

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

JÚLIA RENATA SCHENCKEL DE OLIVEIRA

ANÁLISE ESTRUTURAL DO CONJUNTO ASA-FUSELAGEM DE UMA AERONAVE
DE AERODESIGN

Joinville

2020

JÚLIA RENATA SCHENCKEL DE OLIVEIRA

ANÁLISE ESTRUTURAL DO CONJUNTO ASA-FUSELAGEM DE UMA AERONAVE
DE AERODESIGN

Trabalho apresentado como requisito para
obtenção do título de bacharel no Curso de
Graduação em Engenharia Aeroespacial do
Centro Tecnológico de Joinville da
Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Dr. Marcos Alves Rabelo.

Joinville

2020

JÚLIA RENATA SCHENCKEL DE OLIVEIRA

ANÁLISE ESTRUTURAL DO CONJUNTO ASA-FUSELAGEM DE UMA AERONAVE
DE AERODESIGN

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.

Banca Examinadora:

Dr. Marcos Alves Rabelo
Orientador/Presidente

Dr. Andrea Piga Carboni
Membro
Universidade Federal de Santa Catarina

Dr. Rafael Gigena Cuenca
Membro
Universidade Federal de Santa Catarina

AGRADECIMENTOS

Agradeço, primeiramente, à minha família por todo o apoio e suporte oferecidos durante os diversos desafios enfrentados neste caminho, principalmente neste ano tão atípico. Sou muito grata por todo amor e confiança, e por se fazerem sempre presentes, mesmo à distância.

Ao meu orientador Marcos Alves Rabelo, por toda sua atenção e incentivo, por aceitar participar deste momento importante comigo e ser sempre tão acessível. Por estar disposto a contribuir e ajudar com tudo que fosse necessário, compartilhando conhecimento, com muita paciência e dedicação.

Também gostaria de agradecer à Equipe Nisus, pela oportunidade de fazer parte dessa família, por toda a confiança depositada em mim, pelas amizades e por proporcionar momentos incríveis, de companheirismo, choros de alegria, até noites em claro pré-competição. Agradeço pela experiência e aprendizados adquiridos durante os dois anos de equipe.

Agradeço aos meus amigos por todo o apoio durante esta etapa, pelos conselhos, incentivo e momentos de felicidade e descontração, que foram essenciais para me manter motivada.

Por fim, agradeço a todos os demais professores que em algum momento agregaram à minha trajetória e também a todos aqueles que, de alguma forma, contribuíram com esta grande jornada.

RESUMO

A análise estrutural de uma aeronave é parte essencial do projeto, pois além de garantir segurança, a torna mais leve, eficiente e, conseqüentemente, econômica. A competição de aerodesign da Society of Automotive Engineers (SAE) Brasil, desafia estudantes de engenharia a projetar novas aeronaves anualmente, incentivando a disseminação de conhecimento, principalmente entre os participantes do meio acadêmico. Nesta competição, a parte estrutural se destaca, já que um dos principais objetivos é projetar uma aeronave capaz de carregar o máximo de carga pesando o mínimo possível. Neste trabalho desenvolve-se uma análise estrutural em dois dos principais componentes de uma aeronave participante da competição da SAE: a asa e a fuselagem. O projeto visa identificar os principais carregamentos e esforços aos quais estes componentes são expostos durante o voo e como estes afetam o seu dimensionamento, além de revisar e validar o dimensionamento destas estruturas utilizando um método computacional confiável. Desta forma, a metodologia proposta apresenta uma seqüência de cálculos a serem realizados durante o projeto estrutural destes componentes e inclui também uma análise estrutural estática utilizando o Método dos Elementos Finitos (MEF) para verificar o comportamento das estruturas quando expostas aos carregamentos de voo. A análise numérica é amplamente utilizada na área de estruturas e nos permite verificar quais os pontos críticos dessas estruturas, para com isso, apontar possíveis melhorias. A partir dos resultados obtidos, constatou-se que as estruturas do conjunto asa-fuselagem são seguras e possuem elevadas margens de segurança associadas, o que torna o projeto muito conservador. Uma estrutura mais otimizada conseguiria reduzir o peso da aeronave em análise e ainda manter uma boa margem de segurança.

Palavras-chave: Projeto estrutural. Asa. Fuselagem. Aerodesign. Método dos elementos finitos.

ABSTRACT

Structural analysis is an essential part of an aircraft design, once it guarantees a light and safe structure and, consequently, an economical one as well. The Society of Automotive Engineers (SAE) branch in Brazil annually challenges engineering students to participate in a competition in which they are challenged to develop a cargo aircraft light and able to transport maximum weight cargo possible. In this context, the present thesis proposes a structural analysis of two of the main components of the 2019 aircraft participant: wing and fuselage. In order to do so, a study on the efficiency of the project structure was carried out, pointing out the main loads and efforts in which the aircraft is exposed during the most critical phase of the flight and how its components work. The present methodology shows a review of the main calculus performed during the structural project of these components and it includes a static structural analysis with Finite Elements Method (FEM) within ANSYS software. The numeric analysis is widely used in the structure field and it allows verifying which are the critical points of these structures and, therefore, suggests possible improvements. As a result, it was found that both structures are safe and have high associated safety factors, which makes the project very conservative. A more optimized structure would be able to reduce weight and still maintain a good safety factor.

Key words: Structural project. Wing. Fuselage. Aerodesign. Finite Elements Method.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Foto da aeronave na competição em 2019.	10
Figura 2 – Principais componentes de uma aeronave.	14
Figura 3 – Alguns parâmetros geométricos da aeronave.	14
Figura 4 – Principais cargas atuantes na aeronave.	15
Figura 5 – Principais tipos de carregamentos em aeronaves.	17
Figura 6 – Diagrama v-n de manobra.	18
Figura 7 – Elementos estruturais típicos de uma asa de aerodesign.	21
Figura 8 – Fuselagem treliçada.	22
Figura 9 – Caminhos para a solução de problemas de estruturas.	24
Figura 10 – Fluxograma representativo da metodologia.	27
Figura 11 – Diagrama v-n de manobra.	28
Figura 12 – Distribuição de sustentação ao longo da envergadura.	30
Figura 13 – Distribuição de momento torçor ao longo da envergadura.	30
Figura 14 – Geometria da asa.	31
Figura 15 – Seção transversal da longarina da asa.	32
Figura 16 – Geometria da Fuselagem.	34
Figura 17 – Estrutura sanduíche.	35
Figura 18 – Modos de falha de estruturas sanduíche.	42
Figura 19 – Ilustração do problema proposto pelo estudo de caso.	43
Figura 20 – Condições de contorno para análise de deflexão no estudo de caso.	45
Figura 21 – Condições de contorno para análise de torção no estudo de caso.	45
Figura 22 – Gradiente de deflexão da viga.	46
Figura 23 – Ângulo máximo de torção na viga.	46
Figura 24 – Nervuras principais modeladas no ACP.	47
Figura 25 – Longarina, Corta-Fogo e Assoalho modelados no APC.	48
Figura 26 – Malha final gerada.	49
Figura 27 – Zoom na malha gerada.	50
Figura 28 – Condições de contorno na fuselagem.	51
Figura 29 – Cargas pontuais aplicadas.	52
Figura 30 – Carregamentos na Asa.	52
Figura 31 – Esquemático da configuração de análise no Ansys.	54
Figura 32 – Deslocamentos na asa.	55

Figura 33 – Deformações na asa.....	55
Figura 34 – Zoom nas maiores deformações na asa.....	56
Figura 35 – Tensões principais máximas na asa.....	57
Figura 36 – Zoom nas tensões principais máximas na asas.	57
Figura 37 – Tensões principais mínimas na asa.	57
Figura 38 – Zoom nas tensões principais mínimas na asa.....	58
Figura 39 – Tensões de cisalhamento na asa.....	58
Figura 40 – Zoom nas tensões de cisalhamento na asa.	59
Figura 41 – Critério de Máxima Tensão para estruturas em compósito.....	59
Figura 42 – Critério de Máxima Deformação para estruturas em compósito.	60
Figura 43 – Critério de Falha de Tsai-Wu para estruturas em compósito.....	60
Figura 44 – Ângulo de torção na asa sem a longarina secundária.....	61
Figura 45 – Torção na asa após adição da longarina secundária.....	61
Figura 46 – Deslocamentos máximos na asa sem longarina secundária.	62
Figura 47 – Deslocamentos máximos na asa com longarina secundária.....	62
Figura 48 – Deslocamentos na fuselagem.	63
Figura 49 – Deslocamentos na parte frontal da fuselagem.....	64
Figura 50 – Deslocamentos na parte traseira da fuselagem.....	64
Figura 51 – Tensão na região frontal da fuselagem.....	65
Figura 52 – Zoom na tensão máxima na fuselagem.	65
Figura 53 – Tensão na parte traseira da fuselagem.	66
Figura 54 – Critério de falha por empenamento na estrutura sanduíche.	66
Figura 55 – Critério de falha no núcleo para estrutura sanduíche.	67
Figura 56 – Critério de falha por flambagem para estrutura sanduíche.	67
Figura 57 – Deslocamentos na fuselagem de fibra de carbono.	68
Figura 58 – Zoom nos deslocamentos na fuselagem de fibra de carbono.	69

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Valores típicos de fator de carga.	20
Tabela 2 – Fatores de carga limites de manobra e rajada.	29
Tabela 3 – Carregamentos aplicados na fuselagem.	33
Tabela 4 – Peso dos componentes aplicados na fuselagem.	34
Tabela 5 – Propriedades mecânicas da fibra de carbono e da fibra de vidro.	36
Tabela 6 – Propriedades mecânicas da madeira balsa.	37
Tabela 7 – Propriedades dos materiais das estruturas sanduíche.	38
Tabela 8 – Propriedades dos materiais utilizados no estudo de caso.	44
Tabela 9 – Dados da malha gerada nos componentes.	50

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ANAC – Agência Nacional de Aviação Civil
ACP – Ansys Composites PrepPost
FAA – Federal Aviation Administration
FAR – Federal Aviation Regulations
JAA – Joint Aviation Authorities
JAR – Joint Aviation Regulations
MEF – Método dos Elementos Finitos
RBAC – Regulamento Brasileiro de Aviação Civil
SAE – Society of Automotive Engineers
USDT – United States Department of Transportation

LISTA DE SÍMBOLOS

V_{estol}	Velocidade de estol	m/s
V^*	Velocidade de manobra	m/s
V_D	Velocidade de mergulho	m/s
ρ	Densidade do ar	kg/m ³
V	Velocidade de voo	m/s
S	Área da asa	m ²
$C_{L\text{max}}$	Coefficiente de Sustentação Máximo da Asa	-
W	Peso da aeronave	kg
V_c	Velocidade de cruseiro da aeronave	m/s
δC_L	Acréscimo no coeficiente de sustentação	-
M	Massa total da aeronave	kg
g	Aceleração da gravidade	m/s ²
α	Inclinação da curva de sustentação	/°
F	Fator de redução de rajada	-
U	Velocidade de rajada	m/s
σ	Tensão de flexão	MPa
M_{fletor}	Momento fletor	Nm
$M_{\text{torçor}}$	Momento torçor	Nm
y	Distância vertical da linha neutra	m
I	Momento de inércia	m ⁴
τ	Tensão de cisalhamento	MPa
$V_{\text{máx}}$	Esforço cortante máximo	N
A	Área da seção	m ²
t	Espessura	m
ϵ	Deformação por tração ou compressão	m/m
γ	Deformação por cisalhamento	m/m
p	Carga distribuída	N/m
L	Comprimento	m
\widehat{EI}_{yy}	Rigidez de flexão	Nm ²
$\delta_{\text{máx}}$	Deflexão máxima	m
$\theta_{\text{máx}}$	Ângulo de torção máximo	°
\widehat{GI}_t	Rigidez torcional	Nm ²
\hat{T}	Torque	Nm
MS	Margem de segurança	-

SUMÁRIO

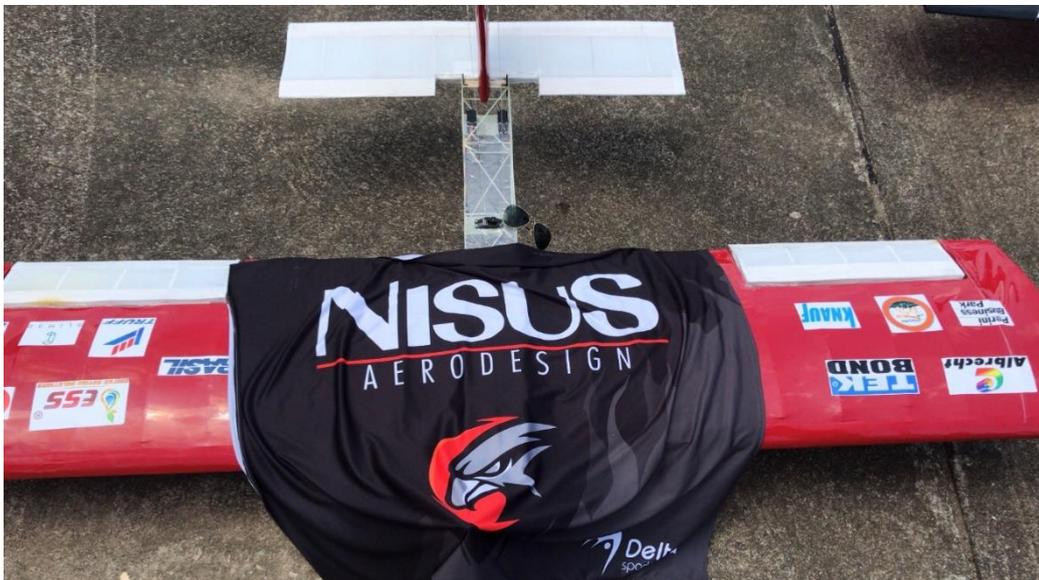
1. INTRODUÇÃO	10
1.1. OBJETIVOS	11
1.1.1. Objetivo geral	11
1.1.2. Objetivos específicos	12
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	13
2.1. PROJETO DE ESTRUTURAS	13
2.2. CARGAS ATUANTES NA AERONAVE	15
2.2.1. Diagrama V-n	17
2.3. ASA	20
2.3.1. Forças atuantes na asa	21
2.4. FUSELAGEM	22
2.4.1. Forças atuantes na fuselagem	23
2.5. MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS	23
3. METODOLOGIA	26
4. DIMENSIONAMENTO E ANÁLISE ESTRUTURAL	28
4.1. DIAGRAMA V-n.....	28
4.2. CARREGAMENTOS NA ASA.....	29
4.3. DIMENSIONAMENTO DA ASA	31
4.4. CARREGAMENTOS NA FUSELAGEM.....	33
4.5. DIMENSIONAMENTO DA FUSELAGEM.....	34
4.6. MATERIAIS UTILIZADOS.....	35
4.7. CRITÉRIOS DE FALHA	38
4.7.1. Critério de Tensão Máxima	39
4.7.2. Critério de Deformação Máxima	40
4.7.3. Critério de Tsai-Wu	41
4.7.4. Critérios de Falha de Estruturas Sanduíche	42
4.8. VALIDAÇÃO DA MODELAGEM EM ELEMENTOS FINITOS	43
4.9. PRÉ-PROCESSAMENTO MEF	47
4.9.1. Malha	49
4.9.2. Condições de contorno	51
4.10. MODIFICAÇÕES ANALISADAS.....	53

5. ANÁLISE DE RESULTADOS E DISCUSSÕES	54
5.1. ASA	54
5.1.1. Análise comparativa da torção na asa com e sem a segunda longarina	60
5.2. FUSELAGEM	63
5.2.1. Análise comparativa dos deslocamentos variando o material da vareta.....	68
6. CONSIDERAÇÕES FINAIS.....	70
REFERÊNCIAS	71

1. INTRODUÇÃO

O projeto estrutural é uma etapa fundamental no desenvolvimento de aeronaves, pois é por meio deste que os engenheiros garantem um voo seguro, isto é, sem ocorrência de falhas estruturais em voo. Pensando nisso, apresenta-se aqui uma análise estrutural da asa e da fuselagem da aeronave desenvolvida pela equipe Nisus Aerodesign para a competição da SAE Brasil Aerodesign em 2019, apresentada na figura abaixo.

Figura 1 – Foto da aeronave na competição em 2019.



Fonte: Nisus (2019).

Todos os componentes de uma aeronave devem ser cuidadosamente analisados durante o projeto a fim de garantir que possíveis falhas, mesmo que pontuais, não comprometam o desempenho do conjunto, além de assegurar máxima eficiência estrutural da aeronave. Segundo Megson (2007), todo componente possui funções específicas e deve ser projetado de forma a garantir máxima segurança na execução destas.

A competição SAE Brasil Aerodesign ocorre anualmente desde 1999 com objetivo de promover conhecimento e intercâmbio técnico entre equipes, além de despertar interesse na área aeronáutica. A aeronave analisada neste trabalho compete na categoria regular, a qual tem por objetivo o projeto e construção de uma aeronave cargueira rádio-controlada estruturalmente otimizada, que seja capaz de carregar o máximo de carga paga possível sem ultrapassar o peso

máximo de decolagem permitido. Devido a isso, uma análise como a que foi realizada neste trabalho é relevante.

A equipe Nisus surgiu no Centro Tecnológico de Joinville, campus da Universidade Federal de Santa Catarina, e já participou de 7 edições da competição da SAE Brasil. O presente trabalho vem para agregar conhecimento na área de projetos estruturais voltados ao aerodesign e fortalecer o banco de dados da equipe por meio da documentação dos cálculos e análises realizados, bem como das etapas necessárias para a elaboração de um bom projeto.

A estrutura de uma aeronave sofre diversos esforços durante a operação, sendo assim, a escolha dos componentes analisados é justificada pela importância destes na operação da aeronave. Para Rosa (2006), “Os elementos estruturais mais importantes de uma aeronave são: asa; fuselagem; empenagem; trem de pouso; suportes e fixações diversas.” (p. 219).

A asa é responsável por gerar sustentação, força que mantém o avião no ar. Já a fuselagem tem como função alojar a carga paga a ser transportada pela aeronave, além de conectar outros componentes, como trem de pouso, empenagem, motor, etc.

Para toda nova aeronave que é desenvolvida, há regulamentos que precisam ser atendidos. Apesar da competição da SAE não exigir que sejam seguidas normas de projeto específicas, em muitos pontos, este projeto se apoia na Federal Aviation Regulations (FAR) – Part 23, uma das principais normas do ramo aeronáutico.

Neste trabalho apresenta-se uma análise do comportamento estrutural da asa e da fuselagem estudados, bem como dos carregamentos e tensões atuantes, adotando uma metodologia analítica de cálculo, que foi validada por meio do método numérico conhecido como método de elementos finitos. A análise numérica permite a resolução de problemas de maneira mais rápida, por isso é amplamente utilizada. De acordo com Niu (2001), é importante que todo engenheiro tenha em mente que a análise computacional irá substituir todos, ou a grande maioria, dos cálculos manuais realizados na indústria aeronáutica.

1.1. OBJETIVOS

1.1.1. Objetivo geral

Analisar estaticamente os componentes estruturais do conjunto asa-fuselagem da aeronave projetada pela equipe Nisus Aerodesign no ano de 2019.

1.1.2. Objetivos específicos

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

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo serão apresentados tópicos com temas relevantes e diretamente ligados ao assunto principal deste trabalho. Serão abordados conceitos como as etapas de projeto e validação estrutural de uma aeronave, principais componentes e nomenclaturas aeronáuticas, além das cargas e tipos de esforços atuantes em cada uma das estruturas analisadas. Também serão abordados os fundamentos do método de elementos finitos.

2.1. PROJETO DE ESTRUTURAS

Os primeiros passos da aviação foram dados no início do século XX, quando pouca importância era dada à análise estrutural de componentes, pois se pensava que ter um bom sistema propulsor e atender a requisitos de estabilidade e controle, já era garantia de sucesso no voo. Com o passar dos anos, cresceu a conscientização do potencial da fadiga na segurança da estrutura, e hoje sabe-se que apenas a prevenção contra fadiga ou a garantia de uma vida segura aos componentes não é suficiente.

De acordo com Niu (1995), as estruturas hoje em dia são projetadas considerando fatores como: 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); e vida em fadiga da estrutura já danificada. Buscando sempre atingir máxima margem de segurança e um tempo de vida adequado para cada estrutura.

Para Niu (1995) o projeto estrutural possui as seguintes fases:

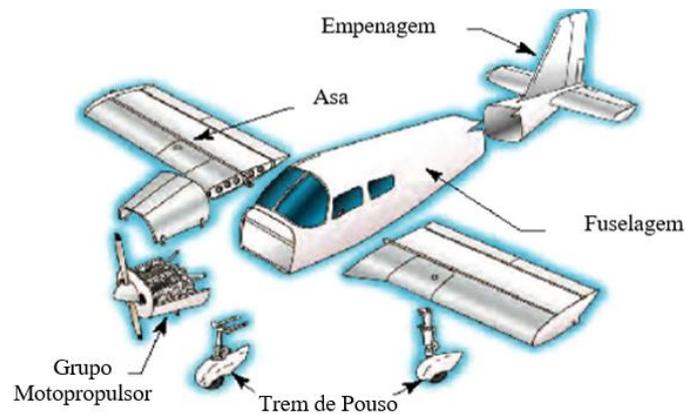
- a) Especificação da função e critérios de design: nesta etapa se define para o que a aeronave será utilizada e quais os critérios para isso;
- b) Determinação das cargas externas aplicadas: nesta etapa se define as cargas externas as quais o avião estará sujeito;
- c) Cálculo das cargas de inércia dos componentes: nesta etapa define-se a carga de todos componentes fixos na aeronave;
- d) Determinação dos componentes envolvidos e margens de segurança: etapa para determinação dos componentes mais exigidos e suas margens de segurança;
- e) Teste experimental ou testes de comprovação: aplicação de cargas de forma prática, teórica ou computacional em busca de validações consideráveis para as estruturas. (p. 3-4, tradução nossa).

Durante o desenvolvimento de uma aeronave é preciso seguir os regulamentos aeronáuticos (RA), já que são eles que irão garantir a certificação da aeronave no final do processo. Segundo Rosa (2006), os RA's são desenvolvidos por órgãos governamentais em conjunto com outras entidades e operam como normas no setor, abrangendo todos os aspectos

da aviação. As principais entidades de regulamentação aeronáutica no mundo são: a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), responsável pelo Regulamento Brasileiro de Aviação Civil (RBAC); a Federal Aviation Administration (FAA) nos Estados Unidos, que produz os Federal Aviation Regulations (FARs); e a Joint Aviation Authorities (JAA) da União Européia, responsável pelos Joint Aviation Regulations (JAR).

Cada aeronave é projetada para determinado objetivo, no entanto, os principais componentes dos aviões se mantêm os mesmos. Em geral, eles possuem uma fuselagem, uma asa, uma empenagem, um conjunto de trem de pouso e o grupo motopropulsor. A Figura 2 ilustra estes componentes.

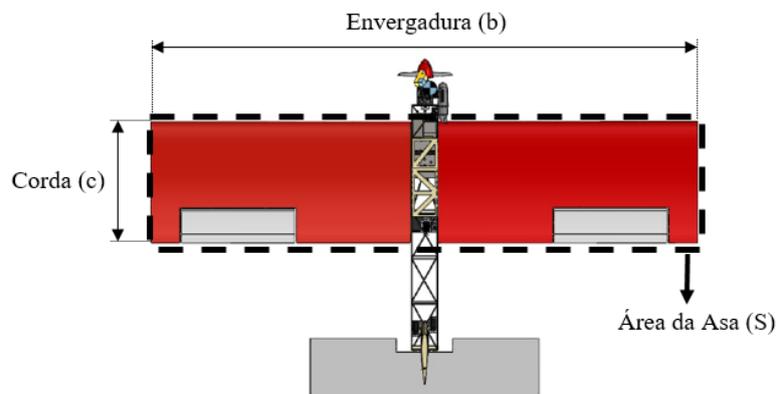
Figura 2 – Principais componentes de uma aeronave.



Fonte: Rodrigues (2014a, p. 13).

Também vale destacar algumas nomenclaturas da configuração da aeronave que serão citadas neste trabalho. A Figura 3 apresenta a simbologia geométrica de alguns parâmetros da aeronave.

Figura 3 – Alguns parâmetros geométricos da aeronave.



Fonte: Autora (2020).

É importante conhecer os componentes de uma aeronave e seus papéis, a fim de garantir a execução de um projeto que atenda todos requisitos. Nesta análise os componentes de destaque são a asa e a fuselagem.

2.2. CARGAS ATUANTES NA AERONAVE

Um passo fundamental no projeto estrutural de aeronaves é a determinação dos carregamentos aos quais os componentes serão expostos. Raymer (1992) explica que “Antes que os membros estruturais possam ser dimensionados e analisados, as cargas que eles sustentarão deverão ser determinadas.” (p. 333). Além disso, determinar as cargas atuantes corretamente impacta na eficiência estrutural, já que uma estrutura bem dimensionada é leve e resistente (RODRIGUES, 2014b).

