	20	23	43,439
8	8	20	24	30,898
10	10	20	25	23,446
6	6	18	21	57,375
8	8	18	22	40,300
10	10	18	23	30,222
6	6	15	18	92,162
8	8	15	19	63,250
10	10	15	20	46,425

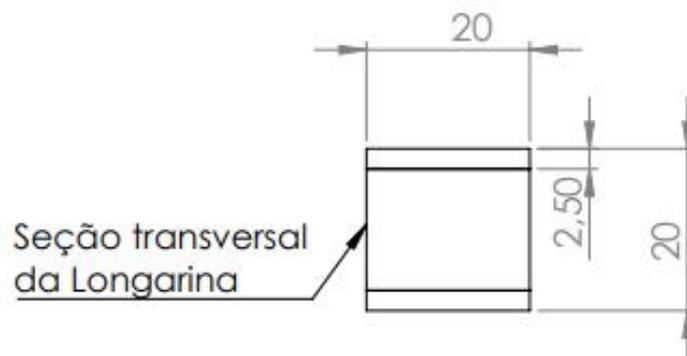
Fonte: Nisus (2020).

Tabela 4 – Três melhores combinações de ângulos (ordem das faces de baixo para cima).

Caso	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	Deslocamento máximo [mm]
Caso 1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	46,425
Caso 2	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	46,623
Caso 3	0	0	0	0	15	15	15	0	15	0	46,868
	0	15	0	0	0	0	0	0	0	90	

Fonte: Nisus (2020).

Figura 19 – Seção transversal da longarina

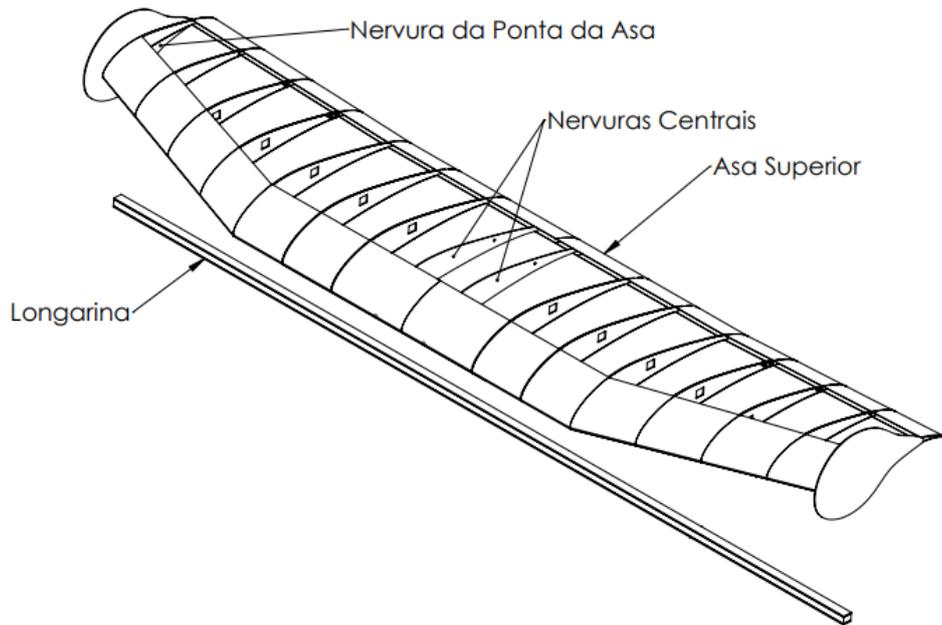


Fonte: Nisus (2020).

A escolha do material da longarina se deu após análises comportamento de materiais feito em Matlab, realizado pelo setor de aerodinâmica, e a escolha final foi

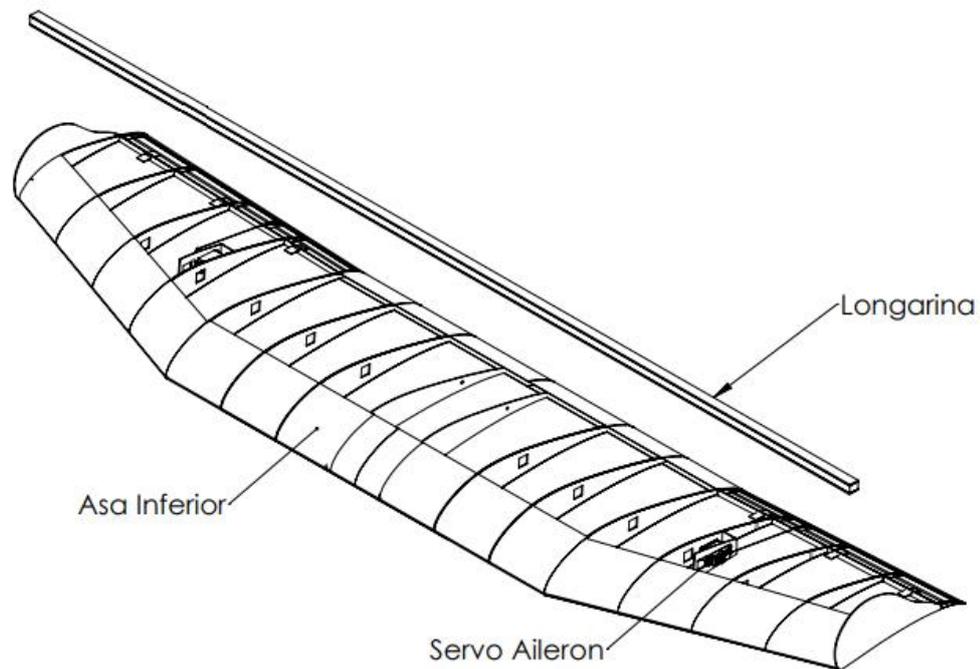
devido à relação custo-benefício e não serão discutidas neste trabalho. Após estudos aerodinâmicos feitos, foi optado por adicionar enflechamento na ponta das asas e, também, não serão discutidos neste trabalho, pois o objetivo é analisar o conjunto completo. Abaixo, nas Figuras 20 e 21, a vista isométrica superior da asa superior e inferior, respectivamente.

Figura 20 – Vista isométrica asa superior



Fonte: Nisus (2020).

Figura 21 – Vista isométrica asa inferior

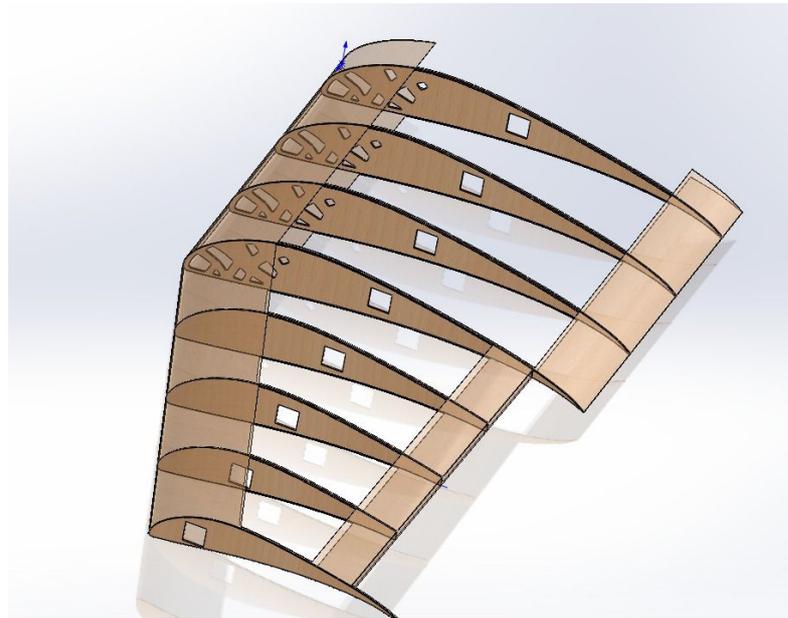


Fonte: Nisus (2020).

As Figuras 20 e 21 mostram as nervuras presentes nas asas, cada asa possui um total de 16 nervuras com 1,5mm de espessura, 14 nervuras comuns feitas de madeira balsa e 2 nervuras centrais feitas de madeira balsa e laminado de fibra de carbono 230 com direção da fibra  $[0^\circ/45^\circ/0^\circ]$ , levemente anguladas, especificamente para acoplagem das asas à fuselagem, onde tal fixação se deu por 4 parafusos (dois em cada nervura central) que passam da fuselagem para as nervuras e por esse motivo as nervuras centrais são reforçadas.

O setor de CAD da equipe realizou-se um estudo topológico por meio da ferramenta "*topology study*" disponível no programa SolidWorks, foi utilizado a distribuição de pressão nas asas e aplicado sobre as nervuras para diminuir o peso da aeronave sem perder eficiência estrutural, onde foi possível retirar 20% de massa de cada nervura, e devido ao enflechamento nas pontas de asa, as nervuras possuem tamanhos diferentes, na Figura 22 é possível ver os diferentes tamanhos de nervura com as áreas onde foi retirado massa.

Figura 22 – Nervuras



Fonte: Nisus (2020).

#### 4.4 CARREGAMENTO NA FUSELAGEM

O carregamento aplicado na fuselagem é proveniente do peso dos componentes eletrônicos, fuselagem em si, estabilizadores, carga paga, peso do grupo propulsor, tanque de combustível, asa superior, asa inferior, trem de pouso e bequilha. As forças aplicadas sobre a fuselagem é dada pela tração do motor, esforços transmitidos pelos estabilizadores vertical e horizontal, esforços transmitidos pela força de sustentação das asas e forças de reação da bequilha e do trem de pouso. A Tabela 5 apresenta os carregamentos e a Tabela 6, o peso dos componentes. Vale ressaltar que para esses valores finais foi considerado um fator de carga de 1,33.

Tabela 5 – Carregamentos aplicados na fuselagem.

Força	Valor	Unidades
Sustentação na asa Superior	216,3	N
Sustentação na asa Inferior	187,7	N
Momento Torçor na asa Superior	1,32	N.m
Momento Torçor na asa Inferior	1,6	N.m
Força na Empenagem Horizontal	57,15	N
Força na Empenagem Vertical	8,875	N
Tração do Motor	53	N
Bequilha	59,85	N
Trem de pouso	142,72	N

Fonte: Nisus (2020).

Tabela 6 – Peso dos componentes aplicados na fuselagem.

Peso	Valor	Unidades
Grupo Propulsor	1,6	Kg
Carga Paga	11	Kg
Estabilizador Horizontal	0,08	Kg
Estabilizador Vertical	0,200	Kg
Bequilha	0,318	Kg
Trem de Pouso	0,56	Kg
Asa Superior	0,925	Kg
Asa Inferior	0,80	Kg
Peso total	15,48	Kg

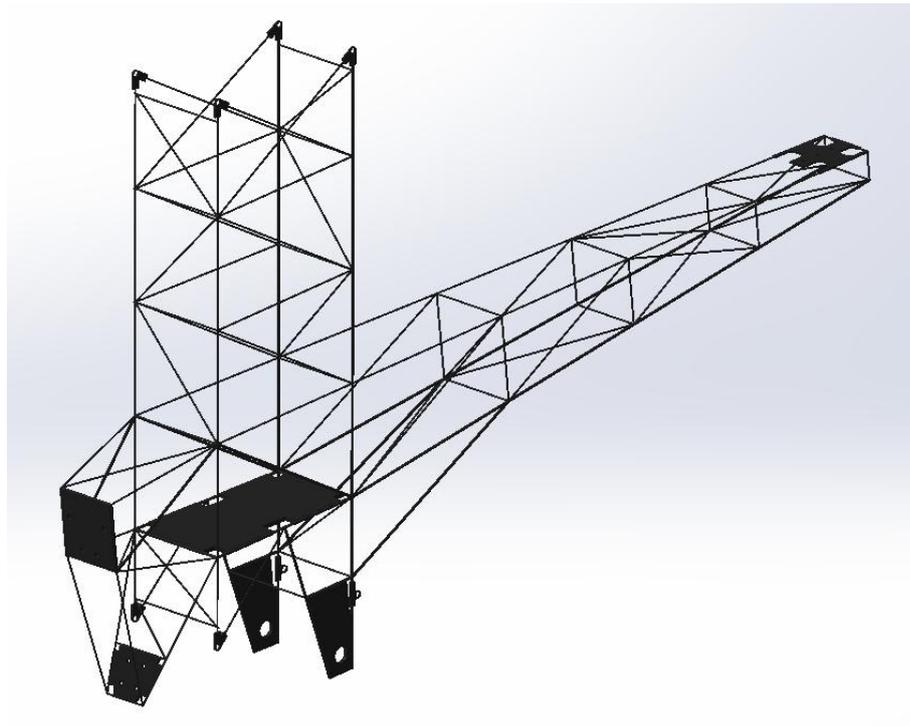
Fonte: Nisus (2020).

#### 4.5 DIMENSIONAMENTO DA FUSELAGEM

O projeto inicial da geometria da fuselagem foi idealizado em formato de treliça, dado pela menor complexidade nas análises e a manufatura do protótipo. Neste tipo de arranjo estrutural os elementos estão sujeitos a apenas forças axiais, as quais são concentradas apenas nos nós da estrutura, assim considera-se que os elementos estruturais podem falhar por escoamento e flambagem.

Para a fabricação da fuselagem, optou-se por utilizar varetas maciças de Fibra de Carbono epoxy woven, sendo um material anisotrópico. Uma vez estabelecido o modelo de estrutura e os modos de falha principais, o setor de aerodinâmica e estabilidade iniciaram o dimensionamento da estrutura por meio de estimativas de linhas externas considerando a alocação de carga e dos sistemas abordo. A estrutura final tem um comprimento de 971 mm, uma altura de 565 mm, largura máxima de 112 mm e peso vazio de 4,103 KG.

Figura 23 – Fuselagem



Fonte: Nisus (2020).

#### 4.6 MATERIAIS UTILIZADOS

Nesta seção será descrito as considerações e simplificações adotadas para os materiais na simulação numérica e suas respectivas propriedades utilizadas nas simulações. Os principais materiais utilizados são: Fibra de carbono 230, Fibra de carbono epoxy woven molhado, Divinycell H60 (Espuma PVC) e Madeira Balsa. Como simplificação para as análises sera considerado uma aproximação adotada por Kaw (2006), onde as propriedades dos laminados serão baseadas em suas propriedades médias e o material é considerado homogêneo. As tabelas a seguir apresentam as propriedades mecânicas desses materiais.

Tabela 7 – Propriedades da Madeira Balsa.

Propriedades	Valor	Unidades
Massa específica	160,0	kg/m <sup>3</sup>
Coefficiente de Poisson	0,30	MPa
Módulo elástico	3000,0	MPa
Módulo de cisalhamento	300,0	MPa
Limite ao escoamento	20,0	MPa

Fonte: SolidWorks (2022).

Tabela 8 – Propriedades da Fibra de Carbono 230.

Propriedades	Valor	Unidades
Massa específica	1800,0	kg/m <sup>3</sup>
Coefficiente de Poisson XY	0,200	N/A
Coefficiente de Poisson	0,400	N/A
Coefficiente de Poisson	0,200	N/A
Módulo de Young X	2,30E5	MPa
Módulo de Young Y	2,30E4	MPa
Módulo de Young Z	2,30E4	MPa
Módulo de cisalhamento XY	9,0E3	MPa
Módulo de cisalhamento YZ	8,214E3	MPa
Módulo de cisalhamento XZ	9,0E3	MPa

Fonte: Ansys (2022).

Tabela 9 – Propriedades do Divinycell H60.

Propriedades	Valor	Unidades
Resistência a compressão	0,90	MPa
Módulo de compressão	70,0	MPa
Resistência a tração	1,80	MPa
Módulo a tração	75,0	MPa
Resistência ao cisalhamento	0,760	MPa
Módulo de cisalhamento	20,0	MPa
Massa específica	60,0	kg/m <sup>3</sup>
Coefficiente de Poisson	0,40	MPa

Fonte: e-composites (2022).

Tabela 10 – Propriedades da Fibra de Carbono Epoxy Woven Molhado.

Propriedades	Valor	Unidades
Massa específica	1451,0	kg/m <sup>3</sup>
Coefficiente de Poisson XY	0,0400	N/A
Coefficiente de Poisson	0,300	N/A
Coefficiente de Poisson	0,300	N/A
Módulo de Young X	5,916E4	MPa
Módulo de Young Y	5,916E4	MPa
Módulo de Young Z	7,50E3	MPa
Módulo de cisalhamento XY	1,750E4	MPa
Módulo de cisalhamento YZ	2,700E3	MPa
Módulo de cisalhamento XZ	2,700E3	MPa

Fonte: Ansys (2022).

## 4.7 CRITÉRIOS DE FALHA

A aplicação de modelos de critérios de falha é de suma importância para o projeto, responsável por prever os modos de falha da estrutura com base no comportamento do material. Para isso é necessário aplicar metodologias que estimem a resistência ao diferente tipo de esforços.

