UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ
INSTITUTO DE ENGENHARIA MECÂNICA
Engenharia Mecânica Aeronáutica

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

- MONOGRAFIA FINAL -

MODELAGEM POR ELEMENTOS FINITOS PARA SIMULAÇÃO ESTRUTURAL DAS ASAS DA AERONAVE GRUMMAN C-1A TRADER

Aluno(a): Erick Ribas Corrêa
Orientador(a): Prof^{o}. Bruno Silva de Souza

Itajubá – MG
2021

Agradecimentos

Agradeço, primeiramente, a Deus por ter me guiado até aqui, me proporcionando a tenacidade e perseverança suficiente para vencer os desafios por toda a aminha vida.

À minha querida esposa Natália que não poupou esforços para me ajudar nessa trajetória, abdicando muitas vezes de seus próprios interesses, para ajudar a cumprir os meus.

Ao meu orientador Bruno Silva de Souza, pelo incentivo e dedicação a esse trabalho.

Agradeço também, a todos os professores que em algum momento me ajudaram na trajetória durante esse curso de graduação e que certamente contribuíram com muitas ideias encontradas neste trabalho.

Por fim, agradeço a Marinha do Brasil por me conceder a oportunidade e depositar sua confiança na realização deste curso e a nobre missão de representar essa instituição no curso de Engenharia Mecânica Aeronáutica na UNIFEI.

"Não subestime a si mesmo,

nem suas possibilidades".

Donald J. Trump

Resumo

Este trabalho apresenta o uso do Método dos Elementos Finitos (MEF) para se realizar uma análise estrutural de uma geometria complexa, visto que devido a sua complexidade a torna difícil de ser analisada por métodos analíticos. Sendo assim o objetivo deste trabalho é realizar uma análise estática estrutural da estrutura da asa de uma aeronave (ANV) sujeita a carregamentos de voo. Para isso é analisado as principais partes de uma estrutura aeronáutica, bem como os principais materiais utilizados na nessa indústria. Após a escolha do modelo de asa selecionado, é utilizado o uso de *software* computacional para se desenhar a geometria da estrutura em um modelo CAD e em seguida é utilizado um *software* de análise por elementos finitos para se discretizar a estrutura, dividindo-a em elementos e nós. Assim com a estrutura discretizada e após aplicada as condições de contorno, analisa-se as respostas de campos de tensão e deslocamentos para os carregamentos aplicados.

Palavras-chave: método dos elementos finitos; estrutura; asa; aeronave.

Abstract

This work presents the use of the finite element method to perform a structural analysis of a complex geometry, since its complexity makes it difficult to be analyzed by analytical methods. Thereby, the objective of this work is to perform a static structural analysis of the wing structure of an aircraft subjected to flight loads. For this, the main parts of an aeronautical structure are analyzed, as well as the main materials used in industry. After choosing the selected wing model, computational software is used to draw the structure's geometry in a CAD model and then a finite element analysis software is used to discretize the structure, dividing it into elements and nodes Thus, with the structure discretized and after applying the boundary conditions, the responses of stress and deformation fields for the applied loads can be analyzed.

Key words: finite element method; structure; wing; aircraft.

Lista de Figuras

Figura 2.1 - Discretização de uma barra. 6
Figura 2.2 - Método geral para análise de sistemas discretos. 7
Figura 2.3 - Força elástica. 8
Figura 2.4 - Lei de Hooke – gráfico de tensão *versus* deformação. 10
Figura 2.5 - Modelo em elementos finitos de uma ponte rolante. 11
Figura 2.6 - Componentes básicos de uma aeronave 13
Figura 2.7 - Partes de uma asa 14
Figura 2.8 - Componentes de uma asa. 15
Figura 2.9 - Formatos típicos de longarinas metálicas. 16
Figura 2.10 - Formatos típicos de nervuras. 17
Figura 2.11 - Formato típico de reforçadores. 18
Figura 2.12 - Revestimento de uma asa. 19
Figura 2.13 - Diagrama *V-n*. 20
Figura 2.14 - Aplicações de alumínio em aeronaves. 24
Figura 2.15 - Ilustração de um material compósito e de suas propriedades. 25
Figura 2.16 - Tipos de estruturas de materiais compósitos. 26
Figura 2.17 - Esquema de painel sanduíche. 27
Figura 2.18 - Vista esquemática de um laminado GLARE. 28
Figura 2.19 - Comparação entre o GLARE e ligas de Alumínio. 29
Figura 3.1 - Aeronave Grumman KC-2 Turbo Trader. 31
Figura 3.2 - Vistas principais da aeronave Grumman C-1A. 32
Figura 3.3 - Esboço da asa. 33
Figura 3.4 - Modelo CAD da asa sem revestimento. 34
Figura 3.5 - Vista aproximada do modelo CAD da asa sem revestimento. 35
Figura 3.6 - Modelo CAD da asa com casca. 35
Figura 3.7 - Modelo CAD das longarinas da asa. 36
Figura 3.8 - Vista aproximada do modelo CAD das longarinas da asa. 37
Figura 3.9 - Modelo CAD das nervuras da asa. 38

Figura 3.10 - Vista frontal do modelo CAD da nervura. 38

Figura 3.11 - Modelo CAD dos reforçadores utilizados na estrutura. 39

Figura 3.12 - Revestimento. 40

Figura 4.1 - Modelo CAD da estrutura aberta no *software Ansys SpaceClaim*. 41

Figura 4.2 - Malha inicial da asa e métrica da qualidade dos elementos da malha. 43

Figura 4.3 - Estrutura da asa. 44

Figura 4.4 - Malha de EF no revestimento. 45

Figura 4.5 - Visão aproximada da malha de EF no revestimento. 45

Figura 4.6 - Qualidade dos elementos da malha do revestimento da asa. 46

Figura 4.7 - Malha de EF na longarina. 47

Figura 4.8 - Visão aproximada da malha de EF na longarina. 47

Figura 4.9 - Qualidade dos elementos da malha das longarinas da asa. 48

Figura 4.10 - Malha de EF nas nervuras. 49

Figura 4.11 - Malhas de EF nos reforçadores. 49

Figura 4.12 - Qualidade dos elementos da malha de EF das nervuras e reforçadores. 50

Figura 4.13 - Malha de EF da estrutura completa da asa. 51

Figura 4.14 - Malha de EF da estrutura completa da asa sem o revestimento. 51

Figura 4.15 - Visão aproximada da malha de EF na estrutura da asa sem o revestimento. 52

Figura 4.16 - Qualidade dos elementos da asa completa. 52

Figura 4.17 - Distribuição elíptica de sustentação 54

Figura 4.18 - Distribuição elíptica de sustentação 57

Figura 4.19 - Distribuição de Shrenk ao longo da semi-envergadura da asa para n = 1. 59

Figura 4.20 - Distribuição de Shrenk ao longo da semi-envergadura da asa para n = 2,8. 60

Figura 5.1 - Teste de convergência. 63

Figura 5.2 - Propriedades mecânicas da liga de alumínio 2014-T-651 64

Figura 5.3 - Simulação inicial da estrutura da asa. 66

Figura 5.4 - Distribuição de tensões na estrutura com o revestimento, para *n*=2,8. 67

Figura 5.5 - Distribuição de tensões na estrutura sem o revestimento, para *n*=2,8. 68

Figura 5.6 - Visão aproximada da distribuição de tensões, para *n*=2,8. 68

Figura 5.7 - Distribuição de deslocamento, para *n*=2,8. 69

Figura 5.8 - Distribuição de tensões na estrutura com o revestimento, para *n*=1.....70

Figura 5.9 - Distribuição de tensões na estrutura sem o revestimento, para *n*=1.....70

Figura 5.10 - Visão aproximada da distribuição de tensões, para *n*=1.....71

Figura 5.11 - Distribuição de deslocamento, para *n*=1.....71

Figura 5.12 - Propriedades mecânicas do material compósito escolhido.....72

Figura 5.13 - Deformação longitudinal de tensão e compressão última na direção 1, com *n*=2,8. 74

Figura 5.14 - Deformação longitudinal de tensão e compressão última na direção 2, com *n*=2,8. 75

Figura 5.15 - Deformação de cisalhamento no plano última (plano 1-2), com *n*=2,8.....75

Figura 5.16 – Tensão equivalente com *n*=1 (acima) e *n* =2,8 (abaixo).....76

Lista de Tabelas

Tabela 2.1 - Fatores limites de carregamento típicos. 21

Tabela 2.2- Propriedades mecânicas típicas de alguns metais. 22

Tabela 2.3 - Ligas de alumínio. 23

Tabela 2.4 - Propriedades típicas de fibras, compósitos e metais. 27

Tabela 3.1 - Especificações da aeronave Grumman C-1A. 31

Tabela 3.2 - Especificações da asa da aeronave Grumman C-1A. 33

Tabela 4.1 - Módulos de carga em cada nervura pela aproximação de Shrenk 60

Tabela 5.1 - Teste de convergência. 62

Tabela 5.2 - Parâmetros da asa inicial e após remodelação..... 66

Tabela 5.3 - Comparação de resultados para materiais em liga de alumínio. 77

Tabela 5.4 - Comparação de resultados para materiais em material compósito..... 77

Lista de Siglas e Abreviaturas

ANAC - Agência Nacional de Aviação Civil

ANV - Aeronave

CAD - *Computer Aided Design*

CG - Centro de Gravidade

COD - *Carrier Onboard Delivery*

EF – Elementos Finitos

MB - Marinha do Brasil

MEF - Método dos Elementos Finitos

RBAC - Regulamento Brasileiro da Aviação Civil

USN - *United States Navy*

b: Envergadura

C_r - Corda na Raiz

C_t - Corda na Ponta

{d} - Vetor coluna com deslocamentos associados aos nós do elemento

{f} - Vetor coluna com as forças que atuam nos nós do elemento

F_{el} - Força elástica

K - Rigidez da mola

[k] - Matriz quadrada contendo os coeficientes de rigidez

L -Sustentação aerodinâmica

$L(y)_E$ - Distribuição elíptica de sustentação

$L(y)_T$ - Distribuição trapezoidal de sustentação

$L(y)_{TS}$ - Distribuição de sustentação de Shrenk

n - fator de carga

$n_{máx}$ - Fator de carga final

v^* - Velocidade de manobra

x - Deslocamento da mola

W - Peso da aeronave

ε - Deformação

$(\varepsilon_1{}^T)_{ult}$ - Deformação longitudinal de tensão última (na direção 1)

$(\varepsilon_1{}^c)_{ult}$ - Deformação longitudinal de compressão última (na direção 1)

$(\varepsilon_2{}^T)_{ult}$ - Deformação longitudinal de tensão última (na direção 2)

$(\varepsilon_2{}^c)_{ult}$ - Deformação longitudinal de compressão última (na direção 2)

$(\gamma_{12})_{ult}$ - Deformação de cisalhamento no plano última (plano 1-2)

ρ – Massa específica ao nível do mar

σ - Tensão

Γ_0 - Circulação do ponto médio da asa

SUMÁRIO

CAPÍTULO 1 – INTRODUÇÃO 1
1.1 Introdução 1
1.2 Justificativa 2
1.3 Objetivos 2
1.3.1 Objetivo geral *2*
1.3.2 Objetivos específicos *2*
1.4 Estrutura do Trabalho 2
1.5 Revisão da Literatura 3
CAPÍTULO 2 – FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA 5
2.1 Método dos Elementos Finitos 5
2.2 Conceitos Básicos de Elementos Finitos 6
2.2.1 Discretização de um sistema *7*
2.2.2 Análise de estruturas por elementos finitos *8*
2.2.3 Leis fundamentais *9*
2.2.4 Malha de elementos estruturais *10*
2.2.5 Passos em uma análise em elementos finitos *12*
2.3 Definição dos Componentes de uma Aeronave 12
2.3.1 Descrição de uma asa *14*
2.3.2 Envelope de cargas impostas em uma aeronave *19*
2.4 Materiais de Uso Aeronáutico 21
2.4.1 Alumínio aeronáutico *23*
2.4.2 Material compósito *24*
CAPÍTULO 3 – DESCRIÇÃO DO MODELO GEOMÉTRICO 30
3.1 Descrição da Aeronave 30
3.2 Descrição da Região de Interesse 32
3.3 Modelagem Computacional 33
3.3.1 Longarinas *36*
3.3.2 Nervuras *37*

3.3.3 Reforçadores *38*

3.3.4 Revestimento *39*

CAPÍTULO 4 - MODELO DE ELEMENTOS FINITOS 41

4.1 Malha de Elementos Finitos 41

4.1.1 Malha Inicial *42*

4.1.2 Refinamento da malha *43*

4.2 Condições de Contorno e Aplicação de Cargas 53

4.2.1 Distribuição de sustentação ao longo da envergadura pelo método de Shrenk *53*

CAPÍTULO 5 – ANÁLISES DA RESPOSTA ESTÁTICA DA ESTRUTURA CONSTRUÍDA EM LIGA DE ALUMÍNIO E MATERIAL COMPÓSITO 62

5.1 Introdução 62

5.1.1 Reconfiguração da malha de elementos finitos *62*

5.2 Análise Estática 63

5.2.1 Fator de carga 2,8 ..... *65*

5.2.2 Fator de carga 1 ..... *69*

5.3 Análise com Material Compósito 72

5.3.1 Simulação *73*

5.4 Comparativo de Resultados 77

CAPÍTULO 6 – CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS 78

6.1 Conclusões 78

6.2 Sugestões para Trabalhos Futuros 79

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS 80

ANEXO A – AEROFÓLIO NACA 63(4) -A221 83

ANEXO B - AEROFÓLIO NACA 63 -415 84

APÊNDICE A – Código em MATLAB® da Distribuição de Cargas nas Nervuras pelo Método de Shrenk 85

CAPÍTULO 1 – INTRODUÇÃO

1.1 Introdução

Muitos dos problemas encontrados em engenharia mecânica consistem em análises do comportamento de um corpo e sua interação com o meio externo. Esse comportamento foi sendo modelados teoricamente pela física ao decorrer da história, impondo restrições sobre o conjunto de varáveis de interesse que são expressos em termos matemáticos mediante equações diferenciais ou integrais (PROENÇA, 2006).

Com o desenvolvimento tecnológico, foram surgindo problemas mais complexos que necessitavam de uma abordagem mais rápida e precisa para avaliação do seu comportamento físico. Sendo assim, com o avanço computacional surgiram *softwares* para se calcular numericamente os resultados para esses problemas como o ANSYS® utilizado como referência neste trabalho, que utiliza o Método dos Elementos Finitos (MEF) para cálculos de análise estática estrutural.

Porém, para o uso correto do *software* é necessário que o operador entenda os fundamentos conceituais utilizados pelo MEF e como o programa resolve o modelo matemático, e não simplesmente aprender a usar os comandos de um programa de análise, como diz Filho (2006): “Se o engenheiro não sabe modelar o problema sem ter o computador, ele não deve fazê-lo tendo o computador”.

Dessa maneira, a parte mais importante é entregar ao programa o modelo matemático correto para que seja resolvido. O qual consiste na definição da geometria do problema e das condições de contorno, e após os resultados entregues, como parte final é imprescindível a verificação dos mesmos. Nessa fase é onde se checa se os resultados são consistentes com o modelo matemático, se eles estão de acordo com as expectativas e tendencias, como também validar esses resultados com a verificação se o modelo matemático adotado realmente representa o problema físico. E conclui-se checando se o comportamento está de acordo com dados experimentais.

1.2 Justificativa

Assim o uso do MEF, pode ser aplicado em uma variedade de problemas desde a análise de um pequeno elemento estrutural de um carro ou aeronave (ANV) até um complicado sistema térmico, planta nuclear ou fluido através de um duto (SEGERLIND, 1937).

Nesse trabalho será realizado um estudo de análise estrutural de uma asa de ANV, para isso utilizou-se como referência um modelo recém adquirido pela Marinha do Brasil da Marinha Norte Americana: o avião Grumman C-1A Trader.

1.3 Objetivos

1.3.1 *Objetivo geral*

O objetivo deste trabalho de conclusão de curso é fazer uma análise estática estrutural na asa de um avião com o uso do MEF em modelo computacional.

1.3.2 *Objetivos específicos*

Para atingir o objetivo geral deste trabalho, será necessário:

- Estudar os fundamentos básicos de uso do MEF;
- Construir a geometria do problema;
- Construir a malha adequada e aplicar as condições de contorno; e
- Comparar os resultados obtidos com os resultados esperados.

1.4 Estrutura do Trabalho

No Capítulo 1 estão apresentados a introdução do trabalho, a justificativa e os objetivos do mesmo, além de apresentar como a monografia foi estruturada. Já no Capítulo 2 são apresentadas a fundamentação teórica sobre o MEF, sobre os componentes da estrutura de uma ANV e sobre os materiais mais utilizados na indústria aeronáutica. No Capítulo 3 é apresentada a descrição geométrica dos elementos da asa de interesse. No Capítulo 4 é apresentada a construção do modelo CAD da asa e da malha de EF e finalmente no Capítulo 5 e no Capítulo 6 são realizadas as análises dos resultados, terminando com uma breve conclusão.

1.5 Revisão da Literatura

A revisão da literatura, neste trabalho, apresenta as pesquisas relevantes sobre o MEF, sobre os componentes presentes em uma estrutura aeronáutica, sobre os materiais mais usados na indústria aeronáutica e por fim sobre o uso de *softwares* para se modelar uma análise de estrutura por elementos finitos.

No trabalho de Proença (2006), é mostrado a importância do uso do MEF para análises de estruturas mais complexas, pois mesmo sendo um método que usa aproximações, consegue atingir bons resultados para esses tipos de estruturas que seriam difíceis de atingir pelos métodos analíticos convencionais, por onde se obtém resultados para problemas mais simples e com o uso de demasiadas simplificações.

Portanto, ao invés de utilizar teorias como a da Resistência dos Materiais ou a teoria Geral de Placas e Cascas, é usado um método que discretiza o problema para se encontrar sua solução através de análise numérica (FILHO, 2006).

No trabalho de Alderliesten (2018), são mostrados os principais componentes da estrutura de uma asa aeronáutica como longarinas, nervuras, reforçadores e revestimento, que ao serem submetidos aos diversos carregamentos que ocorrem durante o voo, como decolagem, curva, aceleração, rajadas, entre outros. Estes componentes devem resistir a todas essas cargas e para isso, segundo Megson (2007) são calculados os limites de carregamento para cada fase de voo.

Com relação ao estudo dos materiais de uso aeronáutico, primeiro deve ser entendido que para a confecção de uma estrutura, além de ser escolhido o material com as maiores vantagens, deve-se para cada componente, ser avaliado o formato da estrutura que mais atenda aos requisitos de projeto (ALDERLIESTEN, 2018). Assim, após escolhido o formato da estrutura deve ser escolhido o material, dentre os quais, as ligas de alumínio e os materiais compósitos são os que mais vem sendo utilizados, onde as ligas de alumínio se destacam por sua leveza e alta resistência mecânica e os materiais compósito são construídos para serem ainda mais vantajosos que as ligas de alumínio, sendo formados por dois ou mais constituintes com o uso de materiais de reforço e de materiais de liga chamados matriz (KAW, 2006).

Assim conhecendo se os componentes de uma estrutura aeronáutica, os materiais utilizados, e o método para se obter os cálculos estruturais, utiliza-se *softwares* para a construção de um modelo computacional *Computer Aided Design (CAD)*, onde a partir desse

modelo, pode ser gerada uma malha de elementos finitos para se obter as respostas desejadas automaticamente.

CAPÍTULO 2 – FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

No Capítulo 2, serão discutidos os principais aspectos teóricos que darão suporte bibliográfico ao entendimento dos temas tratados neste trabalho e se mostrarão de grande importância para o desenvolvimento dos próximos capítulos. Incialmente, será retratado assuntos relativos ao Método dos Elementos Finitos (MEF), após será discutida a definição e componentes de uma aeronave (ANV) de interesse a esse estudo e no final uma breve explicação sobre as diferenças entre as ligas de alumínio e o material compósito, que são objetos de estudo do tema deste trabalho.

2.1 Método dos Elementos Finitos

O engenheiro em seu dia a dia é confrontado com diversos problemas técnicos, que consistem basicamente na avaliação do comportamento de uma estrutura e sua interação com o meio externo.

Assim o primeiro passo para se resolver esse problema, é delimitá-lo e assim construir um modelo teórico, onde a partir das leis da física, o problema poderá ser restringido. A partir do modelo teórico, deve ser escolhido que tipo de análise será usada para resolver o problema: estática ou dinâmica, linear ou não linear (BATHE, 1982).

Porém as teorias clássicas de resoluções de problemas como o uso de Resistência dos Materiais para se calcular deflexão de vigas e o uso da Teoria Geral de Placas e Cascas para se produzir resultados em placas finas, que são utilizadas em engenharia estrutural, aviação, automobilística etc., estão restritas a problemas mais simples e bem definidos, diferentes dos encontrados na prática. Assim, para gerar resultados de acordo com os problemas propostos, são realizados uma série de simplificações e hipóteses que podem separar o problema real do problema simplificado (FILHO, 2006).

É nesse intervalo, entre a teoria e os aspectos práticos, que se encontra o MEF, com uma proposta de trazer uma solução aproximada através do uso de métodos numéricos, que podem ser aplicados em caráter geral em estruturas complexas, independente da forma da estrutura ou condições de carregamento.

Esse método apoia-se na resolução na forma variacional, que pode ser expressa como uma integração ponderada da equação diferencial que descreve o problema, com o uso de pesos e integração por partes de forma a aparecer na equação ordens de derivada menores, com a

finalidade de se atingir condições de irregularidades menos restritivas para a função solução (BATHE, 1982). Essa forma de resolução é chamada forma fraca, sendo através dela, uma das possibilidades de se obter uma solução regular aproximada num espaço de dimensão finita.