Durante voo nivelado e com velocidade constante, há quatro forças principais atuantes na aeronave: força de tração, força de arrasto, força de sustentação e força peso. Segundo Rodrigues (2014a), a força de sustentação é originada pela diferença de pressão existente na asa e é responsável pelo voo da aeronave, a força de arrasto possui direção paralela ao vento se opondo ao movimento do avião, a força de tração é resultado do empuxo produzido pelo motor e responsável por impulsionar a aeronave e, por fim, a força peso é uma força gravitacional que aponta para baixo na direção vertical e está presente em todos os corpos terrestres. A Figura 4 apresenta os principais carregamentos atuantes em cada grande componente da aeronave.

Figura 4 – Principais cargas atuantes na aeronave.



Fonte: Rodrigues (2014b, p. 93).

Segundo Megson (2007), a estrutura de uma aeronave deve suportar dois tipos de cargas, as de solo e as de voo. As cargas de solo incluem as cargas às quais a aeronave é submetida durante sua movimentação em solo, como cargas de pouso, taxiamento, reboque e/ou içamento de cargas. Já as cargas de voo são aquelas impostas à estrutura durante o voo, devido a manobras da aeronave ou rajadas de vento. Essas cargas ainda podem ser divididas em cargas de superfície, que são aquelas que atuam sobre a superfície da estrutura; e forças de corpo, que são geradas pela gravidade e por efeitos de inércia e atuam sobre o volume da estrutura (RODRIGUES, 2014b).

A maior carga que a aeronave irá encontrar é chamada de carga limite. Para garantir sua segurança, a estrutura é sempre projetada para suportar uma carga maior que a limite, esta carga máxima que a aeronave é projetada para suportar chama-se carga última. A relação entre carga limite e carga última é dada por um fator de segurança. “Desde os anos 30 o fator de segurança é usualmente 1,5.” (RAYMER, 1992, p. 335).

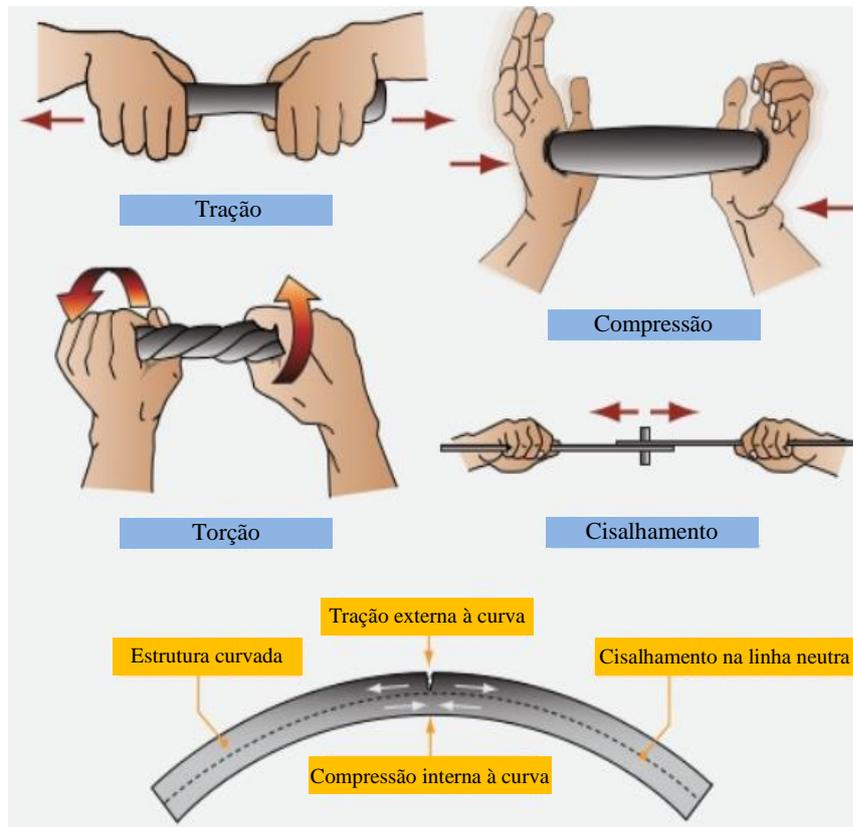
Segundo Oliveira (2002), um corpo com comportamento não inercial sob ação de forças externas é acelerado, e a relação entre essa aceleração e a aceleração da gravidade é definida como fator de carga. Tal fator inclui no cálculo estrutural efeitos relacionados a oscilações na velocidade do vento e da aeronave, densidade do ar e coeficientes aerodinâmicos. Para as cargas limite e última, há fatores de carga limite e último.

As maiores cargas de voo impostas a uma aeronave geralmente vêm da geração de sustentação durante manobras em altas velocidades, até mesmo o dimensionamento estrutural da fuselagem é majoritariamente influenciado pela sustentação da asa, e não pelas pressões de ar produzidas diretamente na fuselagem (RAYMER, 1992).

Durante um voo quer seja em condições nivelada, de manobras ou devido a uma rajada de vento, a estrutura de uma aeronave está sujeita as cargas aerodinâmicas devido as diferenças de pressão encontradas nas diversas partes do avião. A distribuição de pressão sobre a superfície da aeronave provoca esforços de cisalhamento, tração, compressão, torção e flexão em todos os pontos da estrutura. (RODRIGUES, 2014b, p. 91).

A Figura 5 ilustra os principais tipos de carregamentos aos quais toda aeronave é exposta: tração, compressão, torção, cisalhamento e flexão (UNITED STATES DEPARTMENT OF TRANSPORTATION – USDT, 2018).

Figura 5 – Principais tipos de carregamentos em aeronaves.



Fonte: Adaptado de USDT (2018, p. 8).

A tração é o carregamento de resistência à força que tende a afastar duas partes, enquanto a compressão é o oposto, resiste ao esmagamento das partes. A torção é o tipo de carregamento que produz torção ao elemento e o cisalhamento é o que resiste à força que tende a fazer com duas camadas de material deslizem entre si (USDT, 2018).

Uma vez obtidas as cargas sobre cada componente, determinam-se os esforços atuantes, como esforços cortantes, momentos de flexão e momentos de torção. Em seguida, estes poderão ser utilizados para analisar o comportamento estático e dinâmico da estrutura durante o voo.

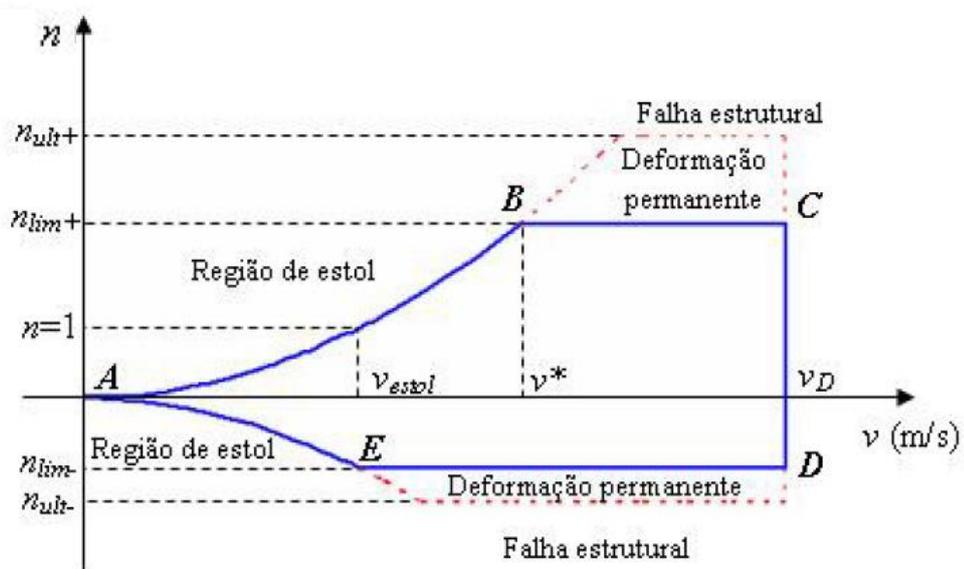
2.2.1. Diagrama V-n

Rodrigues (2014b) explica que “O diagrama v-n representa uma maneira gráfica para se verificar as limitações estruturais de uma aeronave em função da velocidade de voo e do fator de carga n a qual o avião está submetido.” (p. 113). Raymer (1992) define que “O fator de carga (n) da aeronave expressa a manobra de uma aeronave como um múltiplo da aceleração

padrão devido à gravidade.” (p. 335). Em uma analogia, Rodrigues (2014b) compara as fases de voo de uma aeronave com um percurso de montanha-russa, na qual a pessoa tem a sensação de estar mais leve ou mais pesada durante diferentes momentos, dependendo do fator de carga ao qual seu corpo está submetido.

Os regulamentos da FAA orientam a construção do diagrama v - n e os procedimentos para o cálculo dos fatores de carga. Segundo Oliveira (2002), a metodologia de cálculo dos fatores de carga do regulamento FAR Part-23 foi substituída pela FAR Part-25 e não é mais necessária a construção de um diagrama v - n de rajada. Apesar disso, vale destacar que os fatores de carga de rajada ainda precisam ser considerados para garantir que a estrutura da aeronave resistirá a possíveis rajadas durante o percurso. A Figura 6 ilustra um diagrama v - n de manobra.

Figura 6 – Diagrama v - n de manobra.



Fonte: Rodrigues (2014b, p. 115).

Na Figura 6, 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, ou seja, o fator de carga limite acima do qual a aeronave estará em condição de estol para dada velocidade. De maneira similar, a curva AE representa o fator de carga máximo negativo. O fator de carga máximo positivo é dado por:

$$n_{max} = \frac{\rho V^2 S C_{Lmax}}{2 W}$$

Em que ρ é a densidade do ar, V é a velocidade de voo, S é a área da asa, W é o peso da aeronave e C_{Lmax} é o máximo coeficiente de sustentação. De acordo com a norma FAR Part-23, o fator de carga negativo deve ser maior ou igual à 40% de n_{max} .

Segundo Megson (2007), os regulamentos de aeronavegabilidade estabelecem vários fatores que a estrutura da aeronave deve atender a fim de garantir padrões gerais de força e segurança. Esses são os fatores de carga limite. Uma vez é impossível investigar todas as condições de carga que uma aeronave pode encontrar no seu tempo de vida, é normal selecionar aquelas que serão críticas para cada membro estrutural do avião. (RODRIGUES, 2014b, p. 92)

No diagrama v-n destacam-se dois limites estruturais importantes a serem considerados durante o projeto: fator de carga limite e fator de carga último. Conforme já citado, o fator de carga limite está relacionado à carga limite que a estrutura pode aguentar, e o fator de carga último à carga última. Estes dois fatores representam, respectivamente, os limites de fator de carga acima dos quais ocorrerá deformação permanente e falha estrutural (RODRIGUES, 2014b).

Segundo Rosa (2006), o fator de carga de rajada pode ser calculado utilizando a seguinte expressão:

$$n = 1 \pm \frac{0,5 \rho V_c^2 S \delta C_L}{(M g)}$$

Sendo V_c a velocidade de cruzeiro, δC_L um acréscimo no coeficiente de sustentação, M a massa total da aeronave e g a aceleração da gravidade. O acréscimo no coeficiente de sustentação é dado por:

$$\delta C_L = a \tan^{-1} \left(\frac{F U}{V_c} \right)$$

Em que a é a inclinação da curva de sustentação, U é a velocidade de rajada e F é um fator de redução de rajada dado por:

$$F = 0,2 \left(\frac{M}{S} \right)^{0,25}$$

Ainda segundo Rosa (2006), o fator de redução deve ser aplicado pois considera que existe um gradiente na velocidade de rajada, de modo que a aeronave é submetida a ela progressivamente e não de maneira súbita.

O fator de carga limite é diferente para diferentes tipos de aeronave. A Tabela 1 foi elaborado pela autora utilizando alguns valores típicos de fator de carga limite apresentados por Raymer (1992).

Tabela 1 – Valores típicos de fator de carga.

	n_{positivo}	n_{negativo}
Aviação geral - normal	2,5 a 3,8	-1 a -1,5
Aviação geral – acrobático	6	-3
Transporte	3 a 4	-1 a -2
Caças	6,5 a 9	-3 a -6

Fonte: Autora (2020).

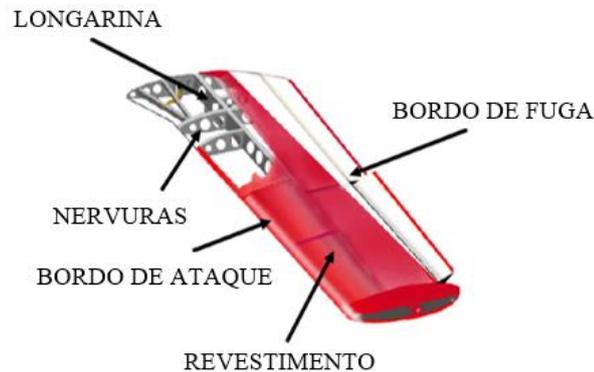
Apesar de ter como objetivo o transporte de carga, a aeronave em análise neste trabalho é de pequeno porte e não-tripulada e, por isso, para os cálculos iniciais serão considerados os valores mínimos de fator de carga limite apresentados na Tabela 1. Assim, será considerado o valor de 2,5 para o fator de carga positivo (n_{positivo}) e -1 para o fator de carga negativo (n_{negativo}).

2.3. ASA

A asa é uma superfície sustentadora que está entre os principais componentes do avião. As principais funções da sua estrutura são transmitir a força de sustentação da asa para a fuselagem, suportar cargas ao longo da sua corda e cargas das superfícies de controle, transferindo-as para a estrutura principal e fornecer rigidez de torção à asa (RODRIGUES, 2014b).

A composição estrutural da asa pode ser bastante complexa dependendo do tipo e do porte da aeronave. No caso do aerodesign, as asas são compostas basicamente por três elementos, são eles: a longarina, principal membro estrutural da asa; as nervuras, responsáveis pela curvatura da asa e transmissão dos esforços do revestimento para a longarina; o revestimento, que é tecido que faz o acabamento da asa; o bordo de ataque; e o bordo de fuga. A Figura 7 representa uma asa típica de aerodesign.

Figura 7 – Elementos estruturais típicos de uma asa de aerodesign.



Fonte: Rodrigues (2014a, p. 15).

Segundo Rosa (2006), é necessário conhecer o carregamento, a geometria das seções e as propriedades dos materiais para realizar o cálculo estrutural da asa. A asa pode assumir diversas configurações dependendo dos requisitos de projeto, as principais são asa retangular, asa trapezoidal e asa elíptica, sendo esta última a asa ideal, aquela que produz máxima eficiência aerodinâmica, porém sua fabricação é muito complexa. A asa em análise neste trabalho é retangular.

No aerodesign os principais materiais utilizados nas asas são fibras de vidro e carbono na confecção da fuselagem e da longarina da asa, e isopor e madeira balsa para modelagem e construção das asas.

As longarinas são dimensionadas para suportar os esforços de cisalhamento, flexão e torção oriundos das cargas aerodinâmicas atuantes durante o voo (RODRIGUES, 2014a). Elas são dispostas na direção da envergadura da asa e, geralmente, presas à fuselagem.

As nervuras são utilizadas para manter o formato do perfil aerodinâmico ao longo da asa além de estabilizar o revestimento. Elas são posicionadas ortogonalmente à longarina e, segundo Rodrigues (2014b), o espaçamento entre elas não é estruturalmente crítico.

2.3.1. Forças atuantes na asa

Da Figura 4, apresentada na seção anterior, observa-se que a asa é exposta a carregamentos estáticos e dinâmicos, tração na parte inferior e compressão na parte superior, resultantes da flexão da estrutura. Além de torção ao longo do eixo da envergadura.

As 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,

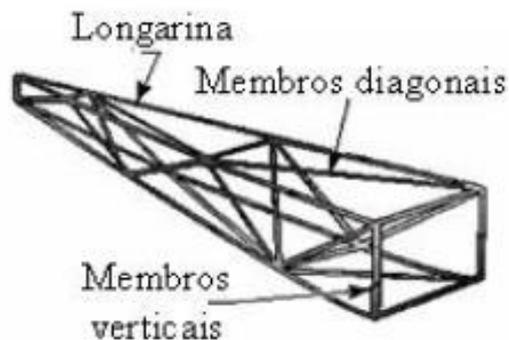
a variação do ângulo de ataque da asa em manobras, a atuação de superfícies de controle e dos hiper-sustentadores. Na aeronave analisada esses efeitos são pequenos e serão desconsiderados nesta análise estrutural.

Para Niu (1995), os principais esforços a serem considerados no dimensionamento estrutural de uma asa são cisalhamentos, momentos fletores e torções resultantes dos carregamentos de pressão do ar e de inércia.

2.4. FUSELAGEM

A fuselagem é a parte central da aeronave e está conectada a todos os outros grandes componentes, como a asa, o motor, o conjunto trem de pouso e a empenagem. A aeronave analisada neste trabalho possui configuração treliçada. A escolha por este tipo de fuselagem ocorreu devido a relação entre a resistência e rigidez que este tipo de estrutura proporciona e o seu baixo custo em comparação com as demais configurações de fuselagem. A Figura 8 ilustra uma fuselagem treliçada e seus principais componentes.

Figura 8 – Fuselagem treliçada.



Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014a, p. 14).

“A fuselagem tipo treliça é geralmente construída de tubos, soldados de tal forma, que todos os membros da treliça possam suportar tanto cargas de tração como de compressão” (RODRIGUES, 2014b, p. 68). No aerodesign os principais materiais utilizados na construção de fuselagens treliçada são tubos de fibras de vidro e carbono, aço e compensado aeronáutico.

Segundo Raymer (1992), há muitos métodos para dimensionar uma fuselagem, em geral, as dimensões e definições da fuselagem podem ser determinadas pelas suas "restrições no mundo real". Neste projeto, as restrições estão relacionadas com a capacidade de sustentar a estrutura da aeronave e o compartimento de carga, possuindo o menor peso estrutural possível.

2.4.1. Forças atuantes na fuselagem

O projeto estrutural da fuselagem é afetado por cargas provenientes de manobras em voo, aterrissagens ou condições de manuseio em terra, mas, em geral, as cargas de fuselagem são determinadas pela distribuição de peso, cargas de cauda e cargas de trem pouso do nariz. (NIU, 2001).

Para Oliveira (2002), “Em aeronaves de transporte, evidentemente, uma das condições mais críticas para a fuselagem é a distribuição de carga no seu interior, sofrendo os fatores de carga previstos para a operação da aeronave” (p. 117).

Segundo Rodrigues (2014b), as forças na fuselagem devido às partes conectadas (asas, empenagens, trem de pouso) são:

- Componentes das forças de inércia dos equipamentos armazenados na fuselagem;
- Forças de inércia da estrutura da fuselagem;
- Forças aerodinâmicas que atuam em sua superfície;
- Forças que são o resultado da diferença de pressão interna e externa do avião.
- Batidas e impactos devidos a detritos na pista devem ser considerados em fase de projeto.

No caso do aerodesign as forças de pressurização interna não existem e impactos de objetos/aves não serão considerados neste momento. Ainda segundo Rodrigues (2014b), o dimensionamento da fuselagem no aerodesign é um ponto bastante particular, pois cada equipe adota diferentes configurações em sua aeronave, sabe-se apenas que a fuselagem pode apresentar cargas combinadas de tração, compressão, cisalhamento, flexão e torção.

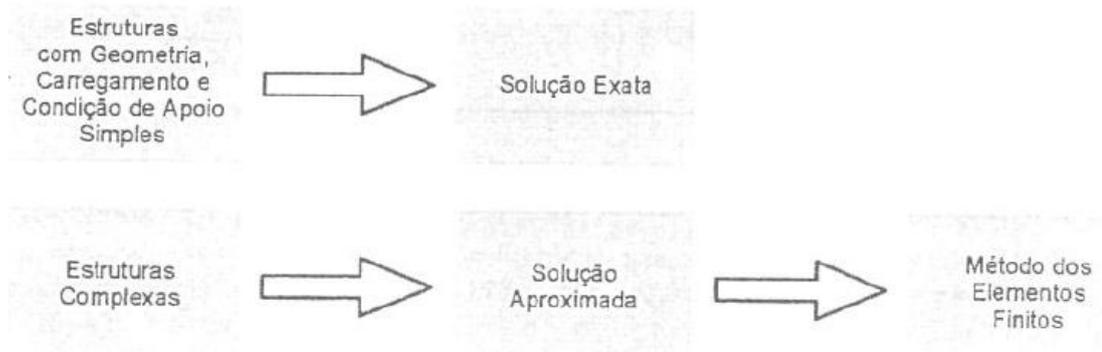
2.5. MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS

A análise de elementos finitos aplicada a projetos estruturais é um procedimento que visa determinar deslocamentos, deformações e tensões de uma estrutura com geometria, propriedades do material e condições de contorno e cargas bem definido (KIM, 2011).

Com os métodos analíticos da mecânica dos sólidos clássica é possível encontrar a solução exata para tensões, deformações e deslocamentos de problemas simples, porém esse não é o caso da maioria dos problemas reais de engenharia. O método dos elementos finitos (MEF) surgiu com a proposta de ser um procedimento aproximado que pode ser aplicado de

forma geral, independente da forma e das condições de contorno (ALVES FILHO, 2011). A Figura 9 apresenta esses dois caminhos de solução possíveis.

Figura 9 – Caminhos para a solução de problemas de estruturas.



Fonte: Alves Filho (2011, p. 3).

Segundo Fish (2009), o MEF consiste em dividir um corpo em finitos elementos conectados entre si por pontos que chamamos de nós e obter uma solução aproximada para o comportamento desse corpo. Esse conjunto de elementos forma a malha da estrutura em análise.

Esse tipo de abordagem utiliza um sistema discreto, com o qual são calculados apenas alguns pontos (nós) que representam o modelo todo. A escolha destes nós e da quantidade de nós é uma etapa importante do MEF, uma vez que a precisão do método depende da quantidade de elementos e nós, do tamanho e do tipo de cada elemento da malha.

Fish (2009) divide o MEF em 5 passos:

- Pré-processamento: divisão do corpo em elementos finitos, ou seja, geração da malha;
- Formulação dos elementos: determinação das equações que descrevem o comportamento do corpo;
- Montagem: obtenção do sistema global de equações a partir das equações individuais de cada elemento;
- Resolução das equações;
- Pós-processamento: determinação dos valores de interesse (deslocamentos e tensões, por exemplo), e visualização das respostas.

De acordo com Fish (2009), em projetos de aeronaves um modelo de elementos finitos pode ser usado para obter as tensões nos componentes da aeronave relacionando casos de carregamentos, neste caso a análise linear é adequada, já que é indesejável trabalhar com cargas

que conduzam o material ao comportamento não-linear ou a grandes deformações. Neste trabalho será aplicado o MEF em uma análise estrutural estática apenas.

“Em particular, nos problemas de análise estrutural, os parâmetros são os deslocamentos nodais, que são as incógnitas do problema” (ALVES FILHO, 2011, p. 11). Ou seja, ao tratar de problemas lineares, a solução é determinada pela resolução de um sistema de equações lineares no qual o número de incógnitas é igual ao número de nós.

3. METODOLOGIA

Conforme já explicado, o principal objetivo deste trabalho é realizar uma análise estrutural da asa e da fuselagem de uma aeronave cargueira rádio-controlada, projetada pela equipe Nisus Aerodesign e participante da competição SAE Brasil AeroDesign de 2019. Para alcançar este objetivo será apresentada brevemente a metodologia adotada pela equipe durante o projeto, com demonstração dos cálculos analíticos do problema e, em seguida, será feita uma análise em elementos finitos para analisar as estruturas projetadas, validar os resultados obtidos e apontar pontos críticos e de melhoria.