Neste trabalho, os principais materiais utilizados são Fibra de Carbono e Madeira Balsa. Para os materiais compósitos (Fibra de Carbono) existe uma alta complexabilidade para a determinação de um critério já que nenhum critério de falha consegue abranger simultaneamente todos os aspectos envolvidos na falha, como modo de falha, anisotropia, heterogeneidade, tipo de material e carregamento, uma infinidade de valores pode ser atingido dependendo da direção de aplicação do carregamento, além que é possível existir a falha segundo diferentes modos isoladamente ou combinados (G. P de Souza; V. Tita, N. C. dos Santos; J. de Carvalho, 2002).

Então, para este trabalho, será necessário analisar a estrutura sob a ótica de alguns critérios de falha. Os critérios mais utilizados para materiais anisotrópicos são: critério de Tensão Máxima, critério de Tsai-Wu, Tsai- Hill e Deformação Máxima; e para as longarinas que são estruturas sanduíches, será utilizado o critério de falha para estruturas sanduíches.

### 4.7.1 Critério de Tsai-Wu

O critério de falha de Tsai-Wu, também conhecido como a teoria geral de resistência para materiais anisotrópicos, apresenta diversas vantagens em relação a outras teorias existentes, sendo bem mais abrangente para vários tipos de materiais como, isotrópicos assimétricos, materiais isotrópicos simétricos e materiais anisotrópicos (NICOLAS, 2022).

Suas vantagens de acordo com Nicolas (2022) são, por exemplo: ser uma equação escalar e automaticamente invariante; os componentes de resistência são expressos em um tensor, suas relações de transformação e os invariantes associados são bem definidos e as propriedades de simetria do tensor e o número de componentes, nulos e independentes, podem ser rigorosamente determinados. A falha no material ocorre quando a equação 3 é satisfeita:

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_6\tau_{12} + F_6\tau_{12}^2 \geq 1 \quad (2)$$

Os coeficientes  $F_{ij}$  do critério de falha de Tsai-Wu são relacionados aos parâmetros de resistência de material da lâmina, determinados por experimentos. Eles são calculados a partir das seguintes fórmulas:

$$F_1 = \left( \frac{1}{X_1^T} - \frac{1}{X_1^C} \right) \quad (3)$$

$$F_2 = \left( \frac{1}{X_2^T} - \frac{1}{X_2^C} \right) \quad (4)$$

$$F_{12} = -\frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{X_1^T X_1^C} \frac{1}{X_2^T X_2^C}} \quad (5)$$

$$F_{11} = \frac{1}{X_1^T X_1^C} \quad (6)$$

$$F_{22} = \frac{1}{X_2^T X_2^C} \quad (7)$$

$$F_6 = \left( \frac{1}{X_{12}^T} - \frac{1}{X_{12}^C} \right) \quad (8)$$

$$F_{66} = \frac{1}{X_{12}^T X_{12}^C} \quad (9)$$

#### 4.7.2 Critério de Tsai-Hill

Segundo Nicolas (2022), as teorias de falhas para materiais anisotrópicos foram inicialmente extensões de análises isotrópicas. Então, entre as teorias de falha para materiais anisotrópicos, a teoria de Tsai-Hill é utilizada, principalmente, para materiais compósitos reforçados por fibras.

Este critério de falha é quadrático, iterativo baseado em tensão que identifica a falha, porém não distingue entre os diferentes modos de falha. A falha ocorre sempre que a seguinte condição for satisfeita:

$$\left( \frac{\sigma_1}{f_{t1}} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_2}{f_{t2}} \right)^2 - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{f_{t1}^2} + \left( \frac{\sigma_4}{f_v} \right)^2 \geq 1 \quad (10)$$

Sendo os parâmetros  $f_{ij}$  a tensão de escoamento transversal ou vertical no plano 1 ou 2

#### 4.7.3 Critério de Tensão Máxima

Segundo o autor Kaw (2006), que aborda o tema de falha em materiais laminados, esta teoria é baseada na teoria da tensão normal máxima de St. Venant e a teoria da tensão de cisalhamento máxima de Tresca aplicada a isotrópicos materiais.

O Critério de Tensão Máxima identifica três modos possíveis de falha: falha longitudinal, falha transversal ou falha de cisalhamento. Portanto, se qualquer um dos

limites de resistência a tração, compressão ou cisalhamento for excedido pela tensão correspondente nos eixos principais, declara-se a ocorrência de falha (KAW, 2006). Para existir a falha, uma das seguintes equações precisa ser violada:

$$-(\sigma_1^C)_{ult} < \sigma_1 < (\sigma_1^T)_{ult} \quad (11)$$

$$-(\sigma_2^C)_{ult} < \sigma_2 < (\sigma_2^T)_{ult} \quad (12)$$

$$-(\tau_{12})_{ult} < \tau_{12} < (\tau_{12})_{ult} \quad (13)$$

onde:

$(\sigma_1^C)_{ult}$  = Resistência à compressão longitudinal

$(\sigma_1^T)_{ult}$  = Resistência à tração longitudinal

$(\sigma_2^C)_{ult}$  = Resistência à compressão transversal

$(\sigma_2^T)_{ult}$  = Resistência à tração transversal

$(\tau_{12})_{ult}$  = Resistência a cisalhamento

#### 4.7.4 Critério de Deformação Máxima

Assim como o critério de Tensão Máxima, o critério de Deformação Máxima identifica três modos possíveis de falha: falha longitudinal, falha transversal ou falha de cisalhamento.

Ainda de acordo com Kaw (2006), A teoria de falha de deformação máxima é semelhante à teoria de falha de tensão máxima, porém às duas teorias de falha dão resultados diferentes porque as deformações locais em uma lâmina incluem o efeito do coeficiente de Poisson. Portanto, se este critério não considerasse o número de Poisson, às duas falhas teorias darão resultados idênticos. Este critério apresentará falha quando uma das equações abaixo for quebrada:

$$-(\varepsilon_1^C)_{ult} < \varepsilon_1 < (\varepsilon_1^T)_{ult} \quad (14)$$

$$-(\varepsilon_2^C)_{ult} < \varepsilon_2 < (\varepsilon_2^T)_{ult} \quad (15)$$

$$-(\gamma_{12})_{ult} < \gamma_{12} < (\gamma_{12})_{ult} \quad (16)$$

onde:

- $(\varepsilon_1^C)_{ult}$  = Limite longitudinal de deformação por compressão  
 $(\varepsilon_1^T)_{ult}$  = Limite longitudinal de deformação por tração  
 $(\varepsilon_2^C)_{ult}$  = Limite transversal de deformação por compressão  
 $(\varepsilon_2^T)_{ult}$  = Limite transversal de deformação por tração  
 $(\gamma_{12})_{ult}$  = Limite de deformação por cisalhamento

#### 4.7.5 Critério de Falha para Estrutura Sanduíche

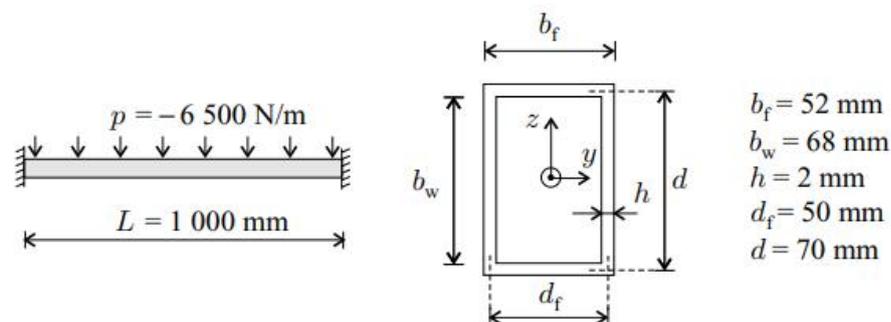
Estruturas sanduíche são estruturas compostas de duas faces finas de um reforço ou fibras coladas em uma interface de espuma, ou honeycomb por meio da matriz. O comportamento cinemático das estruturas sanduíche foi descrito baseando-se em formulações das teorias de placas laminadas. As falhas em estruturas sanduíches são mais complexas devido à variedade de material que são compostas. Os principais modos de falha destas estruturas são esmagamentos ou ruptura das faces, falha por cisalhamento, esmagamento global ou local do núcleo, flambagem global do painel, empenamento global ou local das faces (wrinkling) e flambagem intracelular (dimpling) (Debora Pierini Gagliardo; Nilson Tadeu Mascia, 2010).

#### 4.8 VALIDAÇÃO DA MODELAGEM EM ELEMENTOS FINITOS

Com o intuito de validar os resultados a serem obtidos na simulação dos elementos estruturais feitos de compósitos, foi feita uma comparação entre os resultados analíticos de um problema já conhecido com os resultados numéricos aplicando a técnica de elementos finitos pelo Ansys.

O enunciado do problema propõem uma viga-caixa com 1 metro de comprimento, fabricada de fibra de carbono com resina epoxy. A viga está engastada em ambas extremidades, possui uma carga em distribuição uniforme de  $-6500 \text{ N/m}$ , as laminas do material compósito estão dispostas em  $[45/0_{12}/45]$  e pede-se a deformação máxima. As figuras 24 ilustra o problema e as dimensões da viga.

Figura 24 – Ilustração do problema



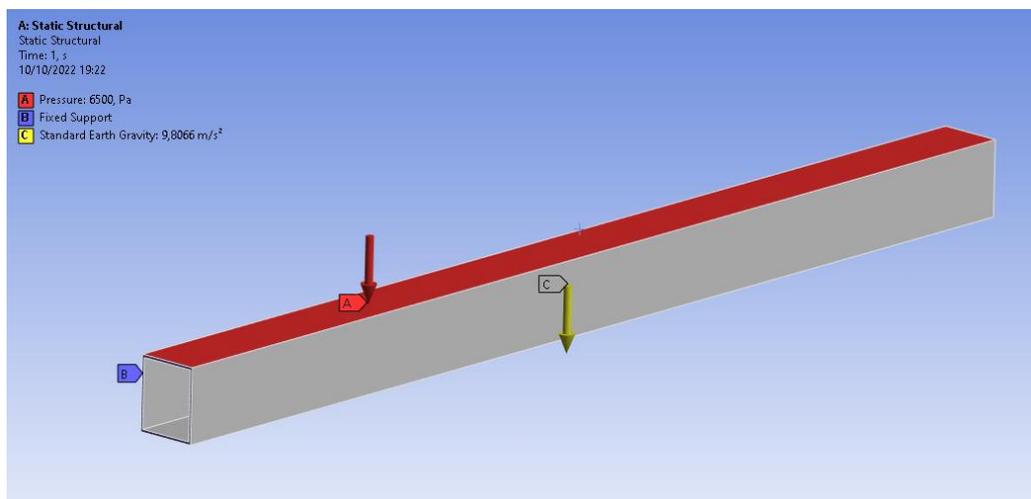
Fonte: Kóllar e Springer (2003, p. 255).

Conforme o problema conhecido, é possível encontrar a deflexão máxima ( $\delta_{Max}$ ) pela equação 17, onde o valor da rigidez de flexão  $EI_{yy}$  é  $34,692 \text{ Nm}^2$ :

$$\delta_{Max} = \frac{pL^4}{384EI_{yy}} = -0,488\text{mm} \quad (17)$$

A modelagem numérica utilizou o módulo ACP do Ansys, no qual foi selecionado o material em questão e para a geração da malha foi optado por utilizar o valor padrão do programa, gerando 2320 nós e 320 elementos. A Figura 25 apresenta a modelagem antes da simulação, mostrando as cargas e condições de contorno aplicadas.

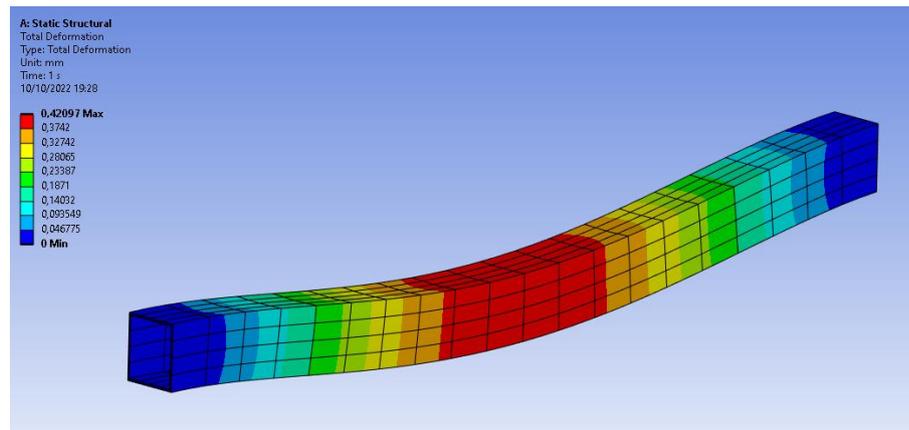
Figura 25 – Simulação pré-deformação



Fonte: Autor (2022).

A Figura 26 apresenta o gradiente de deflexão resultante da simulação numérica. Observa-se que a deflexão máxima encontrada foi de  $0,42 \text{ mm}$ , representando uma diferença de apenas  $0,06 \text{ mm}$  em relação ao resultado analítico, aproximadamente 90% de exatidão. Concluindo, dessa forma, possível validar as entradas (inputs) e saídas (outputs) do módulo ACP para fazer as análises da estrutura asa-fuselagem.

Figura 26 – Simulação de deformação máxima



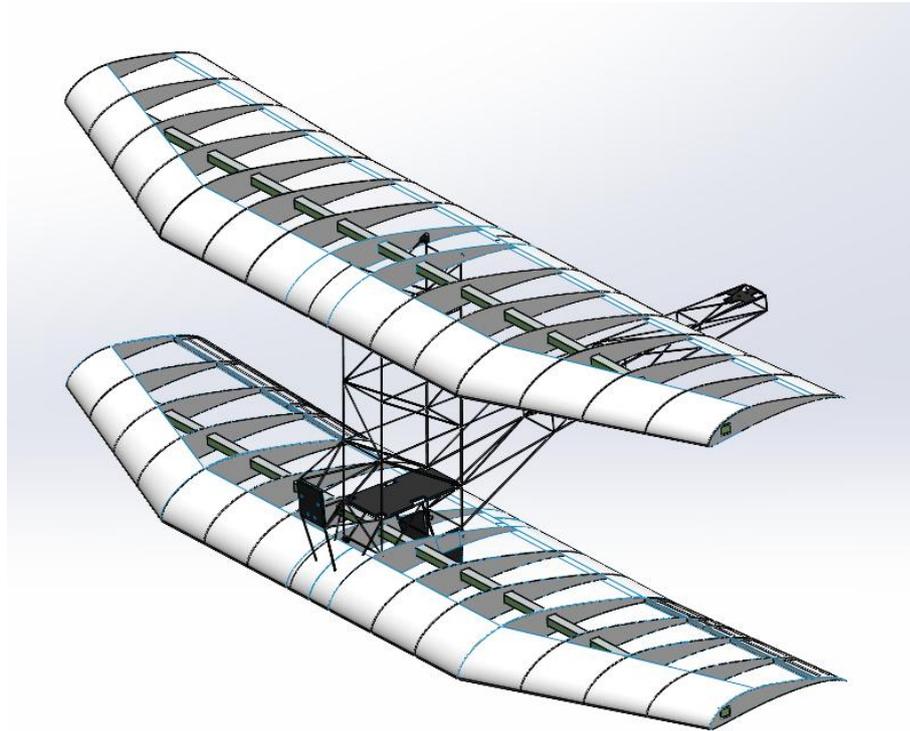
Fonte: Autor (2022).

#### 4.9 PRÉ-PROCESSAMENTO NO ACP

A primeira etapa do processo é a modelagem da geometria. Neste caso, o CAD do problema foi modelado no programa SolidWorks (Figura 27), a geométrica teve de passar por diversas modificações para que fosse submetido as análises numéricas posteriormente no Ansys, as estruturas de compósitos para serem analisadas no módulo ACP devem ser importadas como superfícies/cascas, e não como sólidos, para que o material possa ser compensado/prensado seguindo as orientações determinadas das fibras.

Seguindo a análise, a estrutura asa-fuselagem foi dividida em dois grupos de geometria, peças laminadas e peças sólidas. As estruturas laminadas, tais como longarinas; estruturas de trem de pouso; nervuras centrais; parede corta-fogo e assoalho, foram importadas para o módulo ACP do Ansys para iniciar o tratamento destas estruturas. Vale ressaltar que outras superfícies que compõem as asas, como o bordo de ataque e bordo de fuga, são feitas de uma chapa de madeira balsa com 1mm de espessura e também foram modeladas como superfícies devido a sua pequena espessura em comparação com o comprimento.