Porém para se usar a forma variacional deve-se conhecer as equações diferenciais que regem o problema que podem ser conhecidas diretamente como a Lei de Hooke, como também podem ser geradas a partir de princípios variacionais e a partir de outras técnicas: como o princípio do trabalho virtual (PROENÇA, 2006).

Sendo assim, independente da maneira na qual foi formulada a forma variacional fraca, sua solução pode ser escrita como uma combinação linear de uma base de funções aproximativas e assim o método pode ser utilizado como procedimento geral para a geração sistemática de funções aproximadoras.

2.2 Conceitos Básicos de Elementos Finitos

A abordagem de um problema pelo MEF considera um sistema contínuo, o qual através da discretização, é subdividido em diversas partes conectados entre si por pontos discretos. Assim, por exemplo, uma viga de comprimento *L*, pode ser subdividida em (n) "nós" e (n-1) elementos, como ilustrado na Figura 2.1.

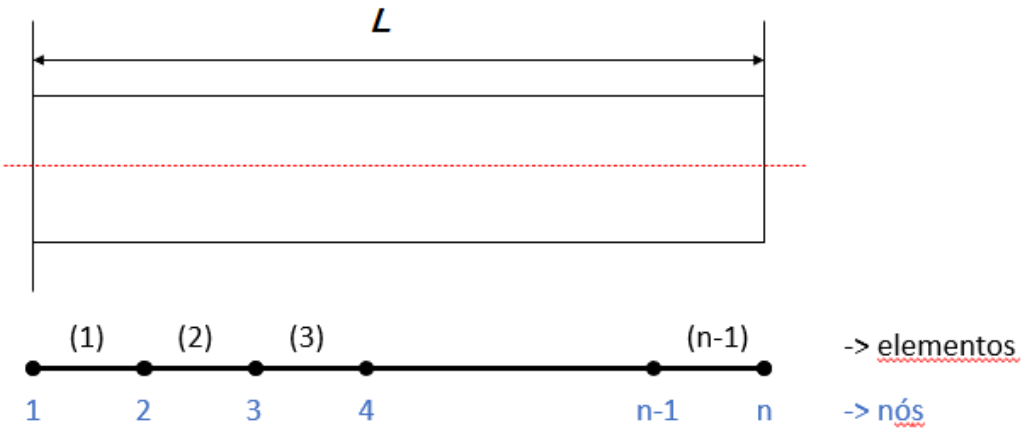


Figura 2.1 - Discretização de uma barra.

Fonte: Autoria própria (2021).

2.2.1 Discretização de um sistema

Dessa maneira, uma estrutura é modelada como um conjunto de elementos finitos conectados entre si através de elementos de conexão chamados “nós”. Assim, esse método não pretende calcular resultados para todos os pontos de uma estrutura, mas somente os valores em seus nós. Onde as derivadas que compõem as equações governantes do problema são substituídas através do método variacional por equações lineares que solucionam o problema para os pontos da malha em seu domínio após aplicada as condições de contorno (REDDY, 1993).

É nesse aspecto que se entra a importância de se definir corretamente o modelo matemático que represente uma dada situação física, como diz Filho (2006), pois será com base no modelo matemático, que os resultados no interior do elemento serão gerados.

A Figura 2.2 representa um método geral de análise de sistemas discretos:

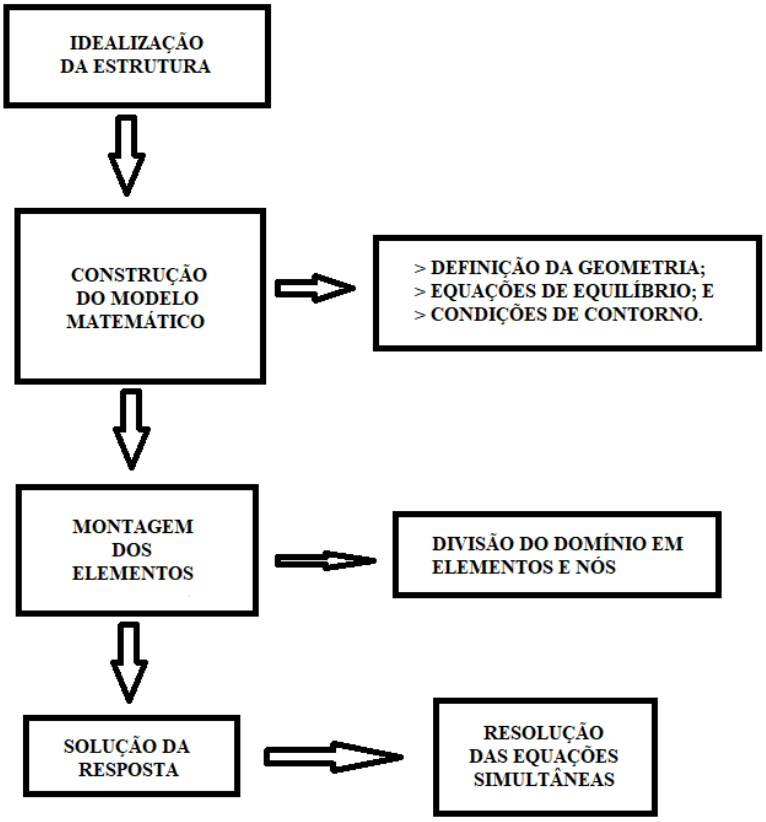


Figura 2.2 - Método geral para análise de sistemas discretos.
Fonte: Autoria própria (2021).

2.2.2 Análise de estruturas por elementos finitos

Para se realizar a análise de estruturas, primeiramente deve-se entender alguns conceitos básicos que regem a o MEF:

O primeiro, é o conceito de rigidez que é utilizado no método, que é o mesmo conceito importado da física elástica em que uma mola tem sua força calculada pela relação entre a força e o deslocamento. Assim, quando uma força estende a mola, há uma força elástica de reação a este movimento proporcional tanto aos valores das propriedades da mola como ao valor de deslocamento da mesma, como definido pela Equação 2.1 (LOGAN,2017).

A Figura 2.3 ilustra a representação física da força elástica.

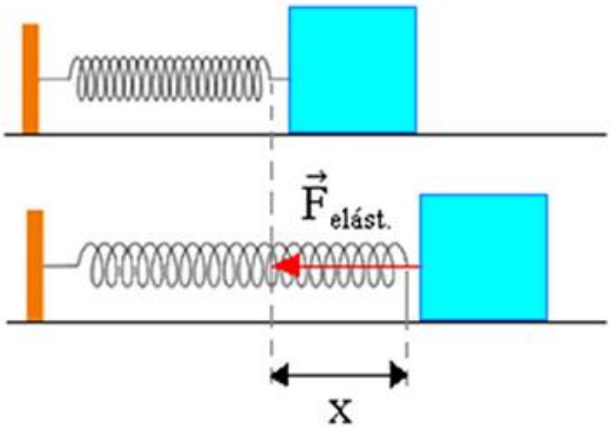


Figura 2.3 - Força elástica.
Fonte: Autoria própria (2021).

Sendo:

$$F_{el} = K \cdot x \qquad 2.1$$

F_{el}: Força elástica;

K: Rigidez da mola;

x: Deslocamento da mola

Portanto da mesma forma que esse conceito é aplicado na física ele também é aplicado em um elemento finito, porém de uma maneira mais ampla, onde engloba todos os possíveis deslocamentos e forças presentes simultaneamente em uma viga como rigidez axial, rigidez a flexão, rigidez à torção e rigidez ao cisalhamento. Dessa forma, para representar todos esses

componentes são construídas matrizes de força, rigidez e deslocamento, onde a partir de relações lineares se tem um sistema de equações algébricas lineares, como definido pela Equação 2.2.

$$\{f\} = [K] \cdot \{d\} \qquad 2.2$$

{f}: Vetor coluna em que são representadas as forças que atuam nos nós do elemento;

[k]: Matriz quadrada contendo os coeficientes de rigidez;

{d}: Vetor coluna em que são representados os deslocamentos associados aos nós do elemento.

Portanto com a equação matricial da Equação 2.2, conhecendo-se as forças aplicadas à estrutura, e calculando a matriz de rigidez de acordo com o material e formato da mesma, podem-se calcular os diversos deslocamentos nodais da estrutura e com os arranjos matemáticos corretos, se calculam os valores de interesse em cada elemento como por exemplo: deslocamentos, forças internas, tensões e deformações máximas.

2.2.3 Leis fundamentais

Antes de prosseguir esse estudo é essencial deixar claro três leis fundamentais que regem a montagem de uma estrutura em um modelo matemático em elementos finitos segundo Filho (2006).

- **Equilíbrio de forças**

Em uma estrutura em equilíbrio, cada um de seus elementos, se forem analisados individualmente, também estará em equilíbrio.

- **Compatibilidade de deslocamentos**

Com essa condição, quando uma estrutura se deforma, os nós que conectam seus diversos elementos se deslocam igualmente.

- **Lei de comportamento do material**

Os esforços que são transmitidos ao longo da estrutura são transmitidos aos elementos que sofrem deformações predeterminadas de acordo com as características do material, em que as deformações crescem proporcionalmente às forças internas, sendo esse comportamento elástico descrito na resistência dos materiais pela Lei de Hooke, como ilustrado pela Figura 2.4.

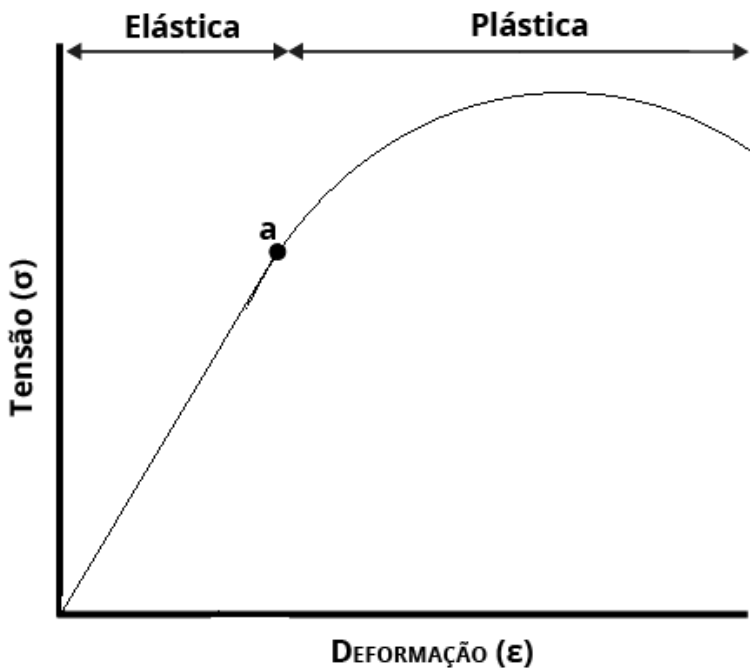


Figura 2.4 - Lei de Hooke – gráfico de tensão *versus* deformação.
Fonte: Autoria própria (2021).

2.2.4 Malha de elementos estruturais

Diferente da análise analítica em que os resultados são gerados para os infinitos pontos de uma estrutura, na análise por elementos finitos, ela é realizada de acordo com cada elemento, gerando resultados para cada nó, ou seja, se obtém uma representação aproximada de um corpo contínuo (SEGERLIND, 1937). Mas para que essa representação tenha validade é necessário a escolha do elemento apropriado para se modelar uma situação física, onde cada tipo de elemento pretende simular um comportamento físico conhecido da mecânica estrutural como estado plano de tensões, placas, cascas, efeitos térmicos etc. Esse comportamento é descrito através de equações matemáticas que descrevem o comportamento interno da estrutura, que serão necessárias para encontrar as matrizes de rigidezes do elemento de acordo com os valores gerados nos “nós”.

Na Figura 2.5 segue um exemplo de uma estrutura construída em um modelo CAD e após isso a mesma estrutura discretizada em uma malha de elementos finitos.

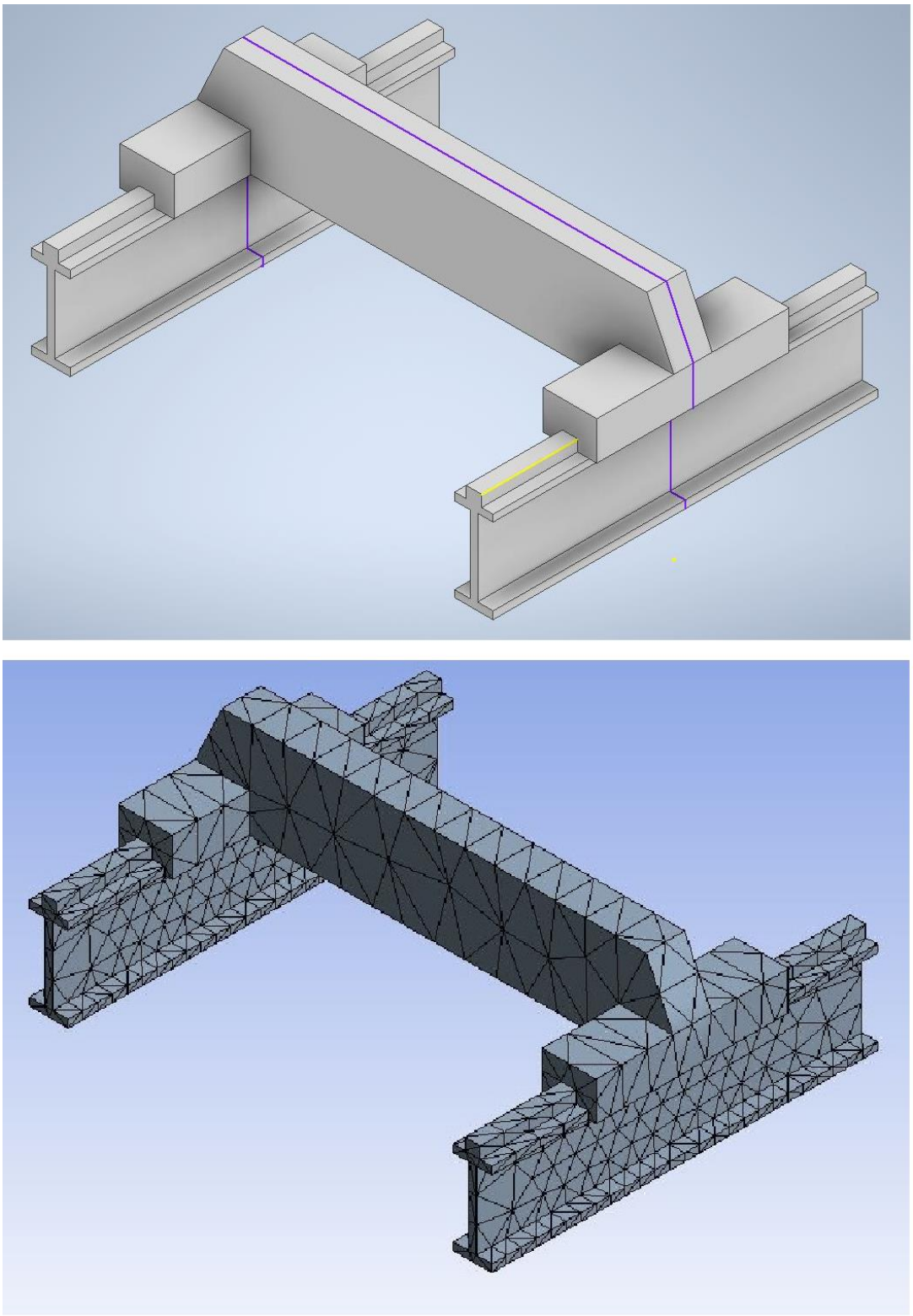


Figura 2.5 - Modelo em elementos finitos de uma ponte rolante.
Fonte: Autoria própria (2021).

2.2.5 Passos em uma análise em elementos finitos

O estudo das matrizes de rigidez permite estabelecer algumas conclusões que são gerais para a montagem de um modelo em elementos finitos, onde após se obter o campo de deslocamentos para uma estrutura inteira, pode se encontrar para cada elemento os deslocamentos nodais associados a ele, obtendo dessa forma a sua configuração deformada.

Esse procedimento é realizado elemento por elemento de acordo com a relação em que sua matriz de rigidez foi montada, de acordo com sua estrutura física: viga, placa, casca, etc. onde essas relações são importadas do estudo da resistência dos materiais, da teoria da elasticidade, da teoria de placas e cascas etc.

Sendo assim, a análise de uma estrutura em elementos finitos por ser formulada a partir de combinações lineares que podem ser generalizadas nos seguintes passos:

- **Pré-Processamento**
    - Criação da Geometria;
    - Atribuição da propriedade do material;
    - Seleção do tipo de elemento;
    - Discretização do modelo.
- **Análise**
    - Aplicação das condições de contorno;
    - Aplicação da Carga;
    - Submissão para solução.
- **Pós processamento**
    - Seleção do tipo de variável de campo de interesse;
    - Visualização da variável selecionada;
    - Geração de Gráficos/Formas.

2.3 Definição dos Componentes de uma Aeronave

Uma ANV pode ser definida como qualquer máquina ou dispositivo que transporta peso, mais leve ou mais pesada que o ar, projetada para se suportar no ar, por flutuação ou por meio de ação dinâmica (THEODORE, 1975).

As ANV podem ser projetadas para diferentes tipos de missões e assim possuem características distintas de acordo com seu perfil ora comercial, ora particular, ora militar. Segundo Anderson (2015) os principais componentes de um avião podem ser considerados como: a fuselagem, que é o corpo central, onde se contém o volume interno do avião, transportando pessoas, cargas, instrumentos, combustíveis etc.; as asas, cuja principal função é fornecer as forças de sustentação da ANV, porém seu volume interno pode conter reservatórios assim como alojamento para o trem de pouso; os estabilizadores horizontais e verticais que tem a finalidade de fornecer a estabilidade estática e dinâmica necessárias ao voo da ANV; também se incluem o grupo motopropulsor, trem de pouso, além das superfícies de controle como aileron, profundor e leme.

A Figura 2.6 ilustra os componentes básicos de uma aeronave.

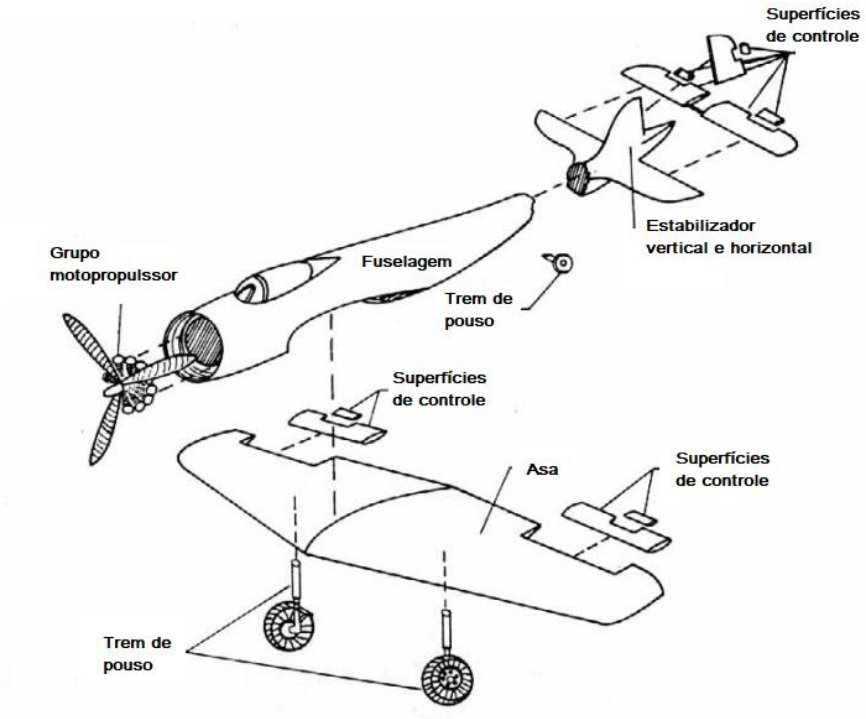


Figura 2.6 - Componentes básicos de uma aeronave.
Adaptado de: Theodore (1975)

A seguir serão apresentadas as configurações gerais da asa de uma ANV, por ser o componente de maior interesse desse trabalho.

2.3.1 Descrição de uma asa

A principal função de uma asa é gerar sustentação para manter a ANV em voo. Mas também gera duas outras forças: a força de arrasto e um momento ao redor do Centro de Gravidade (CG) do avião. Além disso, a asa é um importante componente do sistema de estabilidade lateral, que é fundamental para a segurança de voo. Também deve-se mencionar que são nas asas que estão localizados os ailerons que são componentes do sistema de rolamento (SADRAEY, 2012).

Quanto as partes de uma asa, assim como ilustrado na Figura 2.7, ela pode ser subdivida em:

- Raiz da Asa (*Wing Root*);
- Ponta da Asa (*Wing Tip*);
- Bordo de ataque (*Leading Edge*);
- Bordo de Fuga (*Trailing Edge*); e
- Extradorso e intradorso.