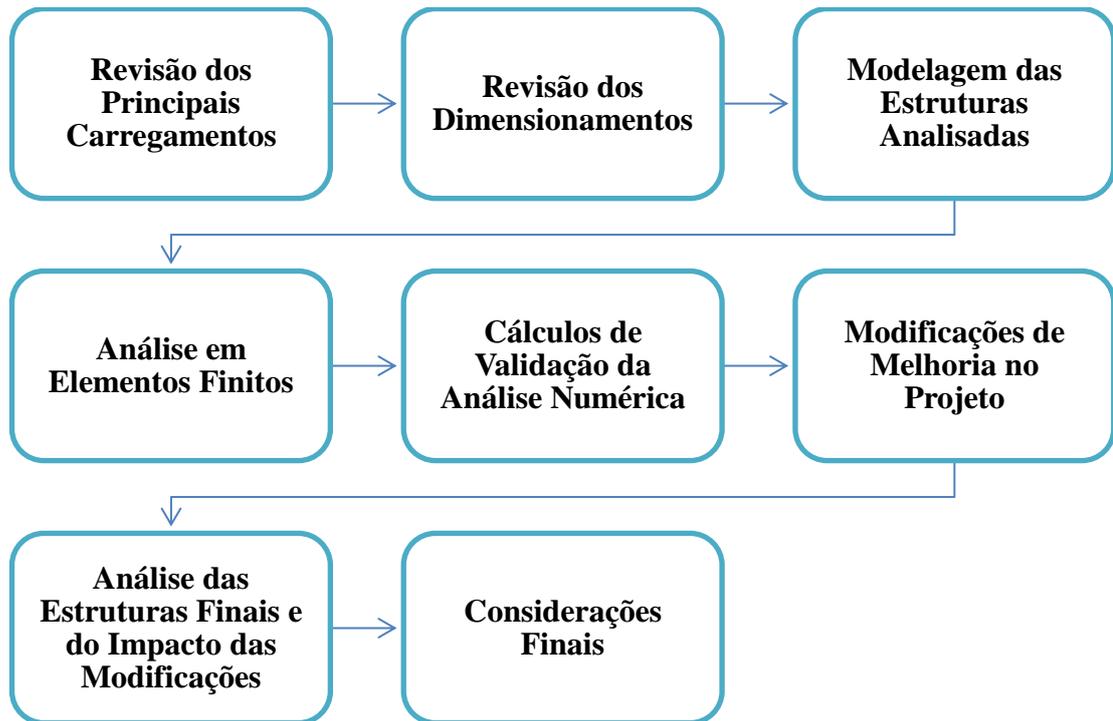
Sendo assim, o primeiro passo é definir os carregamentos atuantes em cada uma das estruturas estudadas, para então obter os esforços aos quais estes elementos estão expostos. Os carregamentos principais da asa foram calculados a partir da distribuição dos coeficientes de sustentação e momento, enquanto 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.

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.

Em seguida, foram feitas algumas análises adicionais considerando pequenas mudanças no projeto a fim de otimizar as estruturas e obter componentes mais leves e igualmente seguros. A Figura 10 apresenta os passos da metodologia descrita acima.

Figura 10 – Fluxograma representativo da metodologia.



Fonte: Autora (2020).

No próximo capítulo serão abordadas em detalhes cada uma das etapas descritas neste item, bem como todos os parâmetros adotados na análise numérica.

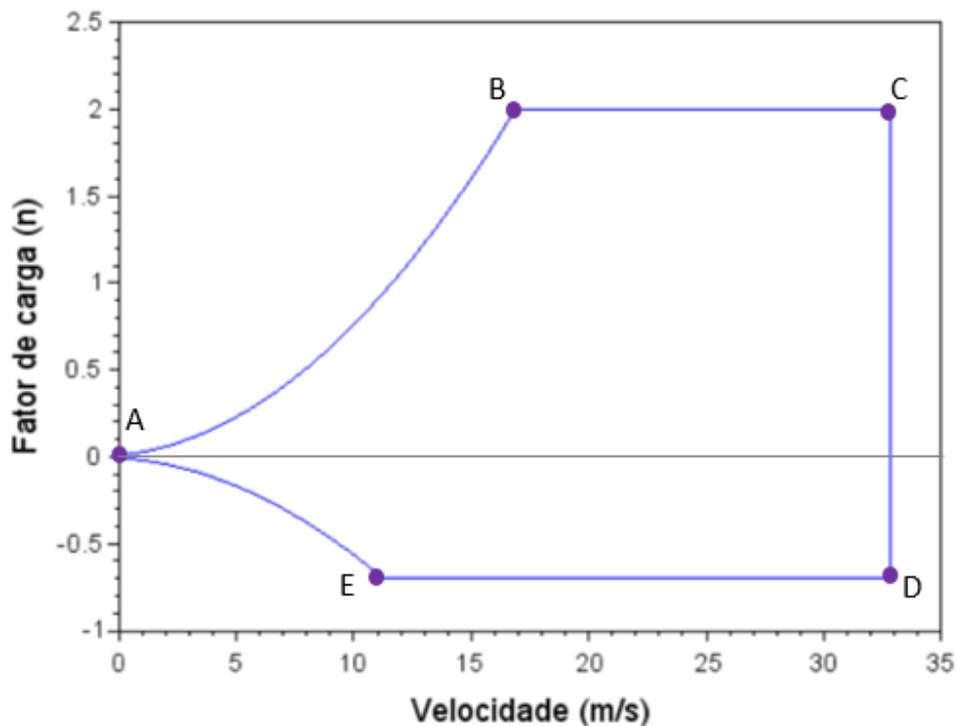
4. DIMENSIONAMENTO E ANÁLISE ESTRUTURAL

Este capítulo será dividido em duas partes, a fim de facilitar a compreensão das etapas do desenvolvimento. A primeira parte contém uma apresentação do diagrama v-n, bem como dos carregamentos impostos à asa e à fuselagem, dos critérios de dimensionamento adotados pela equipe e os pontos corrigidos em cada um destes itens. Já a segunda parte, apresenta as etapas de pré-processamento da análise em elementos finitos, como modelagem dos componentes e parâmetros adotados, junto com cálculos analíticos usados na validação da análise numérica e as modificações de projeto estudadas.

4.1. DIAGRAMA V-n

A Figura 11 apresenta o diagrama v-n de manobra da aeronave, retirado do relatório da equipe.

Figura 11 – Diagrama v-n de manobra.



Fonte: Nisus (2019).

Para o cálculo dos fatores de carga de rajada, foram consideradas rajadas de até 8 m/s, visto que tanto Rodrigues (2014b), quanto Rosa (2006) recomendam velocidades desta ordem para o aerodesign Já para a inclinação da curva de sustentação (α) e utilizou-se o valor de 4,054.

Optou-se por seguir o equacionamento sugerido por Rosa (2006), apresentado na seção 2.2.1 deste trabalho, uma vez que este é baseado em aeronaves de pequeno porte, sendo mais adequado ao aerodesign. Assim, todos os pontos encontrados, referentes ao fator de carga de rajada, estão dentro do envelope do diagrama de manobra. A Tabela 2 apresenta os fatores limites tanto para manobra quanto para rajada.

Tabela 2 – Fatores de carga limites de manobra e rajada.

Fator de carga	Valor
n_{superior} de manobra	2,00
n_{inferior} de manobra	-0,70
n_{superior} de rajada durante V_{cruseiro}	1,95
n_{inferior} de rajada durante V_{cruseiro}	0,05
n_{superior} de rajada durante V_{mergulho}	1,97
n_{inferior} de rajada durante V_{mergulho}	0,03

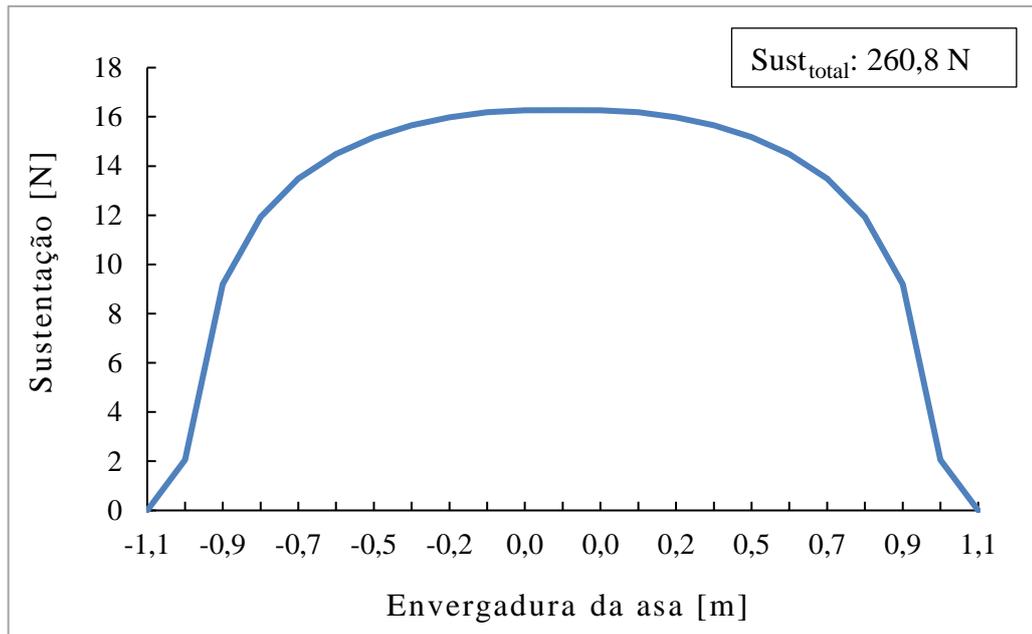
Fonte: Autora (2020).

Portanto, o fator de carga considerado no dimensionamento das estruturas será de 2, que é o fator de carga limite de manobra.

4.2. CARREGAMENTOS NA ASA

A distribuição de sustentação, principal carregamento a ser considerado no dimensionamento da longarina da asa, foi obtida a partir da integral da distribuição dos coeficientes de sustentação ao longo da asa, que, por sua vez, foram extraídos do programa AVL. Os dados deste carregamento consideram a aeronave em voo nivelado e sobre eles foi adicionado o fator de carga de 2.

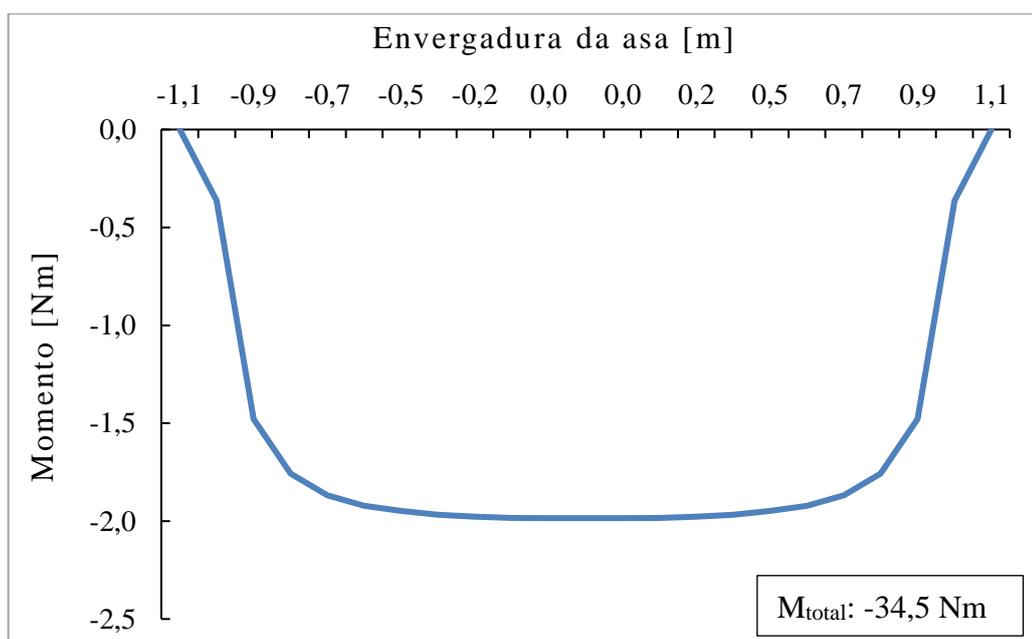
Figura 12 – Distribuição de sustentação ao longo da envergadura.



Fonte: Autora (2020).

A distribuição do momento torçor na asa foi obtida a partir dos coeficientes de momento em $\frac{1}{4}$ da corda, extraídos do programa AVL, que foram integrados ao longo da asa. Os dados consideram a aeronave em voo nivelado e sobre eles foi adicionado o fator de carga de 2.

Figura 13 – Distribuição de momento torçor ao longo da envergadura.



Fonte: Autora (2020).

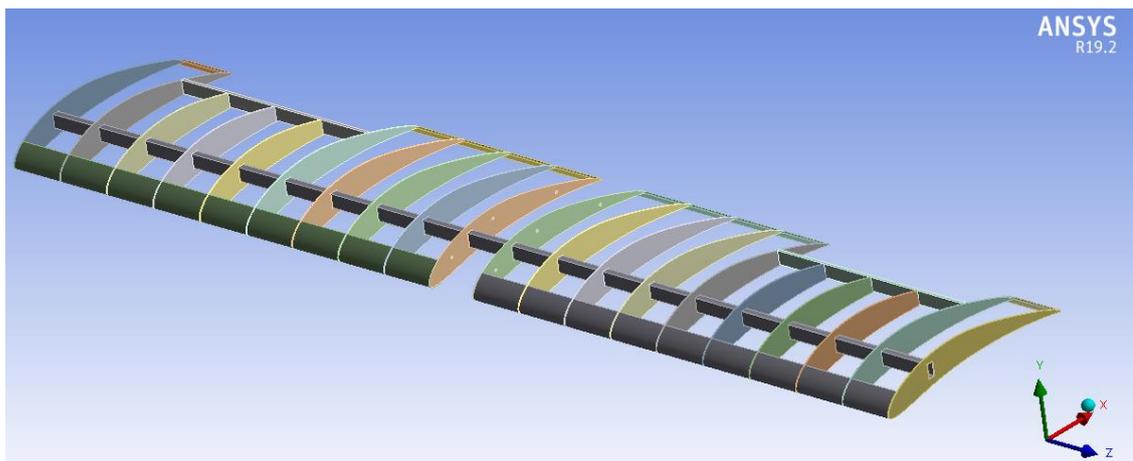
A distribuição de sustentação e de momento foram corrigidas, uma vez que o projeto original considerava simultaneamente um ângulo de ataque de 10° , simulando condição de decolagem, e o fator de carga, o qual já considera manobras como a decolagem. O correto é considerar as distribuições para voo nivelado e sobre esta aplicar o fator de carga, para assim obter o carregamento na fase de voo mais crítica.

4.3. DIMENSIONAMENTO DA ASA

A asa da aeronave em análise é retangular, com corda igual a 49 cm e envergadura de 2,2 m. Ela é composta por uma longarina de seção retangular vazada, laminada com fibra de carbono impregnada com resina epóxi, duas nervuras centrais, com 1,5 mm de espessura, laminadas do mesmo modo que a longarina, e outras 18 nervuras de 1 mm de espessura, de madeira balsa. Além disso, são utilizadas chapas de 1 mm de madeira balsa para formar os bordos de ataque e de fuga da asa.

A decisão de utilizar uma longarina com seção vazada em formato retangular foi feita pela equipe visando resistência e facilidade construtiva. Tal decisão, bem como a escolha do material e a definição das nervuras não serão discutidas neste trabalho, que se limita a avaliar o resultado final desta combinação. A Figura 14 apresenta a geometria da asa analisada.

Figura 14 – Geometria da asa.



Fonte: Ansys (2020).

A fixação entre a asa e a fuselagem é feita por seis parafusos, que passam da fuselagem para as duas nervuras centrais da asa, três em cada lado. Por este motivo, foi necessário reforçar estas nervuras.

O dimensionamento da longarina começou com a determinação dos valores máximos de esforço cortante ($V_{\text{máx}}$), do momento fletor ($M_{\text{fletor máx}}$) e do momento torçor ($M_{\text{torçor máx}}$), a partir da sustentação e do momento de arfagem. O objetivo era definir as dimensões da seção transversal da longarina, de modo a garantir que esta seria capaz de resistir aos fenômenos de flexão e torção de acordo com as equações abaixo.

$$\sigma = \frac{M_{\text{fletor máx}} \cdot y}{I}$$

$$\tau = \frac{V_{\text{máx}}}{A} + \frac{M_{\text{torçor máx}}}{2 A t}$$

Sendo:

σ = Tensão de flexão

y = Distância vertical da linha neutra

I = Momento de Inércia da seção

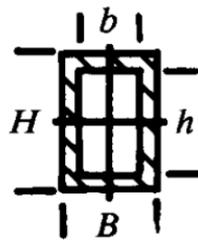
τ = Tensão de cisalhamento

A = Área da seção

t = espessura

A Figura 15 ilustra a seção transversal da longarina da asa, em termos de B , H , b e h . A espessura t pode ser expressa como $(B-b)/2$ ou $(H-h)/2$.

Figura 15 – Seção transversal da longarina da asa.



Fonte: Raymer (1992, p. 371).

Além disso, o momento de inércia também pode ser definido em termos de B , H e t :

$$I = \frac{BH^3 - bh^3}{12} = \frac{(BH^3) - (B - 2t)(H - 2t)^3}{12}$$

Utilizando uma rotina de cálculo com as equações apresentadas acima, chegou-se às dimensões $B = 16$ mm, $H = 31$ mm e $t = 1$ mm como sendo as ideais para a longarina. Com estas dimensões seria possível garantir fatores de segurança de 3 para flexão e 2 para torção. A decisão de adotar elevados fatores de segurança baseou-se na intenção de cobrir eventuais problemas construtivos, gerados por falta de domínio das técnicas de laminação.

Um ponto a destacar, referente ao projeto da asa, é a inclusão de uma longarina secundária no final do projeto feito pela equipe. Tal ação foi baseada em indícios de torção na asa e realizada para evitar problemas como perda de sustentação.

O projeto estrutural desenvolvido pela equipe considerou apenas a condição de falha por torção na longarina e não foi feita nenhuma estimativa do impacto desta torção na aerodinâmica da aeronave. Assim, a decisão de adicionar esta longarina secundária foi baseada apenas na observação e experiência de alguns membros da equipe. Portanto, como forma de aprimorar o projeto da asa, este trabalho incluirá a análise do ângulo de torção na longarina principal antes e depois da adição da longarina secundária.

4.4. CARREGAMENTOS NA FUSELAGEM

Os carregamentos considerados no dimensionamento da fuselagem foram: cargas de inércia dos componentes fixados a ela, incluindo a carga paga transportada; esforços transmitidos pelos estabilizadores horizontal e vertical; e a tração gerada pelo motor. A posição de aplicação de cada carregamento será apresentada na seção 4.9.2 que trata das condições de contorno consideradas na análise por elementos finitos.

Os carregamentos são multiplicados pelo fator de carga limite para obter os esforços aos quais a estrutura deverá resistir na condição de voo mais crítica. A Tabela 3 apresenta as forças aplicadas e a Tabela 4 apresenta os pesos dos componentes fixados à fuselagem.

Tabela 3 – Carregamentos aplicados na fuselagem.

Força	Valor Calculado	Fator de carga	Valor Aplicado
Sustentação na asa	130,4 N	2	260,8 N
Momento na asa	-17,25 Nm	2	-34,5 Nm
Força na Empenagem Horizontal	-12,6 N	2	-25,2 N
Força na Empenagem Vertical	4,25 N	2	8,5 N
Tração do Motor	38,7 N	2	77,4 N

Fonte: Autora (2020).

Tabela 4 – Peso dos componentes aplicados na fuselagem.

Peso dos componentes	Valor Calculado [kg]	Fator de carga	Valor Aplicado [kg]
Carga paga	10	2	20
Motor	0,800	2	1,600
Bequilha	0,158	2	0,316
Trem de Pouso	0,140	2	0,280
Empenagem Horizontal	0,088	2	0,176
Empenagem Vertical	0,040	2	0,080

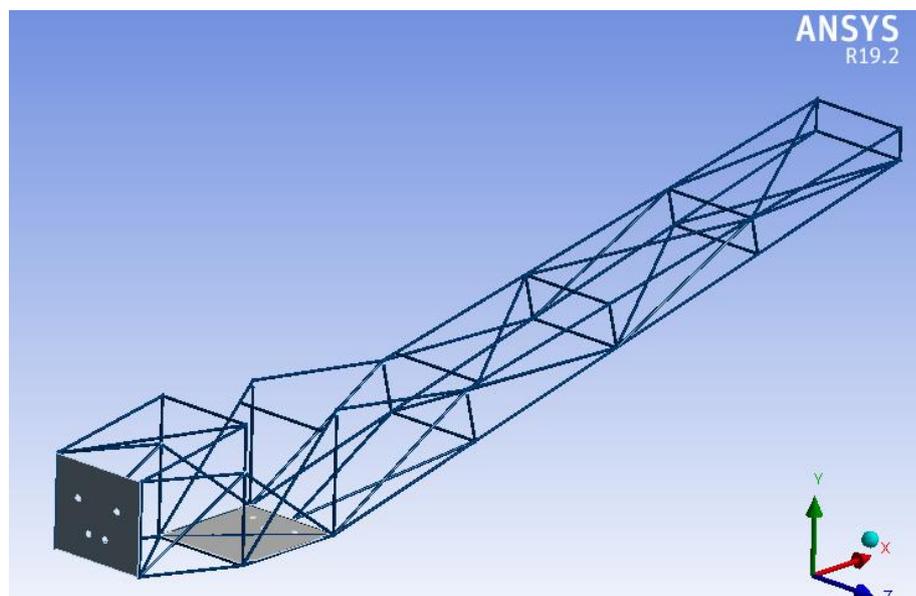
Fonte: Autora (2020).

4.5. DIMENSIONAMENTO DA FUSELAGEM

A geometria inicial da fuselagem foi definida pelo setor de aerodinâmica do projeto, que priorizou a redução de arrasto para melhorar a eficiência aerodinâmica. Esse design inicial consistia em uma estrutura sólida, a qual foi refinada por meio de uma otimização topológica feita pela equipe no programa Solidworks. Nesta otimização, o programa indica as regiões onde há excesso de material e pode ser removido, mantendo apenas o essencial para aguentar os carregamentos atuantes na estrutura, com uma margem de segurança definida pelo usuário.

A partir disso, foi definida uma geometria final com base em construção de protótipos e ensaios práticos. A Figura 16 ilustra a geometria final da fuselagem.

Figura 16 – Geometria da Fuselagem.



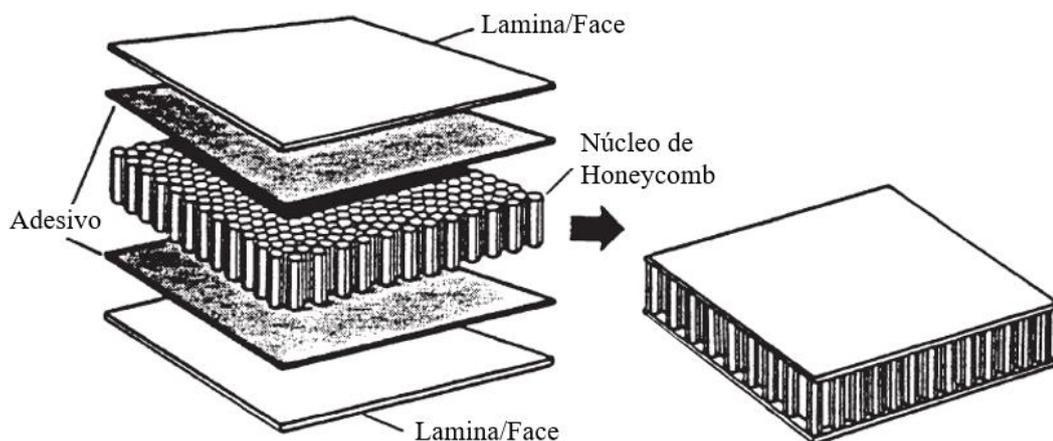
Fonte: Ansys (2020).

A fuselagem possui 109 cm de comprimento e 10,5 cm de largura e foi totalmente construída com varetas de fibra de vidro unidas por resina epóxi. A parede corta-fogo e a base do assoalho foram feitas em estrutura sanduíche, com um núcleo de honeycomb de aramida e duas faces de tecido de fibra de vidro laminadas com resina epóxi. Optou-se por estruturas mais resistentes nestes pontos, pois são pontos de concentração de tensão, visto que é onde estão fixados o motor, o conjunto do trem de pouso e a carga a ser transportada. Além disso, são materiais resistente à propagação de fogo, ponto essencial para aplicação na parede corta-fogo.

4.6. MATERIAIS UTILIZADOS

Nesta seção, serão descritas as considerações e simplificações adotadas para os materiais na simulação numérica e suas principais propriedades. Os principais materiais constituintes do conjunto asa-fuselagem analisado são: chapas de madeira balsa, varetas de fibra de vidro, tecido bidirecional de fibra de carbono laminado com resina epóxi e placas em estrutura sanduíche, com núcleo de honeycomb de aramida e face de fibra de vidro laminada com resina epóxi. A Figura 17 ilustra uma estrutura sanduíche e suas partes.

Figura 17 – Estrutura sanduíche.



Fonte: Adaptado de Bitzer (1997, p. 3).

Materiais laminados possuem comportamento anisotrópico, isso significa que não tem as mesmas propriedades em todas as suas orientações. Porém, como forma de simplificação, será considerada uma aproximação adotada em análises macro mecânicas, conforme Kaw (2006), na qual as propriedades dos laminados serão baseadas em suas propriedades médias e o material é considerado homogêneo.

A Tabela 5 apresenta as propriedades mecânicas do tecido de fibra de carbono laminado e das varetas de fibra de vidro, retiradas da biblioteca de materiais do módulo ACP – Ansys Composites PrepPost.

Tabela 5 – Propriedades mecânicas da fibra de carbono e da fibra de vidro.