Figura 27 – Montagem SolidWorks

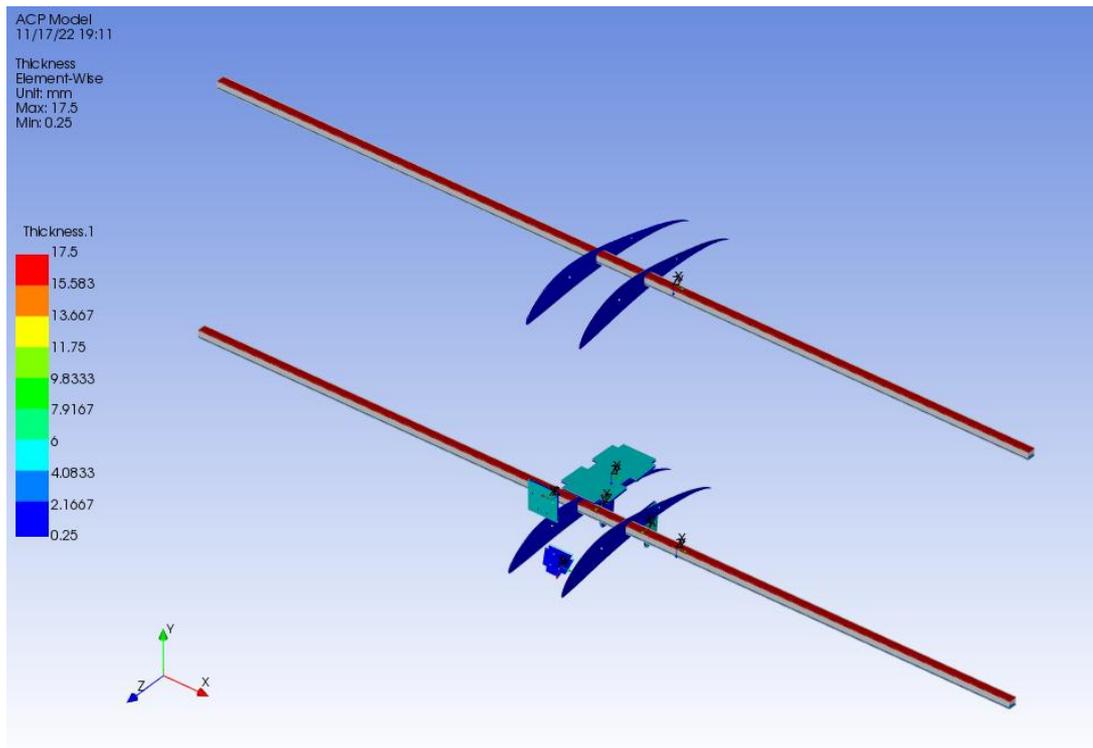


Fonte: Autor (2022).

No ACP Pré, os laminados de cada face das longarinas (Figura 28) foram feitas por um tecido bidimensional de fibra de carbono 230, composto por 10 camadas de fibra, sendo cada uma dessas de 0,25mm de espessura, seguindo uma orientação escolhida do Caso 1, totalizando uma espessura de 2,5mm cada face. Em seguida, as nervuras centrais foram fabricadas por um tecido de fibra de carbono epoxy woven 230 molhada composta por três camadas de 0,50mm seguindo uma orientação de  $[0^\circ/45^\circ/0^\circ]$ , totalizando 1,5mm de espessura.

As estruturas sanduíches (Figura 28) como a parede corta-fogo, o suporte do trem de pouso frontal e o assoalho possuem um núcleo inercial de Honeycomb Aramida de 4,5mm de espessura e suas faces são formadas por uma camada de epoxy woven 230 molhada, totalizando 0,25 mm de espessura cada face. Por fim, os suportes do trem de pouso central possuem um núcleo inercial de Honeycomb Aramida de 4,5mm com faces laminadas com três camadas de fibra de carbono epoxy woven molhada com orientação de  $[0^\circ/30^\circ/45^\circ]$ , resultando em 0,75mm de espessura em cada face.

Figura 28 – Nervuras Centrais Inferiores, Longarinas, Suportes, Assoalho e Parede Corta-Fogo no ACP



Fonte: Autor (2022).

Por fim, a configuração das estruturas laminadas, feita no ACP, é exportada para o módulo de análise estrutural estática no ANSYS Mechanical, aonde irão se juntar com os demais componentes sólidos do conjunto asa-fuselagem, como a fuselagem e o restante das asas, compostas por tubos de fibra de carbono maciços e madeira Balsa, respectivamente.

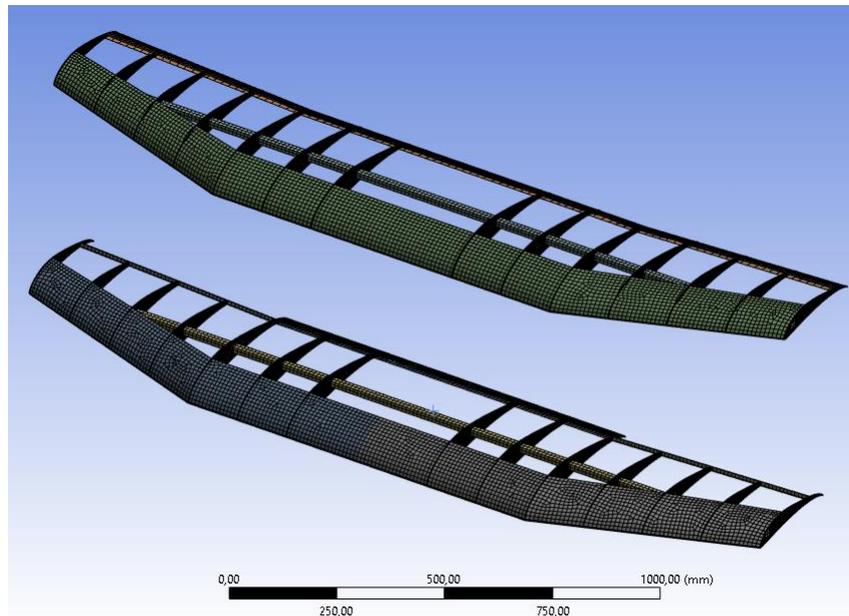
#### 4.9.1 Malha

O primeiro passo para começar as análises do problema é criação da malha sobre a estrutura. Para otimizar os cálculos computacionais a estrutura foi dividida em segmentos para ser especificado em cada região a melhor malha possível com tamanho de elementos diferentes.

Inicialmente, foi necessário especificar um método de geração de malha especialmente para as asas, foi especificado que as regiões de bordo de ataque e bordo de fuga, ambas feitas de Madeira Balsa, seriam analisadas pelo método Automático, Quadrilateral Dominant, Linear e composta por All Quads. Logo em seguida foi necessário especificar o tamanho dos elementos gerados na malha, neste caso foram elementos de 10mm, que apresentou resultados satisfatórios nos parâmetros de qualidade de malha. Considerando o tamanho da envergadura das asas e a limitação computacional, este foi o melhor tamanho encontrado. A Figura 29 apresenta a malha

gerada com as especificações descritas.

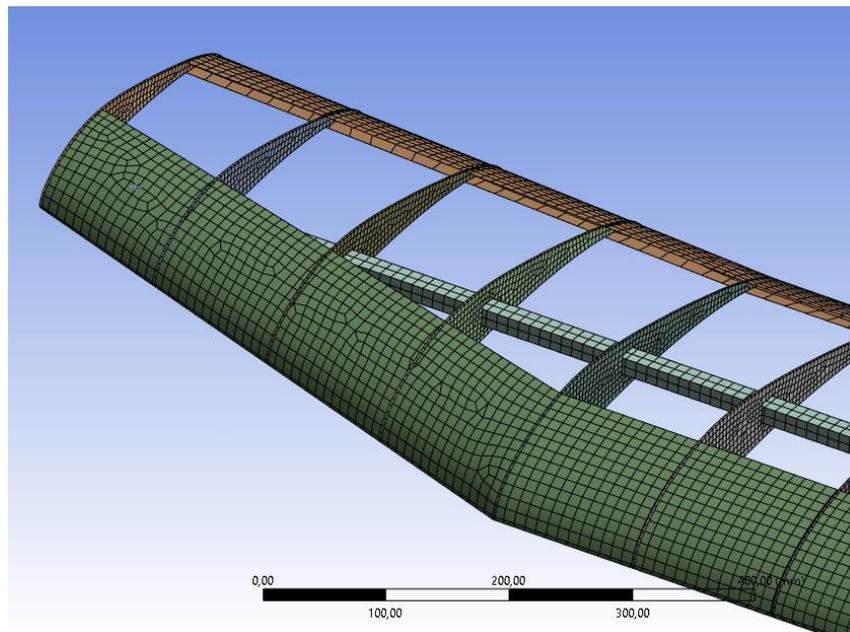
Figura 29 – Visualização da malha nas asas



Fonte: Autor (2022).

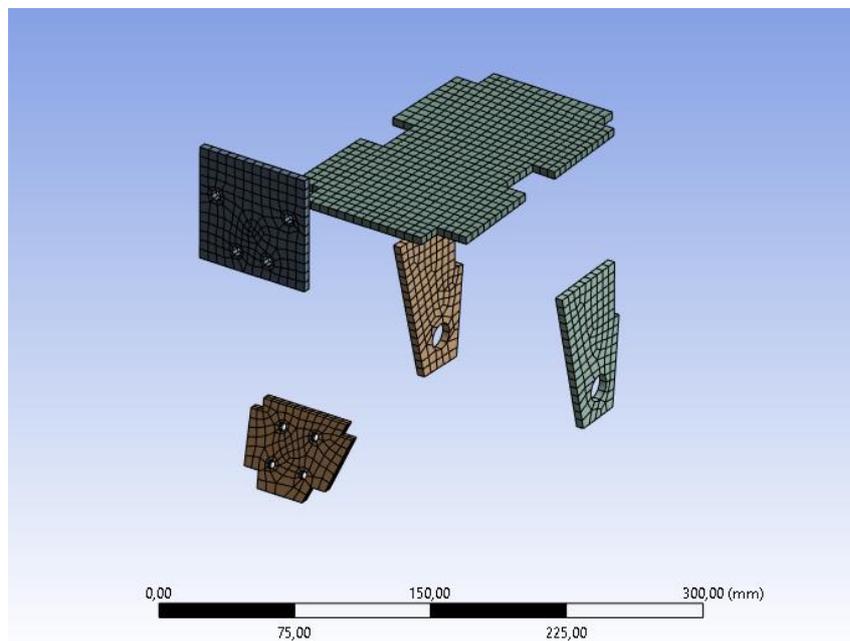
Em seguida, referente aos aerofólios e longarinas, também foi necessário especificar um método de geração de malha, neste caso foi selecionado o método automático, linear e tamanho de elementos de 6mm para os aerofólios e de 10mm para as longarinas, apresentado na Figura 30. O mesmo foi feito para as estruturas sanduíches acopladas a fuselagem, Figura 31, nas quais foi selecionado o método Sweep, All Quads e tamanho de elementos de 6mm e também apresentou resultados de qualidades de malha satisfatórios.

Figura 30 – Zoom da malha gerada nas asas, longarinas e aerofólios



Fonte: Autor (2022).

Figura 31 – Malha nas estruturas sanduíches



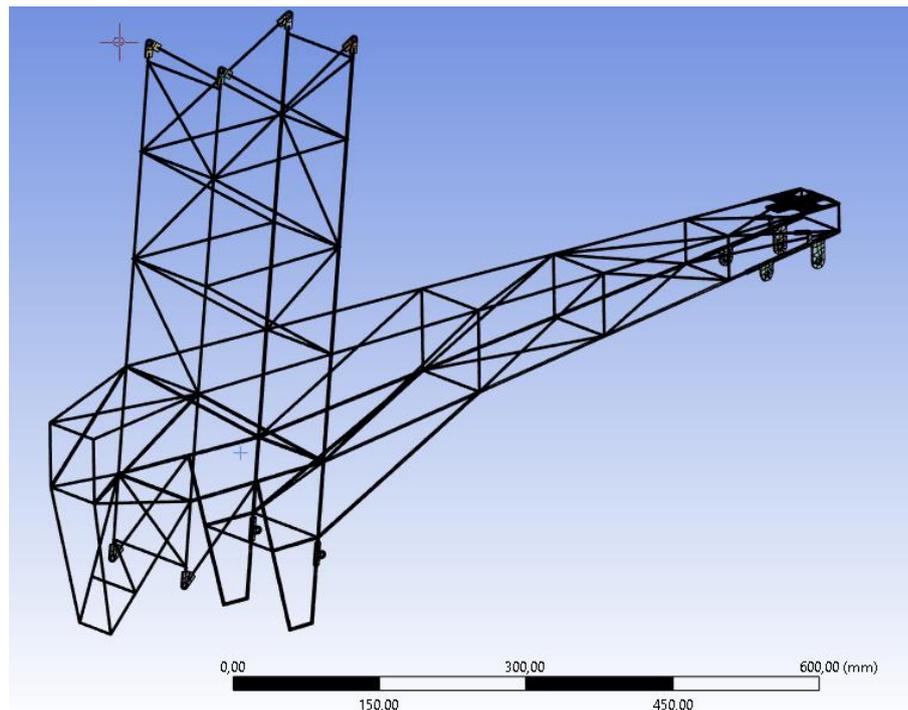
Fonte: Autor (2022).

Finalmente, a última etapa da geração da malha foi a fuselagem, Figura 32, esta apresentou uma dificuldade elevada de especificação de elementos e método de geração, devido à estrutura composta por varetas muito finas e compridas. A malha foi gerada pela especificação do método automático, linear e com elementos de 10mm.

Os resultados de qualidade desta malha não foram os mais adequados para

a análise, apresentando resultados de qualidade medianos. Contudo, foi possível gerar uma malha com elementos de 1mm, que apresentavam resultados de qualidade satisfatório, porém a versão do Ansys utilizada neste trabalho apresenta uma limitação computacional máxima de nós, ou seja, não sendo possível gerar as análises estruturais com esta malha de 1mm. Sendo assim, foi necessário optar pela malha que apresentou resultados medianos, mas que permitiria a continuação das análises.

Figura 32 – Malha da fuselagem



Fonte: Autor (2022).

Assim como Oliveira (2019), os parâmetros utilizados para medir a qualidade da malha foram Skewness e Qualidade dos Elementos. Conforme a definição, o parâmetro Skewness se refere a assimetria do elemento e varia entre 0, que indica uma célula simétrica e 1, que indica uma célula completamente degenerada. Já, o parâmetro de Qualidade dos Elementos relaciona o volume com os tamanhos das arestas dos elementos e também varia entre 0 e 1, em que 1 representa o elemento perfeito e 0 o contrário. A Tabela 11 apresenta todos os dados discutidos acima das malhas geradas.

Tabela 11 – Dados das malhas geradas nos componentes.

<b>Componentes</b>	<b>Partes Compósitas</b>	<b>Asas</b>	<b>Fuselagem</b>
<b>N° de Nós</b>	8.241	70.296	46.342
<b>N° de Elementos</b>	6.803	28.231	99.921
<b>Skewness (Média)</b>	5,41e-002	0,10574	0,386
<b>Skewness (Desvio Padrão)</b>	7,37e-002	0,12521	0,24443
<b>Qualidade dos Elementos (Média)</b>	0,9534	0,74522	0,63838
<b>Qualidade dos Elementos (Desvio Padrão)</b>	7,07e-002	0,20182	0,21138

Fonte: Autor (2022).

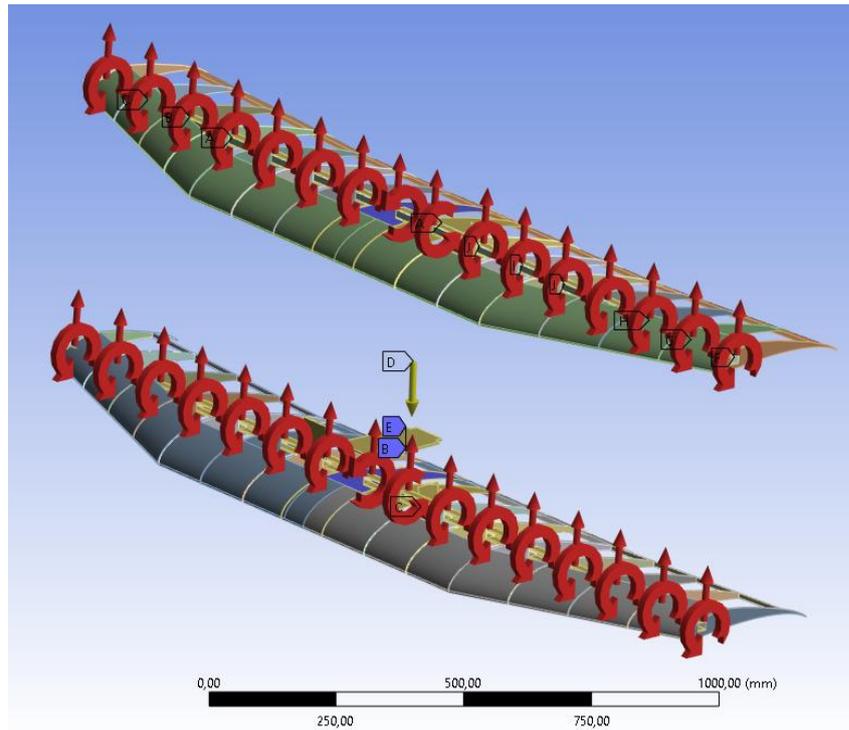
Analisando os números obtidos com o próprio conceito e comparando os resultados dos parâmetros da qualidade da malha com Oliveira (2019), é possível afirmar que os resultados foram muito próximos e satisfatórios, portanto, pode-se dizer que a qualidade da malha gerada é boa.