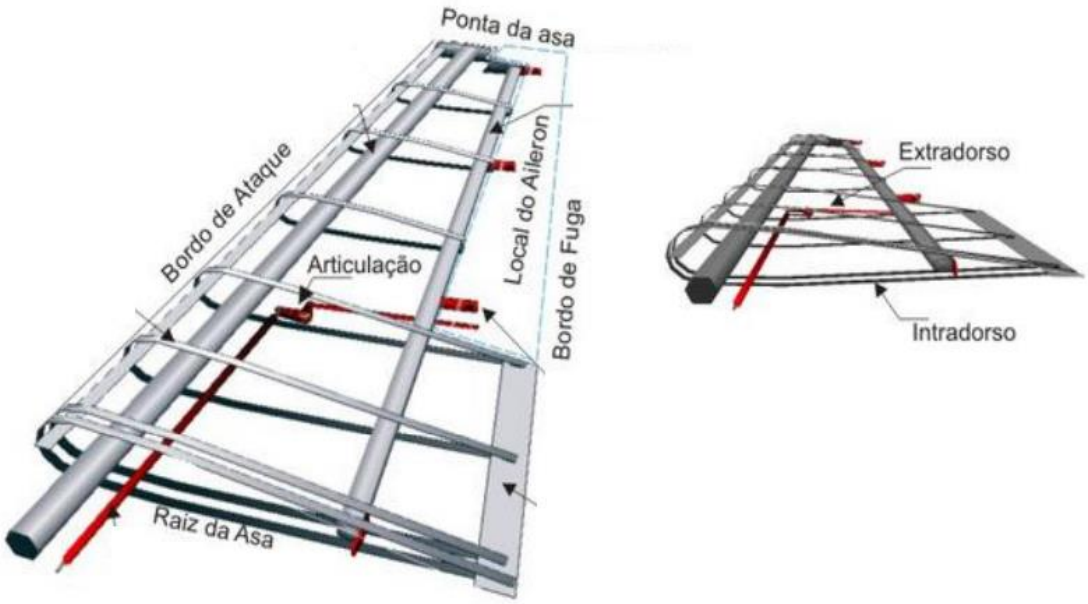


Figura 2.7 - Partes de uma asa
Adaptado de: Mendez (2019).

No aspecto estrutural a asa é semelhante à viga em balanço, estando engastada em uma de suas extremidades na ANV, e a outra extremidade, a ponta da asa, fica livre. Os principais componentes estruturais da asa são:

- Nervuras (*Ribs*);
- Longarinas (*Spars*);
- Reforçadores (*Stringers* ou *Stiffeners*); e
- Revestimento (*Skin*).

A Figura 2.8 apresenta os principais componentes estruturais de uma asa como definidos na lista anterior.

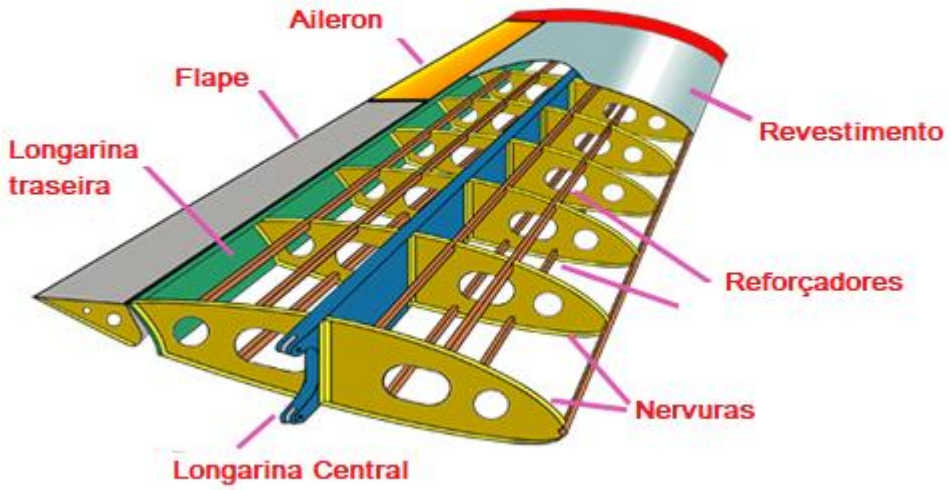


Figura 2.8 - Componentes de uma asa.
Adaptado de: L'Avionnaire (2021).

Visto que estes componentes são de fundamental importância para este trabalho, segue-se a função de cada um deles:

Longarinas: As longarinas são as principais partes estruturais de uma asa, pois quando os outros membros estruturais da mesma são submetidos a cargas, eles transferem a maior parte da tensão resultantes às longarinas. Elas são projetadas para resistir a esforços axiais e de flexão, como também a esforços torcionais quando dispõe de pelo menos 2 longarinas (ALDERLIESTEN, 2018). Geralmente vão da raiz a ponta ou podem ser paralelas ao eixo lateral da ANV. Elas podem ser produzidas de madeira ou metal, dependo de qual tipo de carga estará sujeita, as ANV recentes costumam usar longarinas de alumínio rebitadas.

Normalmente a asa possui duas longarinas, uma mais perto do bordo de ataque e outra aproximadamente a 2/3 da distância até o bordo de fuga (RODRIGUES, 2011).

A Figura 2.9 apresenta os formatos típicos de longarinas metálicas usadas na indústria aeronáutica.

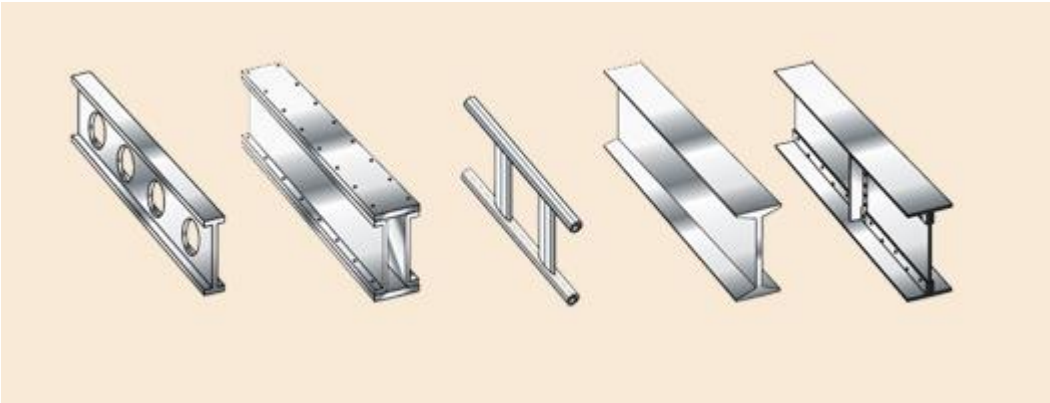


Figura 2.9 - Formatos típicos de longarinas metálicas.
Fonte: L'Avionnaire (2021).

Nervuras: As nervuras são os membros estruturais que dão formato aerodinâmico à asa, são responsáveis por transmitir esforços cortantes e de compressão, provenientes do revestimento e reforçadores para as longarinas (ANAC,2021). Elas normalmente se estendem do bordo de ataque até a longarina traseira ou até o bordo de fuga, também podem existir nervuras dianteiras quando elas se estendem do bordo de ataque até a longarina dianteira ou além, dando formato e suporte ao bordo de ataque, como também existem nervuras traseiras, geralmente localizadas próximas à raiz da asa por ser a região mais tensionada, com o objetivo de absorver cargas de compressão (RODRIGUES, 2011).

A Figura 2.10 ilustra os formatos típicos de nervuras que são encontradas em uma estrutura aeronáutica.

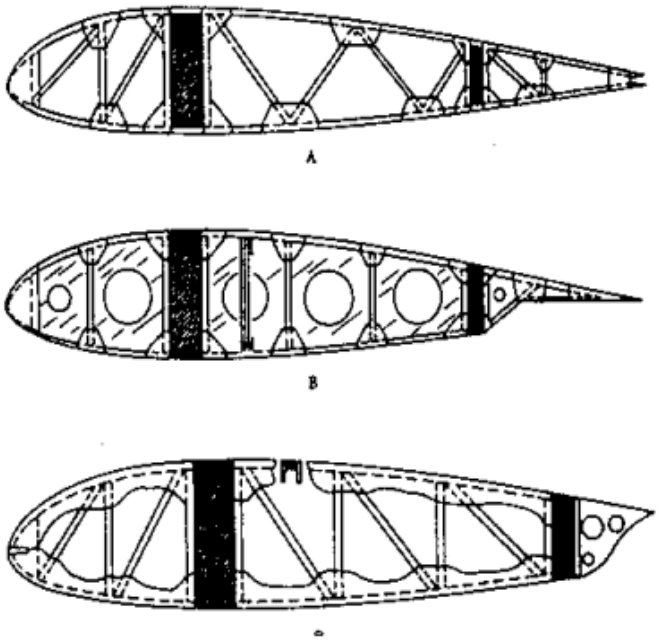


Figura 2.10 - Formatos típicos de nervuras.
Fonte: Aviação Marte (2021)

Reforçadores: São componentes longitudinais com a função de resistir a carregamentos axiais e de flexão da asa junto ao revestimento, além disso são dispostos espacialmente para prender os pequenos painéis que formam o revestimento da ANV (ALDERLIESTEN, 2018). A Figura 2.11 mostra um exemplo de reforçador utilizado em estruturas aeronáuticas.

Figura 2.11 - Formato típico de reforçadores.
Fonte: Alderliesten (2018).

Revestimento: O revestimento tem a função estrutural de suportar cargas além de transmitir tensões de cisalhamento para os reforçadores e longarinas (AEROTOOLBOX, 2021). Geralmente é construído com painéis sanduíche de colmeia (*honeycomb*) de alumínio ou de fibra de vidro, onde o núcleo do painel é colado entre duas chapas de alumínio.

A Figura 2.12 ilustra o revestimento utilizado nas asas de uma ANV.

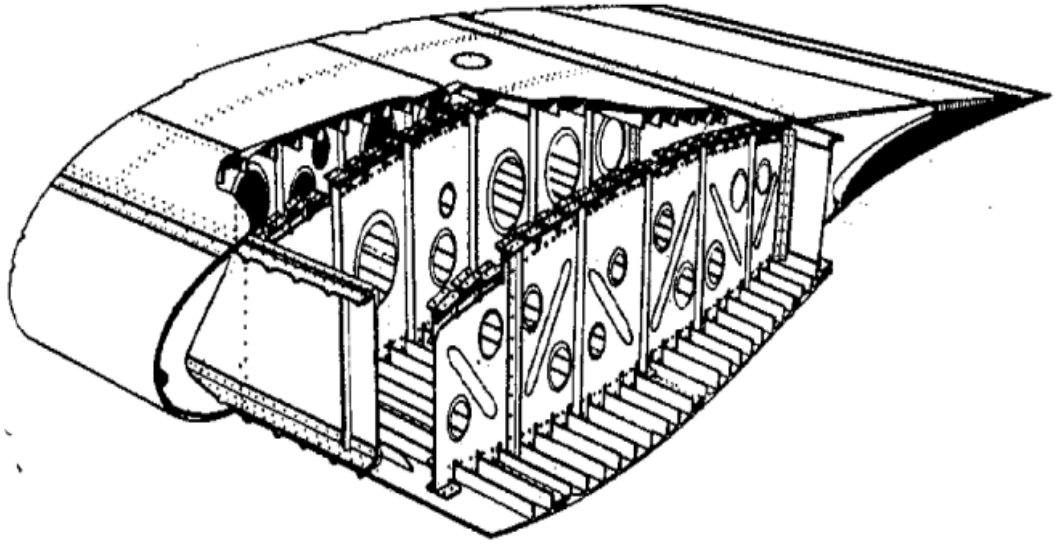


Figura 2.12 - Revestimento de uma asa.
Fonte: Rodrigues (2021)

2.3.2 Envelope de cargas impostas em uma aeronave

Para se determinar a aeronavegabilidade de uma ANV, a equipe de projeto estrutural tem uma preocupação constante com as cargas impostas em uma ANV em voo e os limites de segurança devidos.

Assim, a determinação da qualidade da estrutura da ANV é essencial para o projeto, uma vez que essa estrutura deverá sustentar não somente o peso da ANV como também as cargas impostas a ela em voo. Desse modo, o desafio deste time de engenharia é criar uma estrutura que ofereça o mínimo de peso possível que cumpra os requisitos de segurança. Pois uma estrutura muito reforçada acarreta maior peso do avião o que significa menos possibilidade de carga paga, que por sua vez diminui a viabilidade do projeto.

Como requisitos de limites de carregamentos, segundo Megson (2007), tem-se: o limite de carregamento, que corresponde ao limite máximo de cargas que uma ANV sofre em condições normais de operação; o carregamento de prova, que é o produto entre o limite de carregamento e um fator de prova entre 1.0 e 1.25; e o carregamento último, que é o produto do limite de carregamento por um fator último, normalmente 1.5. Esses limites de carregamento são considerados como fatores de segurança e proveem a ANV seus limites estruturais.

Na Figura 2.13 são mostrados os limites de carregamento em cada fase de voo normalmente encontrados para uma ANV.

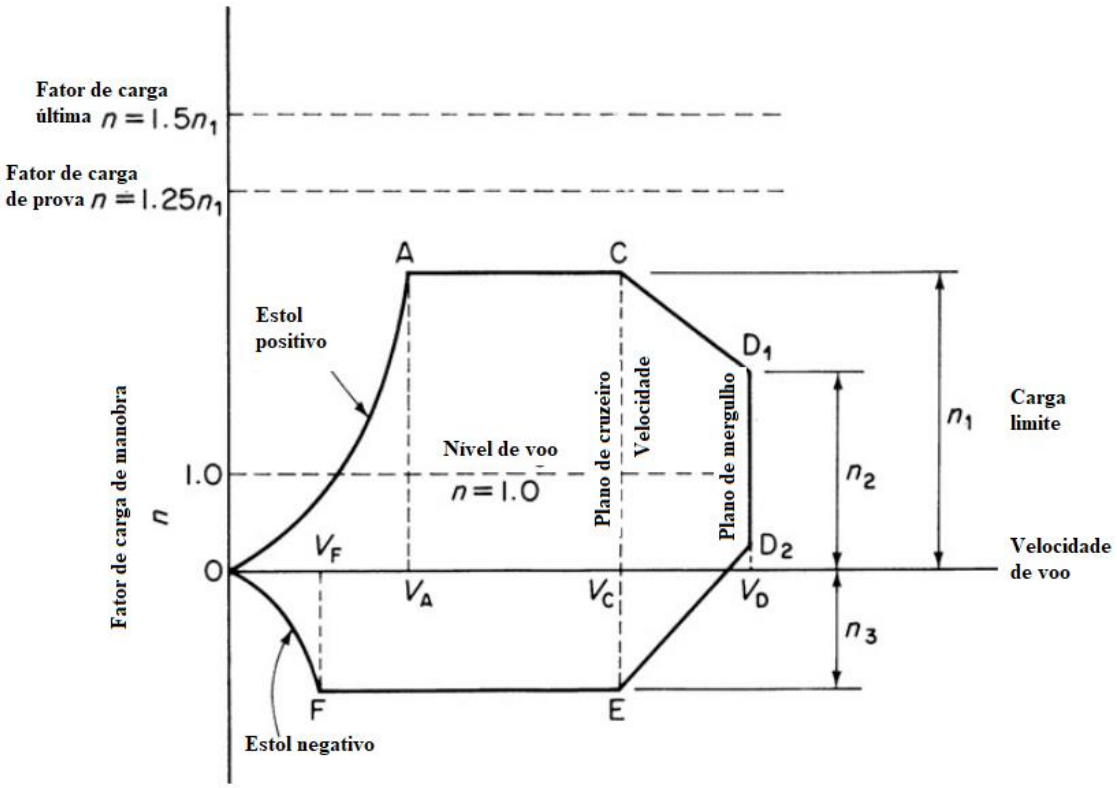


Figura 2.13 - Diagrama *V-n*.
Adaptado de: Megson (2007)

Onde o fator de carga *n*, é expresso por meio da equação 2.3 que representa a fórmula de sustentação:

$$L = nW = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{L,Max} \qquad 2.3$$

L: Sustentação;

n: Fator de carga;

W: Peso da aeronave;

ρ: massa específica do escoamento não perturbado;

V: Velocidade do escoamento não perturbado;

S: Área frontal característica do corpo; e

$C_{L,Max}$: Coeficiente de sustentação.

Deste modo é imprescindível a determinação das cargas que a ANV será exposta para se iniciar o projeto de uma estrutura. Na Tabela 2.1 é ilustrada alguns fatores típicos de carregamentos encontrados no setor aeronáutico.

Tabela 2.1 - Fatores limites de carregamento típicos.

	$n_{positivo}$	$n_{negativo}$
Aviação geral - normal	2,5 a 3,8	-1 a -1,5
Aviação geral - utilitária	4,4	-1,8
Aviação geral - acrobática	6	-3
Amador	5	-2
Transporte	3 a 4	-1 a -2
Bombardeiro estratégico	3	-1
Bombardeiro tático	4	-2
Ataque	6,5 a 9	-3 a -6

Fonte: Raymer (1992).

2.4 Materiais de Uso Aeronáutico

As propriedades de uma estrutura derivam principalmente do material em que foi fabricada, porém essas propriedades também podem variar de acordo com o formato e *design* desse objeto. Desse modo, outro aspecto importante que deve ser tratado é que as estruturas não podem ser fabricadas com qualquer material. Mas também devem ser avaliados se o *design* da estrutura e o material são compatíveis.

Além disso, também existe uma forte correlação entre o processo de manufatura e o material, pois por exemplo, uma liga metálica pode formar peças por fundição, conformação mecânica, laminação, entre outros processos, enquanto estes processos não podem ser empregados para construir uma estrutura em material compósito.

Assim os materiais que inicialmente mais se desenvolveram no setor aeronáutico foram as ligas metálicas devido à sua alta resistência e ductilidade, que fornecem valores específicos de resistências ao escoamento e tensão final (ALDERLIESTEN, 2018). Pois estes valores indicam como o material pode ser carregado elasticamente antes que uma deformação plástica ocorra, dos quais pode citar o aço, as ligas de alumínio, de titânio e de magnésio. Porém dentre as ligas metálicas, a liga de alumínio foi a que mais se destacou devido à sua baixa densidade, o que resultou na fabricação de ANV mais leves e de elevada resistência, podendo ser comparada ao aço. Na Tabela 2.2 são representadas as propriedades mecânicas típicas de alguns metais.

Tabela 2.2- Propriedades mecânicas típicas de alguns metais.

Metal	**Liga**	**E [GPa]**	**G [GPa]**	σ_y **[MPa]**	σ_{ult} **[MPa]**	ε_{ult} **[%]**	υ **[-]**	ρ **[g/cm^3]**
Aço	AISI 301	193	71	965	1275	40	0,3	8,00
	AISI 4340	205	80	470	745	22	0,29	7,85
	D6AC	210	84	1724	1931	7	0,32	7,87
Alumínio	AA 2024-T3	72	27	345	483	18	0,33	2,78
	AA 7475-T761	70	27	448	517	12	0,33	2,81
Titânio	Ti6Al-4V (5)	114	44	880	950	14	0,34	4,43
Magnésio	AZ31B-H24	45	17	221	290	15	0,35	1,78

Fonte: Alderliesten (2018).

Contudo, com o avanço tecnológico foi surgindo uma nova gama de materiais e com eles destacou-se os materiais compósitos que podem ser definidos como materiais constituídos por dois ou mais elementos com propriedades físicas distintas que, quando combinados, produzem propriedades superiores aos seus constituintes (CHIAVERINI, 1986). Possuindo uma grande vantagem de combinar alta resistência e baixo peso, conferindo a indústria aeronáutica a possibilidade de uma nova geração de ANV construídas em material compósito.

Dessa maneira pode-se listar uma série de propriedades que são desejadas em materiais de uso aeronáutico, como:

- Elevada tenacidade;
- Elevada rigidez;
- Baixo peso;
- Alta durabilidade; e
- Baixos custos.

Entretanto Alderliesten (2018) deixa claro que para se atingir as propriedades desejadas podem-se além de mudar os materiais, mudar também o formato da estrutura para um *design* com maior rigidez.

Outro aspecto importante na seleção de um material para uso aeronáutico é a capacidade de trabalho deste, visto que nesse ramo são produzidas muitas peças de tamanhos e formatos únicos, como por exemplo, as ligas de alumínio são de fácil manufatura podendo sofrer conformação mecânica e usinagem facilmente, porém com as ligas de titânio esses processos são bem mais difíceis. Além disso, existem objetos que podem somente ser fabricados por um tipo de processo o que limita o uso de alguns materiais, como por exemplo a fabricação de longarinas e reforçadores por extrusão e usinagem, que são fáceis de fabricar com ligas metálicas, mas podem ser impossíveis em alguns compósitos reforçados.

Visto o alumínio ser o material mais utilizado nas estruturas de asas de ANVs e o material compósito ser um material que gradativamente vem substituindo o alumínio na manufatura dessas peças, será realizado um breve estudo das características de cada um desses materiais.

2.4.1 Alumínio aeronáutico

Uma das maiores vantagens do alumínio é por ele poder ser combinado com a maioria dos materiais usados em engenharia, formando ligas metálicas diversas que são ajustadas ao produto desejado. As principais variações de combinações de propriedades são elencadas a seguir:

- Resistência mecânica;
- Resistência à corrosão;
- Condutibilidade;
- Usinabilidade; e
- Ductibilidade.

Assim, de acordo com o material combinado com o alumínio pode se ter propriedades distintas, a Tabela 2.3 apresentada a classificação das ligas de alumínio.

Tabela 2.3 - Ligas de alumínio.

Classificação	Composição
1XXX	Alumínio com no mínimo 99% de pureza
2XXX	Ligas de alumínio-cobre
3XXX	Ligas de alumínio-manganês
4XXX	Ligas de alumínio-sílica
5XXX	Ligas de alumínio-magnésio
6XXX	Ligas de alumínio-magnésio-sílica
7XXX	Ligas de alumínio-zinco-magnésio
8XXX	Ligas de alumínio-lítio

Fonte: Rodrigues (2021)

Dessa classificação, segue-se que as ligas mais utilizadas na indústria aeronáutica são as das séries 2XXX e 7XXX, devido a sua alta resistência mecânica, podendo ser tão resistentes como o aço estrutural, porém com uma relação resistência/peso mais favorável. Além disso, possuem facilidade no processo de conformação e usinagem, necessitando apenas de proteção

superficial, pois os mesmos elementos que servem para o endurecimento podem facilitar o processo de corrosão, como o zinco (RODRIGUES, 2011).