Propriedade	Unidade	Fibra de Carbono / Epóxi	Vareta de Fibra de Vidro
Densidade (ρ)	[g/cm ³]	1,45	2
Módulo de Elasticidade Longitudinal (E_x)	[MPa]	59,2x10 ³	45x10 ³
Módulo de Elasticidade Perpendicular (E_z)	[MPa]	7,5x10 ³	10x10 ³
Coefficiente Poisson Longitudinal (ν_{xy})	-	0,04	0,3
Coefficiente de Poisson Perpendicular (ν_{yz})	-	0,3	0,4
Módulo de Cisalhamento Longitudinal (G_{xy})	[MPa]	17,5x10 ³	5x10 ³
Módulo de Cisalhamento Perpendicular (G_{yz})	[MPa]	2,7x10 ³	3,85x10 ³
Resistência à Tração Longitudinal (σ_x)	[MPa]	513	1,1x10 ³
Resistência à Tração Perpendicular (σ_z)	[MPa]	50	35
Resistência à Compressão Longitudinal (σ_x)	[MPa]	-437	-675
Resistência à Compressão Perpendicular (σ_z)	[MPa]	-150	-120
Resistência ao Cisalhamento (τ_{xy})	[MPa]	120	80
Resistência ao Cisalhamento (τ_{yz})	[MPa]	55	46,2

Fonte: Ansys (2020).

No caso do tecido de fibra de carbono, que é bidirecional, as propriedades nos eixos paralelos às fibras (X, Y) são iguais. Já as varetas de fibra de vidro, são formadas por fibras unidirecionais, portanto as propriedades principais estão no eixo X e as secundárias, Y e Z, são iguais.

A madeira balsa foi considerada ortotrópica e suas propriedades mecânicas são apresentadas na Tabela 6, de acordo com Doyle, Drow e McBruney (1962).

Tabela 6 – Propriedades mecânicas da madeira balsa.

Propriedade	Unidade	Valor
Densidade (ρ)	[g/cm ³]	0,205
Módulo de Elasticidade Longitudinal (E_L)	[MPa]	5,6x10 ³
Módulo de Elasticidade Transversal (E_T)	[MPa]	111
Módulo de Elasticidade Radial (E_R)	[MPa]	307,6
Coefficiente de Poisson (ν_{LT})	-	0,53
Coefficiente de Poisson (ν_{TR})	-	0,249
Coefficiente de Poisson (ν_{LR})	-	0,206
Módulo de Cisalhamento Longitudinal (G_{LT})	[MPa]	208,9
Módulo de Cisalhamento Transversal (G_{TR})	[MPa]	36,6
Módulo de Cisalhamento Radial (G_{LR})	[MPa]	275,8
Resistência à Tração Longitudinal/Transversal ($\sigma_L = \sigma_T$)	[MPa]	28,1
Resistência à Tração Radial (σ_R)	[MPa]	19,2
Resistência à Compressão Longitudinal/Transversal ($\sigma_L = \sigma_T$)	[MPa]	1,37
Resistência à Compressão Radial (σ_R)	[MPa]	0,855
Resistência ao Cisalhamento Longitudinal/Transversal ($\tau_{LT} = \tau_{LT}$)	[MPa]	3,63
Resistência ao Cisalhamento Radial (τ_{LR})	[MPa]	2,9

Fonte: DOYLE; DROW; MCBRUNEY (1962).

Estruturas que envolvem materiais compósitos possuem certa complexidade, e para garantir um projeto de excelência é preciso fazer estudos de otimização durante a definição da melhor combinação fibra/matriz, bem como das orientações de tecido que promovem as propriedades desejadas e o impacto destas escolhas nas propriedades finais do laminado. Este ponto não faz parte do escopo deste trabalho, que focou em reproduzir e avaliar as principais etapas do projeto do conjunto asa-fuselagem analisado, e, portanto, fica como sugestão para trabalhos futuros.

As estruturas sanduíches utilizadas foram modeladas como um núcleo de 4 mm de aramida em formato honeycomb e faces formadas por duas camadas de tecido de fibra de vidro laminadas com resina epóxi, resultando em uma estrutura com espessura de 5,2 mm no total.

As propriedades destes materiais são apresentadas na Tabela 7 e também foram retiradas da biblioteca do ACP.

Tabela 7 – Propriedades dos materiais das estruturas sanduíche.

Propriedade	Unidade	Fibra de Vidro / Epóxi	Honeycomb de aramida
Densidade (ρ)	[g/cm ³]	1,85	0,08
Módulo de Elasticidade Longitudinal (E_X)	[MPa]	35x10 ³	1
Módulo de Elasticidade Perpendicular (E_Z)	[MPa]	9x10 ³	255
Coefficiente Poisson Longitudinal (ν_{XY})	-	0,28	0,49
Coefficiente de Poisson Perpendicular (ν_{YZ})	-	0,4	0,001
Módulo de Cisalhamento Longitudinal (G_{XY})	[MPa]	4,7x10 ³	1x10 ⁻⁶
Módulo de Cisalhamento Perpendicular (G_{YZ})	[MPa]	3,5x10 ³	37
Módulo de Cisalhamento Perpendicular (G_{XZ})	[MPa]	4,7x10 ³	70
Resistência à Tração Longitudinal (σ_X)	[MPa]	780	0
Resistência à Tração Perpendicular (σ_Z)	[MPa]	31	5,31
Resistência à Compressão Longitudinal (σ_X)	[MPa]	-480	0
Resistência à Compressão Perpendicular (σ_Z)	[MPa]	-100	-5,31
Resistência ao Cisalhamento (τ_{XY})	[MPa]	60	0
Resistência ao Cisalhamento (τ_{YZ})	[MPa]	35	1,21
Resistência ao Cisalhamento (τ_{XZ})	[MPa]	60	2,24

Fonte: Ansys (2020).

4.7. CRITÉRIOS DE FALHA

Para garantir a integridade da estrutura e poder avaliar o seu comportamento e resistência mecânica, é preciso definir parâmetros como os critérios de falha. Com base neles é possível saber se haverá ou não falha no componente em decorrência dos esforços aplicados e prever os modos como isso poderá ocorrer.

Neste trabalho, os principais materiais das estruturas analisadas são fibra de carbono, fibra de vidro e madeira balsa. No caso da madeira balsa, que é ortotrópica, o critério de falha

mais usual é o Critério de Deformação Máxima. Segundo Doyle, Drow e McBruney (1962) a deformação máxima da madeira balsa é de 0,025 m/m.

Já para os materiais compósitos, serão avaliados os comportamentos diante dos quatro modos de falha mais utilizados. Segundo Kaw (2006), devido à complexidade dos laminados, os mecanismos e modos de falha de um compósito levaram ao desenvolvimento de inúmeros critérios de falhas, porém nenhum é suficientemente assertivo em suas previsões para ser utilizado sozinho nos mais diversos tipos de análise.

Os critérios de falha mais utilizados para materiais compósitos laminados são: critério de tensão máxima, critério de deformação máxima e critério de Tsai-Wu. Entre as principais causas de falha em compósitos laminados estão instabilidade, rompimento da fibra, rompimento da matriz, delaminação ou ainda a combinação destes fatores.

As estruturas sanduíches também serão avaliadas com base nos três critérios de falha disponíveis na ferramenta de análise de compósitos do Ansys. São elas: Empenamento das faces, falha no núcleo e instabilidade na estrutura. Os principais conceitos dos modos de falha citados nesta seção serão brevemente discutidos na sequência.

4.7.1. Critério de Tensão Máxima

O critério de tensão máxima para compósitos é similar aos critérios aplicados à materiais isotrópicos, e está relacionado à Teoria da Tensão Normal Máxima de Rankine e à Teoria do Cisalhamento de Tresca, segundo Kaw (2006). Este critério avalia se as tensões atuantes nos eixos principais do laminado excedem os limites de resistência correspondentes nestas direções.

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. A falha também pode ocorrer caso haja combinação de dois ou mais destes modos de falha.

Para que ocorra falha, pelo menos uma das expressões abaixo precisa ser violada.

$$\begin{aligned} -(\sigma_1^C)_{ult} < \sigma_1 < (\sigma_1^T)_{ult} \\ -(\sigma_2^C)_{ult} < \sigma_2 < (\sigma_2^T)_{ult} \\ -(\tau_{12})_{ult} < \tau_{12} < (\tau_{12})_{ult} \end{aligned}$$

Em que:

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

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

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

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

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

Como cada componente de tensão é comparado com o respectivo limite de resistência, neste critério a interação entre os componentes de tensão não é levada em consideração.

4.7.2. Critério de Deformação Máxima

Este critério também se baseia em teorias aplicadas aos materiais isotrópicos, neste caso na Teoria de Máxima Deformação Normal de Saint-Venant e na Teoria de Máxima Tensão de Cisalhamento de Tresca. Assim como no critério de máxima tensão, as deformações são avaliadas apenas nas direções principais e ocorrerá falha se algum dos componentes de deformação exceder os limites definidos para aquela direção.

Ocorrerá falha quando pelo menos uma das expressões abaixo for violada.

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

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

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

Em que:

$$(\varepsilon_1^T)_{ult} = \text{Limite longitudinal de deformação por tração}$$

$$(\varepsilon_1^C)_{ult} = \text{Limite longitudinal de deformação por compressão}$$

$$(\varepsilon_2^T)_{ult} = \text{Limite transversal de deformação por tração}$$

$$(\varepsilon_2^C)_{ult} = \text{Limite transversal de deformação por compressão}$$

$$(\gamma_{12})_{ult} = \text{Limite de deformação por cisalhamento}$$

De acordo com Kaw (2006), este critério também desconsidera a interação entre os componentes de deformação, mas, apesar disso, pode apresentar resultados levemente

diferentes aos do critério de tensão máxima devido à inclusão do efeito do coeficiente de Poisson nas deformações locais.

4.7.3. Critério de Tsai-Wu

Um dos principais pontos negativos dos critérios de tensão e deformação máximas é que eles não consideram a interação entre os componentes de tensão, o que na prática ocorre e afeta a ocorrência de falha. Assim, surgiram os critérios de falha quadráticos, que consideram a interação entre os componentes de tensão.

O critério quadrático mais utilizado para compósitos é o de Tsai-Wu. Neste critério, considerando-se o sistema de coordenadas principal do material sob estado plano de tensão, a falha ocorrerá caso condição abaixo seja violada.

$$H_1\sigma_1 + H_2\sigma_2 + H_6\tau_{12} + H_{11}\sigma_1^2 + H_{22}\sigma_2^2 + H_{66}\tau_{12}^2 + 2H_{12}\sigma_1\sigma_2 < 1$$

Os parâmetros H_1 , H_2 , H_6 , H_{11} , H_{22} e H_{66} são determinados em função dos componentes de tensão de uma lâmina unidirecional, conforme mostram as equações abaixo.

$$H_1 = \frac{1}{(\sigma_1^T)_{ult}} - \frac{1}{(\sigma_1^C)_{ult}}$$

$$H_{11} = \frac{1}{(\sigma_1^T)_{ult} (\sigma_1^C)_{ult}}$$

$$H_2 = \frac{1}{(\sigma_2^T)_{ult}} - \frac{1}{(\sigma_2^C)_{ult}}$$

$$H_{22} = \frac{1}{(\sigma_2^T)_{ult} (\sigma_2^C)_{ult}}$$

$$H_6 = 0$$

$$H_{66} = \frac{1}{(\tau_{12})_{ult}^2}$$

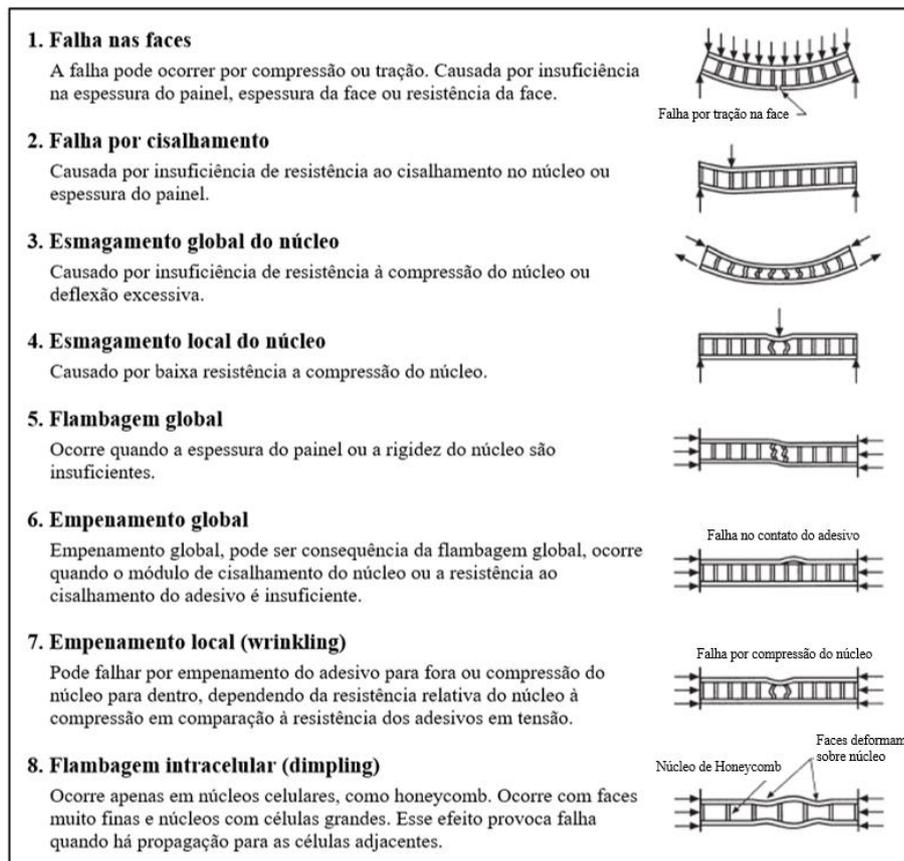
Já o parâmetro H_{12} pode ser obtido experimentalmente, conhecendo as tensões σ_1 , σ_2 e τ_{12} de falha do material e substituindo-as na equação geral, ou estimado a partir de relações desenvolvidas em outros critérios de falha similares.

Uma das desvantagens deste critério é que não é possível apontar qual foi o modo de falha, devido a relação estabelecida entre os componentes de tensão.

4.7.4. Critérios de Falha de Estruturas Sanduíche

As falhas em estruturas do tipo sanduíche são mais complexas do que em laminados simples, uma vez que dependem das propriedades dos materiais constituintes, das dimensões e geometrias de cada um destes materiais e também do tipo de carregamento aplicado. Segundo Bitzer (1997), os principais modos de falha destas estruturas são esmagamento 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*). A Figura 18 ilustra cada um deles.

Figura 18 – Modos de falha de estruturas sanduíche.



Fonte: Adaptado de Bitzer (1997, p. 59).

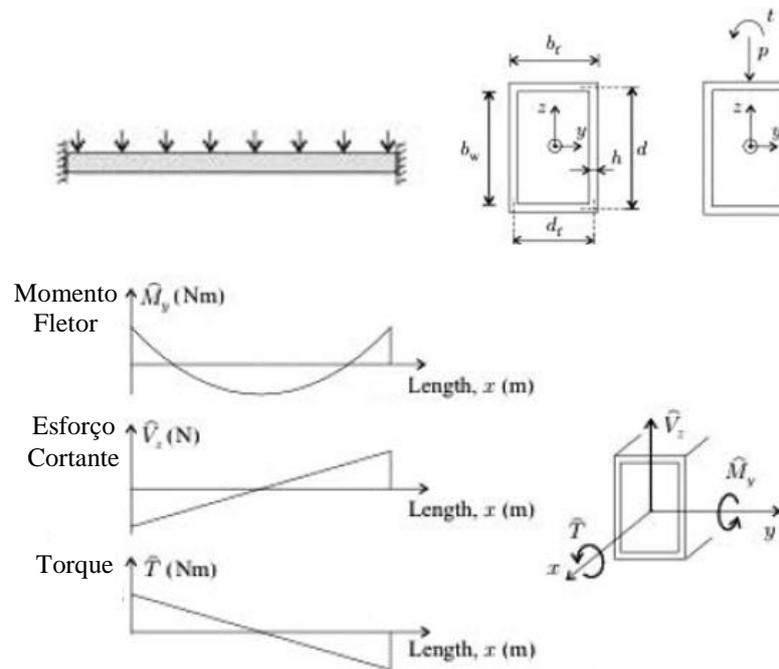
O módulo de análise de materiais compósitos do programa Ansys permite avaliar três destes modos de falha, são eles: Empenamento das faces, falha no núcleo e instabilidade na estrutura. Portanto, para avaliar a estrutura do assoalho da fuselagem e da parede corta-fogo foram adotados estes critérios.

4.8. VALIDAÇÃO DA MODELAGEM EM ELEMENTOS FINITOS

A fim de garantir que os resultados obtidos na simulação são confiáveis, foi feita uma validação do processo de entrada de dados, relacionados, por exemplo, à modelagem dos laminados e às condições de contorno adotadas. Realizou-se uma comparação entre os resultados analíticos de um problema, previamente conhecidos, e os resultados numéricos obtidos na resolução deste mesmo problema com aplicação do método dos elementos finitos no programa Ansys.

O problema resolvido baseou-se em um estudo de caso proposto por Kóllar e Springer (2003), o qual analisa a deflexão e o ângulo de torção máximos em uma viga de seção retangular vazada, constituída de fibra de carbono e resina epóxi, quando exposta a uma carga distribuída (p) e a um momento (t). A viga é engastada nas duas extremidades, possui 2 mm de espessura e a configuração do laminado é $[\pm 45_2/0_{12}/\pm 45_2]$. A Figura 19 ilustra o problema.

Figura 19 – Ilustração do problema proposto pelo estudo de caso.



Fonte: Adaptado de Kóllar e Springer (2003, p. 271)

Tanto o comprimento da viga, quanto as dimensões de altura e largura da seção da viga, foram adaptadas nos cálculos para serem as mesmas da longarina da asa da aeronave analisada. O mesmo foi feito com as cargas.

Portanto, tem-se uma viga com 2200 mm de comprimento, com uma seção retangular de 16 mm x 31 mm externos e 2 mm de espessura. A viga está submetida à uma força de 260,8 N e um momento de 34,5 Nm. As propriedades dos materiais estão descritas na Tabela 8.

Tabela 8 – Propriedades dos materiais utilizados no estudo de caso.

Propriedades	Unidade	Fibra	Tecido
		Unidirecional 0°	±45°
Módulo de Elasticidade Longitudinal (E_x)	MPa	14800	16390
Módulo de Elasticidade Transversal (E_z)	MPa	9650	16390
Módulo de Cisalhamento Longitudinal (G_{xy})	MPa	4550	38190
Coefficiente de Poisson Longitudinal (ν_{xy})	-	0,3	0,801
Espessura (h)	mm	0,1	0,2

Fonte: Adaptado de Kollár e Springer (2003, p. 81)

Segundo Kollár e Springer (2003), deflexão máxima ($\delta_{m\acute{a}x}$) e o ângulo máximo de torção ($\theta_{m\acute{a}x}$) podem ser obtidos pelas equações abaixo, na ordem respectiva.

$$\delta_{m\acute{a}x} = \frac{p L^4}{30 \widehat{EI}_{yy}} = 5,87 \times 10^{-3} \text{ m} = 5,87 \text{ mm}$$

$$\theta_{m\acute{a}x} = \int_0^{L/2} \frac{\widehat{T}}{\widehat{GI}_t} dx = \frac{\widehat{T} L}{4 \widehat{GI}_t} = 2,58 \times 10^{-3} \text{ °}$$

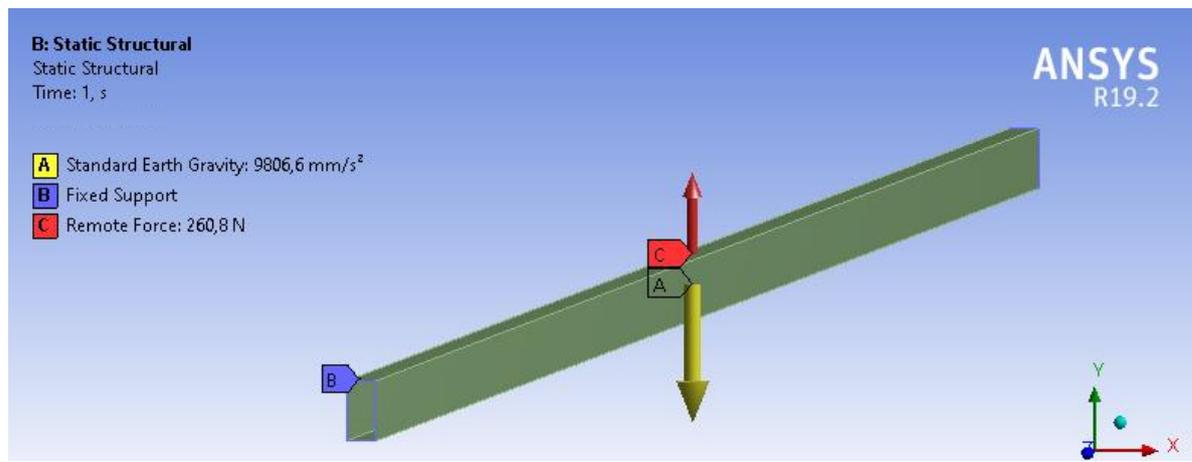
Em que \widehat{T} é o torque, \widehat{EI}_{yy} é a rigidez de flexão e \widehat{GI}_t é a rigidez torcional, que neste caso equivalem a 34692 Nm² e 7352 Nm², respectivamente.

Utilizou-se o módulo ACP do Ansys, no qual o tecido biaxial [±45°] foi modelado como sendo duas camadas de tecidos unidirecionais com 0,1 mm de espessura sobrepostas na orientação +45/-45. A geometria adotada foi do tipo casca e a malha foi refinada com fator de

convergência de 1%, ou seja, até que a diferença entre os resultados de duas iterações sequenciais fossem menor que 1%. Assim, obteve-se uma malha com 884 elementos e 880 nós.

Foram rodadas análises separadas para cada caso para fins de equivalência na comparação com os resultados analíticos, que não considera o acréscimo de deflexão na viga provocado pelo momento, por exemplo. A Figura 20 apresenta as condições de contorno para análise de deflexão na viga.

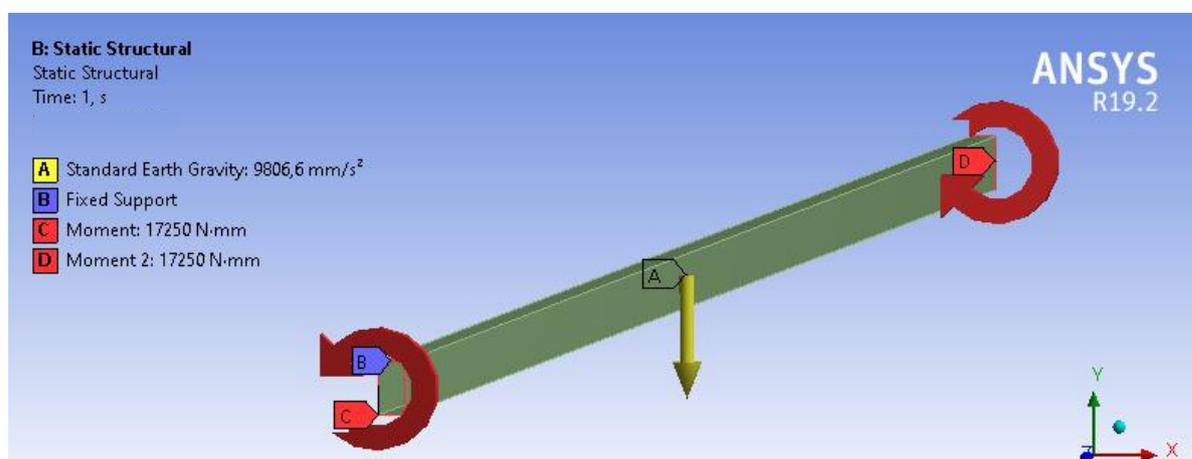
Figura 20 – Condições de contorno para análise de deflexão no estudo de caso.



Fonte: Ansys (2020).

As condições de contorno adotadas foram apoios fixos nas extremidades da viga e aplicação das cargas. No caso da análise de deflexão foi aplicada uma força e no caso da análise de torção foram aplicados os torques resultantes nas extremidades engastadas. A Figura 21 exhibe as condições de contorno para a análise de torção na viga.

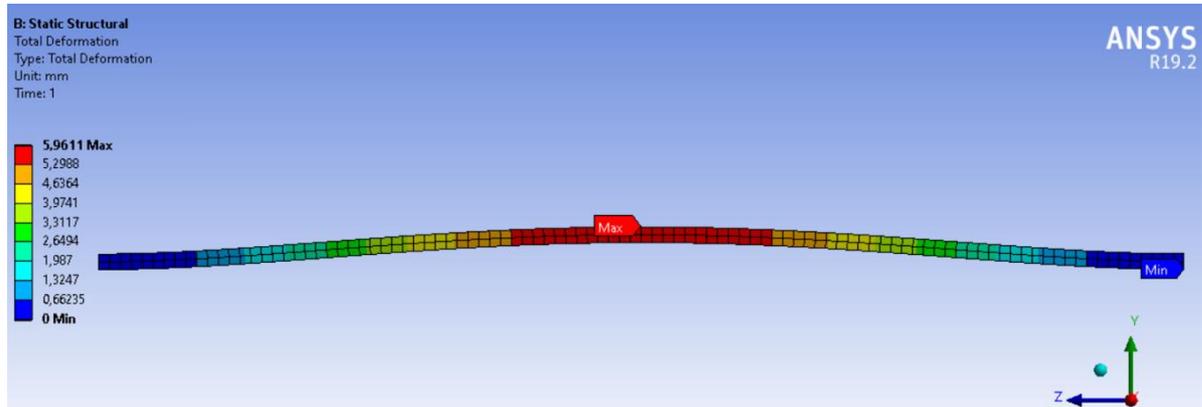
Figura 21 – Condições de contorno para análise de torção no estudo de caso.