#### 4.9.2 Condições de Contorno

Para ser possível as análises computacionais é preciso estabelecer condições de contorno nas estruturas e estabelecer os principais carregamentos aplicadas nela. As condições de contorno aplicadas foram nas nervuras centrais de ambas as asas (regiões de fixação das asas à fuselagem), a parede corta-fogo, o assoalho e os suportes da bequilha e trem de pouso. O tipo de fixação escolhido foi do tipo engaste e não permite movimentação em nenhum sentido.

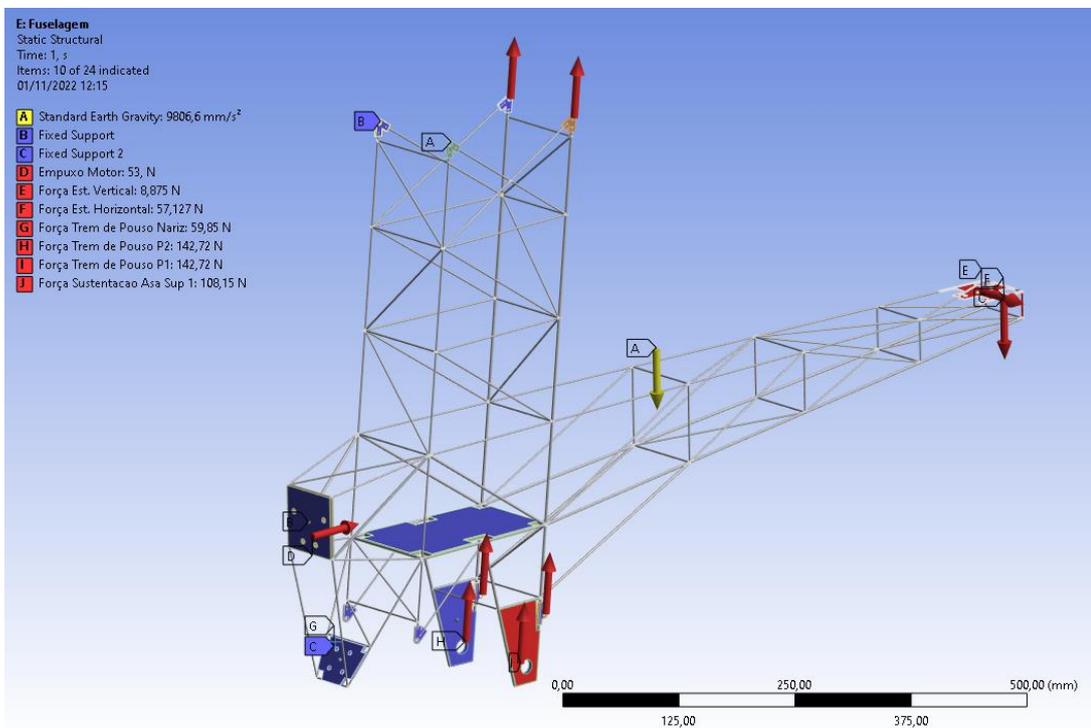
Os carregamentos aplicados na fuselagem, apresentados na Figura 34, foram na parede corta-fogo, onde é feito a fixação do motor; na cauda, onde ficam fixas as empenas vertical e horizontal; na região dos suportes de trem de pouso, assim como no local de fixação da fuselagem com as asas, simulando as forças sofridas pelas asas transmitida para a fuselagem. Ainda, os carregamentos nas asas (força de sustentação e momento torçor), apresentados pela Figura 33, foram aplicados nas 16 nervuras de cada asas de forma distribuída. Além disso, a Figura 35 apresenta onde foi adicionado cargas pontuais que representam o peso de cada componente, respeitando o posicionamento dos componentes.

Figura 33 – Carregamentos aplicados nas asas



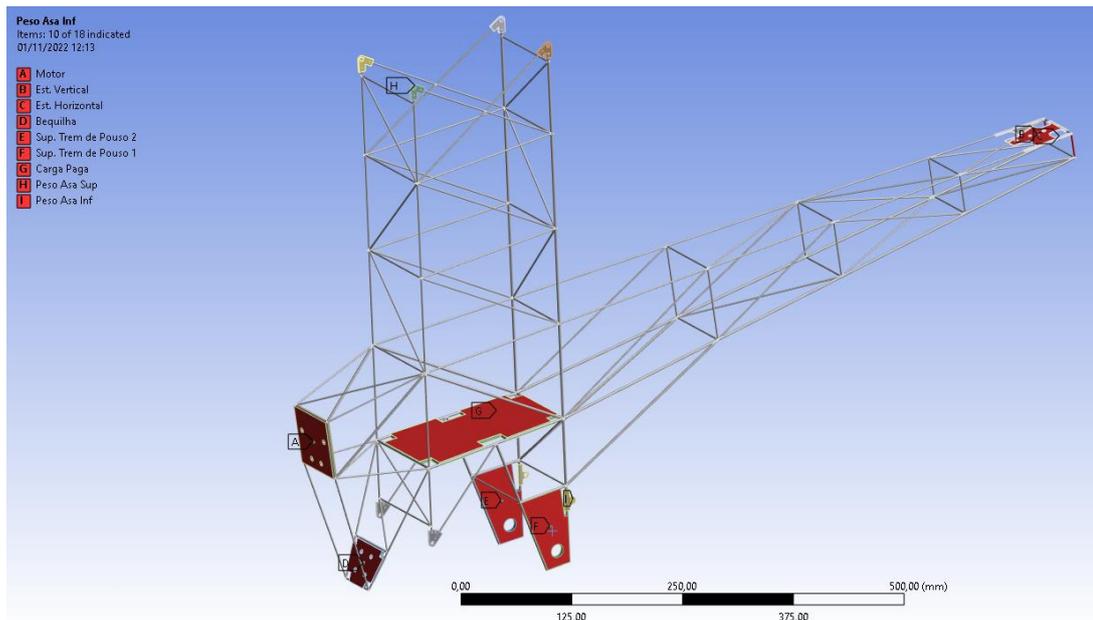
Fonte: Autor (2022).

Figura 34 – Carregamentos aplicados à fuselagem



Fonte: Autor (2022).

Figura 35 – Cargas pontuais e distribuídas aplicadas à fuselagem



Fonte: Autor (2022).

#### 4.10 ANÁLISE DE RESULTADOS E DISCUSSÕES

Neste capítulo será discutido os resultados obtidos pelo pre-processamento feito no capítulo anterior. Finalmente, após as malhas serem geradas, os carregamentos e condições de contorno aplicadas sobre a estrutura serão apresentados os resultados obtidos para tensões, deformações, deslocamentos e margens de segurança ligadas às estruturas e seus critérios de falha.

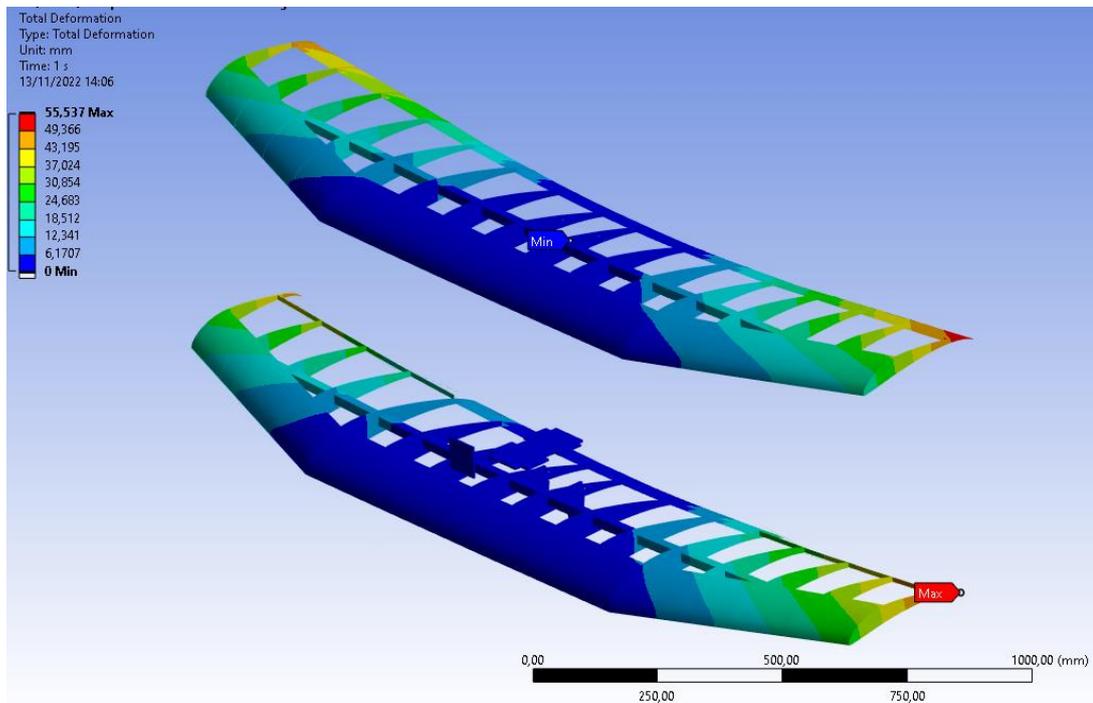
Dada a complexidade do problema e os limites computacionais impostos pelo programa Ansys, tais como o limite de números de nós e elementos, foi necessário fazer as análises do conjunto asa-fuselagem separadamente, já que a fuselagem por si só atinge o limite máximo de elementos, impossibilitando a análise conjunta. Porém, vale ressaltar que todas as forças e carregamentos foram aplicadas e posicionadas assumindo o conjunto completo.

##### 4.10.1 Asas

Segundo Rodrigues (2014), os principais critérios para avaliação de resultados da análise estrutural é verificar os deslocamentos, as tensões atuantes, o fator de segurança. O primeiro resultado, apresentado pelas Figura 36, 37 e 38, mostra a deflexão das asas, onde é possível verificar que o máximo deslocamento de 55,53mm se deu nas pontas de asas, em especial no bordo de fuga das últimas nervuras, em comparação com a posição inicial da estrutura. Segundo os resultados encontrados em demais trabalhos similares de análise estrutural de um vant, como (OLIVEIRA, 2020),

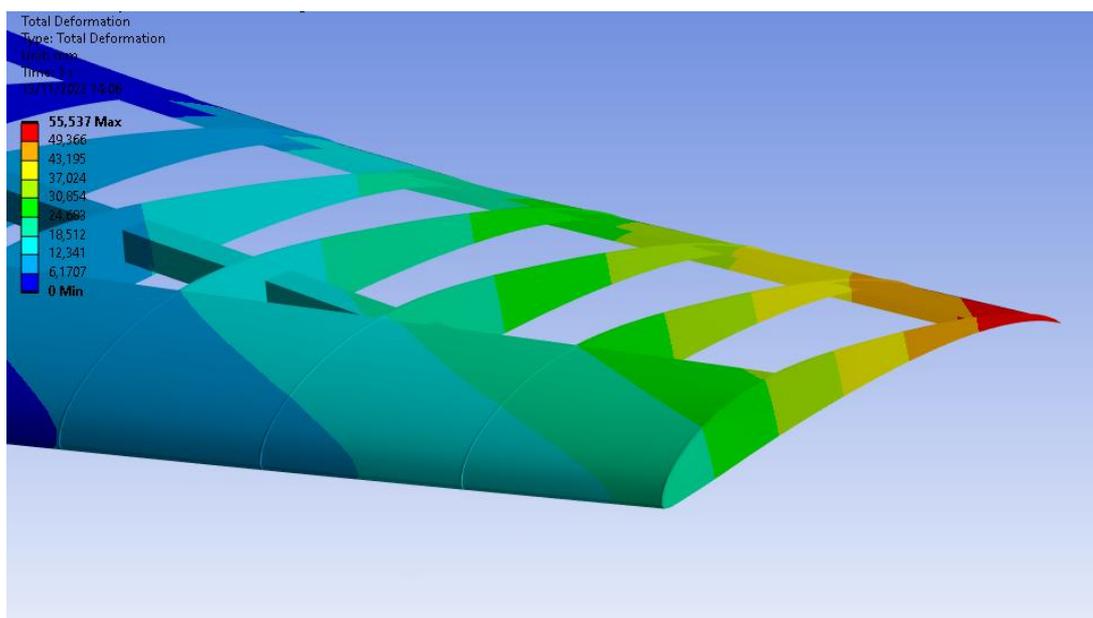
(CORREIA, 2019) e (HEINZMANN, 2020), onde obtiveram resultados de deslocamento máximo de ponta de asa de 40,11mm e 55,66mm e 68,64mm respectivamente. Dessa forma, é possível assumir que os resultados obtidos são coerentes com outras referências.

Figura 36 – Deslocamentos nas asas



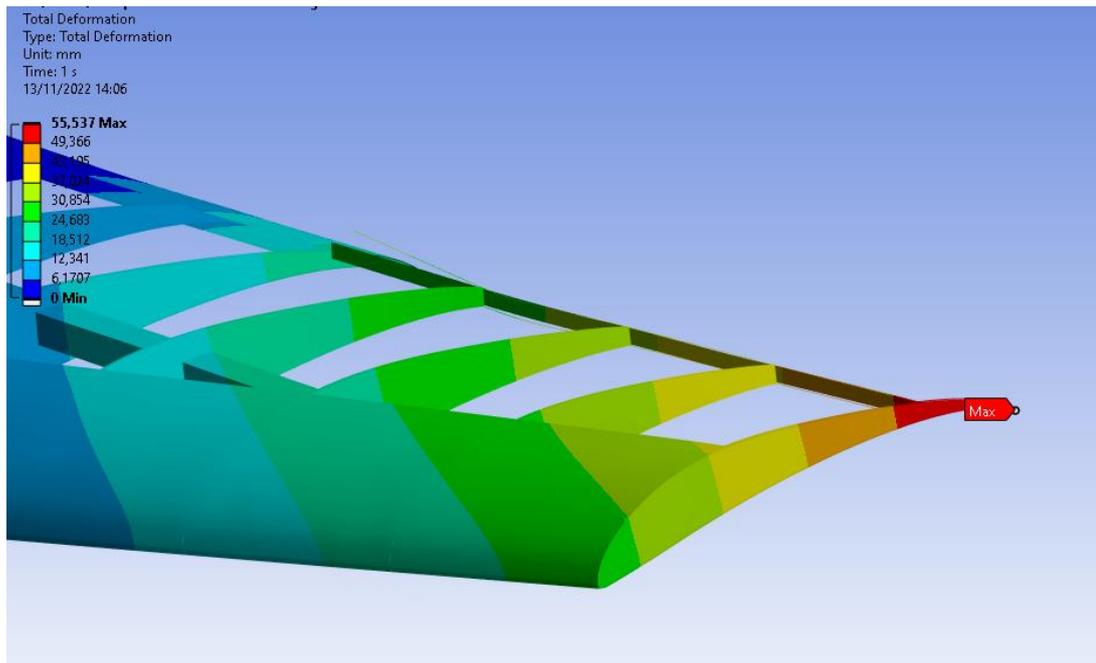
Fonte: Autor (2022).

Figura 37 – Zoom - Deslocamentos na asa superior



Fonte: Autor (2022).

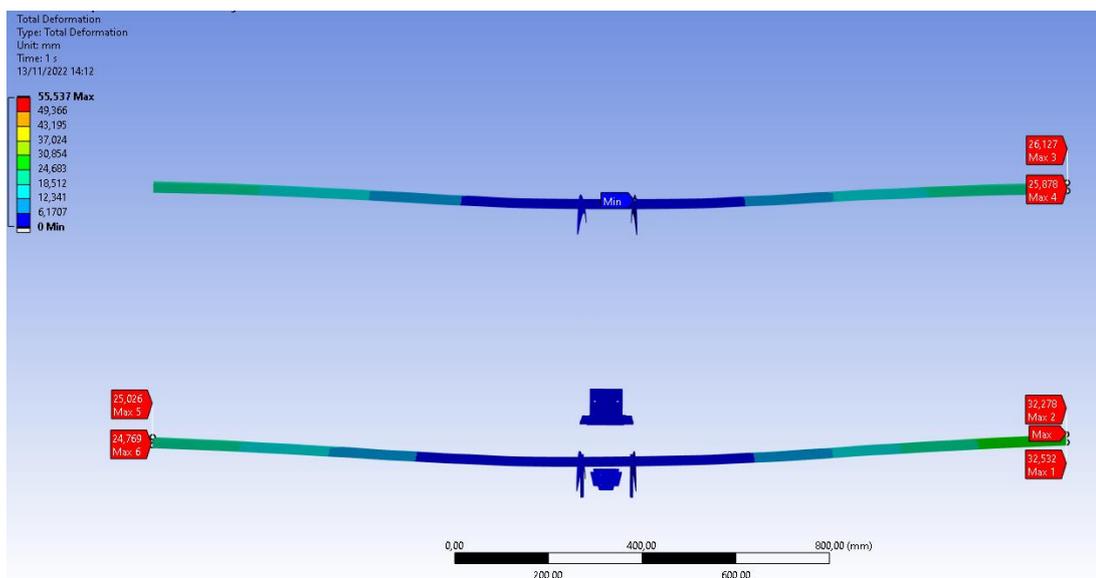
Figura 38 – Zoom - Deslocamentos na asa inferior



Fonte: Autor (2022).