Segundo Rodrigues (2011), as ligas da série 2XXX podem ser usadas em aplicações como forjamento, extrusão e tanques de armazenamento de gás liquefeito de transporte civil e ANVs subsônicas, como também possuem menores taxas de crescimento de trinca do que as da série 7XXX, conferindo a liga uma melhor resistência à fadiga, sendo utilizada principalmente nas asas e parte inferior da fuselagem. As ligas mais utilizadas são a 2224, 2324 e 2524.

Já as da série 7XXX possuem um inconveniente por serem mais suscetíveis à corrosão sendo necessário o acréscimo de cobre para se melhorar essa propriedade, porém com uma redução da soldabilidade, sendo assim para o uso dessa liga é recomendado a aplicação de algum tratamento superficial contra a corrosão como a anodização ou até mesmo uma pintura (RODRIGUES, 2011).

A Figura 2.14 representa as aplicações de alumínio em aeronaves.

Figura 2.14 - Aplicações de alumínio em aeronaves.
Fonte: Rodrigues (2011).

2.4.2 Material compósito

Materiais compósitos são aqueles formados por dois ou mais constituintes, Kaw (2006, p.2) traz a seguinte definição:

> "(...) Compósito é um material estrutural que consiste na combinação de dois ou mais constituintes que são combinados em um nível macroscópico e não são solúveis um no outro. Um constituinte é chamado reforço e o outro que o preenche é chamado matriz. A fase de reforço pode estar na forma de fibras, partículas ou flocos. A fase matriz é geralmente continua."

Assim esse tipo de material tem a característica de com a combinação de dois materiais, produzir um novo material com propriedades superiores aos seus constituintes. Um exemplo pode ser um reforço do tipo fibra com um enchimento do tipo matriz polimérica, a fase reforço sendo responsável pela resistência aos esforços e a fase matriz que é responsável pela transferência de esforços bem como atuar "como base que confere ductilidade e mantém a estrutura coesa e que, em resumo, contribui para que o conjunto se caracterize por boas condições de fabricação e a necessária flexibilidade" (CHIAVERINI, 1986).

A Figura 2.15 ilustra um material compósito e suas propriedades mecânicas.

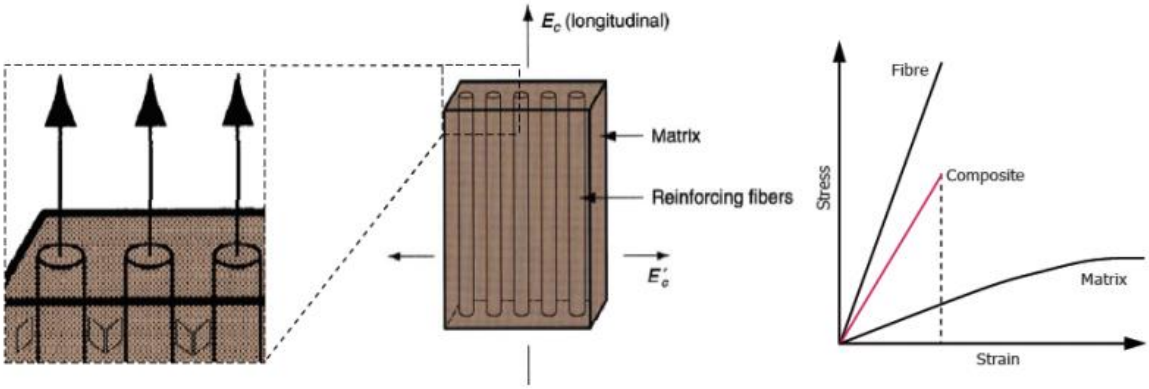


Figura 2.15 - Ilustração de um material compósito e de suas propriedades.
Fonte: Alderliesten (2018).

De acordo com Kalpakjian e Schmid (2014), as matrizes mais utilizadas são as metálicas, poliméricas e cerâmicas enquanto as fibras mais utilizadas são as fibras de vidro, carbono, cerâmicas, aramidas (Kevlar®) e boro.

Na Figura 2.16 podem-se visualizar os principais tipos de montagens em materiais compósitos que são os laminados (*laminate*), cuja estrutura consiste na sobreposição de lâminas de material compósito com o intuito de ter uma variação na direção das fibras e assim se ter um material com as propriedades desejadas de acordo com o projeto, também é apresentado o painel tipo espuma (*foam*) e o painel núcleo de colmeia (*honeycomb).*

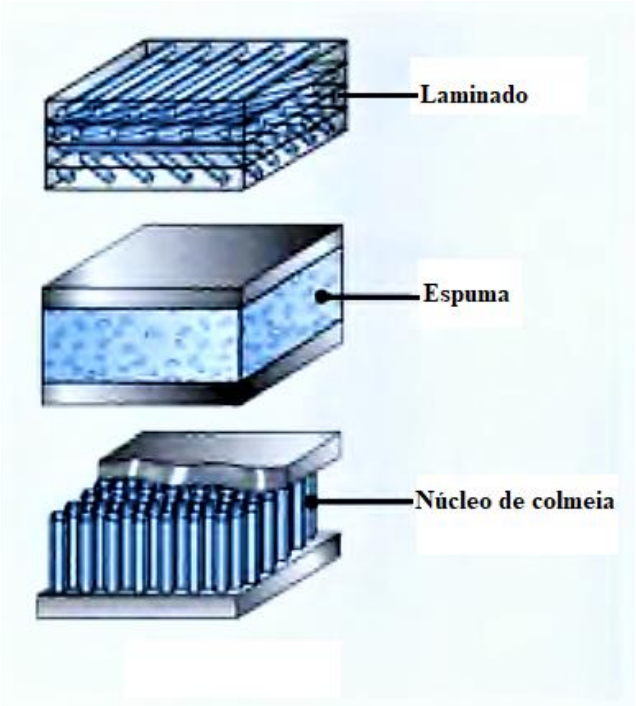


Figura 2.16 - Tipos de estruturas de materiais compósitos.
Adaptado de: Kalpakjian e Shimid (2014).

A principal aplicação dos materiais compósitos é na fabricação de lâminas fibra-matriz com o propósito de se fabricar um laminado. Cujas lâminas são de fibras embebidas em uma matriz, onde cada tipo de fibra possui uma propriedade distinta, assim com a matriz, de acordo com Kalpakjian e Schmid (2014), segue-se um resumo das características dos principais tipos de fibras utilizadas no mercado.

- **Fibra de vidro:** resistência mecânica elevada, baixa rigidez e baixo custo;
- **Fibra de Carbono:** resistência mecânica elevada, resistente a corrosão, baixo custo, menos densa que a fibra de vidro;
- **Fibra de boro:** elevada resistência mecânica e rigidez, maior densidade, e alto custo;
- **Fibra Aramida (Kevlar®):** elevada razão resistência mecânica *versus* peso e custo elevado.

Na Tabela 2.4 são apresentadas as propriedades de fibras, e diferentes tipos de materiais compósitos além do aço e do alumínio para comparação entre os valores.

Tabela 2.4 - Propriedades típicas de fibras, compósitos e metais.

Materiais	Densidade relativa	Módulo de Young (GPa)	Tensão última (MPa)	Módulo específico (GPa.m3/kg)	Tensão específica (MPa.m3/kg)
Fibra de grafite	1,8	230,00	2067	0,1278	1,148
Fibra de aramida	1,4	124,00	1379	0,08857	0,9850
Fibra de vidro	2,5	85,00	1550	0,0340	0,6200
Unidirecional grafite/epóxi	1,6	181,00	1500	0,1131	0,9377
Unidirecional vidro/epóxi	1,8	38,60	1062	0,02144	0,5900
Camada-cruzada grafite/epóxi	1,6	95,98	373,0	0,06000	0,2331
Camada-cruzada vidro/epóxi	1,8	23,58	88,25	0,01310	0,0490
Semi-isotrópico grafite/epóxi	1,6	69,64	276,48	0,04353	0,1728
Semi-isotrópico vidro/epóxi	1,8	18,96	73,08	0,01053	0,0406
Aço	7,8	206,84	648,1	0,02652	0,08309
Alumínio	2,6	68,95	275,8	0,0252	0,1061

Fonte: Kaw (20016)

Além dos laminados, uma estrutura muito comum na indústria aeronáutica são os painéis sanduíche que consistem em um núcleo de colmeia colado em suas duas faces por um laminado.

A Figura 2.17 ilustra o formato de um painel sanduiche.

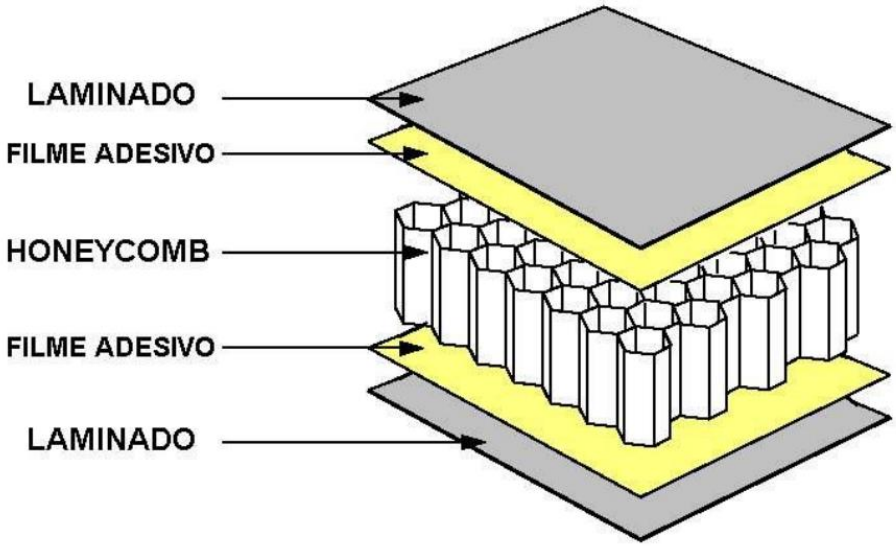


Figura 2.17 - Esquema de painel sanduíche.
Fonte: Bohin (2021)

As estruturas do núcleo de colmeia mais utilizadas no ramo aeronáutico são o alumínio, NOMEX® e KOREX®. Outro material compósito que vem se destacando na indústria aeronáutica é o GLARE®, que é um laminado de "finas chapas de alumínio coladas entre si por impregnados de resina epóxi e fibras de vidro atuando como reforço" como ilustrado na Figura 2.18 (ALMEIDA, BASTIAN e CASTRODEZA, 2014).

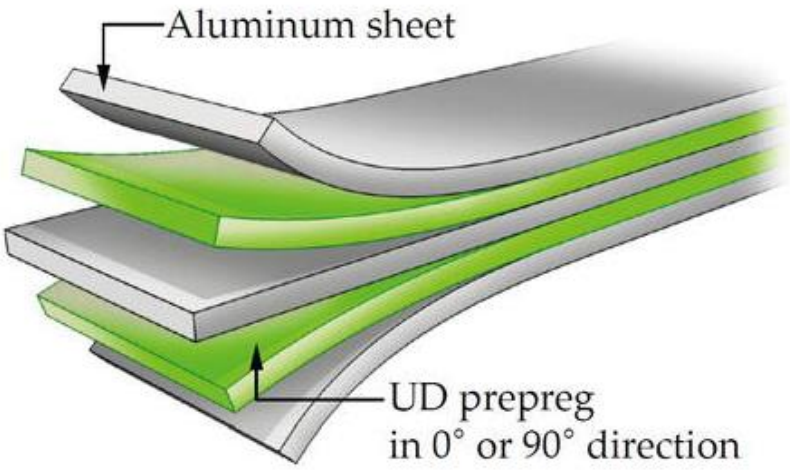


Figura 2.18 - Vista esquemática de um laminado GLARE.
Fonte: Park e Choi (2018).

Visto que a tendencia atual no mercado aeronáutico vem sendo uma demanda por baixos custos operacionais e de manutenção. Assim a maioria das estruturas vem sendo redesenhadas de modo a ter uma vida mais longa com intervalos de inspeção maiores. É nesse aspecto que esse material vem ganhando destaque devido às suas grandes vantagens como baixo peso, alta resistência à fadiga, à corrosão, ao impacto e ao fogo. Devido a essas inúmeras vantagens do GLARE em relação ao alumínio monolítico de uso aeronáutico ele vem sendo objeto de estudo e pode ser encontrado por exemplo no Airbus A380 em partes de sua fuselagem.

Na Figura 2.19 pode ser visualizada a comparações entre as propriedades do GLARE e de uma liga de alumínio.

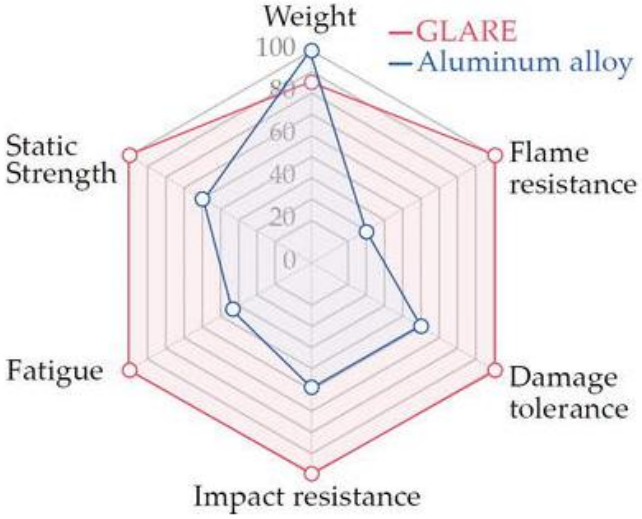


Figura 2.19 - Comparação entre o GLARE e ligas de Alumínio.
Fonte: Park e Choi (2018).

Portanto, dadas as grandes vantagens do material compósito, ele vem sendo cada vez mais utilizado e muitos estudos vem sendo desenvolvidos nessa área. Contudo, vale uma ressalva sobre uma desvantagem desse tipo de material, sendo considerado o principal limitante de uso no ramo aeronáutico, que é a propagação de trincas de formas ainda não totalmente esclarecida. Dessa maneira, essas estruturas podem sofrer falhas por fadiga catastróficas sem aviso eminente, diferente dos metais onde se pode fazer um estudo de propagação de trincas até o momento considerado como fim de vida útil. Porém, como foi visto, existem novas classes de materiais compósitos como o GLARE que veio justamente para contornar esse problema o que pode ser uma nova onda de expansão do uso de materiais compósitos em ANV.

CAPÍTULO 3 – DESCRIÇÃO DO MODELO GEOMÉTRICO

Este capítulo se dedica à construção do modelo geométrico computacional da semiasa da aeronave (ANV) Grumman C-1A Trader. A metodologia consiste em primeiramente se fazer um estudo das características geométricas de sua estrutura, onde foi o primeiro grande desafio deste trabalho. Visto a dificuldade de se encontrar informações e manuais que descrevessem a estrutura interna da asa. Assim, em algumas partes foi necessário simplificar o modelo geométrico como também supor algumas medidas devido à falta de informações relacionadas às cotas dos componentes.

Após essa parte inicial, com o uso do *software Ansys Mechnical*® pode-se construir a malha de toda estrutura, onde foi encontrado o segundo grande desafio. Que se encontrou na dificuldade de se obter uma malha adequada para uma estrutura com muitos detalhes, e muitas geometrias diferentes, bem como o formato do aerofólio, que foge aos formatos padrões, o que gerou ainda mais dificuldade nessa etapa.

Finalmente, após inseridas as condições de contorno da estrutura, como também os carregamentos aplicados, chega-se a fase final de verificação e avaliação de resultados.

3.1 Descrição da Aeronave

Este trabalho tem o objetivo de fazer uma análise estrutural da asa da ANV Grumman C-1A Trader, que é um modelo de ANV de entrega de carga embarcada (C*arrier Onboard Delivery* -COD).

Segundo Galante (2021), esse avião surgiu com a necessidade norte americana de se ter um avião antissubmarino na década de 1950. Assim a empresa Grumman iniciou o desenvolvimento de um protótipo de ANV bimotor de asa alta e em 1952 a Marinha Norte Americana (*United States Navy* - USN) voou essa ANV pela primeira vez.

Entre as décadas de 1960 e 1970, essa ANV se destacou no desempenho de diversas missões a bordo de porta aviões tais como: transporte de correios e suprimento para porta aviões durante a guerra do Vietnã e inserção de equipes de reconhecimento por trás de linhas inimigas. Após anos de serviços prestados em 1988 o último C-1A Trader foi retirado de serviço da USN (GALANTE,2021).

Em 2010 a Marinha do Brasil (MB) anunciou que estava comprando e iria modernizar uma frota de ANV C-1A Trader, designadas para executarem missões de entrega a bordo de navio-aeródromo e reabastecimento ar-ar (uma ANV abastece a outra no ar, isto é, em pleno voo). Essas ANV foram remotorizadas e denominadas Grumman KC-2 Turbo Trader.

Na Figura 3.1 é ilustrada uma foto da aeronave citada e na Tabela 3.1 são representadas as propriedades conforme informações passadas pelo grupo de recebimento de aeronaves da Marinha do Brasil.

Figura 3.1 - Aeronave Grumman KC-2 Turbo Trader.
Fonte: Caiafa (2019).

Tabela 3.1 – Especificações da aeronave Grumman C-1A.

Características gerais	**Comprimento**	42,3 ft (12,90 m);
	Envergadura	69,6 ft (21,20 m);
	Altura	16,1 ft (4,90 m);
	Peso Vazio	18748 lb (8504 kg);
	MTOW	24500 lb (11113 kg);
	Motor	2 x Wright R-1820-82WA de 1520 HP cada
Desempenho	**Velocidade máxima**	287 mph (249 kts =462 km/h);
	Alcance	1300 mi (3874 MN = 2092 km);

A partir desses dados pode-se ser feito o desenho geométrico da ANV e na Figura 3.2 é apresentada uma ilustração de três vistas do modelo de referência.

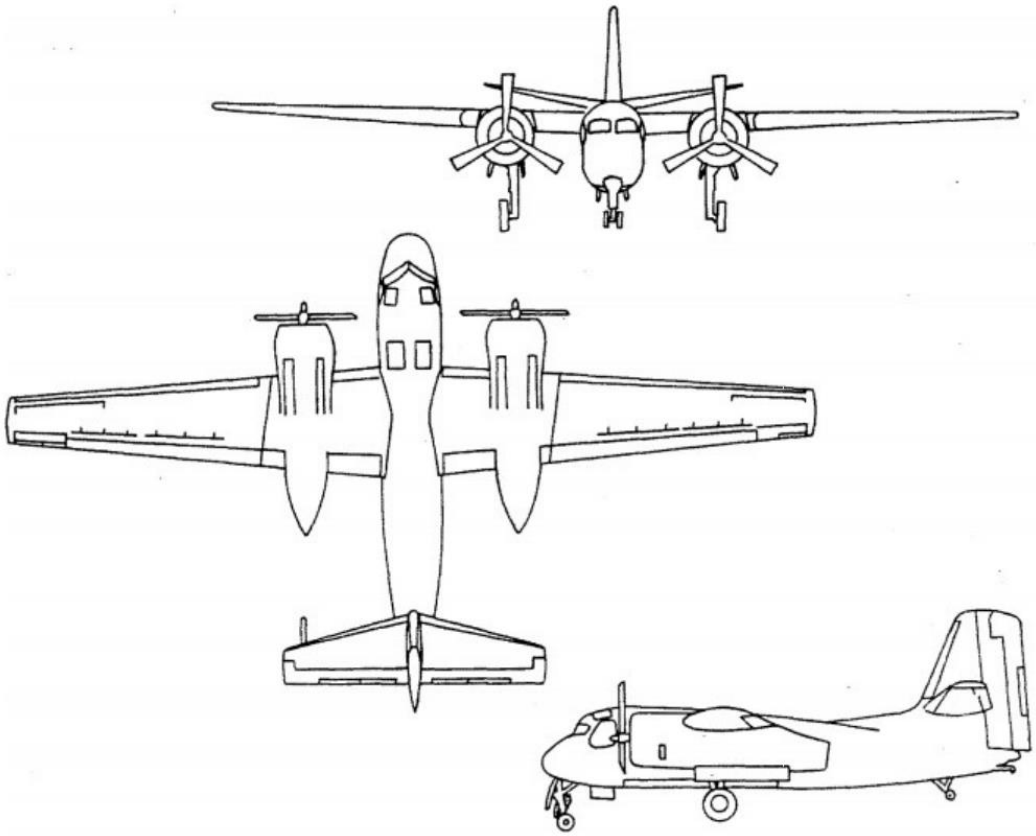


Figura 3.2 - Vistas principais da aeronave Grumman C-1A.
Fonte: Autoria própria (2021).

3.2 Descrição da Região de Interesse

A asa dessa ANV possui duas partes principais, a primeira é a seção central que compreende o meio da asa e se encaixa por dentro da fuselagem em sua parte superior, sendo nessa parte que se encaixam os motores, e a segunda parte é o painel exterior que vai da seção central até a ponta da asa. Como partes da asa também se tem flapes tanto no painel central como no painel exterior, onde também se localiza o aileron próximo à ponta da asa.

A Figura 3.3 ilustra o esboço inicial da asa da aeronave que servirá de apoio para o desenho geométrico da estrutura em um *software* de desenho.