Fonte: Ansys (2020).

A Figura 22 exibe o gradiente de deflexão obtido. Observa-se que a deflexão máxima obtida foi de 5,96 mm, o que representa uma diferença de aproximadamente 1,5% em comparação com o resultado analítico.

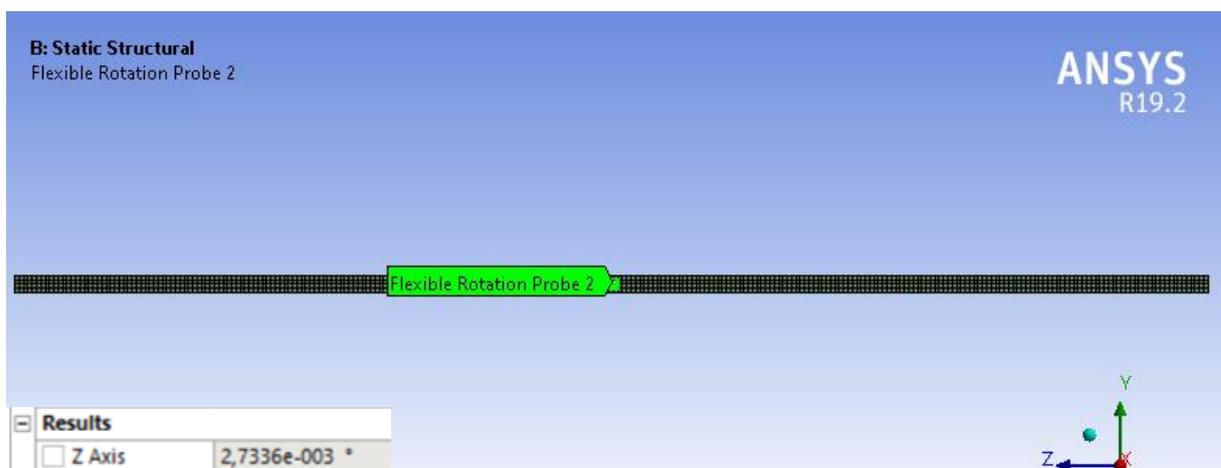
Figura 22 – Gradiente de deflexão da viga.



Fonte: Ansys (2020).

O ângulo máximo de torção obtido é exibido na Figura 23. O valor encontrado foi $2,734 \times 10^{-3}$ mm, o que representa uma diferença absoluta de $1,536 \times 10^{-4}$ mm. Em termos percentuais equivale a quase 6%, tal diferença possivelmente está atribuída à ordem de grandeza dos números somada a variações relacionadas as aproximações na resolução e aos erros oriundos da simulação.

Figura 23 – Ângulo máximo de torção na viga.



Fonte: Ansys (2020).

Por fim, conclui-se que é possível validar o processo de entrada de dados nas configurações do laminado, realizada no ACP, e das condições de contorno inseridas no ANSYS Mechanical. Deste modo, assume-se que esta metodologia trará resultados confiáveis as análises realizadas.

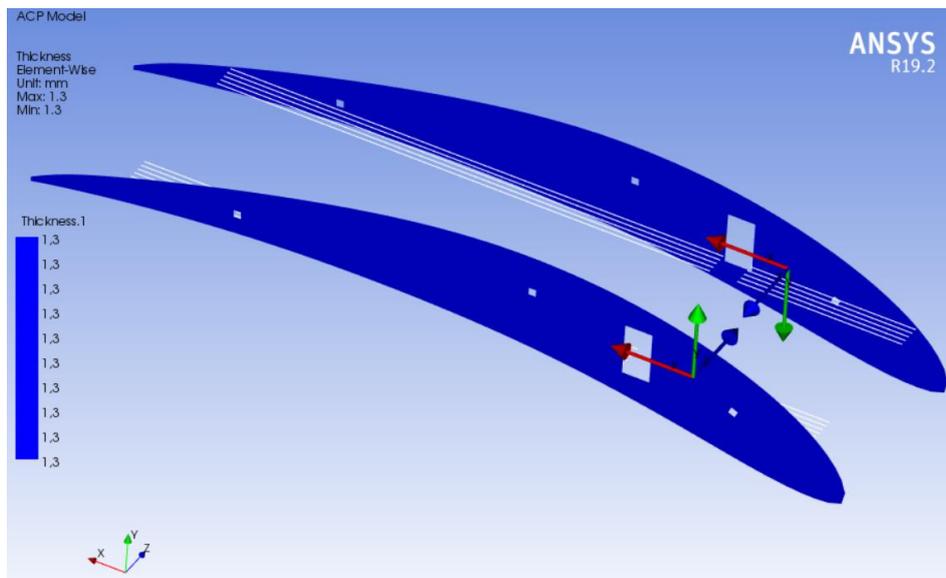
4.9. PRÉ-PROCESSAMENTO MEF

A primeira etapa do pré-processamento é a modelagem da geometria. Neste caso, a geometria, que foi modelada no programa SolidWorks, foi retirada da biblioteca da equipe Nisus e importada para o Ansys, onde precisou passar por ajustes para prepará-la para a análise numérica.

A geometria do conjunto asa-fuselagem foi dividida, separando os componentes que foram fabricados por laminação dos demais. Os componentes fabricados por laminação, como é o caso da longarina, das duas nervuras centrais da asa, da parede corta-fogo e da base que forma o assoalho da fuselagem, são modelados no ACP e, por isso, são separados dos demais componentes.

No ACP as nervuras principais foram modeladas como uma composição de sete camadas de tecido bidirecional de fibra de carbono, seguindo a orientação $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ]_T$. Cada camada de tecido possui 0,26 mm, totalizando assim 1,82 mm de espessura. A Figura 24 exibe estes componentes laminados e suas espessuras finais. Cada linha branca representa uma camada de tecido.

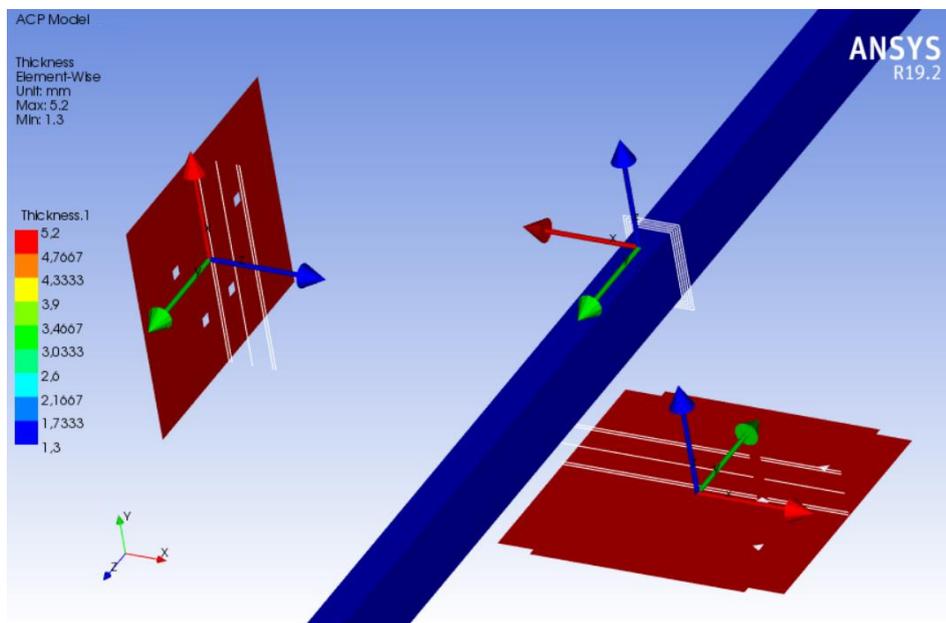
Figura 24 – Nervuras principais modeladas no ACP.



Fonte: Ansys (2020).

A configuração da longarina da asa foi feita seguindo o mesmo processo, porém foram utilizadas cinco camadas de tecido, resultando em uma espessura de 1,3 mm. A longarina segue a orientação $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ]_T$. Já as estruturas sanduíche que formam a parede corta-fogo e o assoalho da fuselagem foram modeladas com um núcleo de honeycomb de aramida de espessura 4 mm e duas faces (superior e inferior) formadas por duas camadas de tecido bidirecional de fibra de vidro de 0,3 mm, orientadas a $[0^\circ/45^\circ]_T$. A Figura 25 exhibe estes componentes.

Figura 25 – Longarina, Corta-Fogo e Assoalho modelados no APC.



Fonte: Ansys (2020).

Por fim, a configuração das estruturas laminadas, feita no APC, é exportada para o módulo de análise estrutural estática no ANSYS Mechanical, onde irão se juntar com os demais componentes do conjunto asa-fuselagem. As geometrias modeladas no APC foram tratadas como casca, devido à pequena espessura dos componentes. O uso de modelos sólidos só é indicado ou quando há grande variação de espessura na mesma peça, ou quando há impacto sobre a placa laminada, pois neste caso, isso permitirá capturar problemas de delaminação entre as camadas.

A fuselagem, que é composta por varetas de fibra de vidro, e as nervuras que são feitas em madeira balsa, foram modeladas como componentes sólidos. Outras superfícies que compõem a asa e são feitas com chapas de madeira balsa de 1 mm, como bordas de ataque e

fuga, foram modeladas como casca, devido a pequena espessura em comparação com o comprimento.

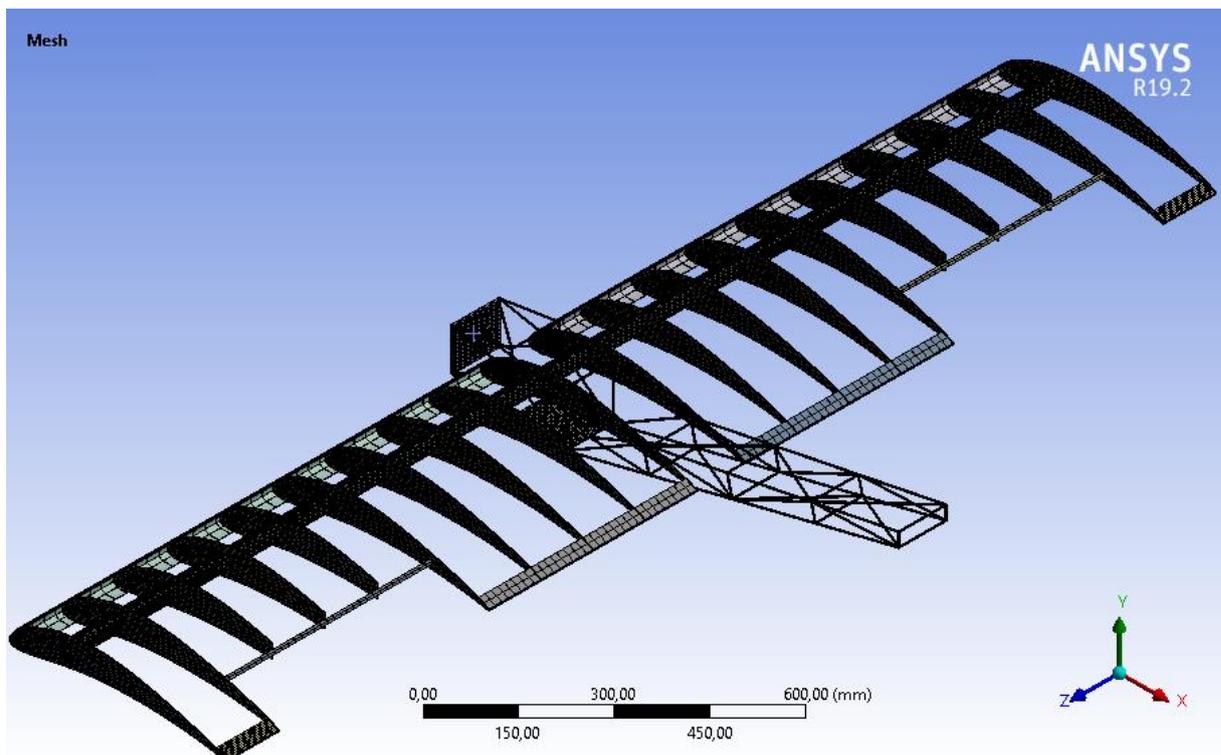
No ANSYS Mechanical são adicionadas todas as condições de contorno e também é neste módulo que ocorre todo o desenvolvimento da simulação. A análise feita no ANSYS foi linear, que é a configuração padrão do software.

4.9.1. Malha

A malha inicial foi gerada a partir das configurações padrão do Ansys Mechanical, ou seja, sem nenhum tipo de controle específico, e em seguida foi realizado um refinamento na discretização da geometria. Para melhorar a qualidade da malha gerada, a mesma foi subdividida em alguns conjuntos de malhas, definidos de acordo com a necessidade de refino na geometria de cada componente.

Os elementos das geometrias feitas em material compósito foram discretizadas com elementos de 4 mm, já as estruturas de madeira balsa e a fuselagem tiveram seus elementos restritos a 8 mm e 4 mm, respectivamente. A Figura 26 apresenta a malha final em todo o conjunto asa-fuselagem.

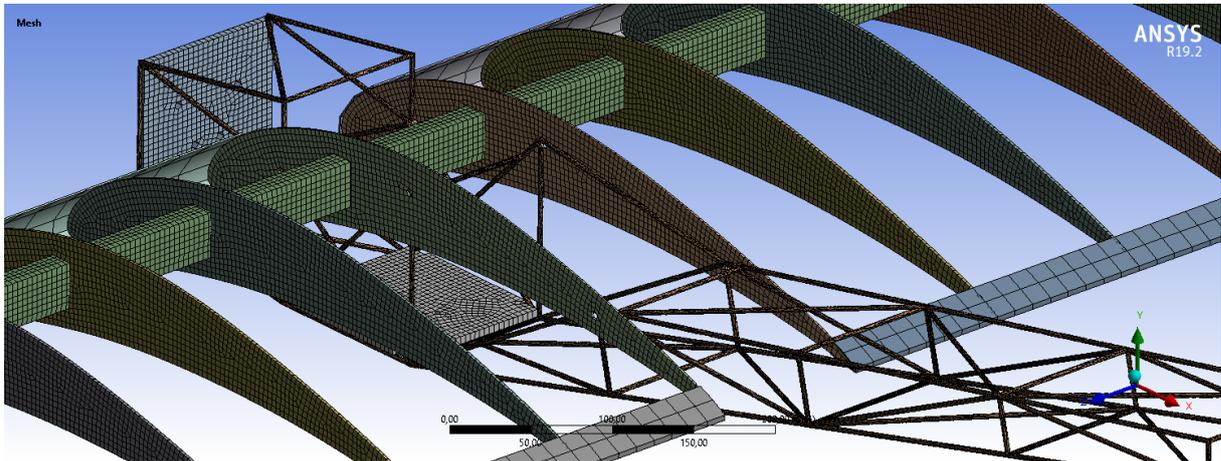
Figura 26 – Malha final gerada.



Fonte: Ansys (2020).

A Figura 27 apresenta com mais proximidade a malha gerada na região central do conjunto asa-fuselagem, a fim de facilitar a visualização do refino obtido nas geometrias.

Figura 27 – Zoom na malha gerada.



Fonte: Ansys (2020).

Os parâmetros utilizados para medir a qualidade da malha foram Skewness e Qualidade dos Elementos. Skewness se refere a assimetria do elemento e varia entre 0, que indica uma célula simétrica e 1, que indica uma célula completamente degenerada. 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 9 apresenta os parâmetros obtidos para todos os componentes analisados.

Tabela 9 – Dados da malha gerada nos componentes.

Componente	Partes em Compósito	Partes em Madeira	Fuselagem	TOTAL
N° nós	16513	26103	122643	165259
N° elementos	16148	23556	55931	95635
Skewness (Média)	$1,45 \times 10^{-2}$	0,1002	0,3635	0,3045
Skewness (Desvio Padrão)	$3,88 \times 10^{-2}$	0,1203	0,2910	0,2963
Qualidade dos Elementos (Média)	0,9853	0,9401	0,7790	0,8140
Qualidade dos Elementos (Desvio padrão)	$3,29 \times 10^{-2}$	$8,36 \times 10^{-2}$	0,2220	0,2170

Fonte: Autora (2020).

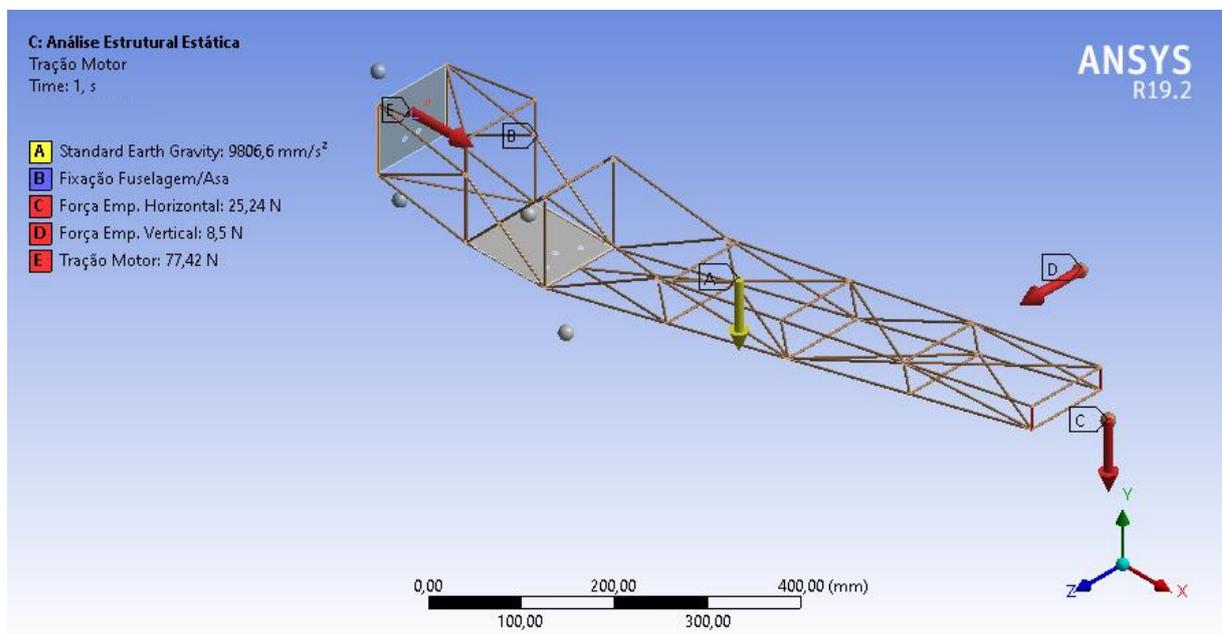
Todos os parâmetros apresentados na tabela acima são classificados como bom ou ótimo e, portanto, pode-se se dizer que a qualidade da malha é boa. Com isso, espera-se que seja reduzida a influência e a interferência da malha nos resultados.

4.9.2. Condições de contorno

As condições de contorno aplicadas nas estruturas foram a fixação entre a asa e a fuselagem e a aplicação dos principais carregamentos atuantes nelas. Também foram inseridas cargas pontuais que representam outros componentes acoplados a asa e a fuselagem.

A fixação asa-fuselagem é feita por seis parafusos que unem as duas nervuras centrais da asa à pontos de fixação na fuselagem, e foi modelada como uma fixação do tipo engaste, que não permite movimentação em nenhum sentido. Os esforços provenientes da empenagem foram relacionados à cauda da fuselagem, onde ficam presas estas estruturas. Já a tração do motor foi aplicada sobre a parede corta-fogo, pois é onde ocorre a sua fixação. A Figura 28 apresenta todas as condições de contorno aplicadas.

Figura 28 – Condições de contorno na fuselagem.

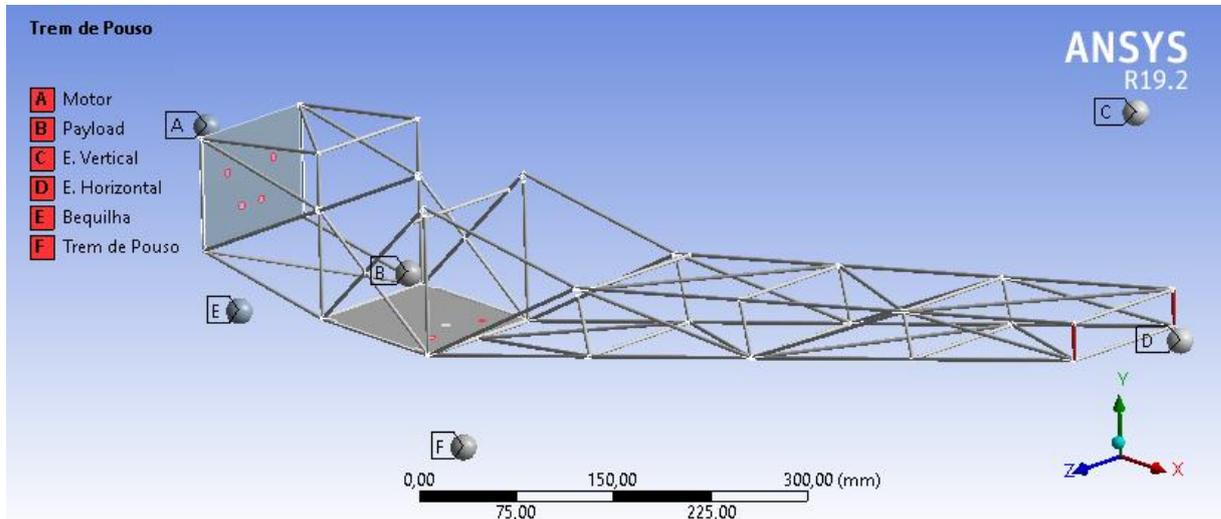


Fonte: Ansys (2020).

Já as cargas pontuais, que representam o motor, a empenagem, a carga transportada e os componentes eletrônicos, foram posicionadas respeitando as distâncias de cada item ao CG

da aeronave e utilizando como referência a estrutura à qual são presos no conjunto asa-fuselagem.

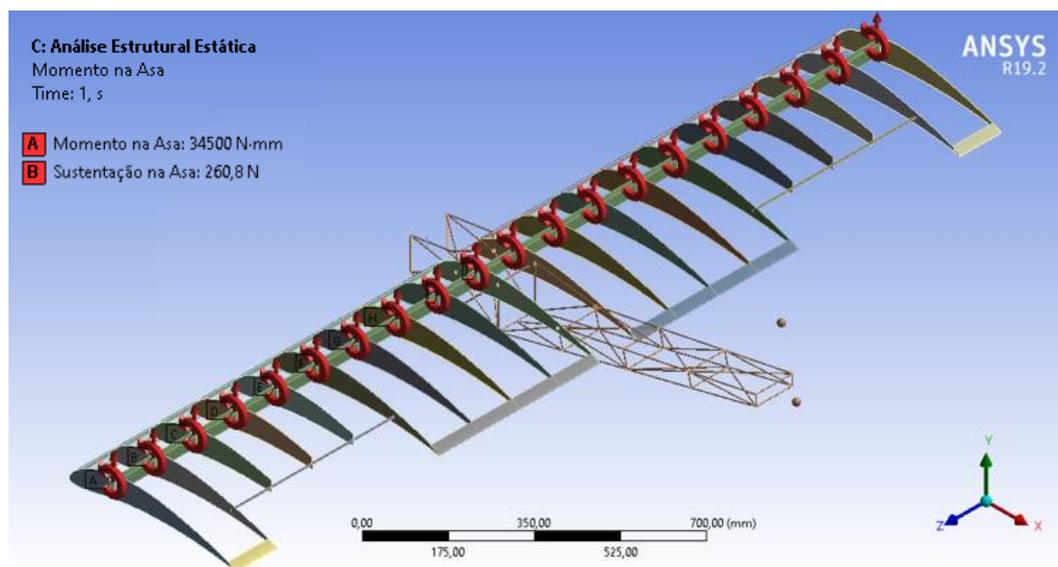
Figura 29 – Cargas pontuais aplicadas.



Fonte: Ansys (2020).

Os carregamentos de sustentação e momento na asa foram aplicados sobre cada uma das 20 nervuras ao longo da envergadura de forma distribuída, respeitando as formas dos carregamentos apresentadas nas seções 4.2 e 4.4 deste trabalho.

Figura 30 – Carregamentos na Asa.



Fonte: Ansys (2020).

4.10. MODIFICAÇÕES ANALISADAS

Com o objetivo de agregar sugestões e melhorias ao projeto, foram analisados quais seriam os impactos, no comportamento estrutural, de algumas pequenas modificações na geometria das estruturas da asa e da fuselagem. As alterações estudadas estão relacionadas aos materiais utilizados e à algumas dimensões.