Além, a Figura 39 mostra a deflexão máxima atingida pela longarina superior foi de 25,12mm e a longarina inferior de 32,5mm, em comparação com Oliveira (2020) que obteve uma deflexão máxima da longarina de 31,2mm.

Figura 39 – Deslocamentos das longarinas



Fonte: Autor (2022).

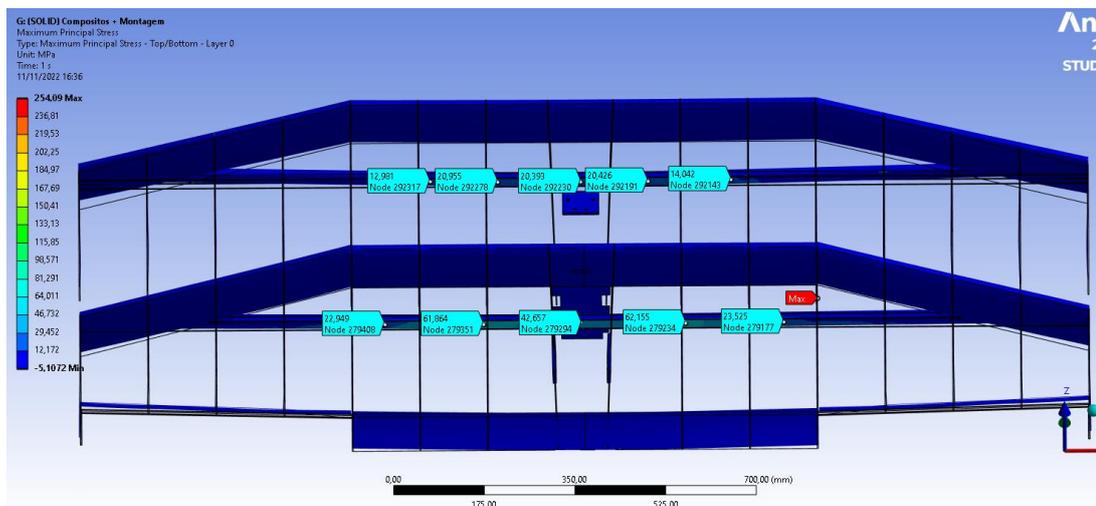
O próximo parâmetro analisados foram as tensões principais. Pode-se perceber, pela Figura 40, que os pontos de maior tensão ocorrem nas faces inferiores do meio

das longarinas, devido à tensão proveniente dos esforços de flexão causados pela força de sustentação, de forma que algumas regiões das longarinas possuem seus valores discretizados na figura para maior detalhamento devido a uma singularidade encontrada na análise. Percebe-se que a região mais solicitada foi a longarina inferior, onde em seu centro apresenta um valor de 42 MPa e, indo em direção as pontas, o valor cresce ligeiramente para 61,8 MPa logo após o centro e apresenta um decaimento tendendo a zero até o final.

Na Figura 41, percebe-se que o máximo encontrado na análise é de 254 MPa, ocorrendo no bordo de fuga de algumas nervuras devido a uma singularidade encontrada no filete do CAD. Contudo, apesar da singularidade, os valores resultantes nas demais partes da aeronave são coerentes com o esperado. Em efeito de comparação, Oliveira (2020) obteve em sua análise o valor máximo de 85MPa na mesma região e apresenta um decaimento para zero em direção as pontas.

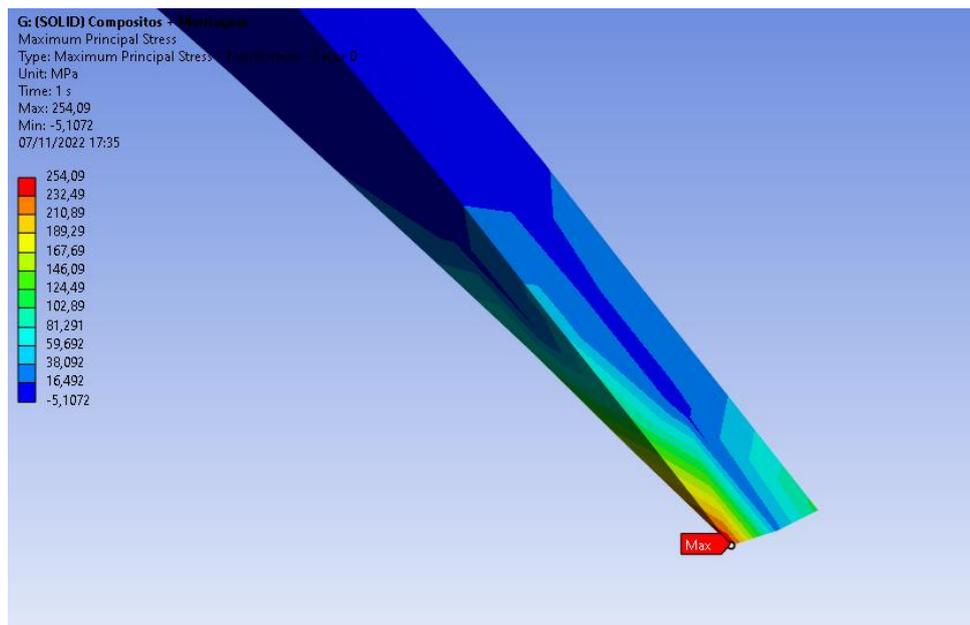
Por outro lado, a Figura 42, apresenta as regiões com as tensões mínimas das asas, que estão localizadas nas faces superiores das longarinas, devido aos esforços de flexão sofridos.

Figura 40 – Tensões máximas



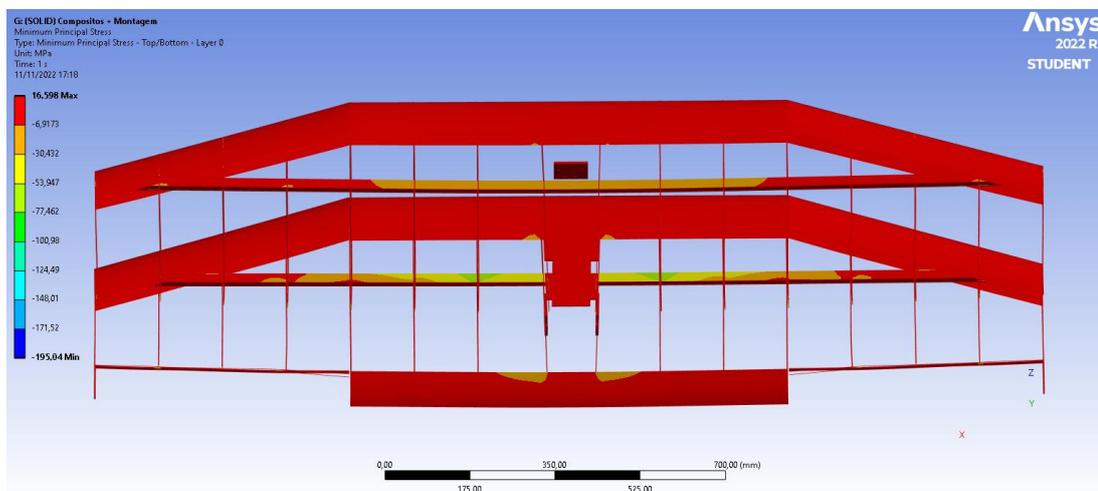
Fonte: Autor (2022).

Figura 41 – Ponto de singularidade na tensão máxima



Fonte: Autor (2022).

Figura 42 – Vista superior de tensões mínimas

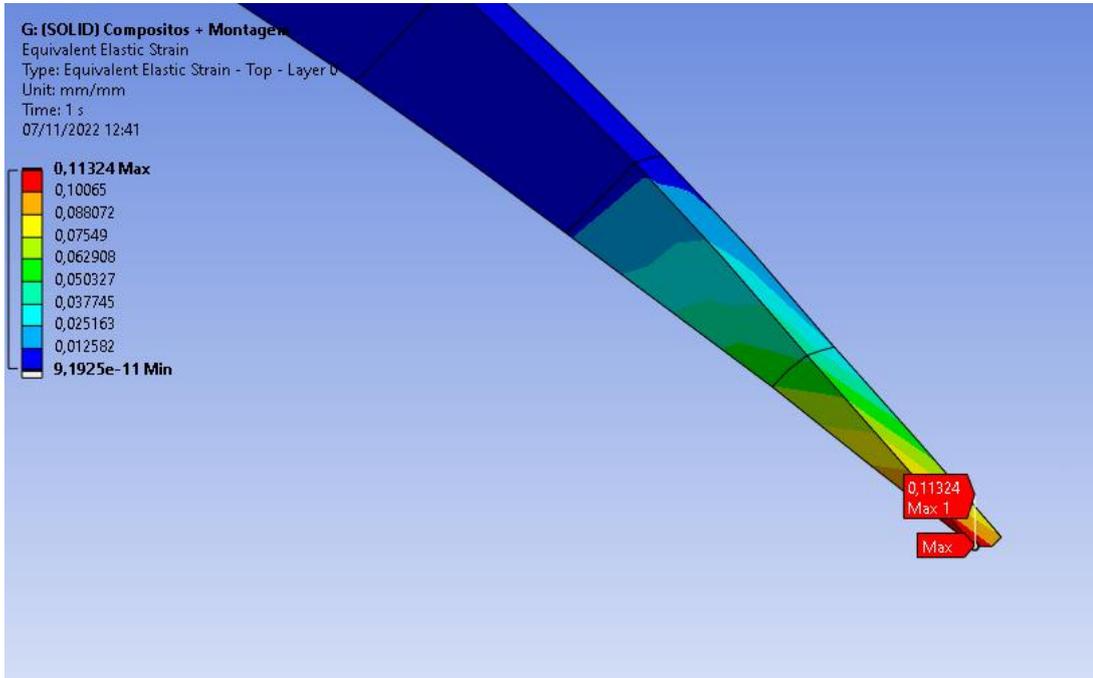


Fonte: Autor (2022).

Em sequência, a respeito das deformações apresentadas pelas análises, é possível perceber pela Figura 43 que também houve pontos máximos, na ordem de 0,11mm/mm, encontrados nos pontos de singularidades do CAD. Contudo, analisando os valores nas demais regiões, apresentados pelas Figuras 44 e 45, percebe-se que as regiões mais solicitadas neste caso são as regiões de bordo de ataque e bordo de fuga, a qual apresenta o maior deslocamento total das asas, e que toda a estrutura da aeronave se encontra bem abaixo do valor máximo de deformação para a madeira balsa de 0,025mm/mm, de acordo com Doyle, Drow e McBruney (1962). Sendo possível

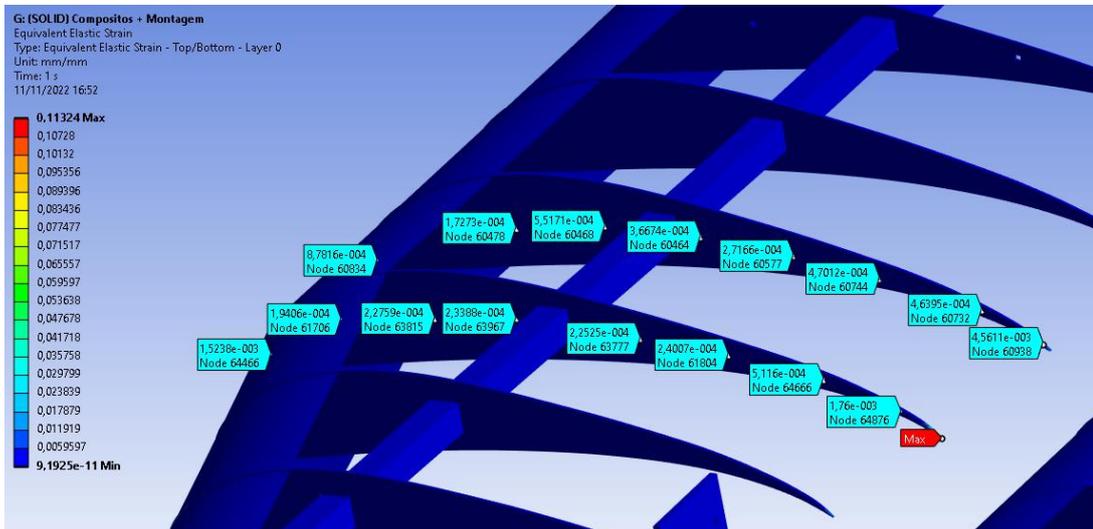
afirmar que, em sua totalidade, a estrutura apresenta-se segura.

Figura 43 – Ponto de singularidade de deformação máxima



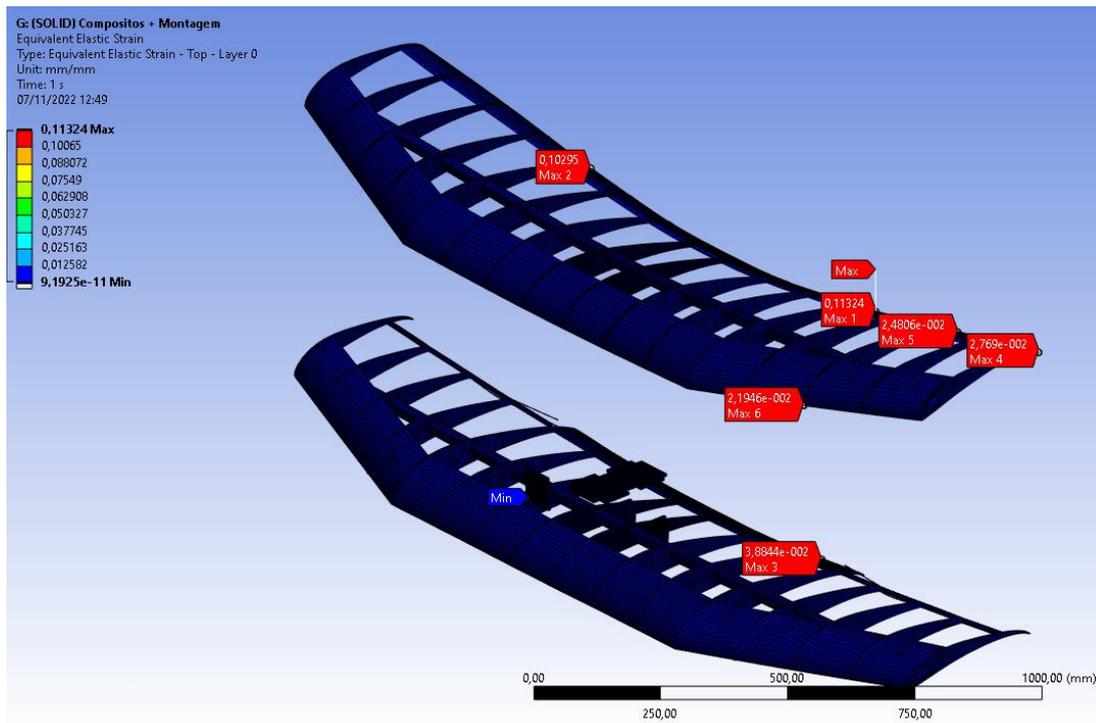
Fonte: Autor (2022).

Figura 44 – Pontos de deformação no aerofólio



Fonte: Autor (2022).

Figura 45 – Ponto de deformação na estrutura

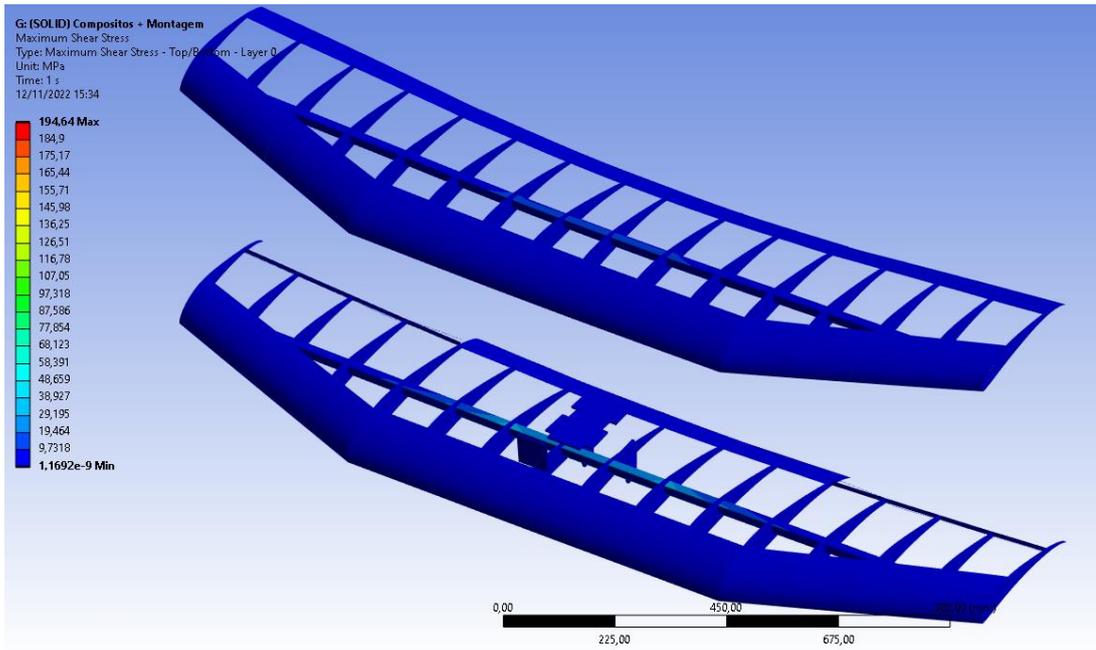


Fonte: Autor (2022).