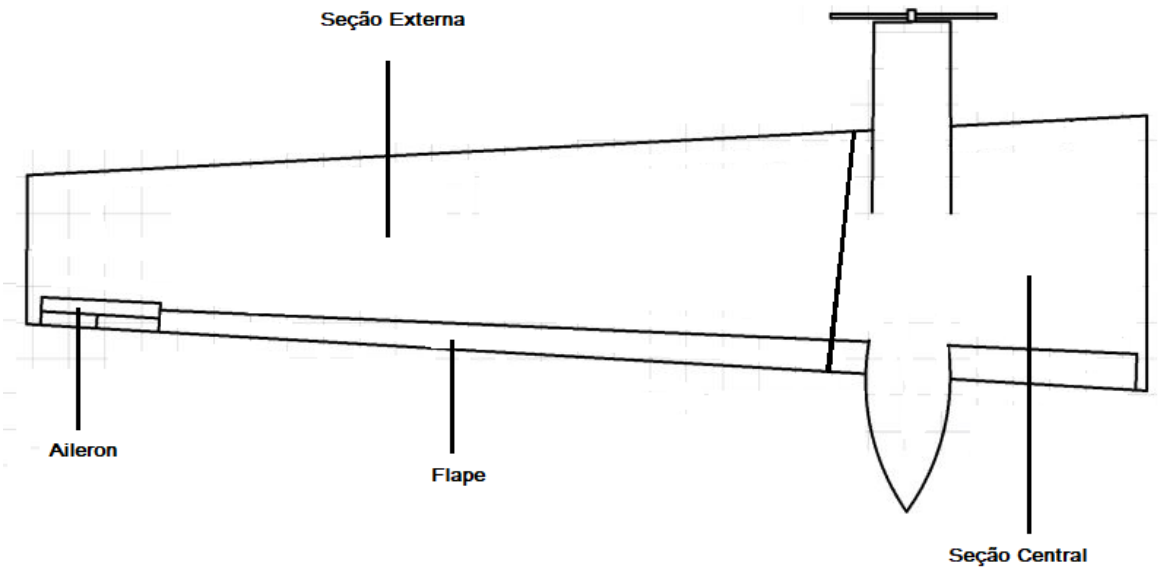


Figura 3.3 - Esboço da asa.
Fonte: Autoria própria (2021).

Na Tabela 3.2 se encontram as especificações da asa que serviram de base para a construção do modelo geométrico conforme informações passadas pelo grupo de recebimento de aeronaves da Marinha do Brasil.

Tabela 3.2 – Especificações da asa da aeronave Grumman C-1A.

Tipo	**Asa Alta**
Aerofólios:	
Raiz	NACA 63 A420
Ponta	NACA 63 A415
Corda na Raiz	119 in (3,02 m)
Corda na ponta	48 in (1,22 m)
Enflechamento	4° 4,6’
Alongamento (AR)	10

3.3 Modelagem Computacional

Como foi visto na Seção 2.2.1, após a idealização da estrutura do problema, que consiste na semiasa de uma ANV, parte-se para a segunda fase que é a construção do modelo geométrico, onde a partir desse modelo são calculadas as condições de equilíbrio.

Assim essa fase consistiu na modelagem completa e detalhada da semiasa da ANV de referência. Devido à falta de informações sobre a construção real da estrutura foi simulada uma estrutura aeronáutica com as dimensões reais conforme pesquisa e com o uso dos componentes estruturais detalhados na Seção 2.3.1, que consiste nas nervuras, na longarina central, traseira, e do bordo de ataque, dos reforçadores e do revestimento.

O modelo foi construído utilizando o *software Autodesk Inventor* 2022. As Figuras 3.4 e 3.5 ilustram a modelagem da asa sem o revestimento, para melhor visualização da parte interna da estrutura, e a Figura 3.6 mostra a asa completa.

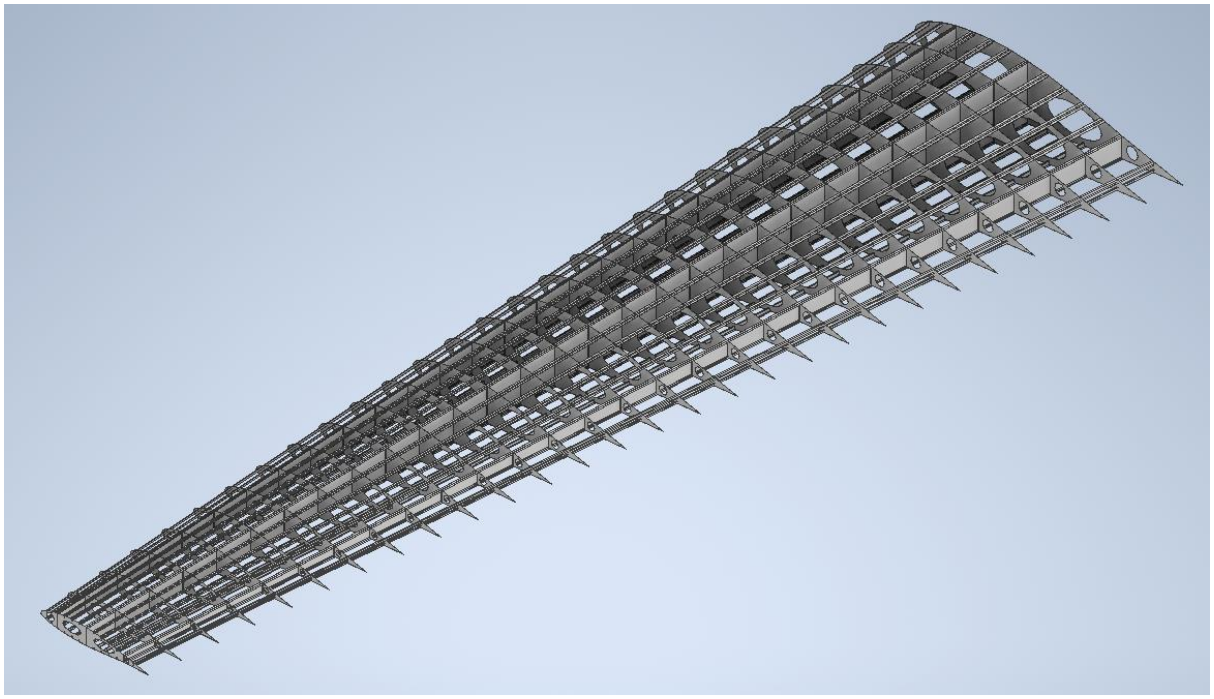


Figura 3.4 – Modelo CAD da asa sem revestimento.
Fonte: Autoria própria (2021).

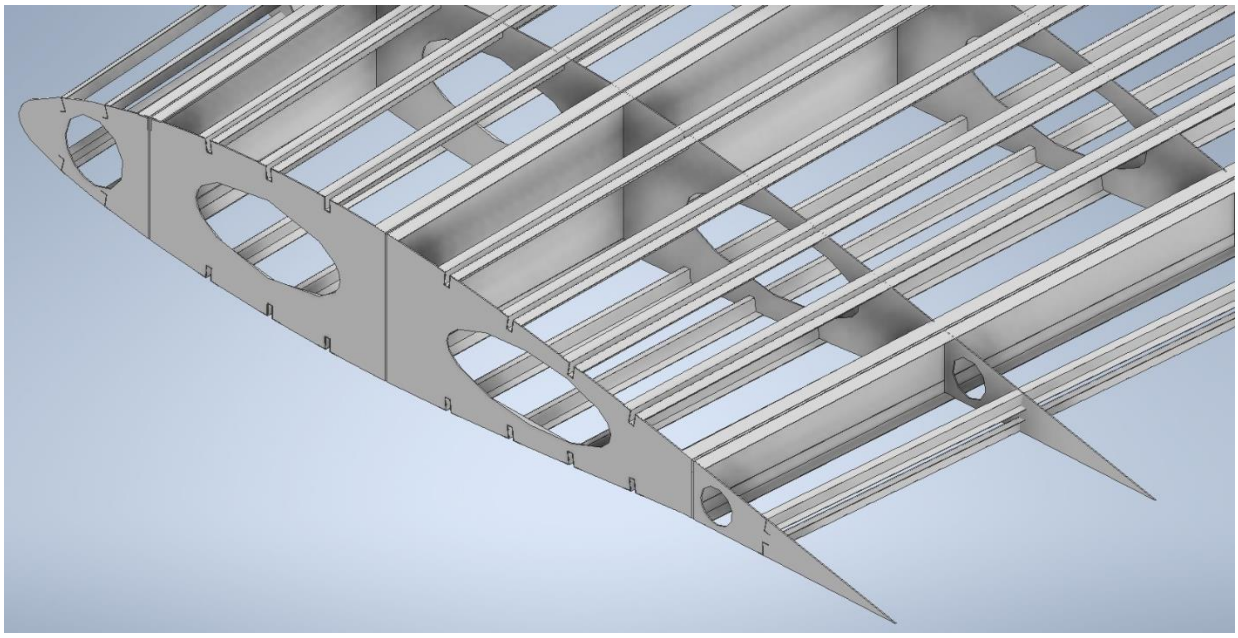


Figura 3.5 – Vista aproximada do modelo CAD da asa sem revestimento.
Fonte: Autoria própria (2021).

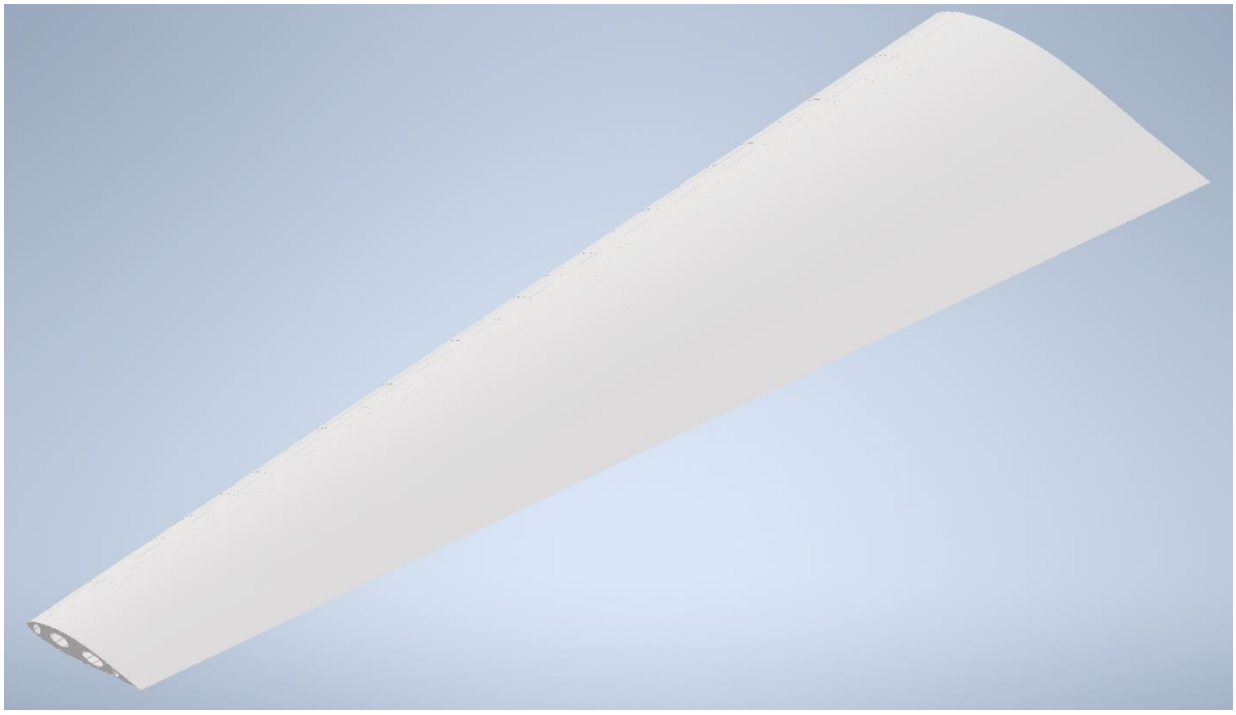


Figura 3.6 – Modelo CAD da asa com casca.
Fonte: Autoria própria (2021).

A modelagem da estrutura foi realizada deixando separados todos os componentes, visando facilitar a construção da malha na etapa seguinte e visando estabelecer corretamente os contatos entre as partes adjacentes.

3.3.1 Longarinas

As longarinas projetadas possuem 2 partes, a primeira é a chapa central da longarina chamada “alma” e a segunda são os reforçadores da longarina que se ligam ao revestimento. Essa ANV está equipada com 3 longarinas: do bordo de ataque, principal e traseira, visto que as longarinas são os componentes destinados a suportarem as maiores cargas, elas foram construídas com uma espessura um poco maior que as demais estruturas do modelo, tendo sua alma constituída por uma chapa de 0,1 pol (2,54 mm), que se estende por toda a extensão da asa e possui reforçadores de formato em “L”.

Na Figura 3.7 são mostradas as três longarinas dispostas na asa, e na Figura 3.8 tem-se uma vista aproximada da longarina central para melhor visualização dos seus componentes.

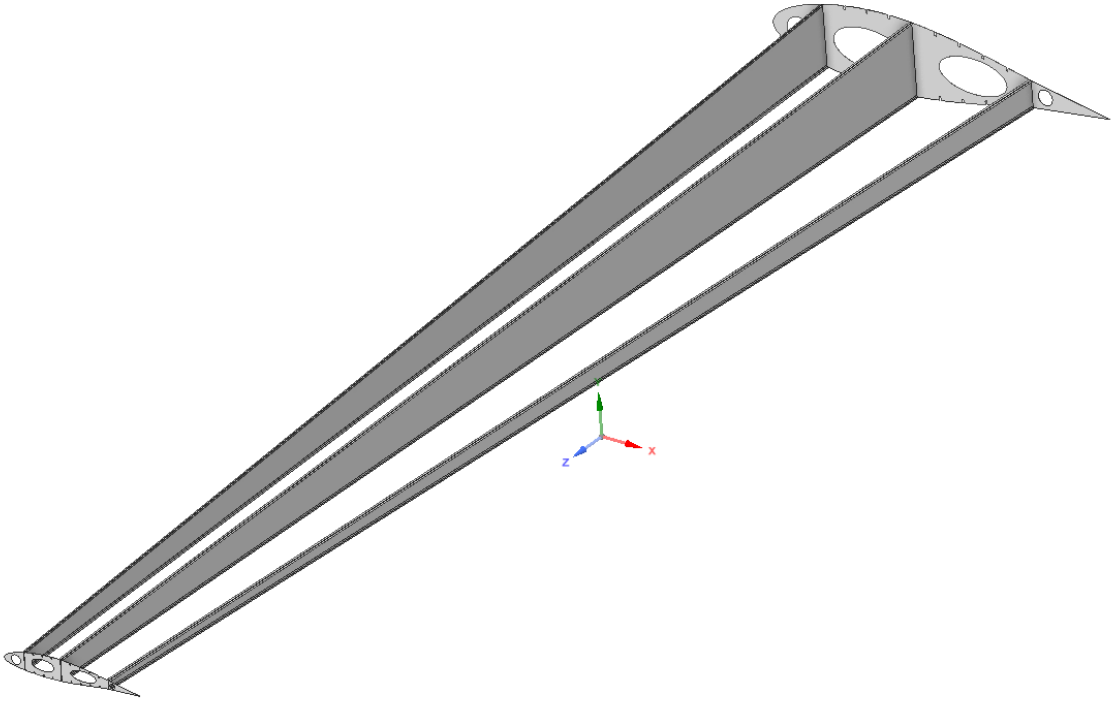


Figura 3.7 – Modelo CAD das longarinas da asa.
Fonte: Autoria própria (2021).

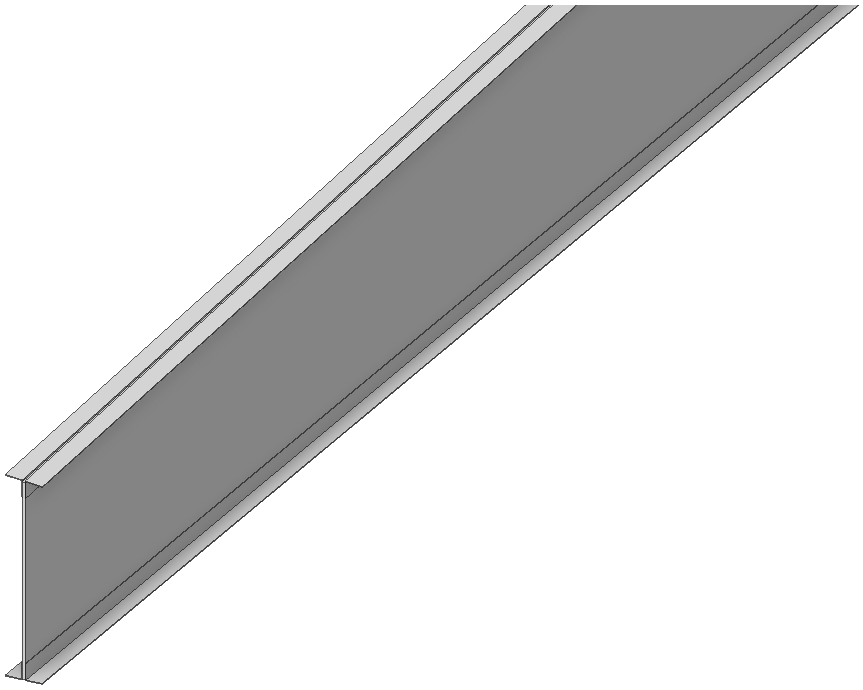


Figura 3.8 - Vista aproximada do modelo CAD das longarinas da asa.
Fonte: Autoria própria (2021).

3.3.2 Nervuras

O modelo é constituído de 29 nervuras, todas de seção variável ao longo do comprimento da asa devido ao afilamento da mesma, sendo a primeira de comprimento de 119 pol (3,02 m) e a última de comprimento igual a 48 pol (1,22m).

Cada nervura está subdividida em quatro partes devido ao posicionamento das longarinas. Possuindo a nervura do bordo de ataque, a nervura do caixão central de vante, a nervura do caixão central de ré, e a nervura traseira.

As nervuras foram construídas em chapas de espessura igual a 0,05 pol (1,27 mm). Nas Figuras 3.9 a 3.10 são mostrados os detalhes construtivos das nervuras.

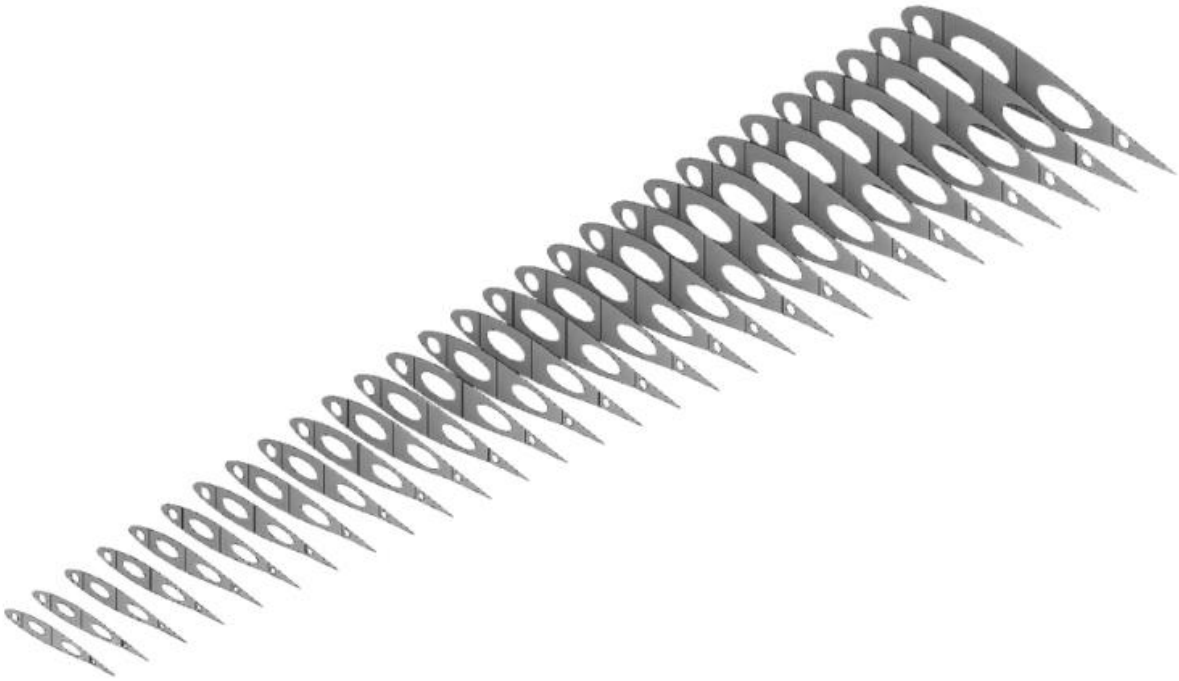


Figura 3.9 - Modelo CAD das nervuras da asa.
Fonte: Autoria própria (2021).

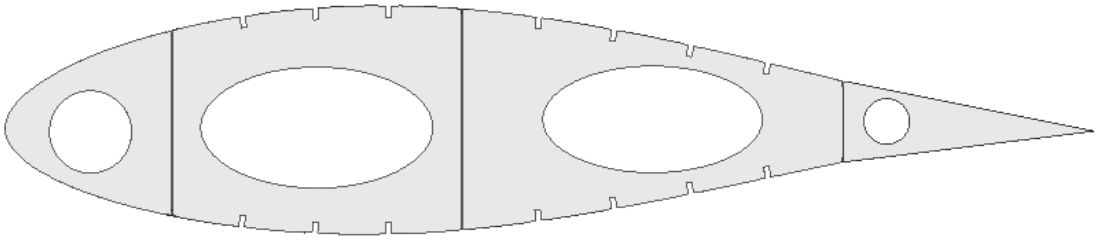


Figura 3.10 - Vista frontal do modelo CAD da nervura.
Fonte: Autoria própria (2021).