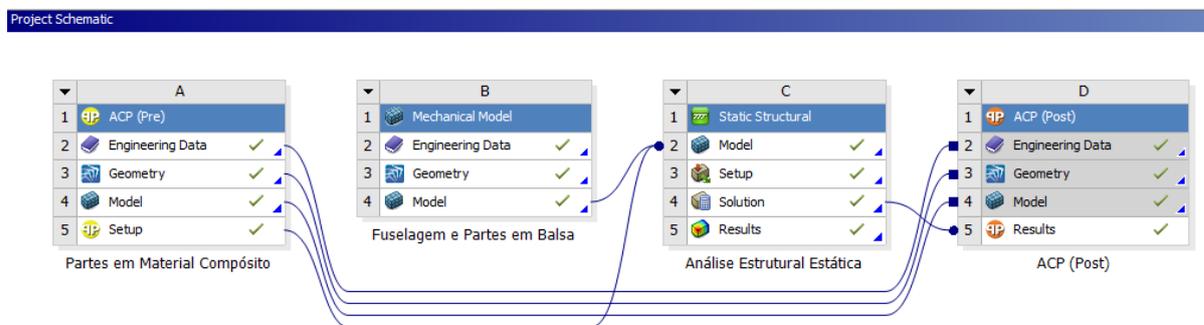
No caso da fuselagem, as análises feitas consideram a mudança do material das varetas de fibra de vidro para fibra de carbono e também a redução do diâmetro das varetas de 3 mm para 2 mm. Estes foram alguns dos cenários cogitados pela equipe durante o projeto, mas que na época foram pouco estudadas.

Na asa, a única modificação estudada foi o impacto da adição da longarina secundária no ângulo de torção da asa. As condições de contorno foram mantidas as mesmas em todas as análises realizadas e os resultados de todas as situações consideradas serão apresentados no próximo capítulo.

5. ANÁLISE DE RESULTADOS E DISCUSSÕES

Após finalizar as etapas de pré-processamento, apresentadas no capítulo anterior, foram realizadas as análises estruturais estáticas no conjunto asa-fuselagem, a fim de verificar tensões, deformações, deslocamentos e margens de segurança associadas às estruturas. Neste capítulo, serão apresentados e comentados os resultados obtidos. A Figura 31 exibe o esquemático da configuração utilizada para realizar as análises no programa Ansys.

Figura 31 – Esquemático da configuração de análise no Ansys.



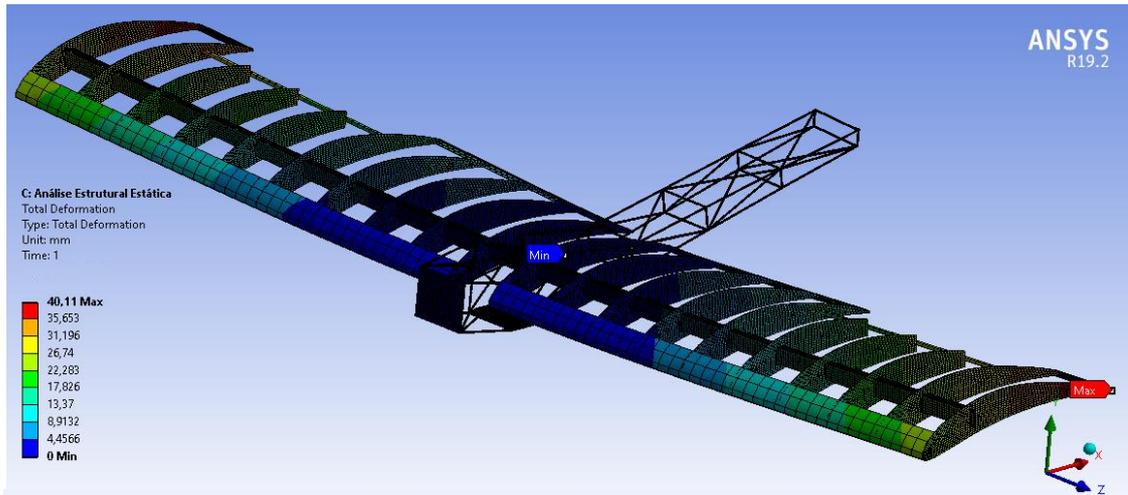
Fonte: Ansys (2020).

A fim de facilitar a análise e a interpretação dos resultados obtidos, os mesmos serão apresentados em duas seções principais, uma referente à asa e outra à fuselagem. Vale ressaltar que as análises foram realizadas simultaneamente, sem esta separação entre os componentes.

5.1. ASA

O primeiro resultado apresentado se refere à deflexão na asa, e é apresentado na Figura 32. Nesta imagem observa-se, como esperado, que os maiores deslocamentos ocorrem nas extremidades longitudinais da longarina e nos bordos de fuga das nervuras localizadas nestes pontos.

Figura 32 – Deslocamentos na asa.

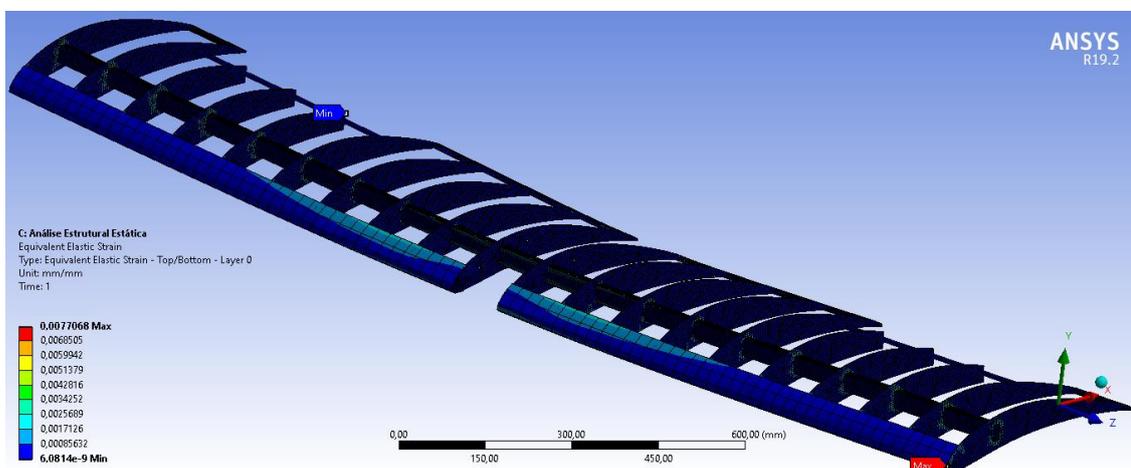


Fonte: Ansys (2020).

A deflexão máxima atingida na longarina foi de 31,2 mm, enquanto no bordo de fuga da nervura localizada nesta mesma extremidade defletida da longarina foi de 40,1 mm. Esses valores estão adequados ao que se esperava encontrar para deflexão da longarina e da asa como um todo, baseado em comparações as aeronaves anteriores e também com valores apresentados em outros trabalhos. Por exemplo, Moraes e Siqueira (2018) apresentam os resultados de deflexão em duas asas distintas, e de aeronaves competidoras diferentes, uma com 27,4 mm e outra com 34,2 mm de deflexão.

A partir disso, foram analisadas as deformações nas estruturas da asa, especialmente nas partes feitas de chapas finas de madeira balsa, que são mais frágeis do que as estruturas laminadas. A Figura 33 apresenta os resultados de deformação na asa.

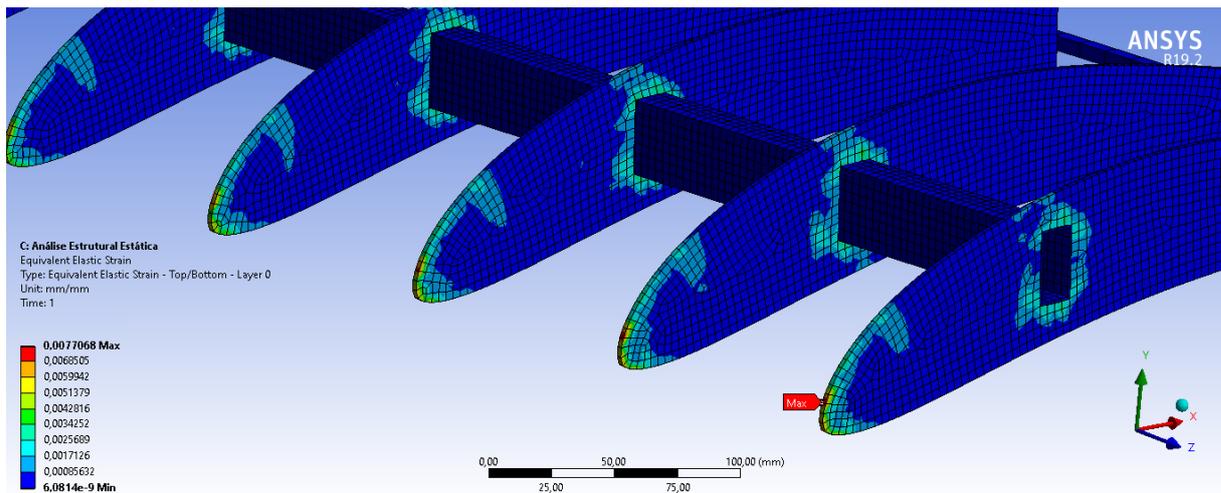
Figura 33 – Deformações na asa.



Fonte: Ansys (2020).

É possível observar que, de fato, as maiores deformações estão nas estruturas de madeira balsa, nas nervuras, no bordo de ataque e na região de fixação na longarina. Na região do bordo de ataque das nervuras, o valor máximo de deformação obtido foi 0,0077 mm/mm. A figura abaixo apresenta com mais proximidade a região do bordo de ataque das nervuras com a chapa frontal oculta, para facilitar a visualização das maiores deformações.

Figura 34 – Zoom nas maiores deformações na asa.



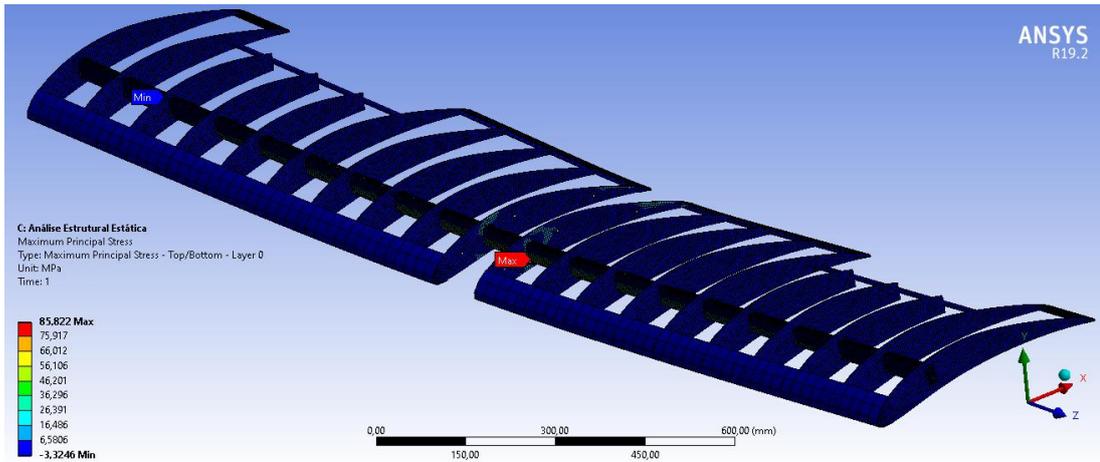
Fonte: Ansys (2020).

Mesmo com os valores de deformação apresentados, a estrutura ainda está bastante segura, visto que o valor máximo de deformação para madeira balsa, segundo Doyle, Drow e McBruney (1962) é 0,025 mm/mm. Relacionando o valor obtido com o valor máximo admissível, tem-se uma Margem de Segurança (MS) de 2,24 para o ponto mais crítico. O cálculo da margem de segurança é feito pela seguinte equação:

$$MS = \frac{\text{Valor admissível}}{\text{Valor obtido}} - 1$$

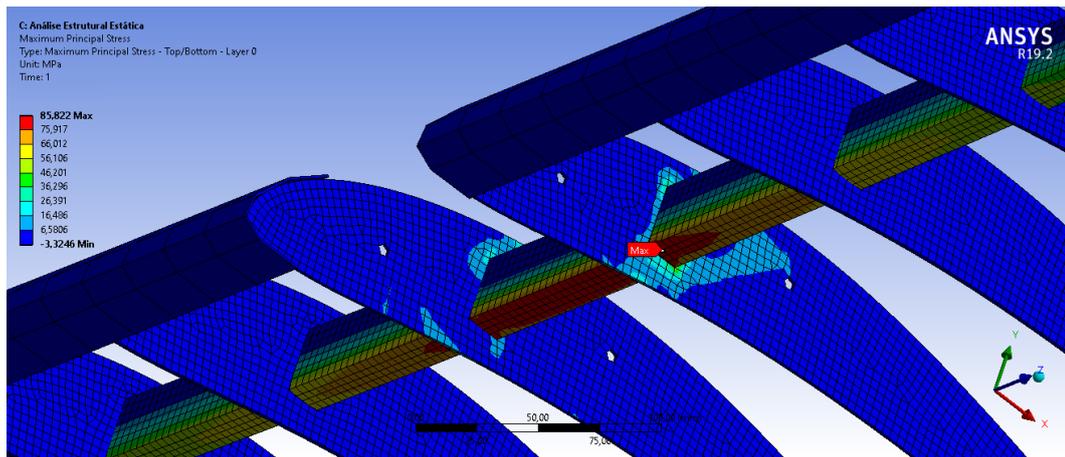
O próximo parâmetro analisado foram as tensões principais atuantes nos componentes da asa, e os resultados são exibidos nas figuras abaixo. Nota-se que tanto as maiores quanto as menores tensões ocorrem na longarina, devido ao fato desta estar sofrendo esforços de flexão e, portanto, tração e compressão.

Figura 35 – Tensões principais máximas na asa.



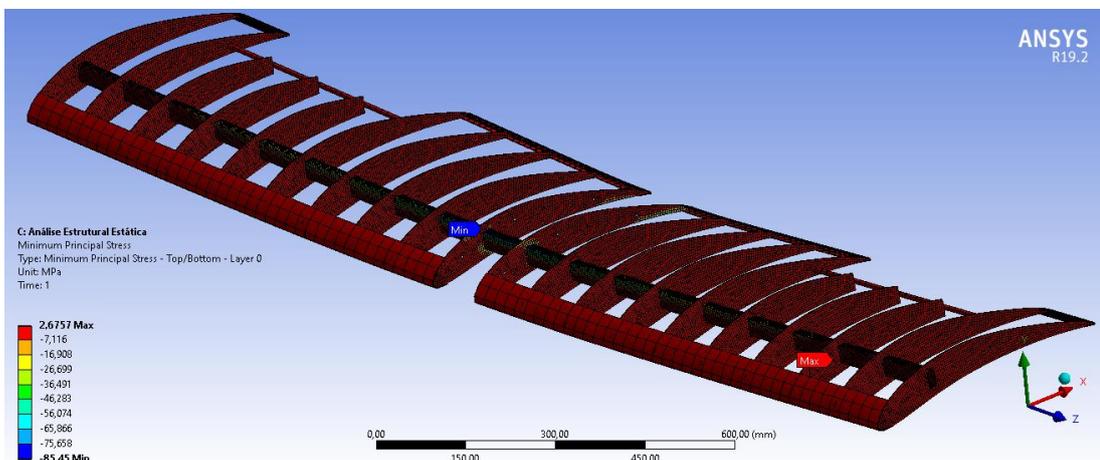
Fonte: Ansys (2020).

Figura 36 – Zoom nas tensões principais máximas na asas.



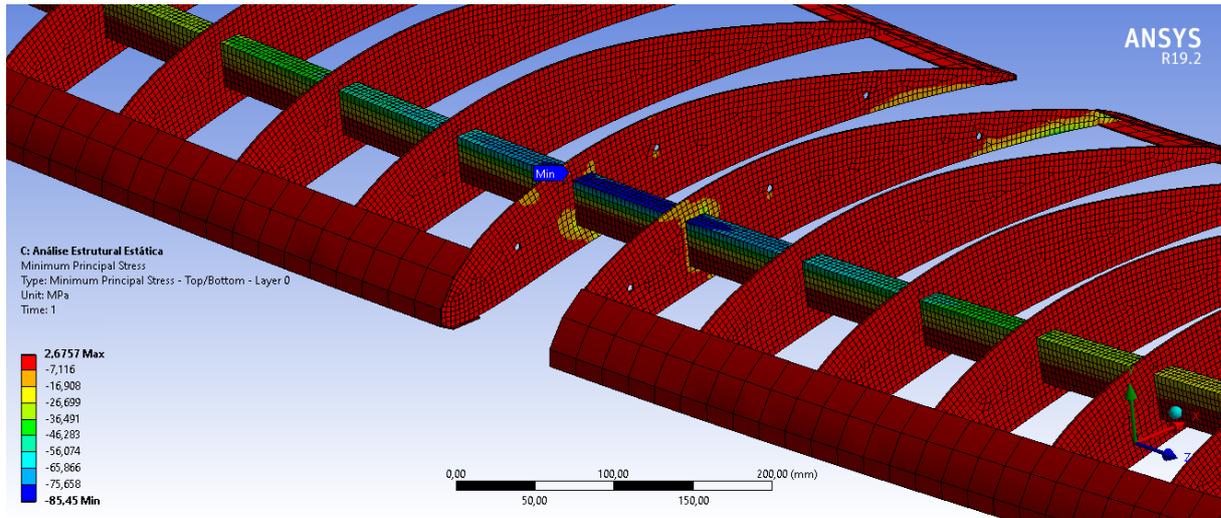
Fonte: Ansys (2020).

Figura 37 – Tensões principais mínimas na asa.



Fonte: Ansys (2020).

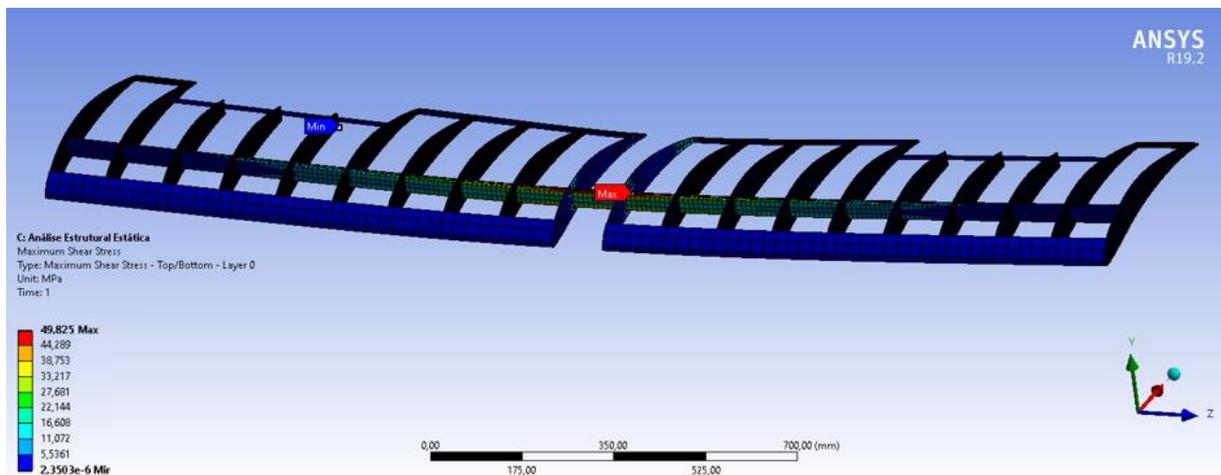
Figura 38 – Zoom nas tensões principais mínimas na asa.



Fonte: Ansys (2020).

Os valores de tensão de tração e compressão obtidos foram +85,82 MPa e -85,45 MPa, o que garante uma margem de segurança de 4,98 e 4,11 respectivamente. Também foram analisadas as tensões de cisalhamento na asa e os resultados são apresentados na figura a seguir.

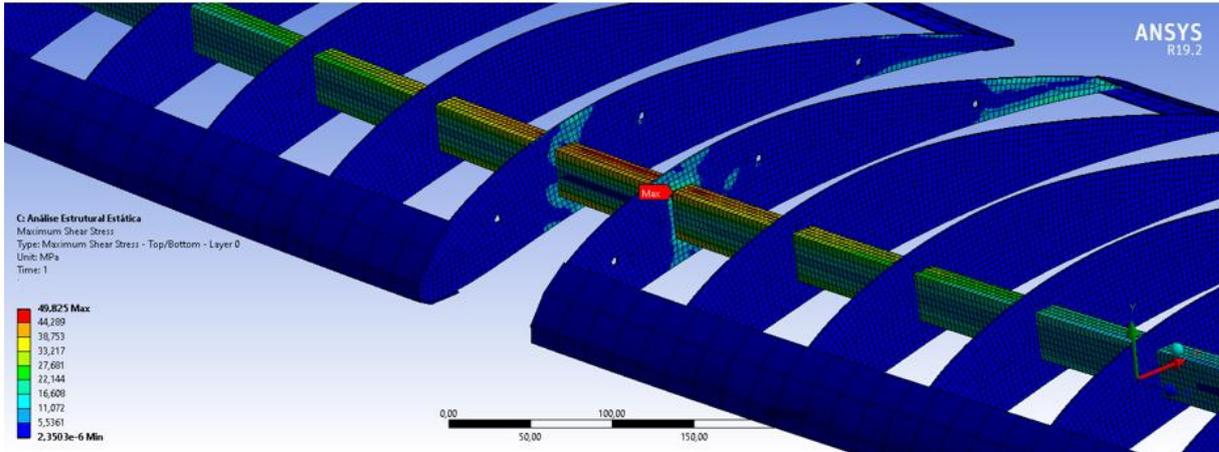
Figura 39 – Tensões de cisalhamento na asa.



Fonte: Ansys (2020).

A tensão máxima de cisalhamento foi de 49,825 MPa. Observa-se melhor na Figura 40, que tanto as tensões principais quanto as de cisalhamento estão concentradas na região central da longarina, onde, de fato, está concentrada grande parte da carga de sustentação.

Figura 40 – Zoom nas tensões de cisalhamento na asa.

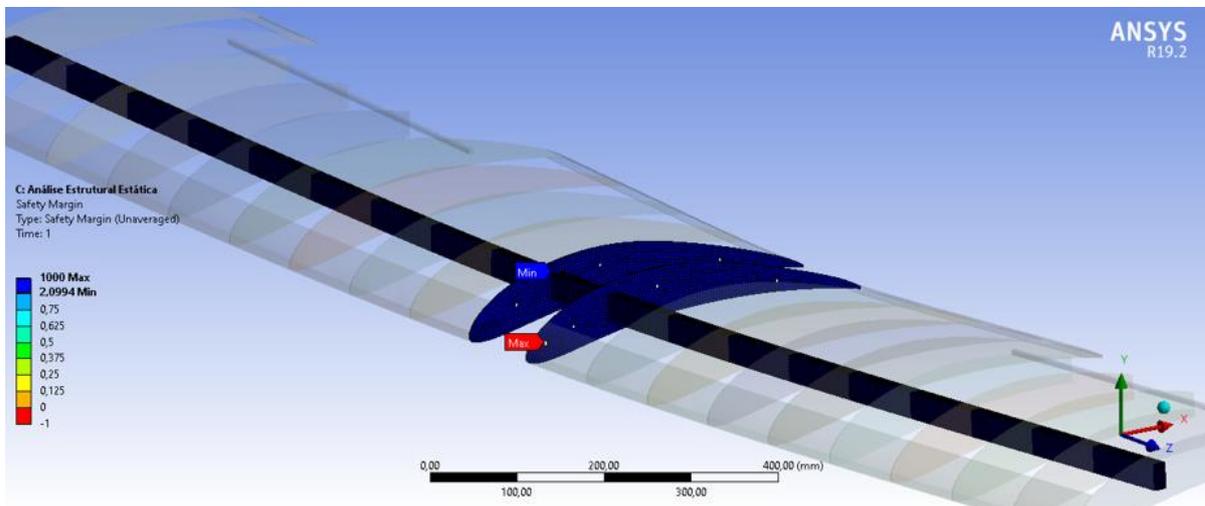


Fonte: Ansys (2020).

Para conhecer melhor o comportamento da longarina e das nervuras principais em relação a estes esforços e poder mensurar o quão seguras elas são, foram analisados três critérios de falha com auxílio do módulo ACP do Ansys.