A respeito da tensão máxima de cisalhamento, houve o mesmo problema numérico do ponto de singularidade que atrapalha a visibilidade da análise, mas não apresenta resultados errados ao longo do conjunto. O ponto onde ocorre a máxima tensão de cisalhamento é na longarina, especialmente na longarina da asa inferior.

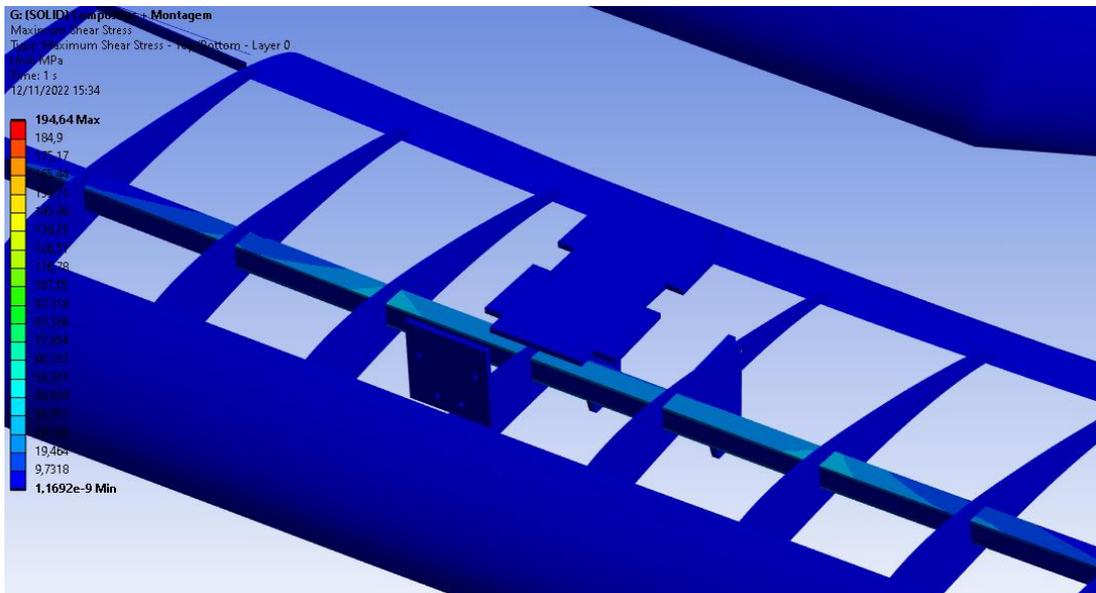
As Figuras 46 e 47 exibem o resultado da análise, onde é possível visualizar a coloração da malha nessa região, apontando ser a região máxima da análise, e apresentando valores máximos na ordem de 35MPa. A Figura 48 apresenta alguns valores de tensão máxima de cisalhamento ao longo das longarinas para facilitar a visualização dos valores na longarina, sendo as marcações em azul representando a face superior da longarina e em amarelo, a face inferior.

Figura 46 – Tensão Máxima de Cisalhamento



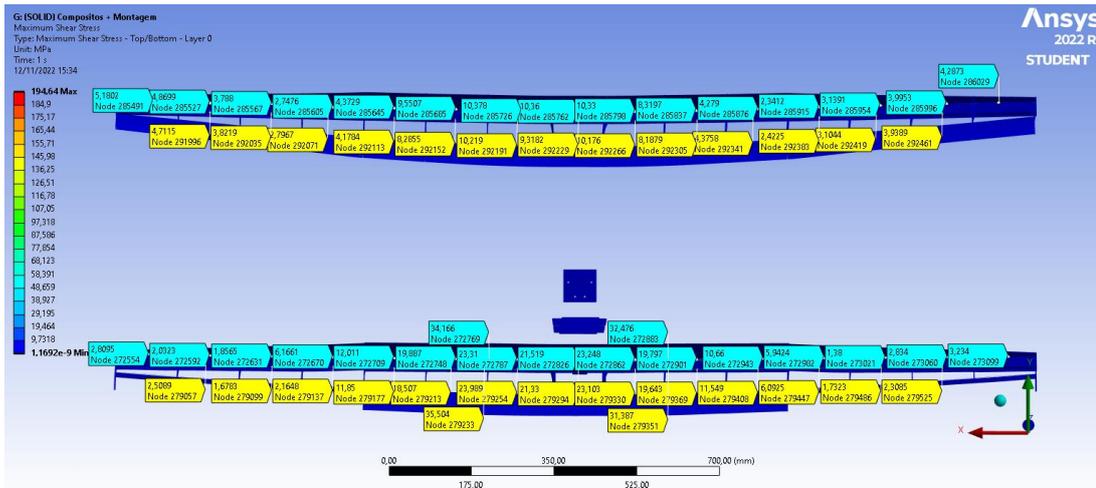
Fonte: Autor (2022).

Figura 47 – Zoom da região de tensão máxima de cisalhamento



Fonte: Autor (2022).

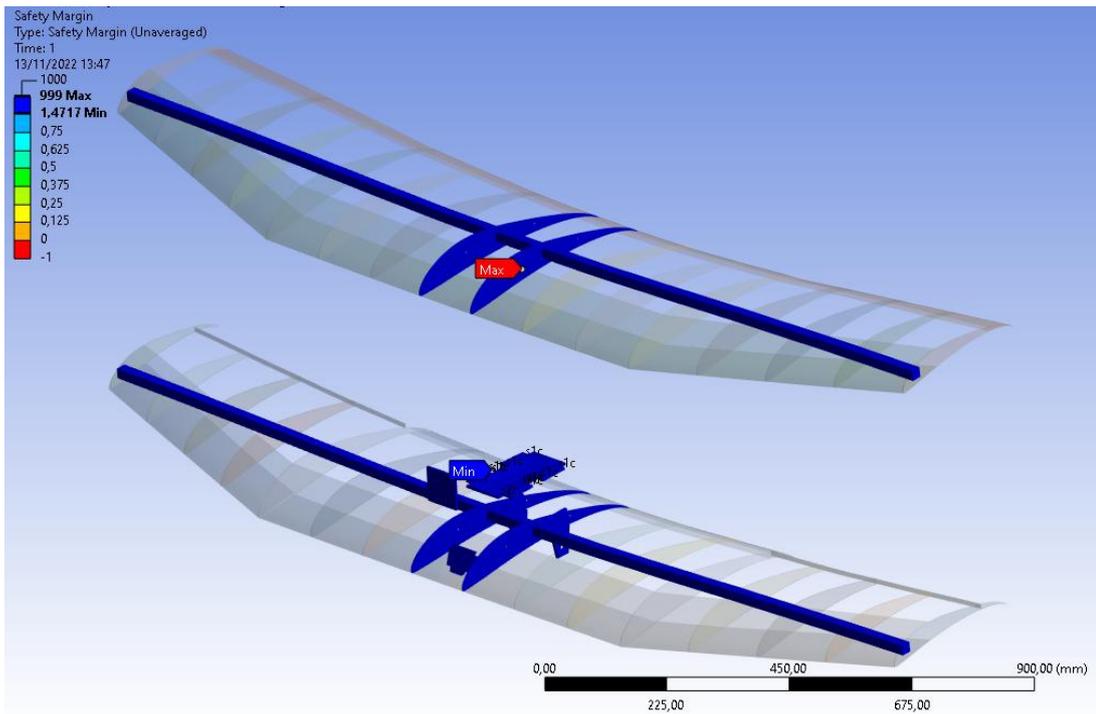
Figura 48 – Pontos de tensão máxima de cisalhamento



Fonte: Autor (2022).

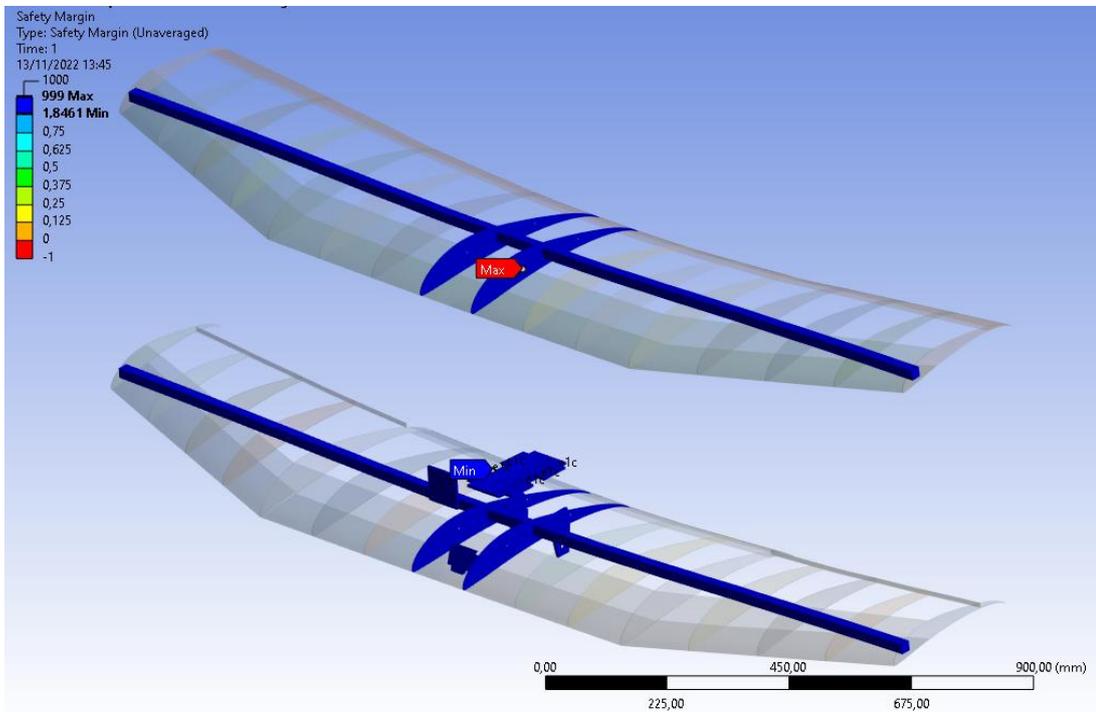
A seguir, foram analisados o comportamento das estruturas compósitas para identificar se a estrutura é segura. Com o uso do módulo ACP e pela ferramenta Composite Failure Tool é possível criar estruturas compósitas e analisar alguns critérios de falha simultaneamente, como já dito antes, a avaliação de diferentes critérios de falha é benéfico para o projeto, pois lhe concede um resultado completo sob demais óticas, já que cada critério possui uma particularidade em seu método. Nas Figuras 49, 50, 51 e 52 serão apresentados os resultados dos quatro critérios de falha escolhidos para analisar materiais compósitos: Tsai-Wu, Tsai-Hill, Tensão Máxima e Deformação Máxima. Os resultados são exibidos pela Tabela 12, expressos pela margem de segurança.

Figura 49 – Critério de falha tensão máxima



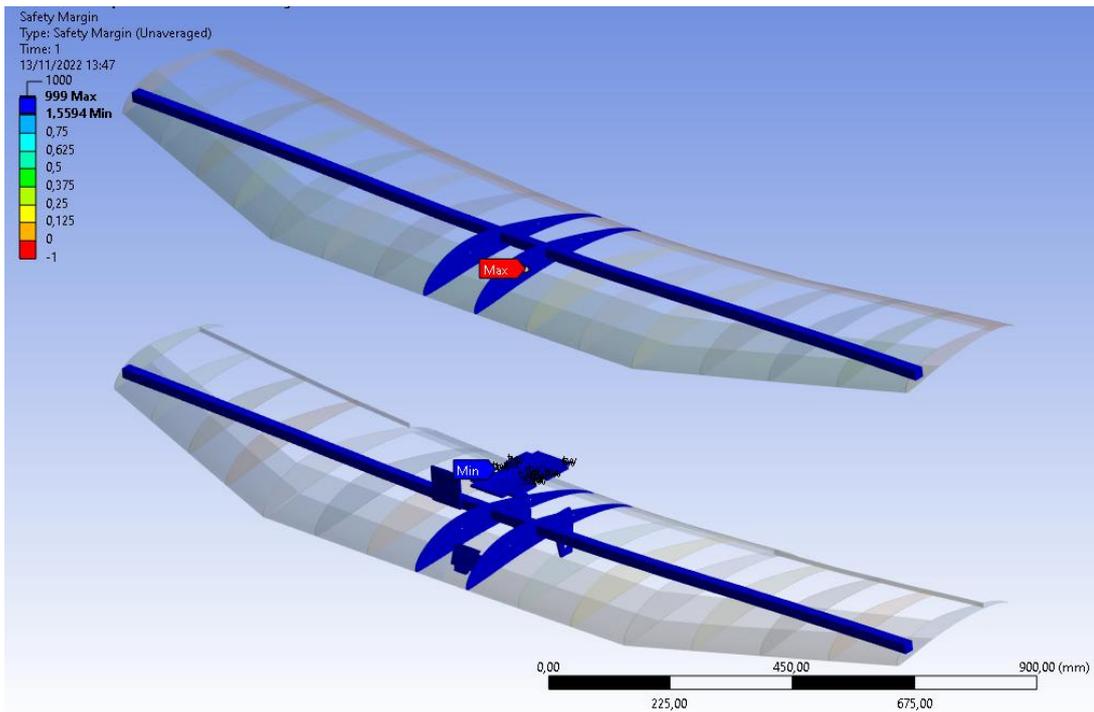
Fonte: Autor (2022).

Figura 50 – Critério de falha deformação máxima



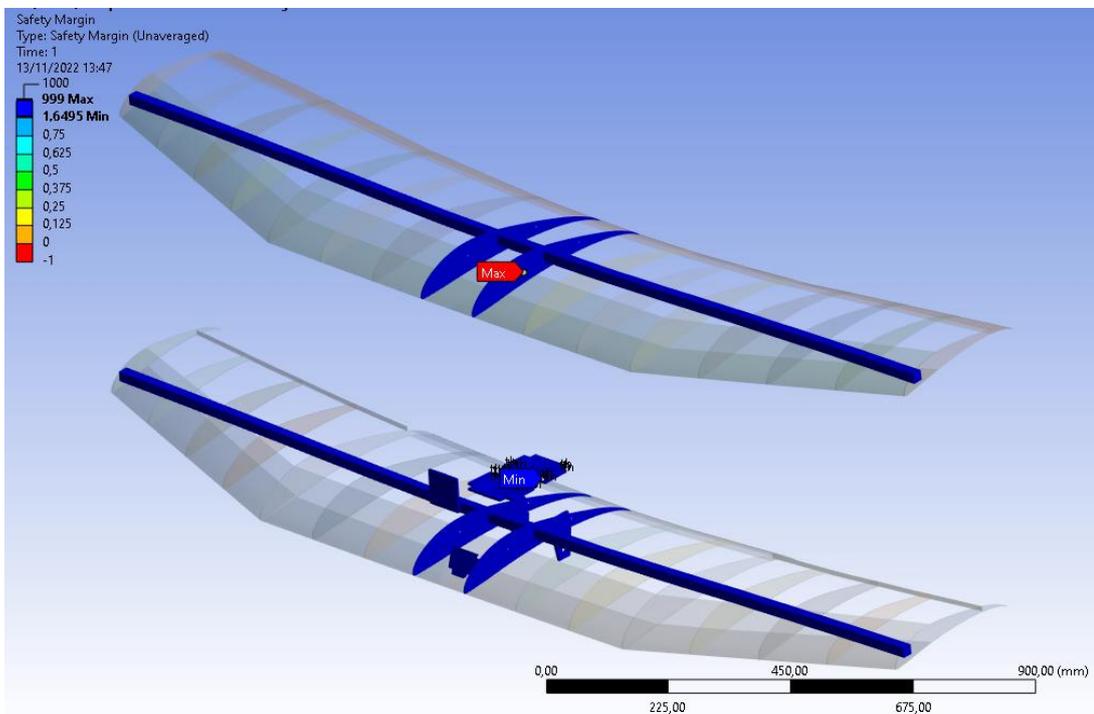
Fonte: Autor (2022).