3.3.3 Reforçadores

Visto a ausência de manuais que ilustrassem corretamente como se dá a distribuição dos reforçadores na asa, foi usado como metodologia uma adaptação dos reforçadores mais utilizados na indústria aeronáutica junto ao modelo teórico apresentado por Donaldson (2008). Assim o modelo foi construído com o uso de três tipos de reforçadores que se estendem por todo o comprimento da asa. O primeiro de formato em “Z”, sendo posicionado 4 unidades no bordo de ataque e 2 unidades no bordo de fuga; o segundo de formato em “chapéu” sendo posicionados 14 unidades no caixão central; e o terceiro de formato em “L” usado para fixar as

longarinas ao revestimento sendo posicionados 12 reforçadores desse tipo, sendo 4 para cada longarina.

Na Figura 3.11 é mostrado como ficou a disposição de todos os reforçadores na asa.

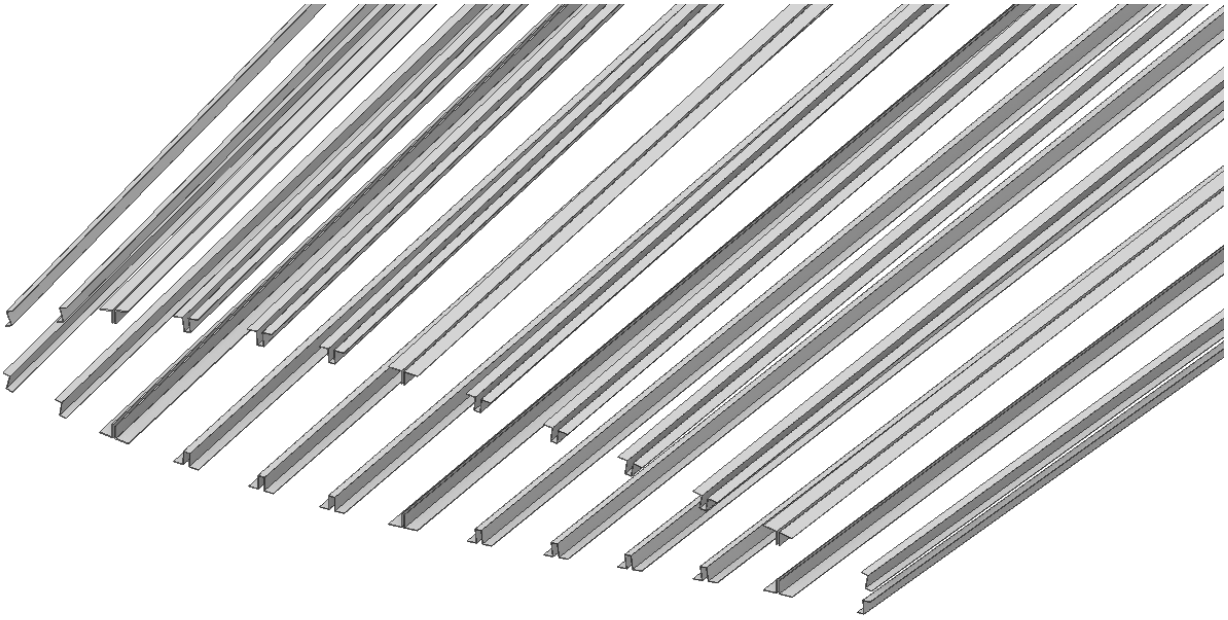


Figura 3.11 – Modelo CAD dos reforçadores utilizados na estrutura.
Fonte: Autoria própria (2021).

3.3.4 Revestimento

Além de desempenhar a função de suportar cargas estruturais, a casca da asa também é responsável pelo bom desempenho aerodinâmico da ANV. Assim o revestimento foi construído sendo idealizado como uma estrutura de liga de alumínio contínua de espessura igual a 0,04 pol (1,02 mm). A Figura 3.12 mostra o modelo CAD do revestimento.

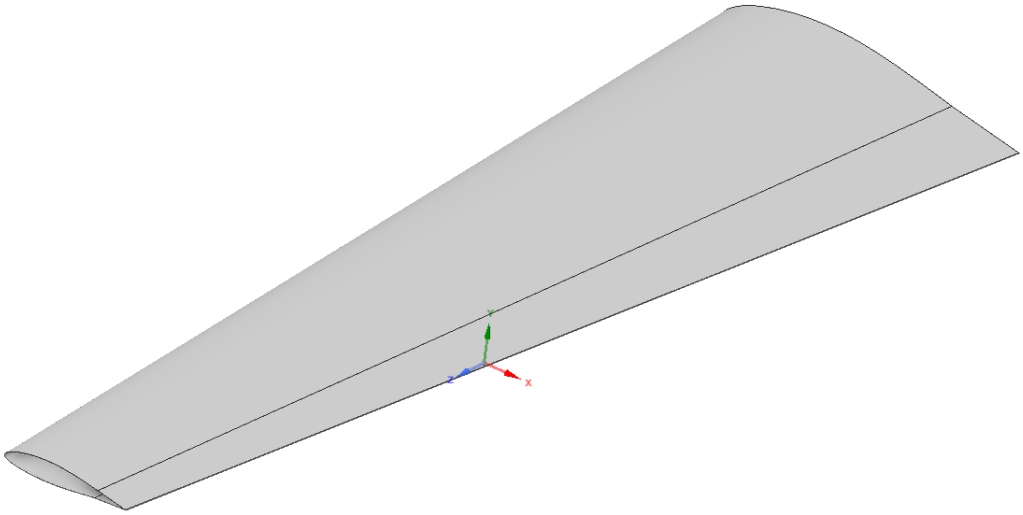


Figura 3.12 – Revestimento.
Fonte: Autoria própria (2021).

Com o modelo geométrico de todos os componentes construídos corretamente, tem-se a condição necessária para o *software* de elementos finitos calcular as equações governantes do problema, e assim pode-se seguir para a próxima etapa que será preparar a estrutura para ser construída a malha com os nós e elementos adequados.

CAPÍTULO 4 - MODELO DE ELEMENTOS FINITOS

Com a geometria do modelo estrutural concluída, os próximos passos se iniciam com a importação da estrutura no *software Ansys Mechnical®*, onde será realizada a discretização do modelo em uma estrutura contínua de elemento finitos. Após essa etapa serão adicionadas as condições de contorno do problema, que consistem primeiramente na fixação de um apoio fixo na raiz da asa, simulando que a mesma está fixa à fuselagem da aeronave (ANV). Em seguida, calculam-se as cargas de sustentação ao longo da envergadura que será realizada utilizando a aproximação de Shrenk. E para finalizar será escolhido o material, que inicialmente será fabricada a estrutura da asa.

4.1 Malha de Elementos Finitos

Primeiramente antes de se abrir a geometria no *software* de elementos finitos (EF), é essencial que se realize alguns ajustes na geometria para não ocorrer erros futuros como: geometrias sobrepostas, arestas ou faces extras, ausência de faces ou qualquer outo defeito que tenha ocorrido na construção modelo CAD. Para isso a geometria é importada no software *Ansys SpaceClaim®*, onde podem se realizar essas modificações.

A Figura 4.1 mostra a estrutura aberta no *software Ansys SpaceClaim*, onde foram realizados os ajustes necessários.

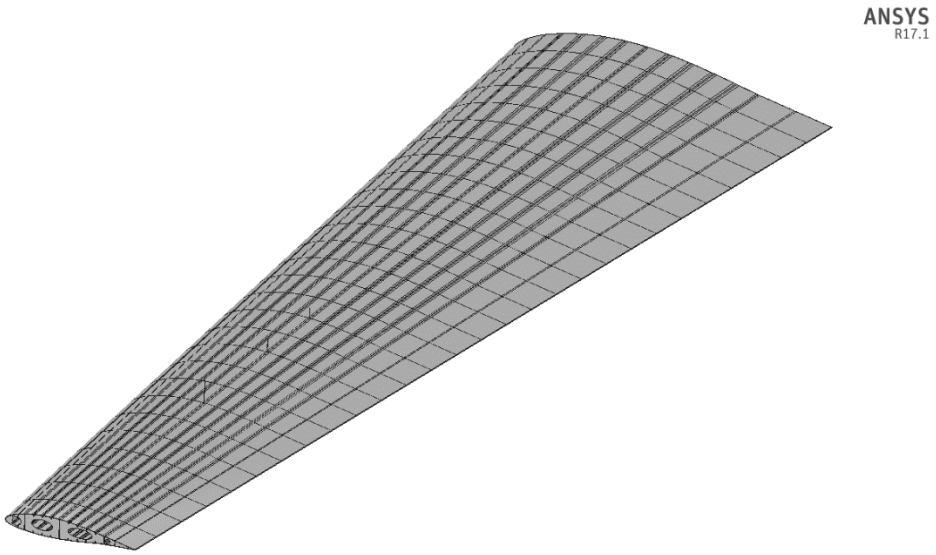


Figura 4.1 – Modelo CAD da estrutura aberta no *software Ansys SpaceClaim*.
Fonte: Autoria própria (2021).

4.1.1 Malha Inicial

Com o reparo e preparação da geometria computacional da estrutura, abre-se a mesma pelo *Ansys Mechnical®*, que é um *software* de análise estática estrutural de uma estrutura, onde é construída a malha de elementos finitos.

Após a importação do modelo no *Ansys Mechnical*, primeiramente é necessário definir as condições de contato entre os diversos componentes, que podem ser do tipo "Ligado" (*Bonded*), onde não é permitido nenhum deslizamento ou separação dos componentes; do tipo "Sem separação" (*No separation*), onde este contato não permite a separação de faces mas permite pequenos deslizamentos; do tipo "Sem atrito" (*Frictionless*), que é uma opção para contatos sem atritos; do tipo "Áspero" (*Rough*), sendo um tipo de contato aplicado em regiões em que não há deslizamentos e do tipo "Com atrito" (*Frictional*), sendo uma opção onde o usuário pode definir o valor do coeficiente de atrito entre duas faces (AZEVEDO, 2015).

No modelo foram definidos todos os contatos como do tipo ligado, pois é um contato que não permite deslizamentos ou separação dos componentes, que são justamente como uma estrutura da asa de uma aeronave é fabricada, onde seus componentes ou são soldados entre si, ou conectados por meio do uso de rebites.

Com os contatos entre os componentes definidos, o próximo passo é fazer a geração da malha. Nessa etapa a qualidade e o refinamento da malha são os parâmetros mais importantes, pois são fundamentais para se obter resultados confiáveis nas simulações. Dessa forma primeiramente é gerada uma malha com as opções padronizadas do sistema para se verificar em que áreas serão necessários maiores refinamentos, que são os locais onde a estrutura será mais solicitada e áreas em que a malha gerada ficou com uma qualidade ruim.

O refinamento local de uma estrutura é de suma importância, principalmente em computadores que não possuem especificações muito avançados, pois a geração de malha engloba grande gasto computacional e em estruturas complexas pode demorar muitas horas para ser gerada. O que dificulta muito a análise, pois em um pequeno ajuste será necessário aguardar um grande tempo apara se verificar seus resultados.

A Figura 4.2 mostra uma visão geral da malha inicial gerada pelo *Ansys Mechnical*, utilizando suas opções padronizadas, junto à métrica de qualidade dos elementos, para se verificar em que locais serão necessários realizar refinamentos

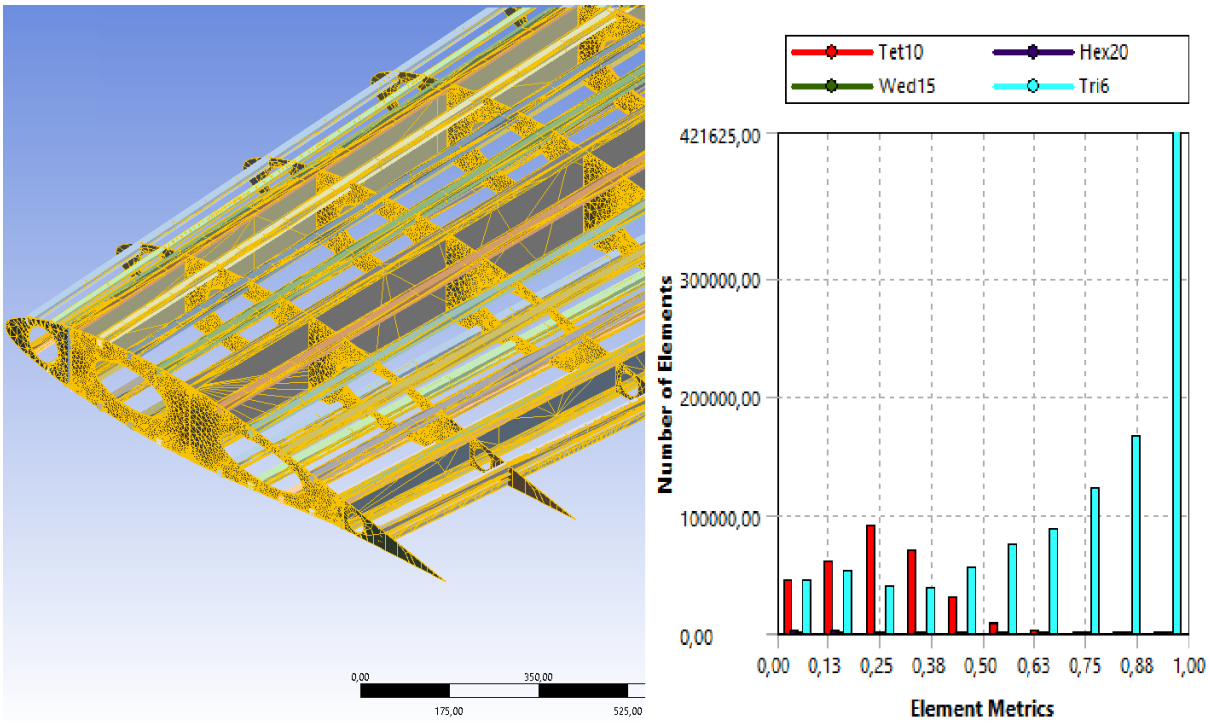


Figura 4.2 – Malha inicial da asa e métrica da qualidade dos elementos da malha.
Fonte: Autoria própria (2021).

Com a malha inicial criada, observa-se que em alguns pontos foram gerados elementos com uma qualidade muito ruim, como observado nas longarinas e nos bordos de fuga das nervuras, bem como locais onde houve falha na geração de malha como nos reforçadores. O que é confirmada também pela métrica de qualidade dos elementos observada na figura, que mostra diversos elementos com qualidade inferior a 0,5, sendo assim será necessário mudar as configurações de geração de malha do *software* utilizado para se corrigirem esses problemas.

4.1.2 Refinamento da malha

Para que a malha atinja um nível de qualidade desejável para a simulação é necessário realizar diversos tipos de refinamentos. Porém após várias tentativas de refinamento, o *software* não conseguiu gerar uma malha sem defeitos, sendo assim, foi necessário voltar a etapa anterior de preparação da geometria e utilizar um comando adicional, o *midsurface*, que é um comando utilizado para se extrair as superfícies médias na estrutura o que facilita a simulação do modelo em casos de geometria muito complexa. Além disso, também foi necessário refazer os reforçadores utilizando um recurso do *Ansys SpaceClaim*, que extrai automaticamente perfis de barras para que mais um problema no *software* de simulação pudesse ser resolvido.

A Figura 4.3 ilustra a estrutura da asa após a aplicação do comando *midsurface* e do recurso de extração de perfis de barras.

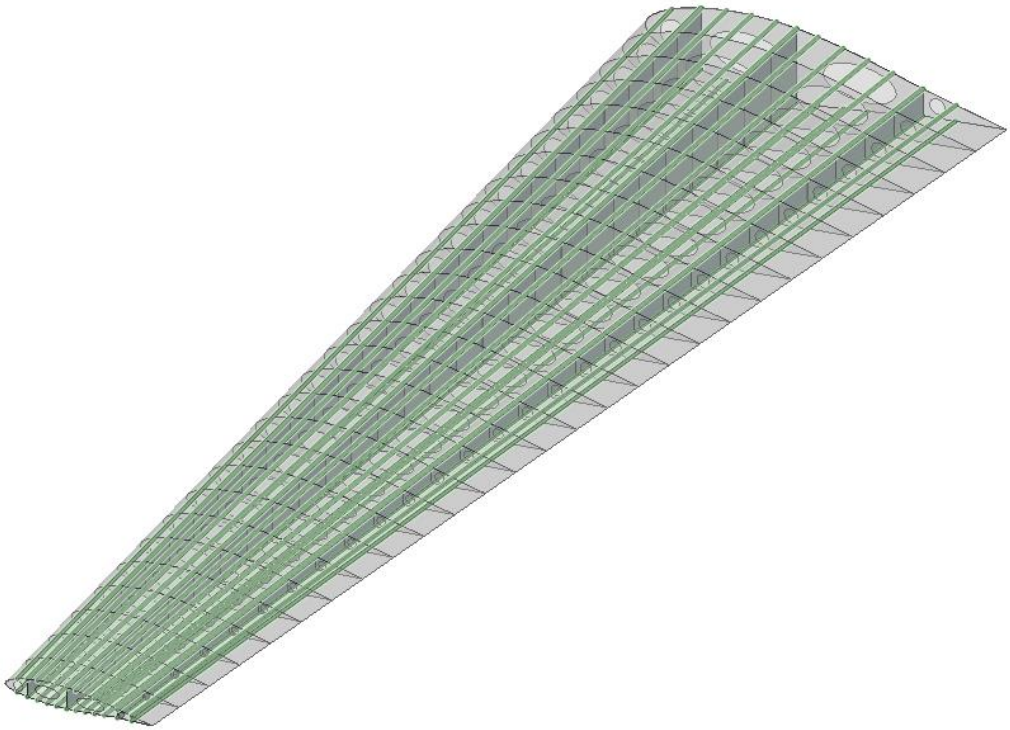


Figura 4.3 – Estrutura da asa.
Fonte: Autoria própria (2021).

Após a segunda preparação da geometria, o *software Ansys Mechnical* conseguiu gerar uma malha sem defeitos para a estrutura, utilizando elementos triangulares de três nós (TRI3) e quadriláteros de quatro nós (QUAD4), assim pode se prosseguir para a próxima etapa de refinamento da malha onde o objetivo foi gerar uma malha com qualidade superior a 0,6 de acordo com um atributo chamado *Element Quality*.

Desse modo, foi gerada a malha para cada componente da estrutura da aeronave, visto que cada componente tem suas especificidades geométricas no qual devem ser aplicados comandos de controle de malha específicos.

- **Malha de EF do revestimento.**

Para a malha do revestimento atingir a qualidade desejada foram utilizados alguns controles locais como o *face meshing*, que é um comando que mapeia automaticamente toda a

estrutura selecionada, proporcionando uma malha com uma orientação melhor. Também foi utilizado o comando *Sizing* para se obter elementos menores nas regiões de raiz e ponta da asa, visto serem as regiões que sofrerão os maiores carregamentos.

A Figura 4.4 ilustra a malha criada no revestimento e a Figura 4.5 mostra uma visão aproximada da malha para melhor visualização de seus elementos.

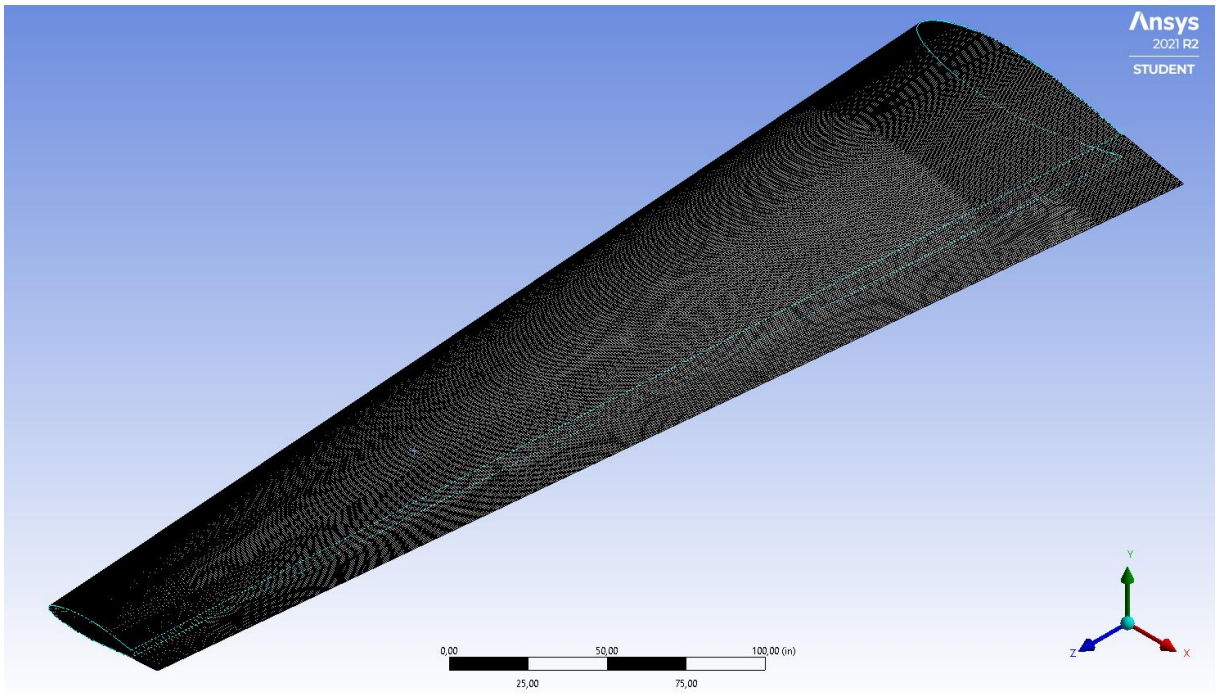


Figura 4.4 – Malha de EF no revestimento.
Fonte: Autoria própria (2021).