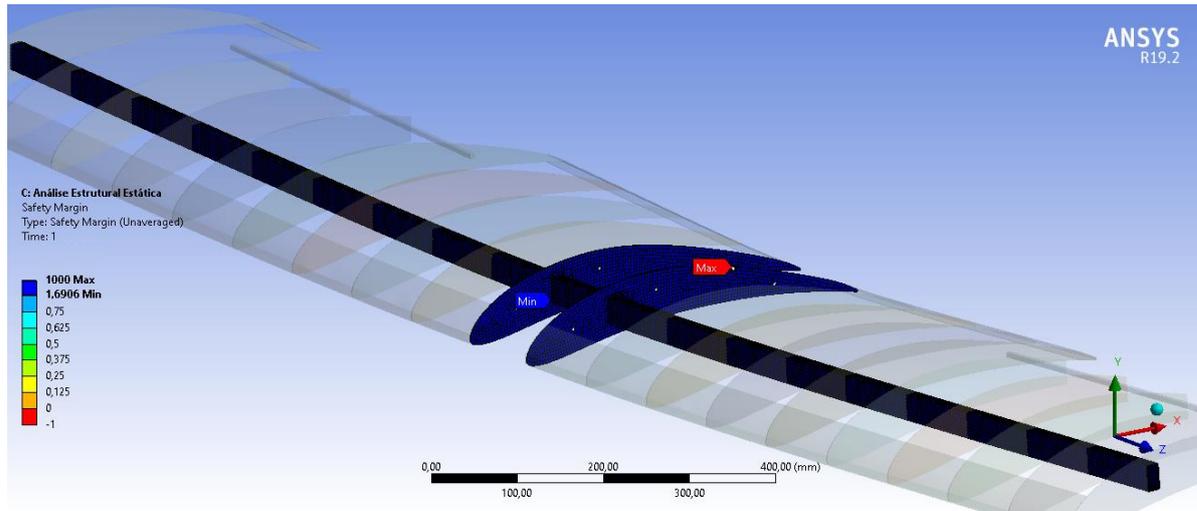
Com o uso do ACP, é possível adotar mais de um critério de falha simultaneamente e, com isso, avaliar melhor o comportamento de uma estrutura mais crítica. Adotar mais de um critério de falha para materiais compósitos, aumenta a segurança do projeto e garante resultados mais completos, uma vez que cada critério possui particularidades em seu método. Conforme já explicado em capítulos anteriores, definiu-se avaliar a estrutura com os critérios Máxima Tensão, Máxima Deformação e Tsai-Wu. Os resultados são expressos pela margem de segurança, e serão apresentados nas figuras a seguir.

Figura 41 – Critério de Máxima Tensão para estruturas em compósito.



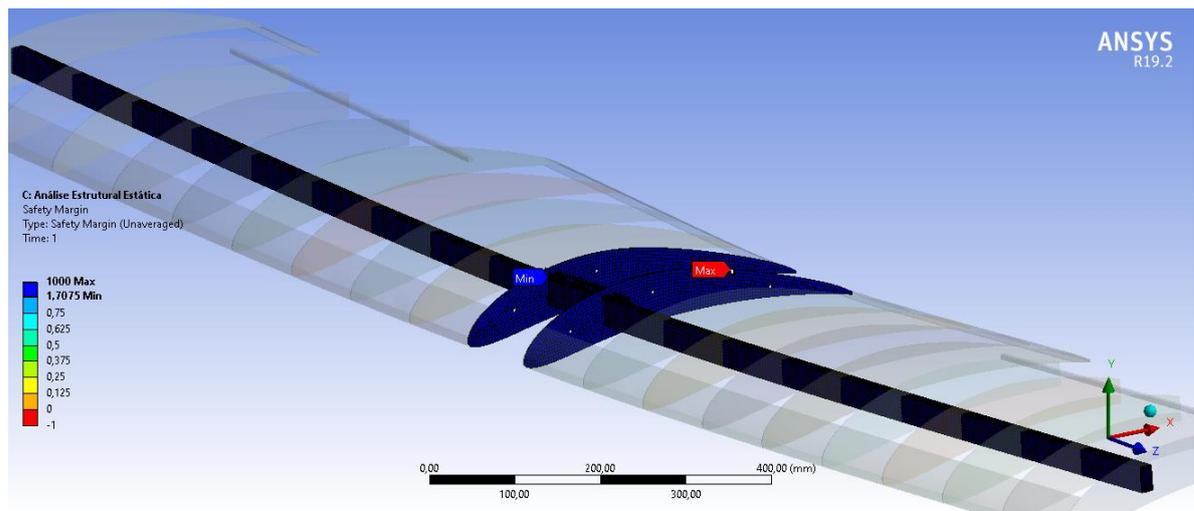
Fonte: Ansys (2020).

Figura 42 – Critério de Máxima Deformação para estruturas em compósito.



Fonte: Ansys (2020).

Figura 43 – Critério de Falha de Tsai-Wu para estruturas em compósito.



Fonte: Ansys (2020).

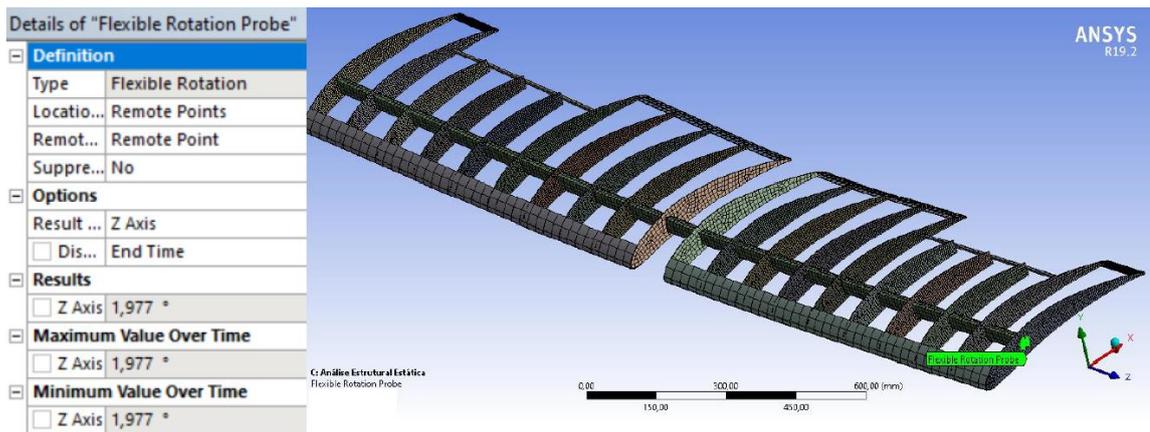
Os resultados obtidos para os três critérios foram próximos e mostram que as estruturas estão longe de falhar. Este resultado já era esperado, visto que no decorrer deste trabalho foram encontrados erros na definição das cargas atuantes e, conseqüentemente, fez com que as estruturas fossem superdimensionadas.

5.1.1. Análise comparativa da torção na asa com e sem a segunda longarina

Conforme explicado na seção 4.3, na etapa final do projeto da aeronave foi adicionada uma longarina secundária para aumentar a rigidez da asa e evitar um possível problema de

torção. Naquele momento, não houve nenhum estudo sobre a real necessidade desta longarina e nem sobre o impacto final dela, por isso, decidiu-se por abordar este tema no presente trabalho. O ângulo de torção na ponta da asa foi medido por meio da simulação, considerando a movimentação de pontos centrais na longarina, que representa o eixo de torção da asa. A Figura 44 mostra que o ângulo de torção é de $1,997^\circ$, sem a adição da longarina secundária.

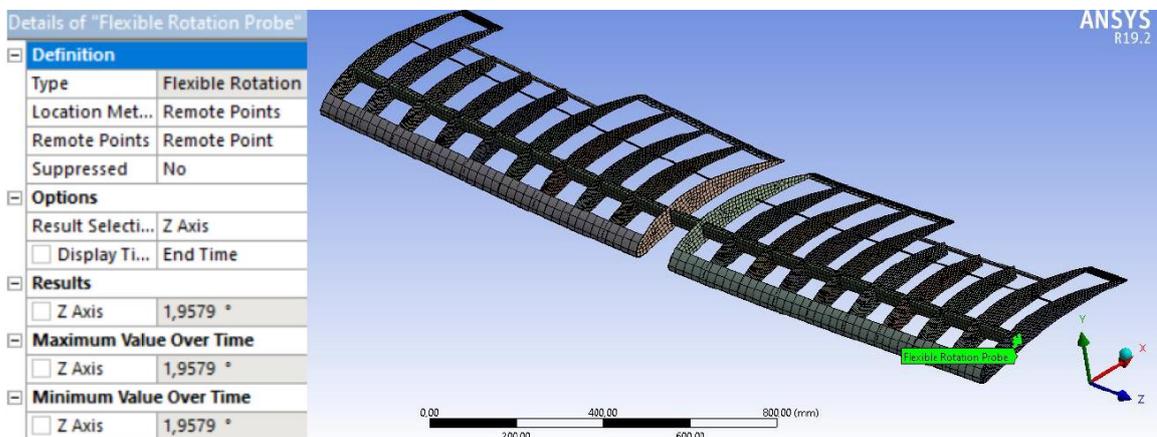
Figura 44 – Ângulo de torção na asa sem a longarina secundária.



Fonte: Ansys (2020).

Em seguida, a mesma análise foi feita considerando a adição de uma vareta de fibra de vidro de 3 mm de diâmetro na parte traseira da asa. A longarina secundária está posicionada a 167 mm de distância da longarina principal, e, vale ressaltar, que esta distância foi arbitrada no momento da decisão de incluir esta longarina secundária. Todas as condições de contorno se mantiveram de uma análise para outra. A figura a seguir exibe a torção neste caso.

Figura 45 – Torção na asa após adição da longarina secundária.

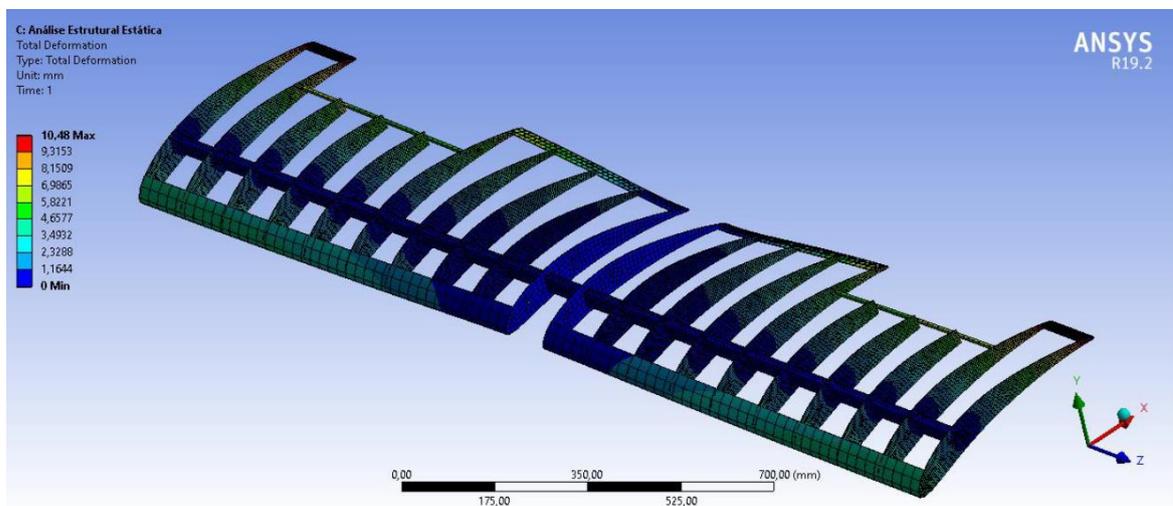


Fonte: Ansys (2020).

Ao analisar as duas imagens, nota-se que a variação da torção na asa foi mínima após a adição da longarina secundária. A redução de $1,977^\circ$ para $1,9579^\circ$ representa uma variação de menos de 1%. Também foram avaliados os impactos desta mudança nos deslocamentos causados pelo momento torçor na asa, e o resultado foi semelhante.

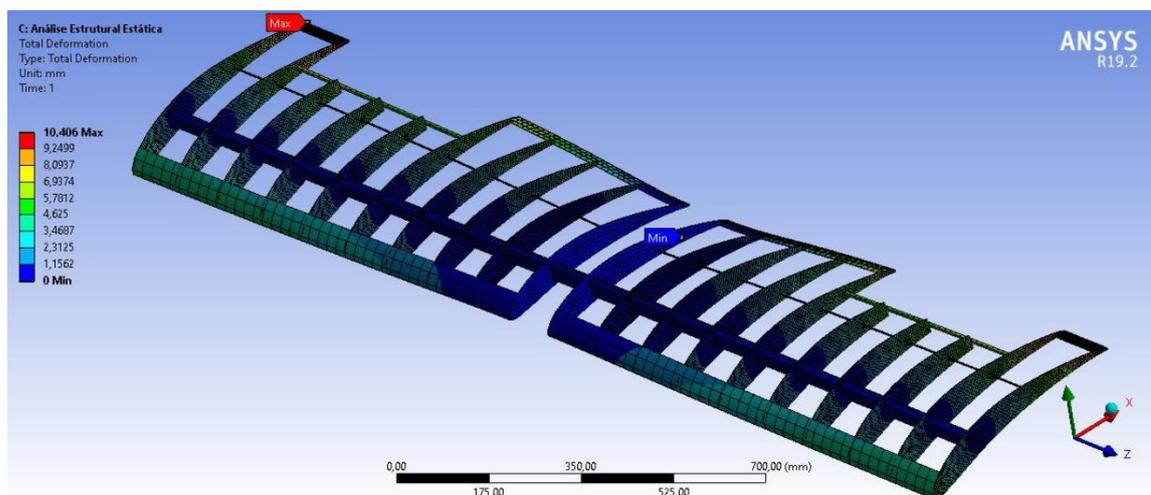
A Figura 46 indica uma deflexão máxima de 10,48 mm na asa, sem a longarina secundária, enquanto na Figura 47 é possível observar uma deflexão máxima de 10,406 mm, o que também representa uma redução de menos de 1%.

Figura 46 – Deslocamentos máximos na asa sem longarina secundária.



Fonte: Ansys (2020).

Figura 47 – Deslocamentos máximos na asa com longarina secundária.



Fonte: Ansys (2020).

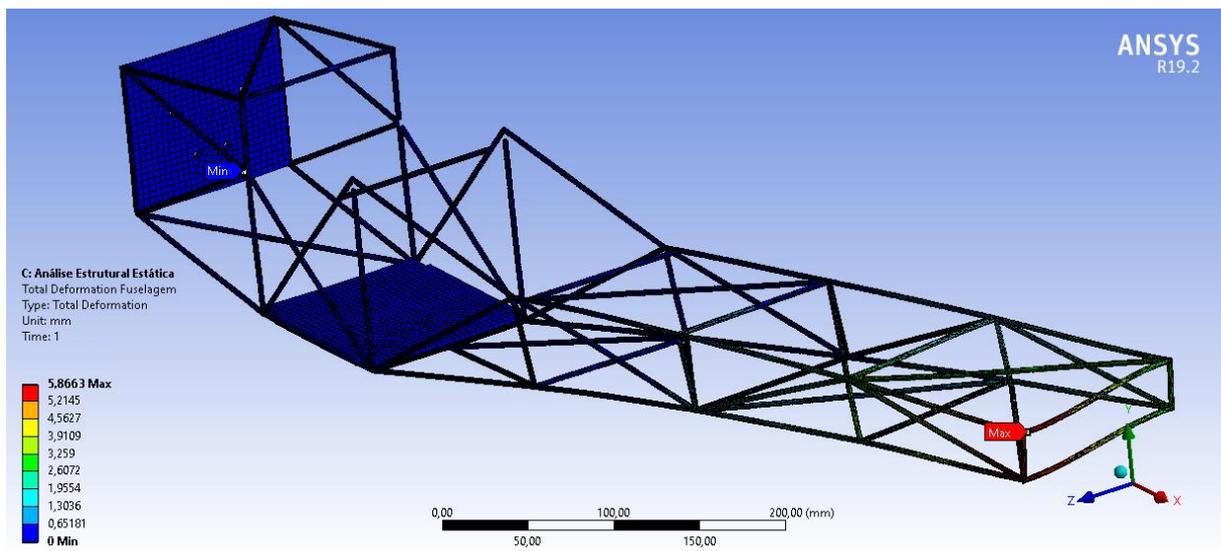
Portanto, é possível afirmar que não houve ganho significativo na rigidez da asa após a adição da longarina secundária e que, do ponto de vista estrutural, a mesma poderia ter sido evitada. Com isso, ressalta-se a importância de um estudo como o que foi feito neste trabalho para auxiliar os estudantes na tomada de decisões e permitir que eles conheçam melhor o comportamento da estrutura antes de realizá-las.

Vale destacar ainda, que após conhecer o ângulo de torção na asa, seria interessante realizar uma análise mais focada nos impactos aerodinâmicos deste fenômeno, para saber, por exemplo, a influência desta inclinação da asa na distribuição de sustentação da mesma. Assim, seria possível saber se essa torção é de fato um ponto crítico no projeto, para, então, decidir qual a melhor solução para restringi-la.

5.2. FUSELAGEM

Assim como na asa, o primeiro quesito analisado na fuselagem foi o deslocamento. A Figura 48 apresenta os resultados obtidos para este parâmetro, e pode-se observar então, que os maiores valores ocorrem na cauda, onde há influência dos carregamentos transferidos pela empenagem.

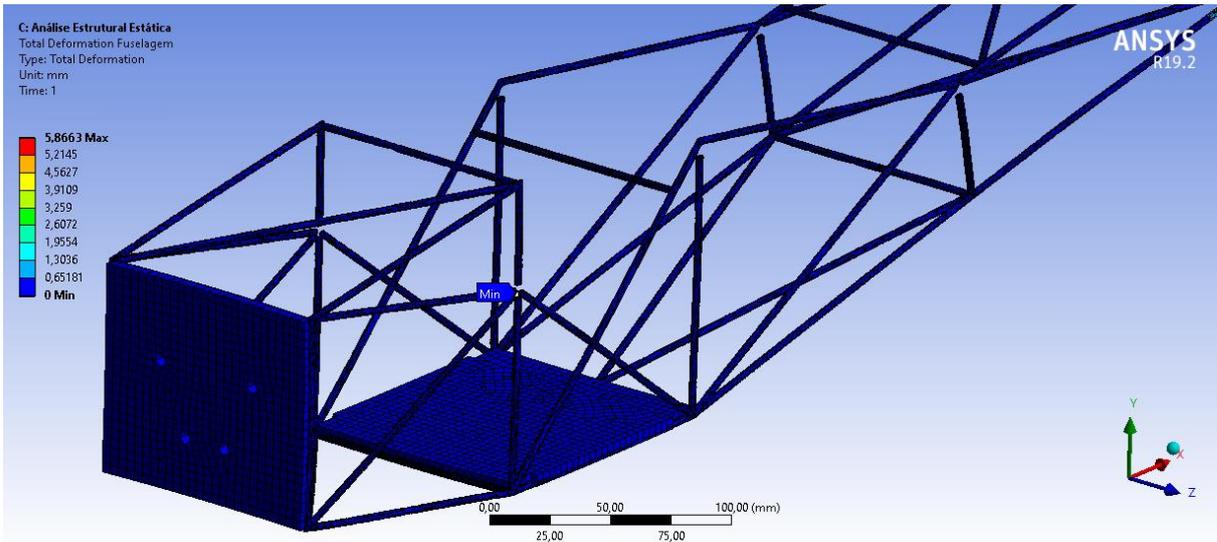
Figura 48 – Deslocamentos na fuselagem.



Fonte: Ansys (2020).

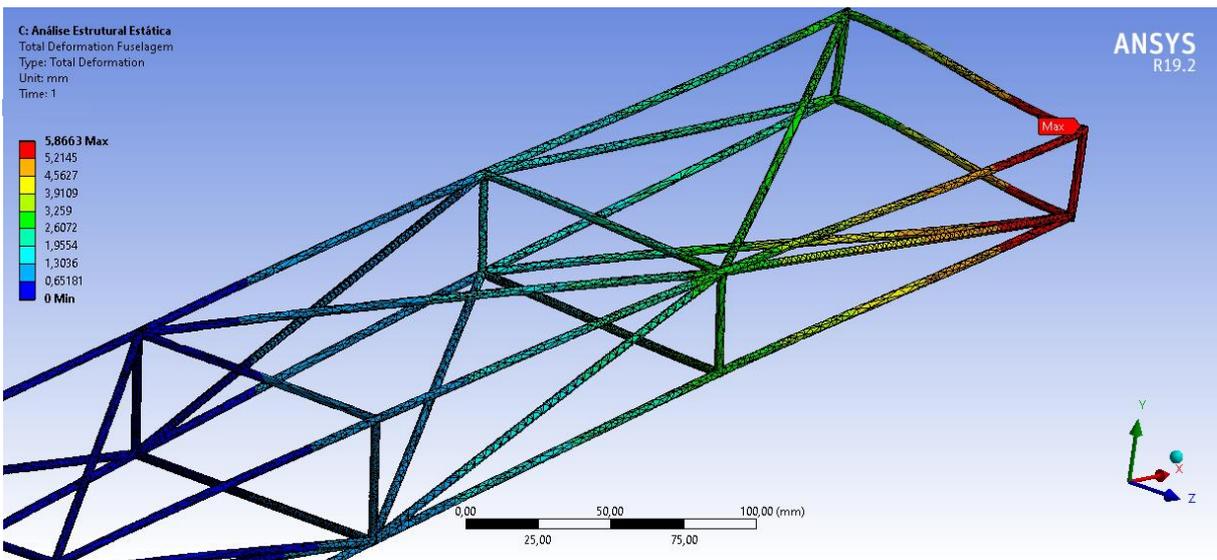
As figuras a seguir mostram com mais detalhes a seção frontal e traseira da fuselagem. Nota-se que a parte frontal da fuselagem é bastante rígida e quase não há deslocamentos.

Figura 49 – Deslocamentos na parte frontal da fuselagem.



Fonte: Ansys (2020).

Figura 50 – Deslocamentos na parte traseira da fuselagem.



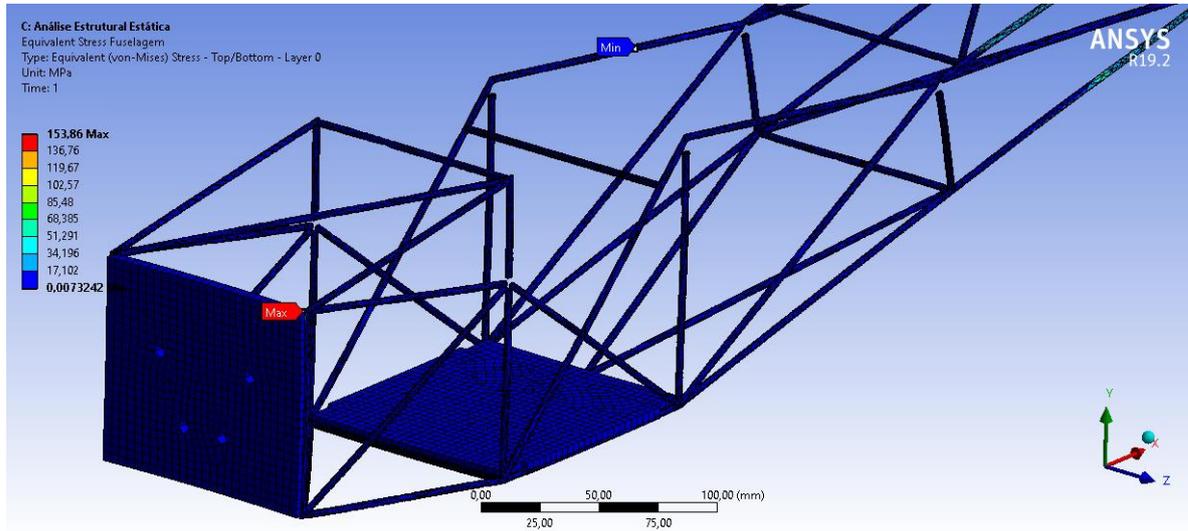
Fonte: Ansys (2020).

Na figura acima, a primeira observação relevante é que os valores de deslocamentos na fuselagem são menores do que os apresentados pela asa, o que está correto, uma vez que a geometria da fuselagem é mais rígida e a mesma é exposta a carregamentos mais distribuídos do que a asa. A maior deflexão na fuselagem é de 5,87 mm e ocorre justamente no ponto onde é feita a fixação dos estabilizadores vertical e horizontal.

Em seguida foram analisadas as tensões atuantes na fuselagem, a fim de compreender melhor o seu comportamento. Os resultados são apresentados nas figuras abaixo e mostram

valores de tensão baixos na maior parte da fuselagem. Na Figura 51 aparece um ponto com pico de tensão, mas que certamente é um ponto de singularidade causado por problemas no elemento de malha naquela região, visto que a tensão é uniforme e baixa no resto da geometria.