Figura 51 – Critério de falha Tsai-Wu



Fonte: Autor (2022).

Figura 52 – Critério de falha Tsai-Hill



Fonte: Autor (2022).

Tabela 12 – Margens de segurança.

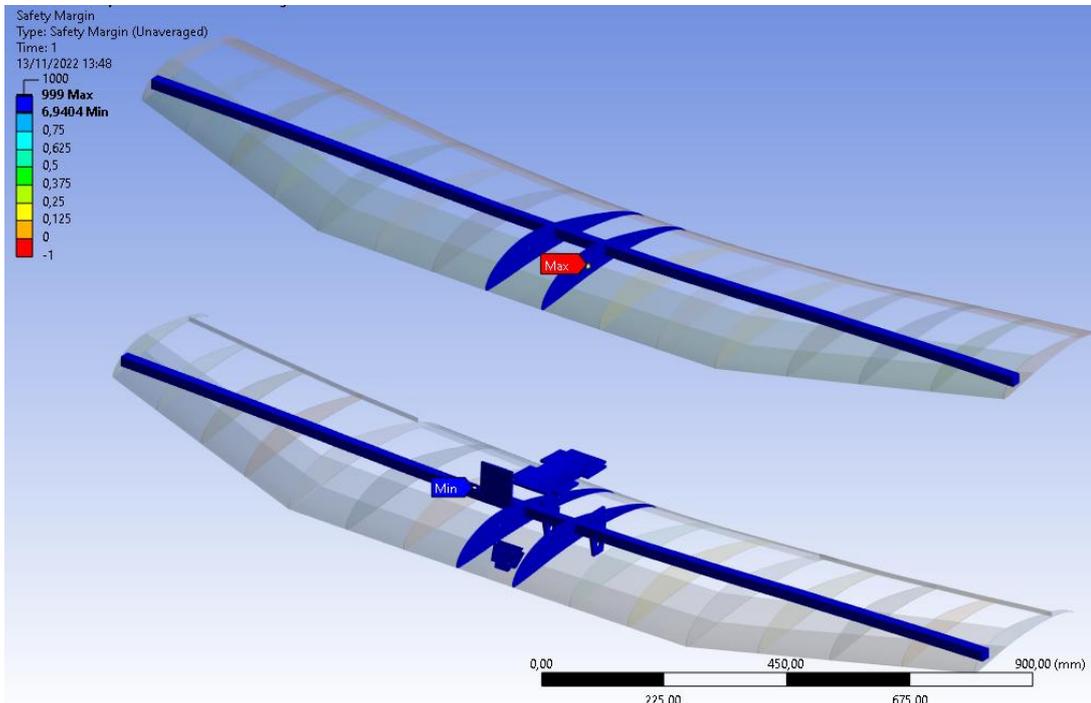
Tsai-Wu	Tsai-Hill	Tensão Máxima	Deformação Máxima.
1,559	1,649	1,471	1,8461

Fonte: Autor (2022).

Os resultados para esses critérios foram satisfatórios e dentro do esperado, apresentam que as estruturas são seguras e estão longe de falhar, pela margem de segurança resultante é possível dizer que tais estruturas foram super-dimensionadas, sendo plausível visto que a equipe não possuía o conhecimento para fazer tais análises e otimizar o projeto em 2020.

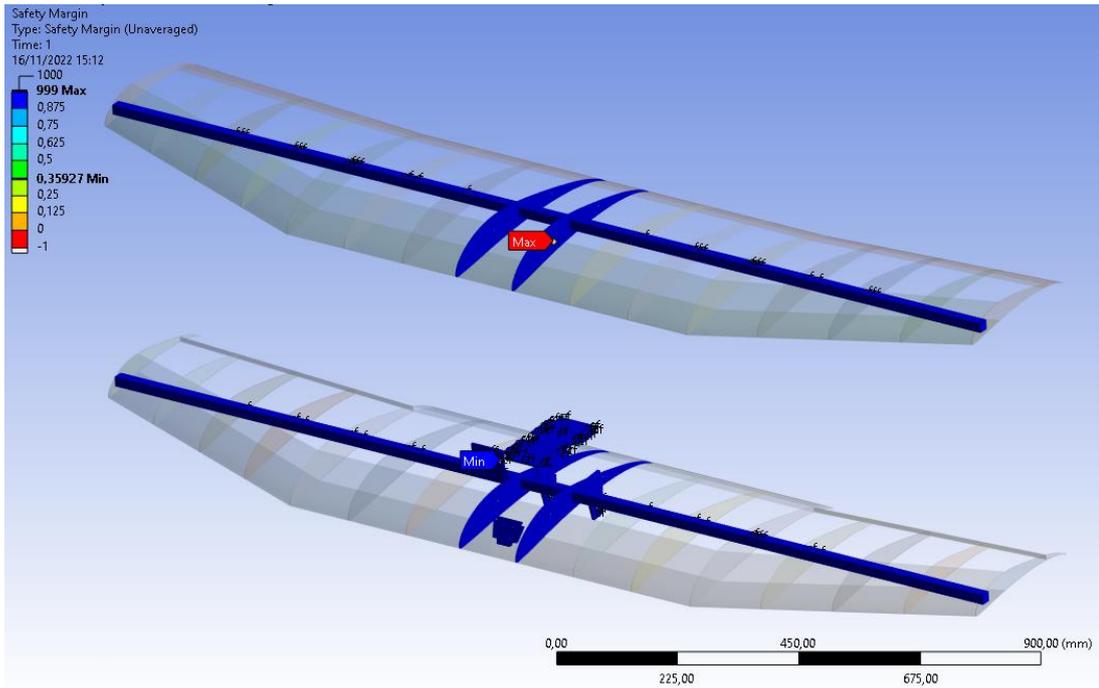
As estruturas sanduíches seguem o mesmo procedimento dos demais componentes compósitos. No Ansys é possível escolher apenas três tipos critérios de falha para estruturas sanduíches, sendo: empenamento das faces (Face Wrinkling), falha do núcleo (Core Failure) e instabilidade na estrutura (Shear Crimping). Os resultados estão apresentados nas Figuras 53, 53 e 55 e, também, exibidos na Tabela 13. Os resultados são expressos pela margem de segurança.

Figura 53 – Critério de falha por empenamento de face na estrutura sanduíche



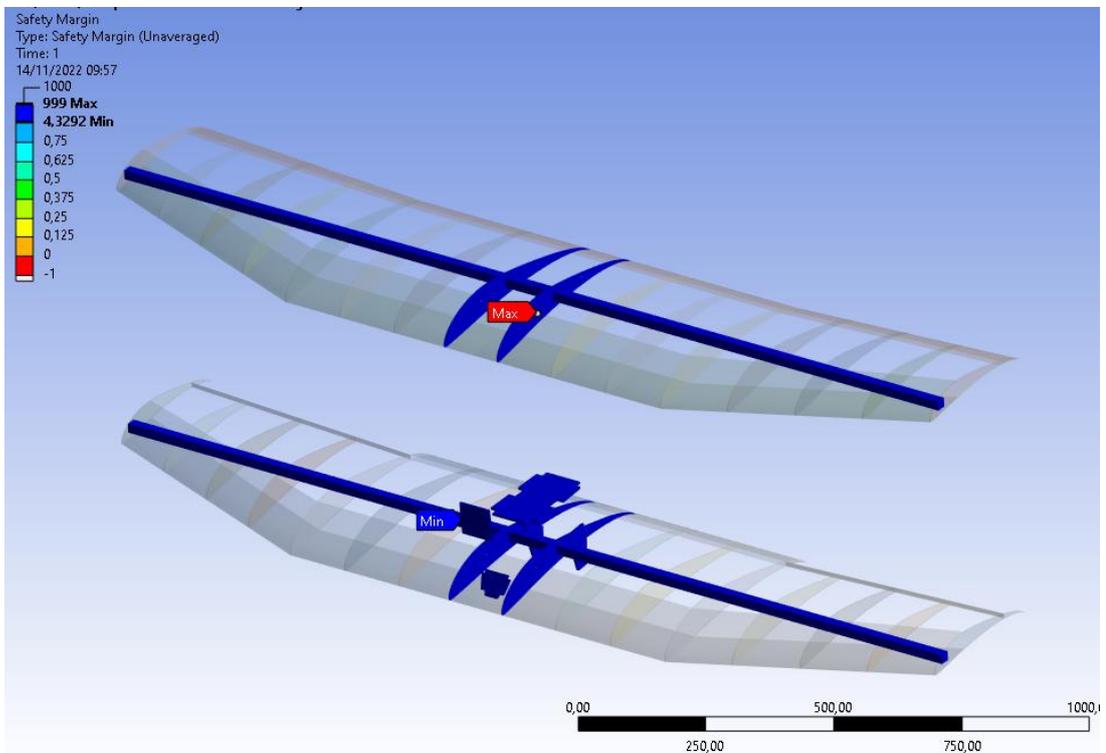
Fonte: Autor (2022).

Figura 54 – Critério de falha no núcleo para estrutura sanduíche



Fonte: Autor (2022).

Figura 55 – Critério de falha por flambagem para estrutura sanduíche



Fonte: Autor (2022).

Tabela 13 – Margens de segurança para estrutura sanduíche.

Empenamento de Face	Falha do Núcleo	Instabilidade na Estrutura
6,640	0,359	4,329

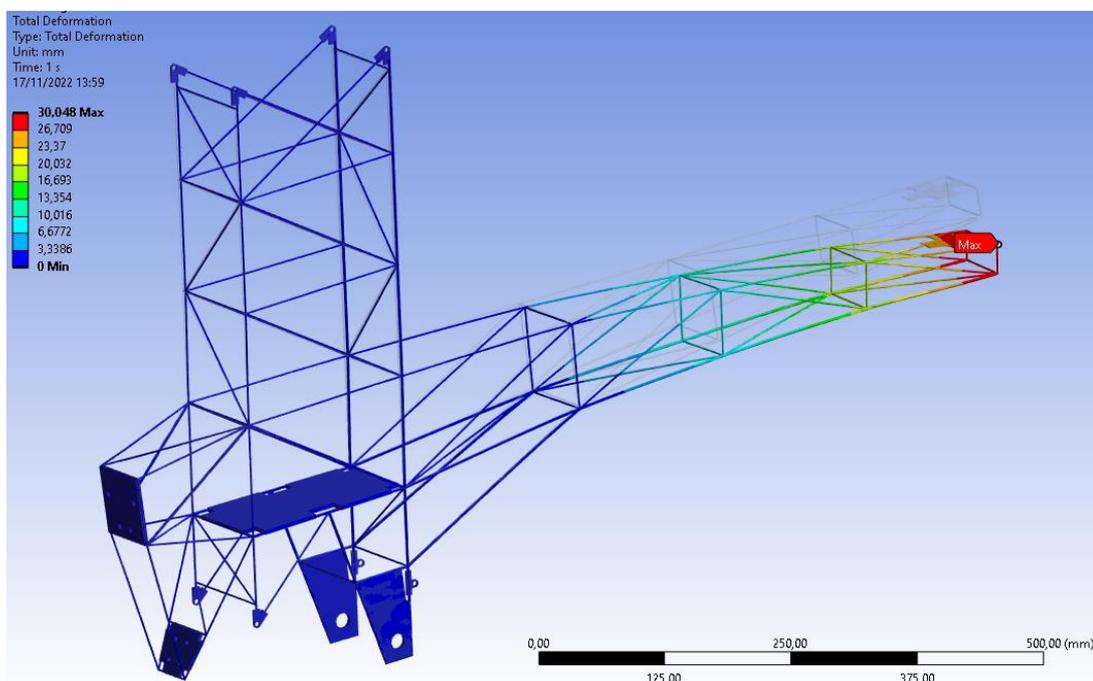
Fonte: Autor (2022).

Percebe-se que o valor mínimo encontrado para os três critérios foi de 0,359 no critério de falha do núcleo, e tal valor é encontrado somente em ponto de singularidade no núcleo da parede corta-fogo, proveniente da geometria em CAD. Contudo, as demais partes da estrutura da parede corta-fogo apresentam valores de margem de segurança elevadas e superiores a 1. Os demais resultados dos outros critérios de falha possuem uma margem de segurança bastante elevada, concluindo que a estrutura é segura.

#### 4.10.2 Fuselagem

Assim como na asa, o primeiro parâmetro analisado na fuselagem foi o deslocamento. A Figura 56 apresenta o resultado obtido para esta análise, e pode-se observar, que os maiores valores ocorrem na cauda, onde há influência dos carregamentos transferidos pelas empenagens.

Figura 56 – Deformações na fuselagem



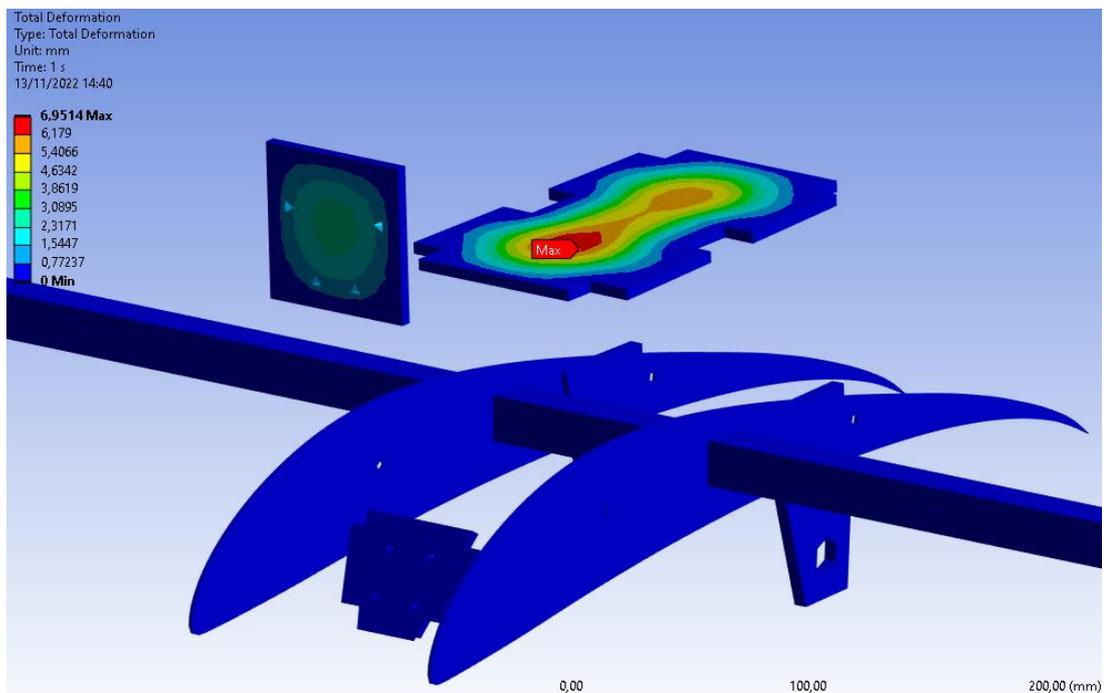
Fonte: Autor (2022).

Como é possível ver pela figura, a parte frontal e central da estrutura se mantém bem estável e possui valores de deslocamento irrisórios. A fuselagem no seu ponto

máximo de deslocamento apresenta um deslocamento de 30,04 mm, por ser uma estrutura mais rígida é coerente o deslocamento máximo ser menor que o das asas, por tanto a estrutura, também, se apresenta segura.

A fim de apresentar um resultado mais detalhado sobre o deslocamento nas estruturas sanduíches, foi realizado a mesma análise, focado nestas regiões. A Figura 57 apresenta os valores de deslocamento nestas regiões. Pode-se perceber que o deslocamento ocorre na parede corta-fogo e no assoalho, sendo o último o ponto onde ocorre o maior deslocamento, fazendo sentido já que essa região é responsável por carregar a carga paga e os outros componentes, já as outras regiões de suporte de trem de pouso e bequilha, apresentam deslocamentos irrisórios, sendo talvez superdimensionados no projeto. O deslocamento máximo é de 6,95mm e apresenta um resultado seguro e coerente.