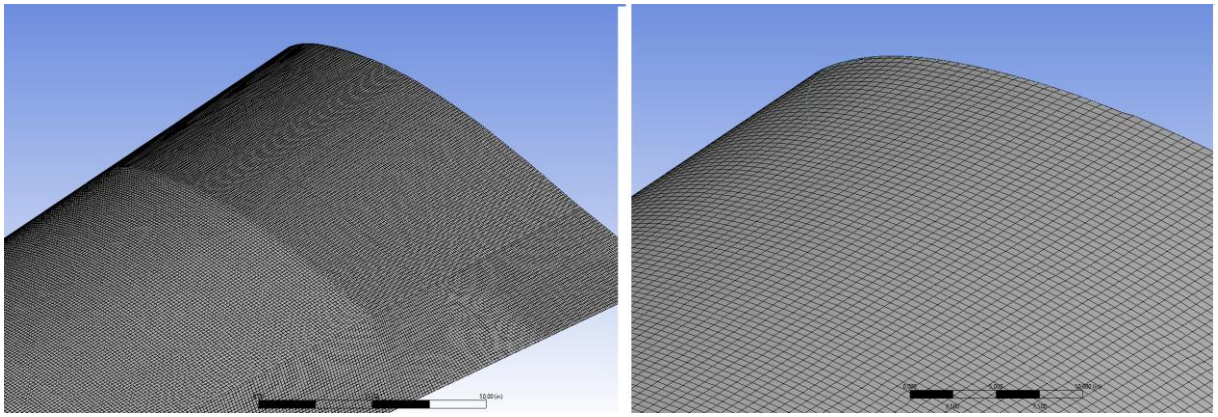


Figura 4.5 – Visão aproximada da malha de EF no revestimento.
Fonte: Autoria própria (2021).

Para a verificação da qualidade da malha tem-se uma opção onde se pode escolher um tipo de visualização das métricas da malha, neste trabalho foi escolhida a métrica de qualidade

do elemento. Com uma meta de se obter a maioria dos elementos com qualidade maior que 0,6 em uma escala de 0 a 1, onde 0 representa a pior qualidade e 1 representa a melhor qualidade.

A Figura 4.6 demostra a qualidade dos elementos da malha aplicada na asa após o devido refinamento.

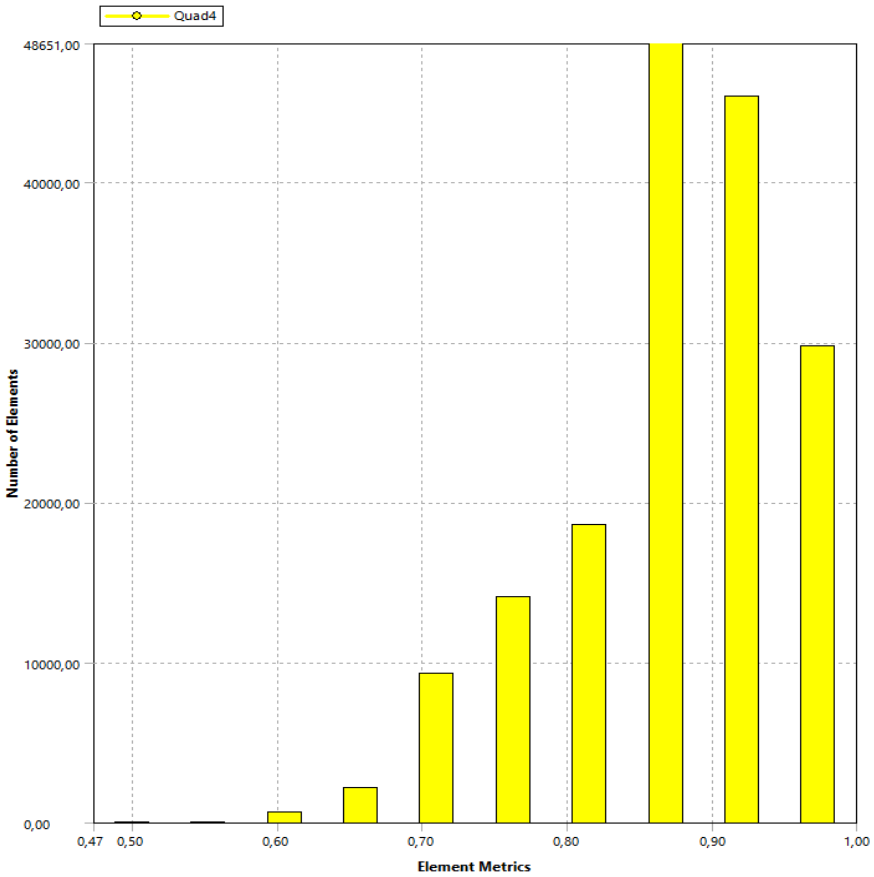


Figura 4.6 – Qualidade dos elementos da malha do revestimento da asa.
Fonte: Autoria própria (2021).

- **Malha de EF das longarinas.**

Para a confecção da malha de EF da longarina também foi necessário utilizar o comando *face meshing* para mapear os elementos, e o comando *sizing* para se obter os elementos do tamanho desejado.

A Figura 4.7 ilustra a malha criada nas longarinas e a Figura 4.8 mostra uma visão aproximada da malha para melhor visualização de seus elementos.

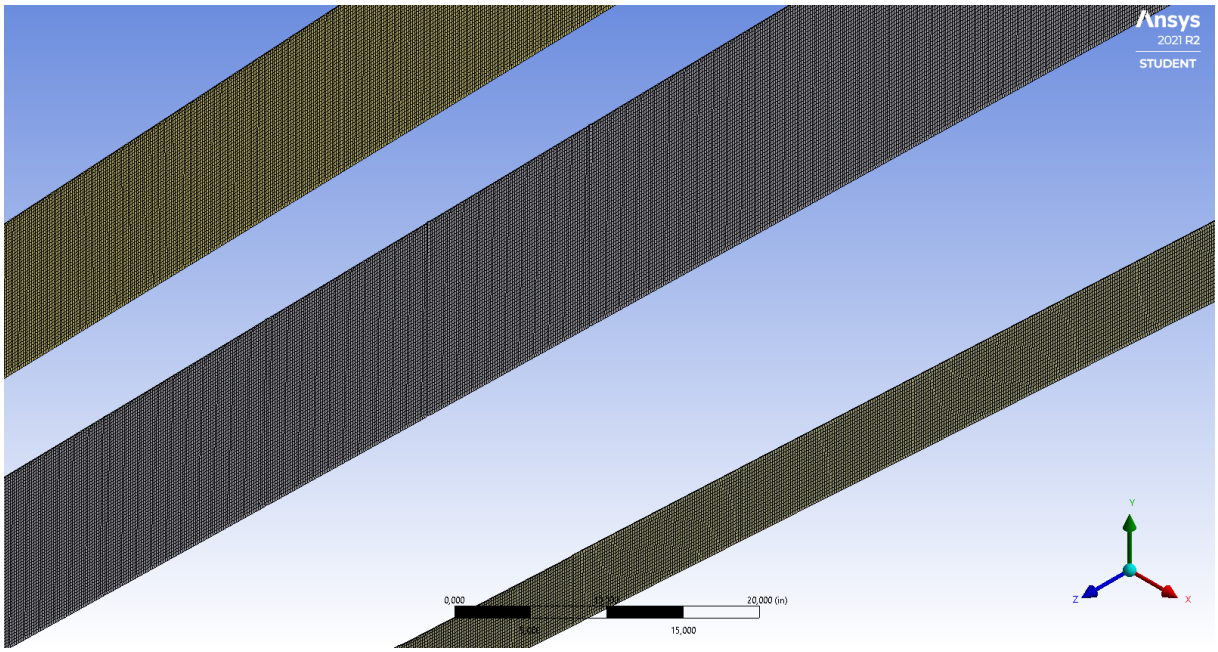


Figura 4.7 – Malha de EF na longarina.
Fonte: Autoria própria (2021).

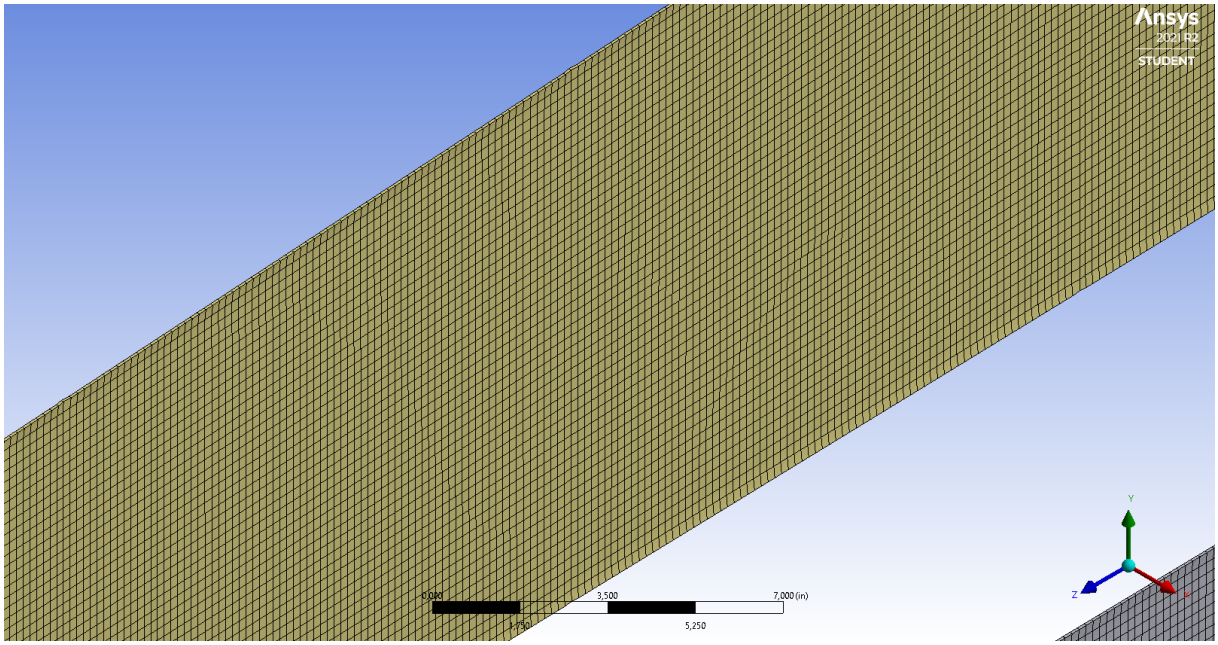


Figura 4.8 – Visão aproximada da malha de EF na longarina.
Fonte: Autoria própria (2021).

A Figura 4.9 demostra a qualidade dos elementos da malha aplicada nas longarinas após o devido refinamento.

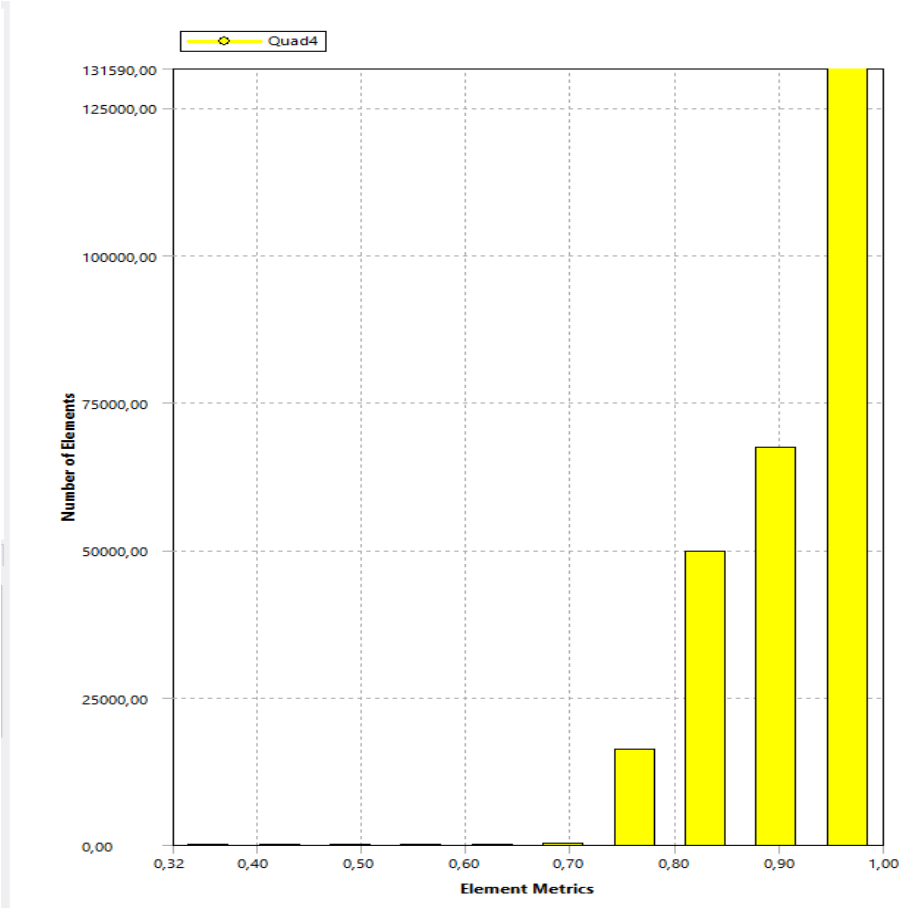


Figura 4.9 - Qualidade dos elementos da malha das longarinas da asa.
Fonte: Autoria própria (2021).

- **Malha de EF das nervuras e reforçadores.**

Para a malha de EF das nervuras foi necessário o uso de um comando adicional que ajusta a malha em curvaturas que é o comando *curvature*. Após aplicado esse comando a malha chegou na qualidade desejada. Além disso, visto que as regiões de ponta e raiz da asa são as regiões mais solicitadas pelo carregamento aplicado, foram colocados nessa região elementos menores para haver uma melhor resposta na simulação nessas regiões.

Para a malha dos reforçadores, foram utilizadas apenas as configurações padrões do sistema, visto que os reforçadores tiveram que ser feitos a partir de barras, onde foi escolhido seu perfil o que facilita a construção da malha de EF pelo *software*.

As Figuras 4.10 e 4.11 ilustram a malha criada para as nervuras e os reforçadores.

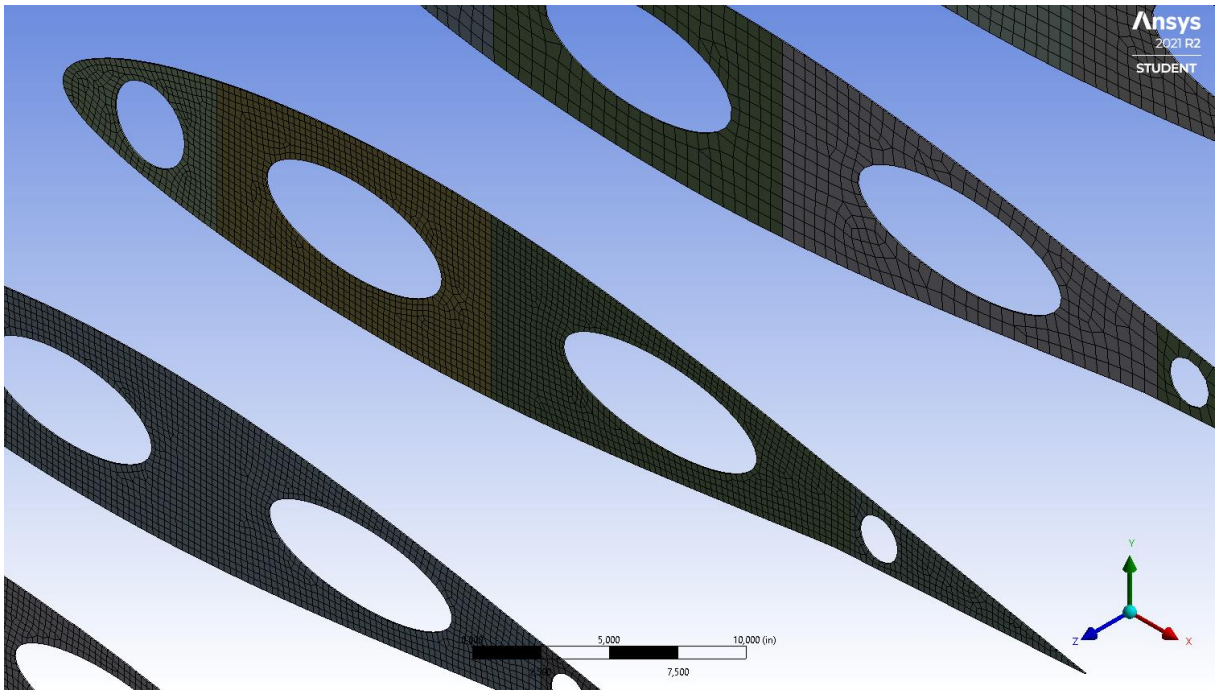


Figura 4.10 – Malha de EF nas nervuras.
Fonte: Autoria própria (2021).

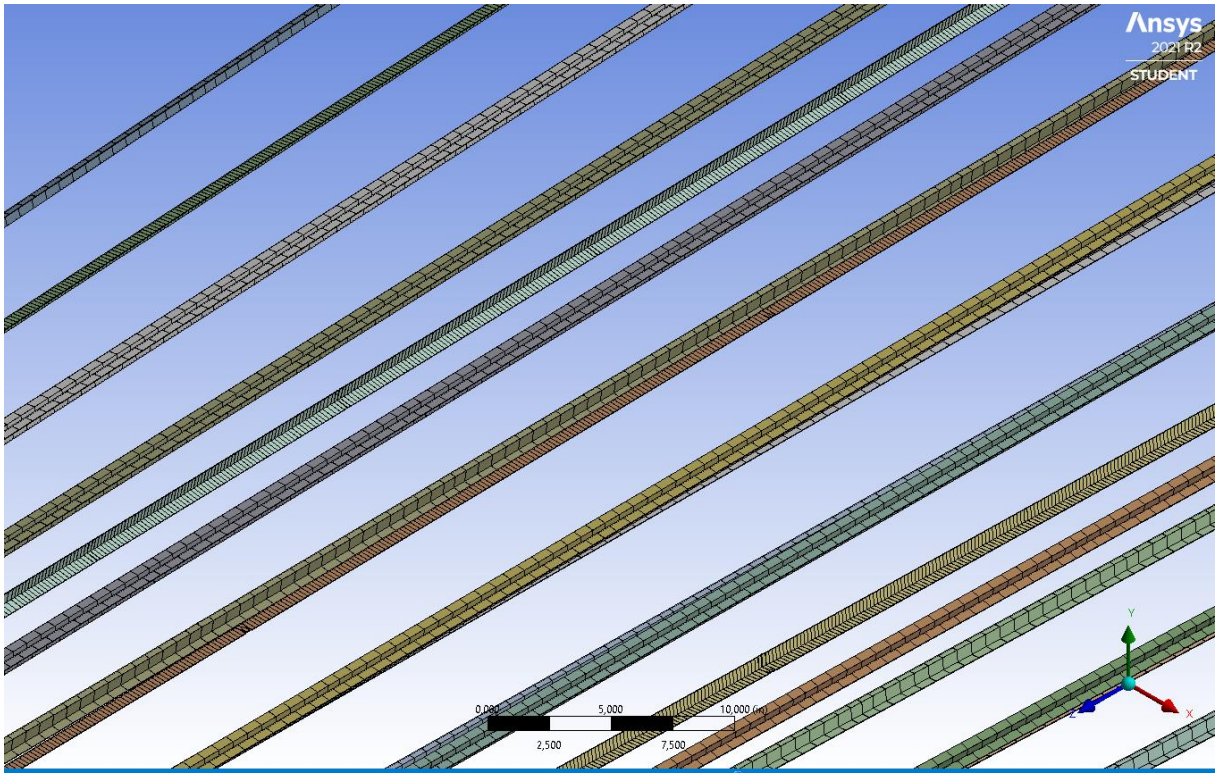


Figura 4.11 - Malhas de EF nos reforçadores.
Fonte: Autoria própria (2021).

A Figura 4.12 demostra a qualidade dos elementos da malha aplicada nas nervuras e reforçadores após o devido refinamento, utilizando os elementos TRI3 e QUAD4.