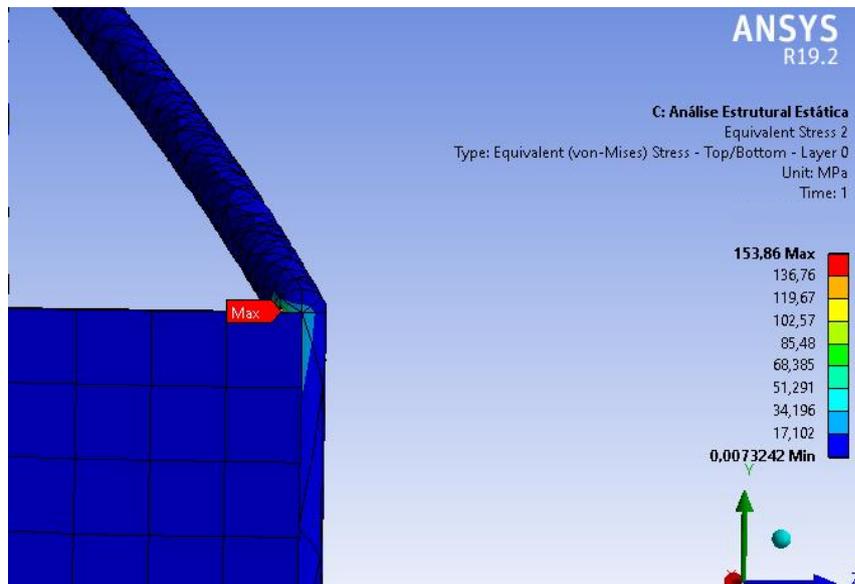
Figura 51 – Tensão na região frontal da fuselagem.



Fonte: Ansys (2020).

A geometria da fuselagem foi a mais desafiadora e que demandou mais tempo para geração da malha e mesmo assim, ainda ficaram pontos com elementos não ideais. A Figura 52 mostra com mais detalhes a região marcada com tensão máxima.

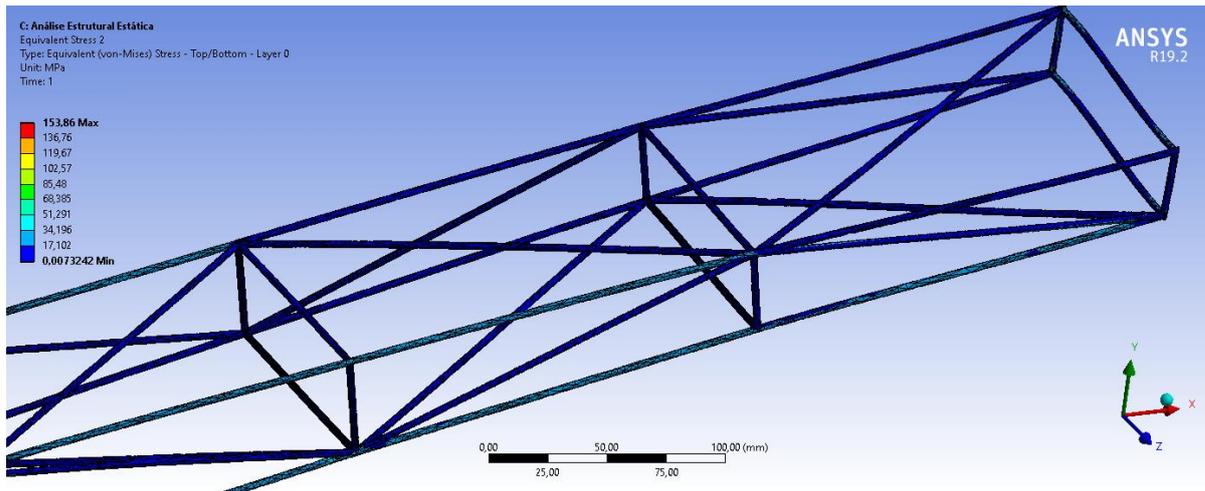
Figura 52 – Zoom na tensão máxima na fuselagem.



Fonte: Ansys (2020).

Com exceção do ponto apresentado na figura acima, as maiores tensões na fuselagem ficam em torno de 100 MPa, o que garante a segurança da estrutura, uma vez que está longe das tensões admissíveis do material. A Figura 53 exibe a parte traseira da fuselagem, mostrando que as tensões também são baixas e não há pontos críticos.

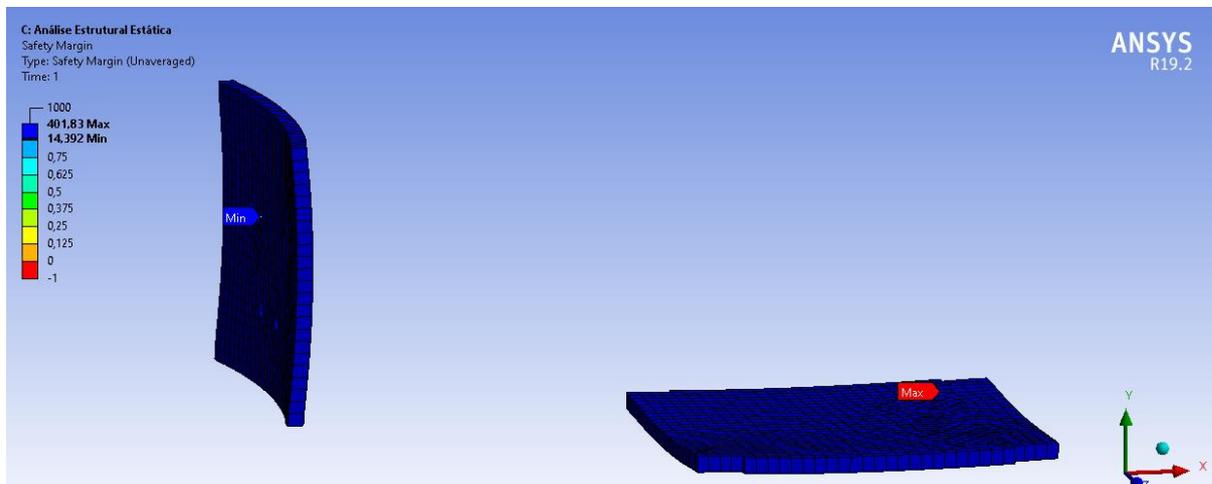
Figura 53 – Tensão na parte traseira da fuselagem.



Fonte: Ansys (2020).

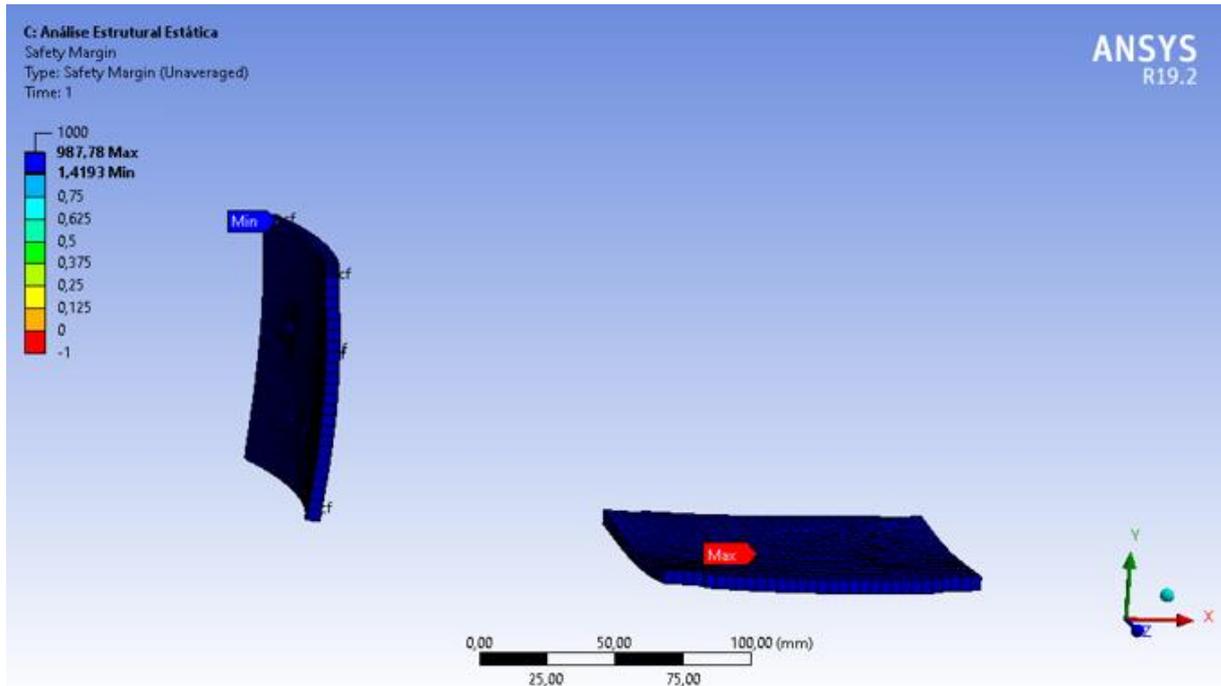
As estruturas sanduíche também foram analisadas individualmente, seguindo o mesmo procedimento dos componentes da asa fabricados em material compósito. Neste caso, foram analisados os três critérios de falha para estruturas sanduíche disponíveis no Ansys, os quais já foram comentados anteriormente. Os resultados são apresentados nas imagens a seguir, lembrando que aqui também foi adotada a margem de segurança como parâmetro.

Figura 54 – Critério de falha por empenamento na estrutura sanduíche.



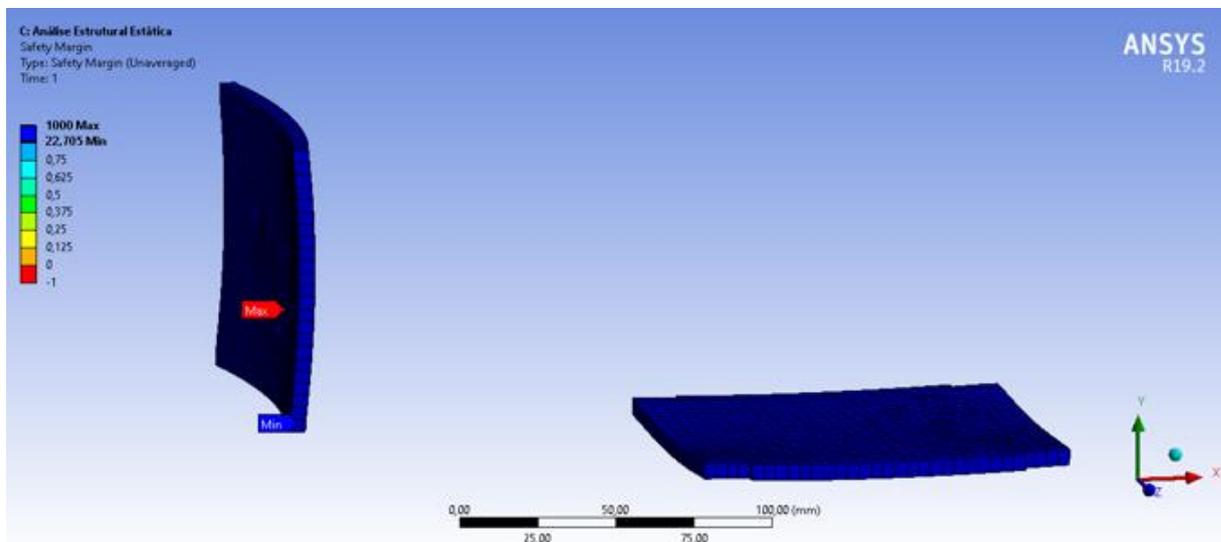
Fonte: Ansys (2020).

Figura 55 – Critério de falha no núcleo para estrutura sanduíche.



Fonte: Ansys (2020).

Figura 56 – Critério de falha por flambagem para estrutura sanduíche.



Fonte: Ansys (2020).

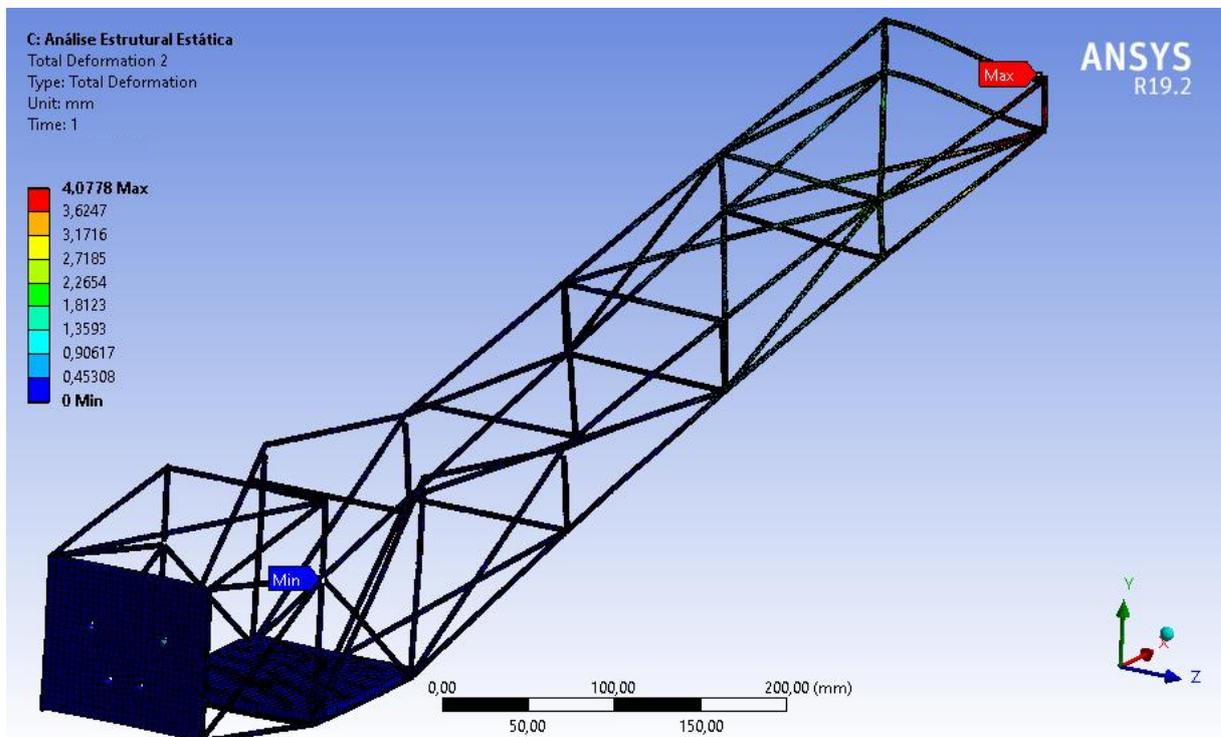
Portanto, tem-se que a menor margem de segurança para as duas estruturas sanduíches, nos três modos de falha considerados, é de 1,4, na condição de falha de núcleo. Apesar de ser menor do que os outros, este valor ainda é alto e traz bastante segurança para a estrutura.

5.2.1. Análise comparativa dos deslocamentos variando o material da vareta

Neste tópico será apresentada uma comparação entre as variações nos deslocamentos da fuselagem, considerando dois materiais: a fibra de vidro e a fibra de carbono. A fibra de vidro é o material oficialmente utilizado na fuselagem, e a fibra de carbono é uma alternativa mais leve e mais resistente, que quase foi adotada durante o desenvolvimento do projeto.

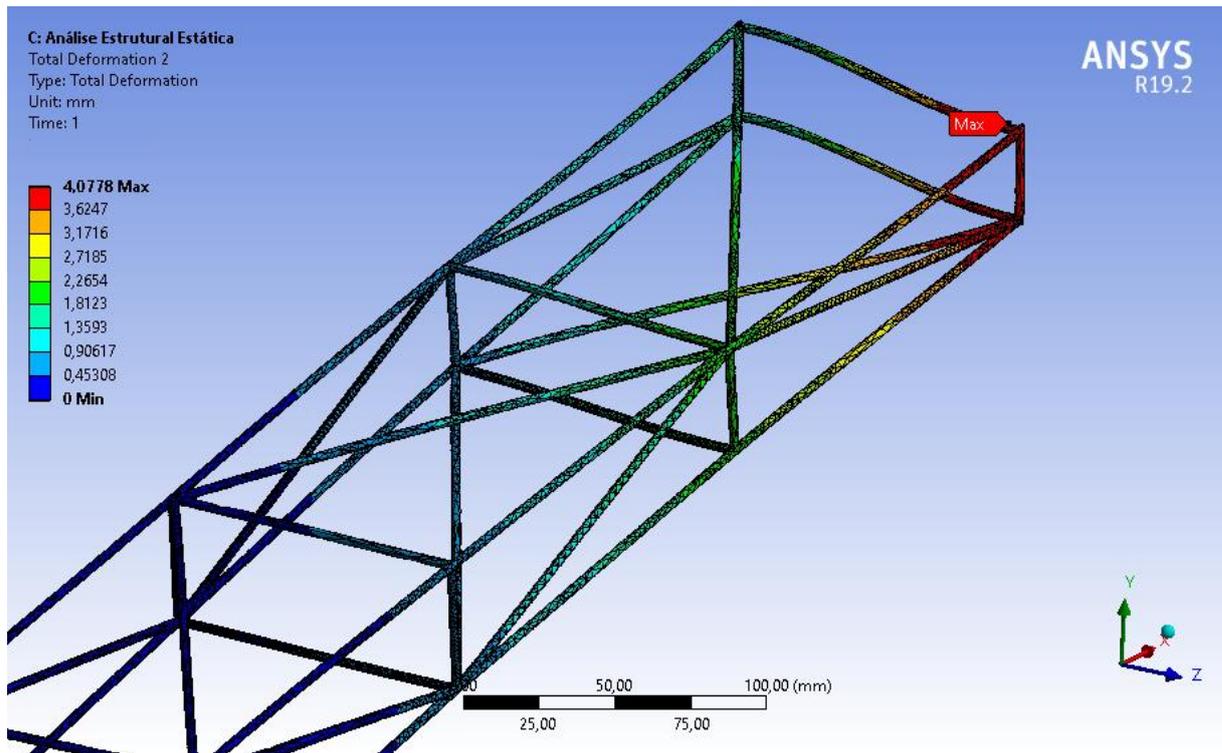
As figuras abaixo apresentam os resultados dos deslocamentos na fuselagem feita em fibra de carbono. Nota-se que o valor máximo obtido aqui foi de 4,08 mm, enquanto que na fuselagem feita em fibra de vidro o valor máximo foi de 5,87 mm.

Figura 57 – Deslocamentos na fuselagem de fibra de carbono.



Fonte: Ansys (2020).

Figura 58 – Zoom nos deslocamentos na fuselagem de fibra de carbono.



Fonte: Ansys (2020).

Baseado nos resultados apresentados acima, nota-se que a mudança no material das varetas que compõem a fuselagem não traria um impacto significativo a ponto de justificar o investimento necessário. As varetas de fibra de carbono, na quantidade necessária para fabricar uma fuselagem, custam, em média, R\$300 a mais do que as de fibra de vidro.

A questão financeira é sempre um fator decisivo, se tratando de equipes de competição, que precisam arrecadar fundos para se manter, e neste caso não foi diferente. Durante o projeto a fibra de carbono era o material favorito, pela combinação baixo peso e resistência, mas acabou não sendo viável financeiramente. Com os resultados apresentados aqui, nota-se que optar pela fibra de vidro foi a melhor escolha, considerando custo x benefício.

Além da resistência da fuselagem, a alteração no material também afeta o peso da estrutura. A fibra de carbono é um material menos denso e, portanto, produz uma estrutura mais leve. Na comparação, tem-se que a fuselagem feita em fibra de vidro pesa em torno de 152 g, enquanto que a mesma estrutura em fibra de carbono pesaria 115 g.

A redução de 37 g representa uma redução de aproximadamente 24,3% da massa da fuselagem, que é um percentual considerável. Mas, se comparada com o peso total da aeronave, equivale a pouco mais de 1% de redução, o que torna o valor pouco significativo se comparado com o impacto da questão financeira.

6. CONSIDERAÇÕES FINAIS

Durante o desenvolvimento deste trabalho ficou evidente a importância da utilização de ferramentas auxiliares, como a análise em elementos finitos, durante a elaboração de um projeto estrutural e como isso traz inúmeros benefícios. Além disso, foi possível adquirir conhecimento na área de elementos finitos e de análise estrutural.

Os objetivos deste trabalho foram cumpridos, uma análise estrutural foi feita, permitindo a validação da segurança das estruturas, junto à uma revisão de projeto. Também foram apontados pontos de melhoria e debatidos os impactos de algumas alterações de projeto.

Sabe-se que há pouca bibliografia disponível voltada para este tópico e, por se tratar de uma competição, a maioria das equipes não divulga muitas informações sobre seus projetos. Por isso, espera-se que este trabalho contribua no desenvolvimento de projetos futuros da Equipe Nisus e também de outras equipes.

Os resultados obtidos comprovaram que de fato, as estruturas projetadas estavam superestimadas e uma otimização traria muitos ganhos ao projeto, entre eles redução de peso, redução de custo e até mesmo destaque entre os demais projetos presentes na competição. Uma mudança pequena, como a redução das dimensões da longarina ou no diâmetro das varetas já se mostraram suficientes para observar ganhos estruturais.

Na análise de influência da longarina secundária na torção na asa, constatou-se que não houve ganhos que justificassem a presença da mesma. Já em relação a fuselagem, observou-se que a mudança no material das varetas, de fibra de vidro para fibra de carbono, não seria economicamente viável, considerando que a estrutura já está bastante segura e os ganhos não são significativos para justificar a mudança.

Um estudo mais aprofundado na área de materiais compósitos seria interessante para otimizar o projeto das estruturas laminadas, e obter componentes mais eficientes. Fica como sugestão futura, realizar um estudo de otimização para melhor definição da combinação fibra/matriz, bem como das orientações de tecido que valorizam as propriedades de interesse e como isso impacta nas propriedades finais do laminado.

Conforme já citado neste trabalho, também fica como sugestão de trabalho futuro realizar uma análise focada nos impactos aerodinâmicos da torção na asa, para saber, por exemplo, a influência desta inclinação na distribuição de sustentação da mesma. Uma análise deste tipo complementar o que foi desenvolvido neste trabalho e permitiria avaliar com mais clareza se tal torção é um ponto crítico de projeto.

REFERÊNCIAS

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL. **Regulamento brasileiro da aviação civil.** RBAC N 01 Emenda N 03. Disponível em:

http://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/rbha-e-rbac/rbac/rbac-01-emd-03-1/@@display-file/arquivo_norma/RBAC01_EMD03.pdf. Acesso em: 21 maio 2019.

ALVES FILHO, Avelino. **Elementos finitos: a base da tecnologia cae.** 5 ed. São Paulo: Érica, 2011.

BITZER, Tom. **Honeycomb technology: materials, design, manufacturing, applications and testing.** Dublin, Ca: Springer, 1997.

DOYLE, D. V.; DROW, J. T.; MCBRUNEY, R. S.. **Elastic properties of wood: the young's moduli, moduli of rigidity, and poisson's ratios of balsa and quipo.** Report nº1528. Madison: Forest Products Laboratory - Us Department of Agriculture Forest Service, 1962.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Federal aviation regulations - part 23.**

Disponível em: <https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=685dc1ae97ae3f5e5569e47880fab01e&mc=true&node=pt14.1.23>. Acesso: 21 maio 2019.

FISH, J.; BELYTSCHKO, T. **Um primeiro curso em elementos finitos.** Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos Editora S.A., 2009.

KAW, Autar K. **Mechanics of composite materials.** 2 ed. Boca Raton: CRC Press, 2006.

KIM, N-H; SANKAR, B. V. **Introdução à análise e ao projeto em elementos finitos.** Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos Editora S.A., 2011.

KÓLLAR, Láslo P.; SPRINGER, George S. **Mechanics of composite structures.** Nova Iorque: Cambridge University Press, 2003.

MEGSON, T. H. G. **Aircraft structures for engineering students.** 4 ed. Burlington: Elsevier, 2007.

MORAES, Gabriel Zaiden; SIQUEIRA, Wainer Cunha. **Projeto estrutural das asas de aeronaves da equipe tucano aerodesign.** 2018. 62 f. Tese (Doutorado) - Curso de Engenharia Aeronáutica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, 2018.

NIU, M. C-Y. **Airframe stress analysis and sizing.** 2 ed. Hong Kong: CONMILIT PRESS LTD, 2001.

_____. **Airframe structural design: practical design information and data on aircraft structures.** Hong Kong: CONMILIT PRESS LTD, 1995.

OLIVEIRA, P. H. I. A. **Introdução às cargas nas aeronaves.** Apostila do Centro de Estudos Aeronáuticos, Universidade Federal de Minas Gerais, 2002.

RAYMER, Daniel P. **Aircraft design: a conceptual approach**. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da engenharia aeronáutica com aplicações ao projeto sae-aerodesign: aerodinâmica e desempenho**. Salto: o autor, 2014a.

_____. **Fundamentos da engenharia aeronáutica com aplicações ao projeto sae-aerodesign: estabilidade e estruturas**. Salto: o autor, 2014b.

ROSA, Edison da. **Introdução ao projeto aeronáutico: uma contribuição à competição sae aerodesign**. Florianópolis: Editora Tribo da Ilha, 2006.

UNITED STATES DEPARTMENT OF TRANSPORTATION. Federal Aviation Administration. **Aviation maintenance technician handbook - Airframe**. Vol. 1. Oklahoma City: 2018. Disponível em:
https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/. Acesso: 05 jun 2019.

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA. **Nisus aerodesign**. Disponível em:
<http://nisus.joinville.ufsc.br/>. Acesso: 19 maio 2019.