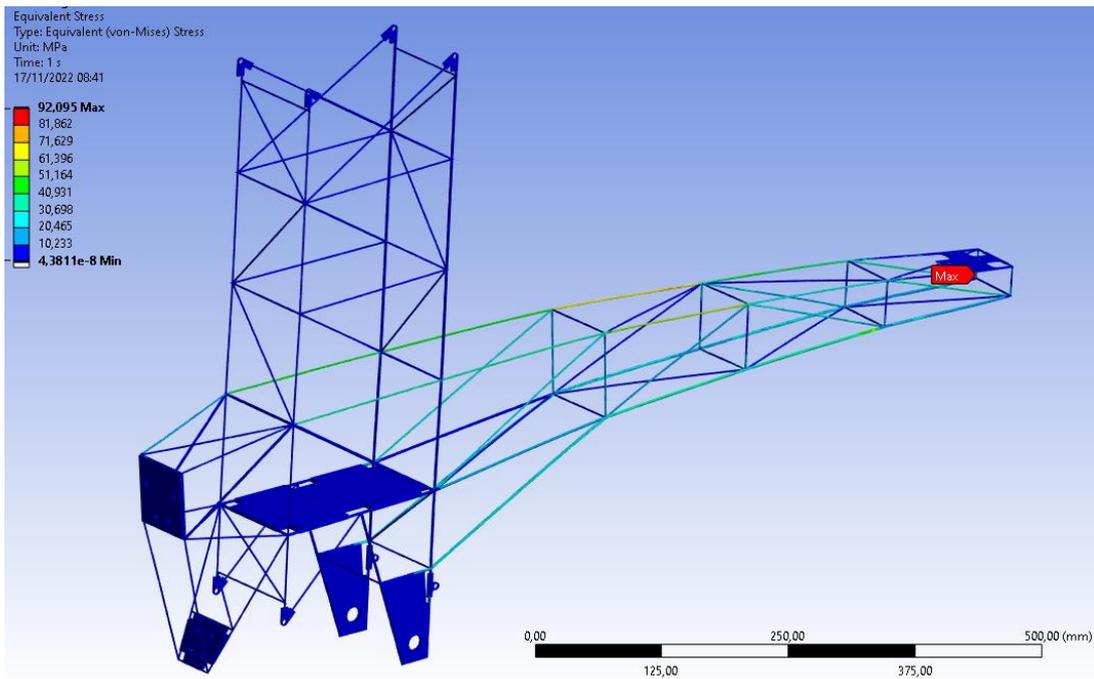
Figura 57 – Deformações nas estruturas sanduíches



Fonte: Autor (2022).

A seguir, a Figura 58 apresenta o resultado da análise de tensão máxima na fuselagem, a fim de compreender melhor o seu comportamento. Observa-se que os locais mais tensionados são as varetas da cauda do vant, fazendo sentido já que é aonde ocorre o maior deslocamento, proveniente das forças dos estabilizadores.

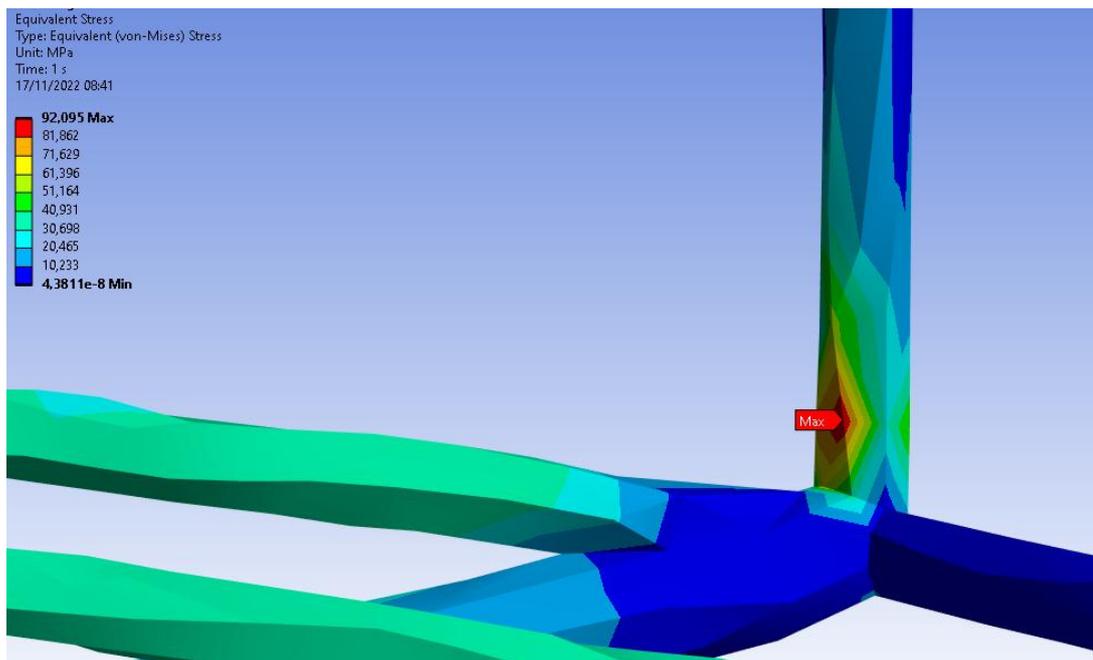
Figura 58 – Tensão máxima na fuselagem



Fonte: Autor (2022).

Já a Figura 59 mostra o ponto máximo de tensão encontrado nesta geometria. Percebe-se que a máxima tensão é encontrada apenas em um ponto na região mais solicitada, a cauda. As demais varetas se encontram em um nível de tensão abaixo de 75MPa, o que se encontra dentro do esperado e bem abaixo das tensões admissíveis do material.

Figura 59 – Zoom - Tensão máxima na fuselagem



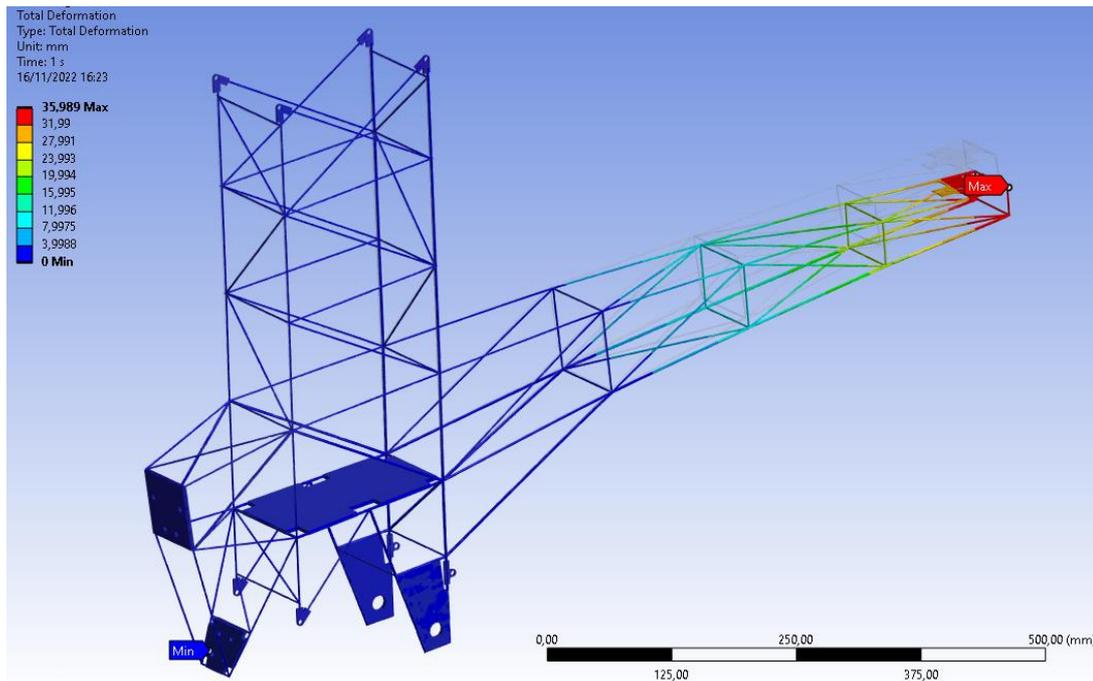
Fonte: Autor (2022).

#### 4.10.3 Análise Comparativa de Deslocamento Variando o Material da Fuselagem

Neste tópico será feito uma análise comparativa de deslocamentos na fuselagem feita de fibra de vidro. A fibra de vidro é um material bastante utilizado para a fabricação de vants dado a sua resistência, peso e custo em comparação com a fibra de carbono que também é um material amplamente utilizado, porém, com um custo . Para a escolha do material é necessário analisar a viabilidade no projeto.

A Figura 60 apresentar o deslocamento máximo atingido na fuselagem feita em fibra de vidro, percebe-se que o valor máximo atingido foi de 35,98mm na mesma região. Este resultado é coerente, já que a fibra de carbono é um material que apresenta uma maior leveza e resistência que a fibra de vidro, sendo coerente o deslocamento da estrutura em fibra de vidro ser maior que a fibra de carbono.

Figura 60 – Deformações na fuselagem em fibra de vidro



Fonte: Autor (2022).

Finalmente, baseado nos resultados acima, nota-se que utilizando as varetas feitas de fibra de vidro o deslocamento aumenta, porém, a diferença entre deslocamentos não traz grande impacto a fim de justificar o uso da fibra de carbono, que embora seja um material mais resistente e leve, a fibra de carbono aumenta consideravelmente o custo do projeto.

No projeto de 2020 não havia o conhecimento por parte equipe para fazer uma análise mais aprofundada e detalhada no Ansys. O foco daquele projeto era reduzir o peso da estrutura, para que assim, a estrutura conseguisse carregar mais peso, e com base na literatura de artigos acadêmicos sobre o tópico, a equipe optou por se utilizar varetas de fibra de carbono para atingir este objetivo. Contudo, pode-se ver por este estudo que o uso de varetas de fibra de vidro para este caso ainda seria uma opção mais viável, já que o peso com a estrutura de fibra de vidro é de 163,17g e em fibra de carbono de 131,58g, acarretando uma diferença de 36,6g, e tal diferença de 22,4% não traz ganhos significativos de otimização de peso quando comparada com o peso total vazio do vant, representando pouco menos de 1% da massa e acarretando um custo muito maior ao projeto, já que o custo do metro quadrado da fibra de carbono é em média 420 reais, em comparação com o metro quadrado da fibra de vidro de 20 reais nos sites de fornecedores.

## 5 CONCLUSÕES

Os objetivos deste trabalho foram alcançados, uma validação numérica dos cálculos de projeto, através do método de elementos finitos, foi realizada permitindo avaliar com segurança a estrutura e apontar os pontos críticos e margens de segurança. Também, ao final, foi debatido a alteração do material da fuselagem, e constatado que uma análise numérica aprofundada é de suma importância para evitar falhas e custos exagerados.

Os resultados encontrados foram comparados a trabalhos similares e apresentam-se coerentes com essas referências. Na época que este projeto foi realizado não existia o conhecimento aprofundado por parte da equipe Nisus neste tipo de análise estrutural numérica com materiais compósitos, o que ao final do trabalho se mostrou fundamental, pois algumas estruturas estavam superdimensionadas e o material optado para uso na fuselagem, embora apresente um desempenho superior por si só, quando aplicado, não apresentou mudanças significativas no desempenho da estrutura que justificasse o custo investido. No entanto, apesar dos cálculos superdimensionados, após a validação pode-se afirmar que os cálculos por parte da equipe foram corretos, o projeto foi viável e seguro para voo. Ao final da competição, a aeronave atingiu o 27º lugar na competição, comprovando a importância que um estudo numérico aprofundado beneficiaria próximos projetos.

Durante este trabalho foi possível aprender muito sobre a utilização dos programas Ansys e SolidWorks, ambos programas essenciais para projetos de engenharia e ficou evidente a importância do uso de ferramentas numéricas para validar cálculos e estudos em projetos.

Sobre as limitações encontradas durante este trabalho, a utilização dos módulos do Ansys foi em suma a maior dificuldade, o programa na sua versão gratuita para estudantes possui limitações, o que dificultou as análises. Esta dificuldade se deu devido a pouca bibliografia disponível sobre o tópico e, em sua maioria, em inglês. Com isso, espera-se que este trabalho possa ajudar outros estudantes no desenvolvimento de projetos futuros, e quanto ao ensino em faculdades de engenharia, é recomendado a implementação de cursos de utilização do programa Ansys nas grades curriculares.

Como sugestão para projetos futuros, o desenvolvimento de um estudo aerodinâmico sobre a influência das asas de um vant biplano em comparação a um vant monoplane, dessa forma constatando qual configuração de asas se apresentaria mais adequada para a competição SAE Aerodesign, assim também como um estudo mais aprofundado dentro do campo de materiais compósitos laminados e a definição da combinação e orientação da fibra/matriz.

## REFERÊNCIAS

- CORREIA, M. *Análise Estática e Dinâmica de uma Asa de Competição SAE Aerodesign*. Tese (Trabalho de conclusão de curso) — Universidade de Brasília, Brasília, 2019.
- Debora Pierini Gagliardo; Nilson Tadeu Mascia. Análise de estruturas sanduíche: parâmetros de projeto. 2010. Disponível em: [https://www.scielo.br/j/ac/a/V7rhhg96Gjtg7GCh38VWd8C/?format=pdf&lang=pt#:~:text=De%20acordo%20com%20Jones%20\(1975,\(wrinkling\)%2C%20flambagem%20intracelular%20\(](https://www.scielo.br/j/ac/a/V7rhhg96Gjtg7GCh38VWd8C/?format=pdf&lang=pt#:~:text=De%20acordo%20com%20Jones%20(1975,(wrinkling)%2C%20flambagem%20intracelular%20()
- FAA. *Pilot's handbook of aeronautical knowledge 2016*. [S.l.: s.n.], 2016. OCLC: 1057357669. ISBN 9781619544772 9781619544734.
- FILHO, A. A. *Elementos finitos: A base da Tecnologia CAE*. 6ª edição. ed. S?o Paulo: Editora Érica, 2009. ISBN 9788571947412.
- G. P de Souza; V. Tita, N. C. dos Santos; J. de Carvalho. METODOLOGIA PARA APLICAÇÃO DE CRITÉRIOS DE FALHAS EM MATERIAIS COMPÓSITOS LAMINADOS UTILIZANDO O MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS. nov. 2002. Disponível em: [https://www.ipen.br/biblioteca/cd/cbecimat/2002/arqs\\_pdf/pdf\\_200/tc204-002.pdf](https://www.ipen.br/biblioteca/cd/cbecimat/2002/arqs_pdf/pdf_200/tc204-002.pdf).
- GUDMUNDSSON, S. *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*. First edition. Oxford ; Waltham, MA: Butterworth-Heinemann, 2014. OCLC: ocn863648682. ISBN 9780123973085.
- HEINZMANN, M. *AVALIAÇÃO ESTRUTURAL DA ASA DE UM VANT: ESTUDO DE CASO PARA UMA AERONAVE DA COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN*. Tese (Trabalho de conclusão de curso) — UNIVERSIDADE DE CAXIAS DO SUL, CAXIAS DO SUL, 2020.
- HIBBELER, R. C. *Resistência dos Materiais*. 7ª edição. ed. S?o Paulo (SP): Pearson Universidades, 2009. ISBN 9788576053736.
- KAW, A. K. (Ed.). *Mechanics of Composite Materials*. 2. ed. [S.l.: s.n.], 2006.
- MEGSON, T. H. G. *Aircraft structures for engineering students*. 4th ed. ed. Oxford ; Burlington, MA: Butterworth-Heinemann, 2007. (Elsevier aerospace engineering series). OCLC: ocm76798397. ISBN 9780750667395.
- NICOLAS, E. *ESTUDO DE CRITÉRIOS DE RESISTÊNCIA DE MATERIAIS ANISOTRÓPICOS APLICADOS À MADEIRA*. Tese (Tese de Doutorado) — Universidade Estadual de Campinas, 2022. Disponível em: <https://core.ac.uk/download/pdf/296841194.pdf>.
- NISUS. *Equipe Nisus Aerodesign*. 2022. Disponível em: <https://nisus.joinville.ufsc.br/>.
- NIU, M. C.-Y. *Airframe structural design: practical design information and data on aircraft structures*. 2. ed., 3. publ. with minor corr. ed. Hong Kong: Conmilit Press Ltd, 1995. ISBN 9789627128090.

OLIVEIRA, J. *ANÁLISE ESTRUTURAL DO CONJUNTO ASA-FUSELAGEM DE UMA AERONAVE DE AERODESIGN*. Tese (Trabalho de Conclusão de Curso) — Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2020. Disponível em: <https://repositorio.ufsc.br/handle/123456789/218494>.

RAYMER, D. P. *Aircraft design: a conceptual approach*. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 2018. (AIAA education series). ISBN 9781624104909.

RODRIGUES, L. *Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE- com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: AeroDesign: Estabilidade e Estruturas Estabilidade e Estruturas*. 1. ed. Salto/SP: [s.n.], 2014. Original-date: 2014. ISBN 978-85-918113-1-1.

SAE. *REGULAMENTO DE INSCRIÇÃO NO SAE BRASIL AERODESIGN 2020*. 2020. Disponível em: [http://saebrasil.org.br/wp-content/uploads/2020/03/Regulamento\\_de\\_Inscri%C3%A7%C3%A3o\\_no\\_SAE-BRASIL\\_AeroDesign\\_2020\\_Rev-.pdf](http://saebrasil.org.br/wp-content/uploads/2020/03/Regulamento_de_Inscri%C3%A7%C3%A3o_no_SAE-BRASIL_AeroDesign_2020_Rev-.pdf).

SAE. *SAE BRASIL*. 2022. Disponível em: <https://saebrasil.org.br/programas-estudantis/aero-design-sae-brasil/>.

TEIXEIRA-DIAS, F. et al. *Método dos Elementos Finitos. Técnicas de Simulação Numérica em Engenharia*. 2ª edição. ed. [S.l.]: ETEP, 2018. ISBN 9789728480400.