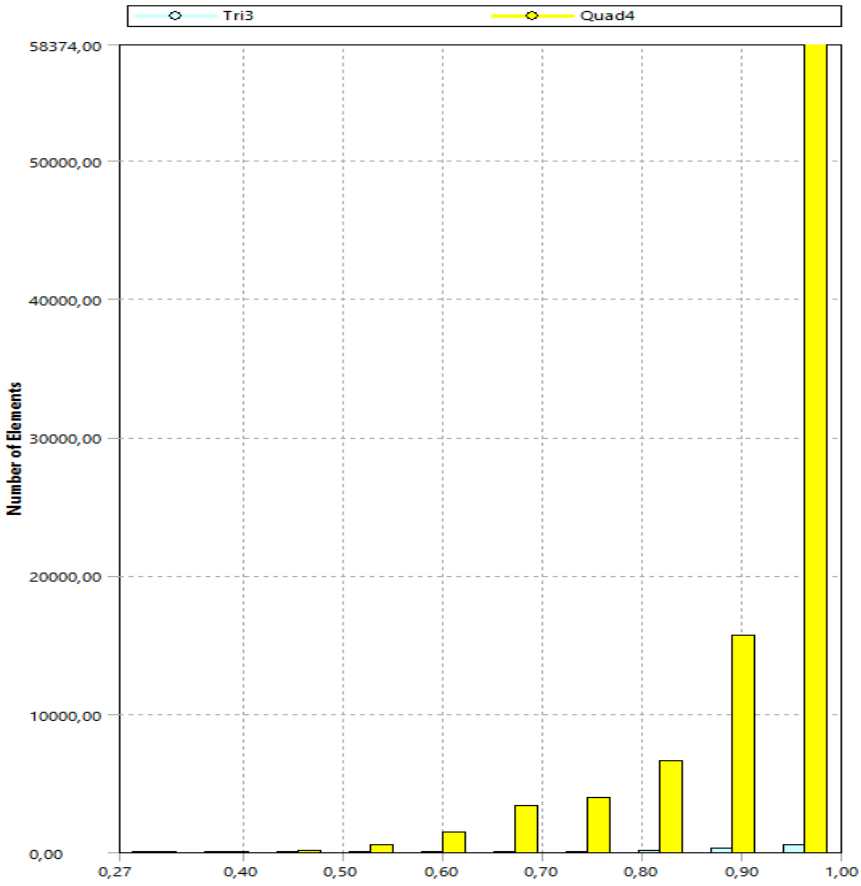


Figura 4.12 – Qualidade dos elementos da malha de EF das nervuras e reforçadores.

Fonte: Autoria própria (2021).

- **Malha de EF da estrutura completa.**

Após o tratamento dos controles locais de cada componente da asa, pode-se obter a malha da estrutura completa com a qualidade desejada para se ter uma simulação com bons resultados no próximo Capítulo deste trabalho.

As Figuras 4.13 e 4.14 ilustram a malha de EF na estrutura completa com o revestimento e sem o revestimento, respectivamente, para o uma melhor visualização do modelo, e a Figura 4.15 mostra uma visão aproximada da malha de EF da estrutura completa da asa com o revestimento em oculto.

A Figura 4.16 mostra a qualidade final dos elementos de toda estrutura da asa completa.

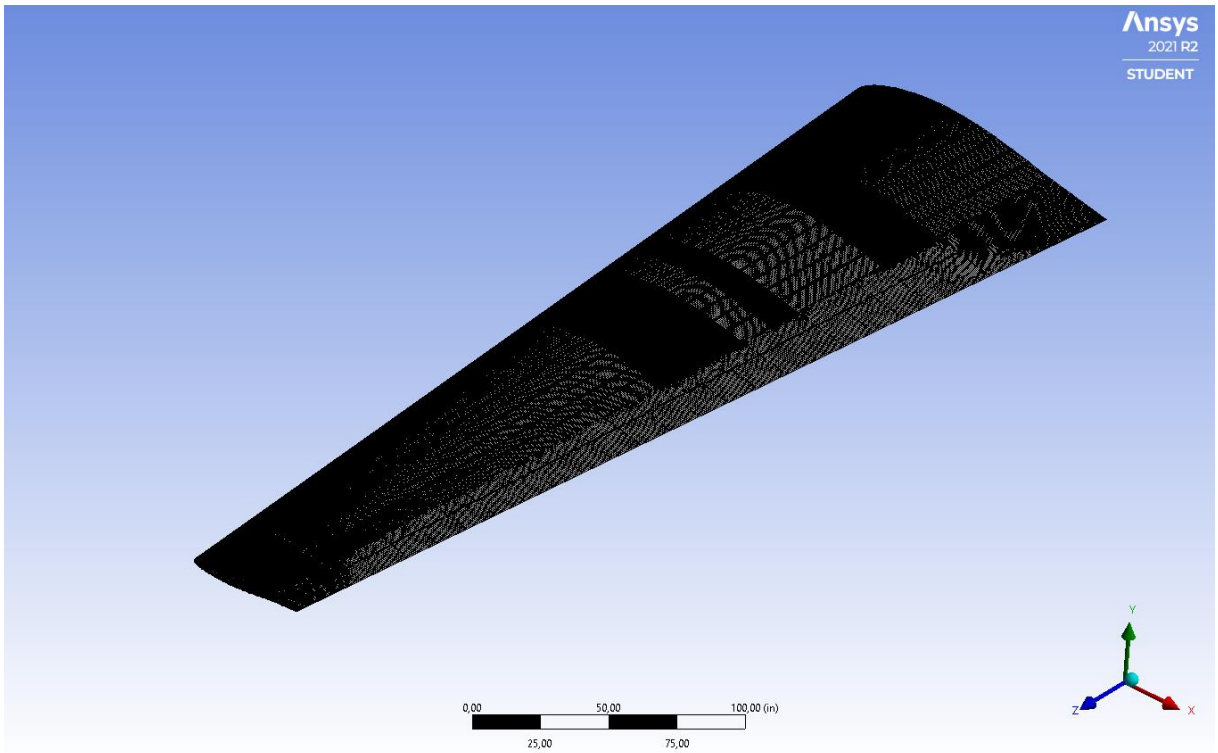


Figura 4.13 – Malha de EF da estrutura completa da asa.
Fonte: Autoria própria (2021).

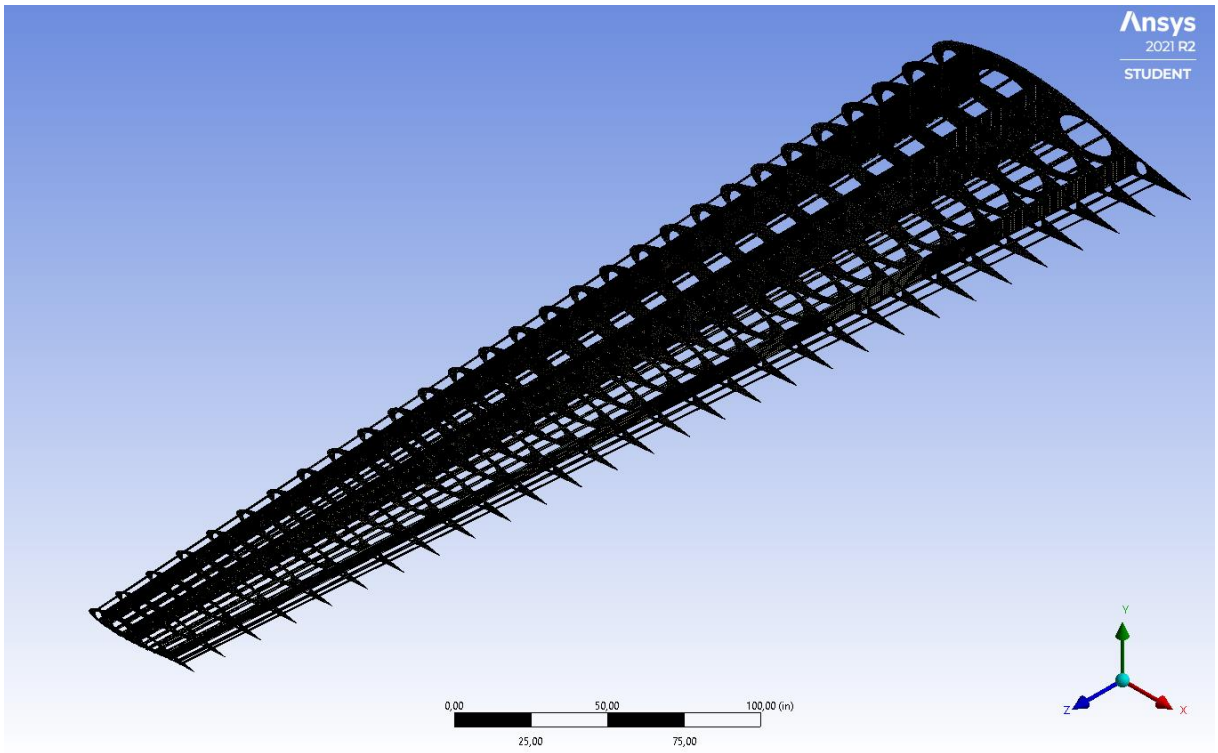


Figura 4.14 - Malha de EF da estrutura completa da asa sem o revestimento.
Fonte: Autoria própria (2021).

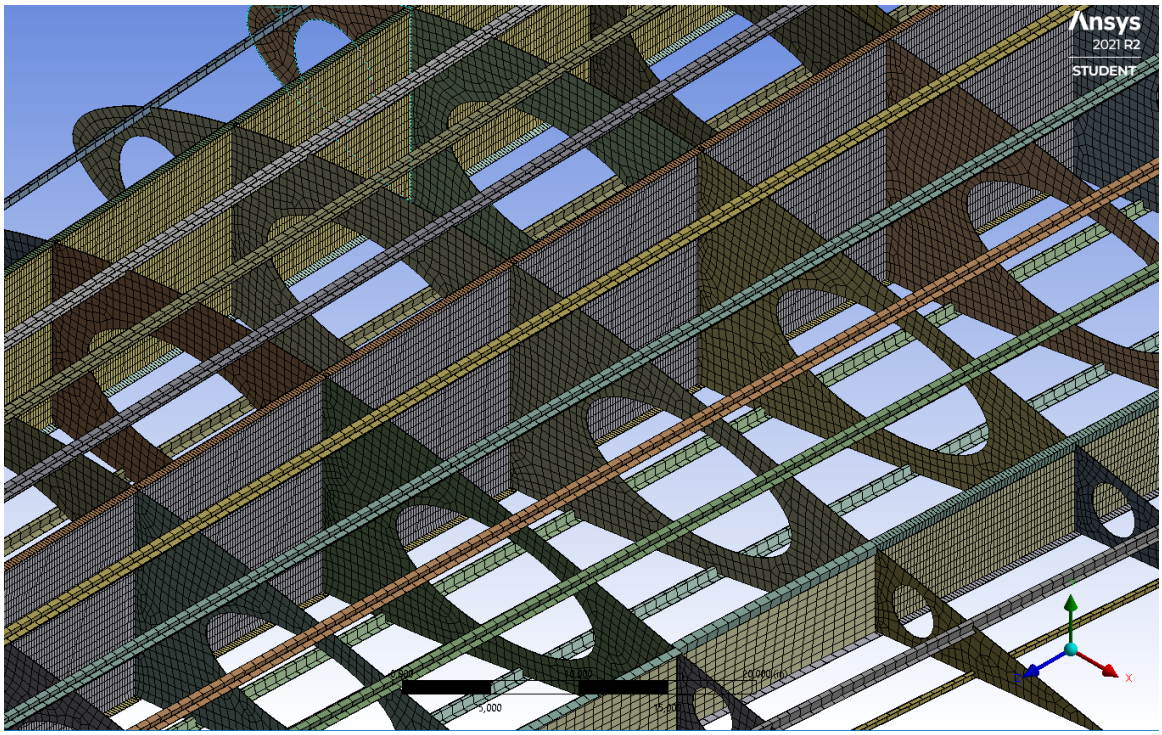


Figura 4.15 – Visão aproximada da malha de EF na estrutura da asa sem o revestimento.
Fonte: Autoria própria (2021).

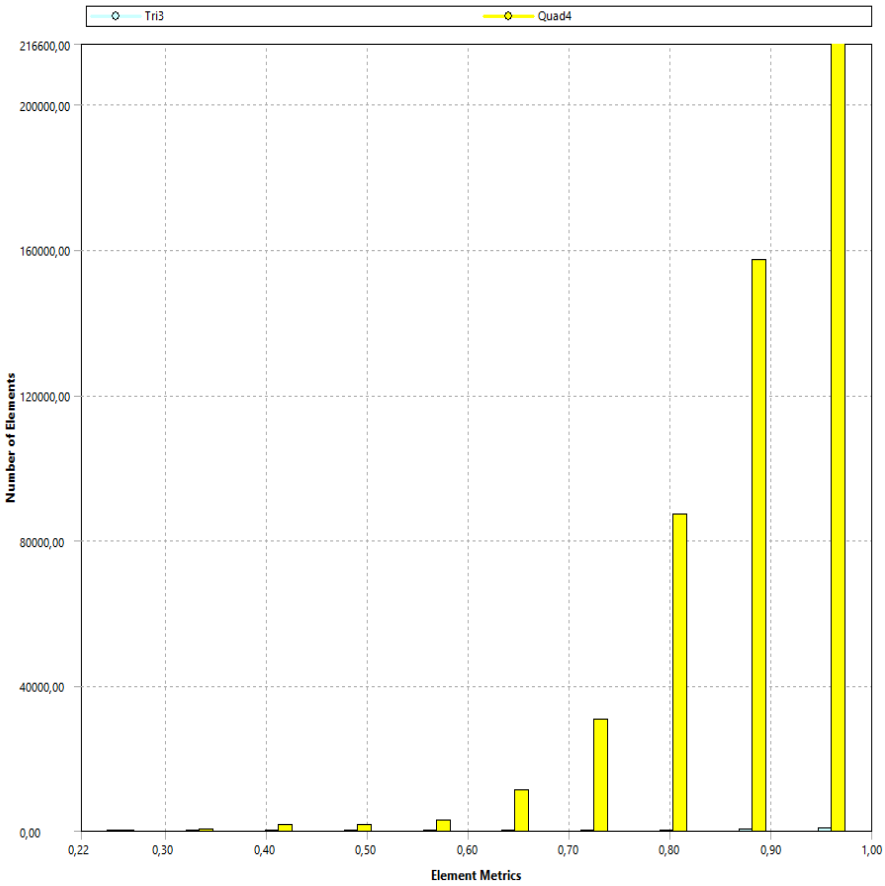


Figura 4.16 – Qualidade dos elementos da asa completa.
Fonte: Autoria própria (2021).

4.2 Condições de Contorno e Aplicação de Cargas

As condições de contorno para esse problema envolvem basicamente a fixação da asa na estrutura da fuselagem, e a distribuição das cargas de sustentação que serão distribuídas pelas nervuras da asa.

Para a distribuição de cargas, primeiro deve ser considerado o peso máximo de decolagem de 24.500 lb (11.113 kg), que será divido por dois para cada semiasa, resultando em 12.225 lb (5.557 kg), que multiplicado pela força da gravidade igual a 9,81 m/s^2, tem-se uma carga de 54.510 N a ser distribuída.

Para a distribuição de cargas será considerada uma distribuição elíptica que teoricamente produz os menores valores de arrasto. Para o cálculo da carga em cada nervura será utilizada a distribuição e cargas de sustentação pela aproximação de Schrenk segundo método apresentado por Raymer (1992).

Além disso, serão usados como referência neste trabalho os requisitos de aeronavegabilidade do RBAC n°25 (Regulamento Brasileiro da Aviação Civil). Para uma aeronave da categoria transporte, de acordo com parágrafo 25.337 do referido regulamento, chega-se que a aeronave deve resistir a um fator de carga limite de 1,0 e um fator de carga final de 2,8.

4.2.1 Distribuição de sustentação ao longo da envergadura pelo método de Shrenk

O Método de Shrenk é um modelo oriundo da teoria da linha de sustentação de Prandtl e representa uma distribuição elíptica de sustentação. Segundo Rodrigues (2014), a determinação da sustentação ao longo da envergadura de uma asa é um fator de grande importância para o dimensionamento estrutural da mesma pois envolve conceitos importantes à aerodinâmica da aeronave. A Figura 4.17 ilustra a distribuição elíptica de sustentação.

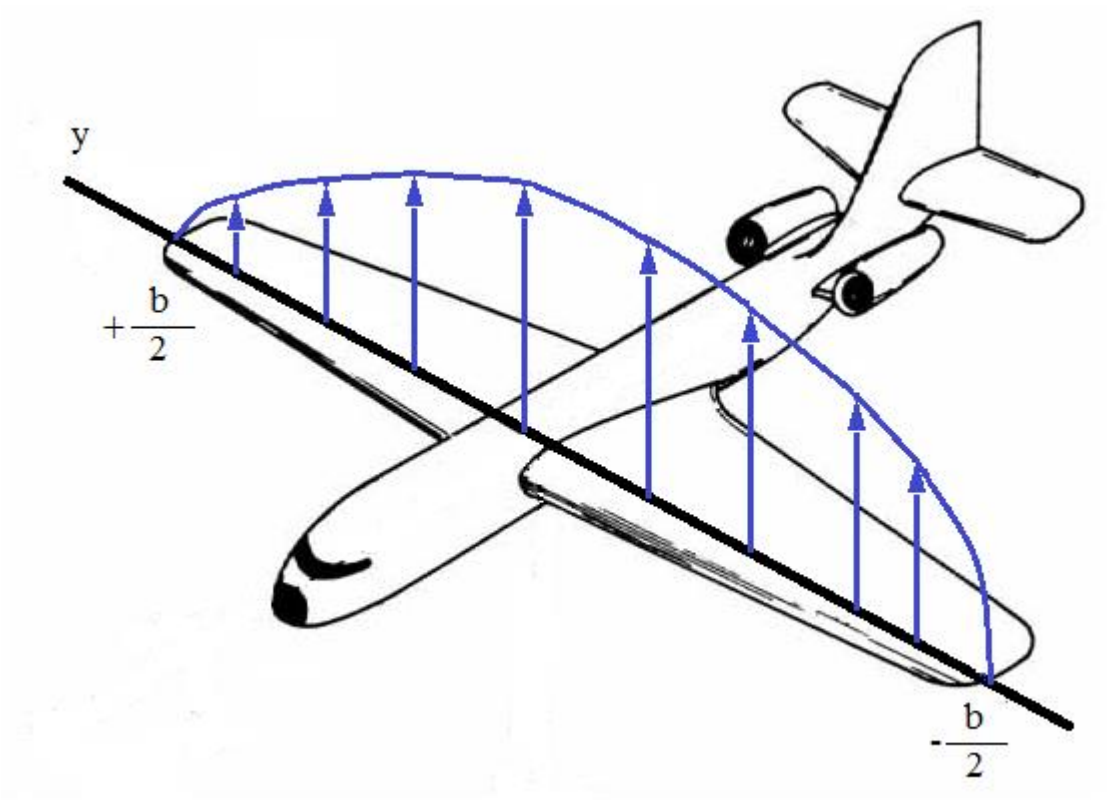


Figura 4.17 – Distribuição elíptica de sustentação
Fonte: Mestrinari e Rodrigues (2011)

A aplicação deste método junto com o teorema de Kutta-Joukowski permite calcular a distribuição da circulação ao longo da envergadura e com isso é possível determinar a força de sustentação atuante em cada seção ao longo da mesma.

Porém, para os cálculos ainda falta estipular a velocidade de manobra da aeronave, que é a velocidade usada quando um avião está com alto ângulo de ataque e no $C_{Lmáx}$. Onde a aeronave se encontra com o fator de carga limite numa região entre o voo reto e o estol.

Desse modo, segundo Rodrigues (2014), a velocidade de manobra $v*$ pode ser determinada segundo a Equação 4.1.

$$v* = \sqrt{\frac{2.W.n_{máx}}{\rho.S.C_{Lmáx}}} \qquad 4.1$$

Sendo:

W: Peso da aeronave = 54.510 N;

$n_{máx}$: Fator de carga final =2,8;

ρ: massa específica ao nível do mar =1,225 kg/m^3;

$C_{Lmáx}$: Coeficiente de sustentação máximo.

A área em planta de uma asa trapezoidal pode ser pode ser determinada segundo a Equação 4.2.

$$S = \frac{(C_r + C_t).b}{2} \qquad 4.2$$

Para:

C_r: Corda na Raiz = 119 in (3,02m);

C_t: Corda na Ponta = 48 in (1,22m);

b: Envergadura = 69,6 ft (21,20 m).

$$S = \frac{(3{,}02m + 1{,}22m) \times 21{,}2m}{2} = 44{,}94m^3$$

Para o cálculo da velocidade de manobra apresentado na Equação 4.1 será utilizado $C_{Lmáx}$ = 1,4, que foi calculado através da média entre os coeficientes máximos de sustentação dos aerofólios de raiz e ponta da asa encontrados no Anexo A e Anexo B.

$$v *= \sqrt{\frac{2\,.\,54510\,.2{,}8}{1{,}225.44{,}94.1{,}4}} = 62{,}93\ m/s$$

Para os cálculos também é necessário calcular, a força de sustentação (L) no ponto de manobra, que pode ser calculada através da Equação 4.3, onde $n_{máx}$ representa o fator de carga máximo que a aeronave está sujeita e *W* representa o peso da aeronave.

$$L = n_{máx} \cdot W \qquad 4.3$$

$$L = 2{,}8 \cdot 54510N = 152.628\ N$$

Após isso, pode ser calculada a circulação do ponto médio da asa (Γ_0), segundo a teoria da linha sustentadora de Prandtl, através da Equação 4.4.

$$\Gamma_0 = \frac{4 \cdot L}{\rho \cdot v \cdot b \cdot \pi}$$

4.4

$$\Gamma_0 = \frac{4 \cdot 152.628}{1{,}225 \cdot 62{,}93 \cdot 21{,}2 \cdot \pi} = 118{,}9\ m2/s$$

Com o valor da circulação do ponto médio da asa calculado, a partir da Equação 4.5 e 4.6 calculam se os valores da circulação e distribuição da sustentação ao longo de toda a envergadura da asa, com os valores em *y* variando entre -*b*/2 até +*b*/2, com a aplicação do teorema de Kutta-Jukowski.

$$\Gamma(y) = \Gamma_0 \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{(2 \cdot y)}{b}\right)^2}$$

4.5

$$L(y) = \rho \cdot v \cdot \Gamma(y)$$

4.6

Para se calcular a distribuição dos valores de sustentação ao longo da semi-envergadura, foi usado um processo iterativo no *software* MATLAB®. A Figura 4.18 ilustra essa distribuição.

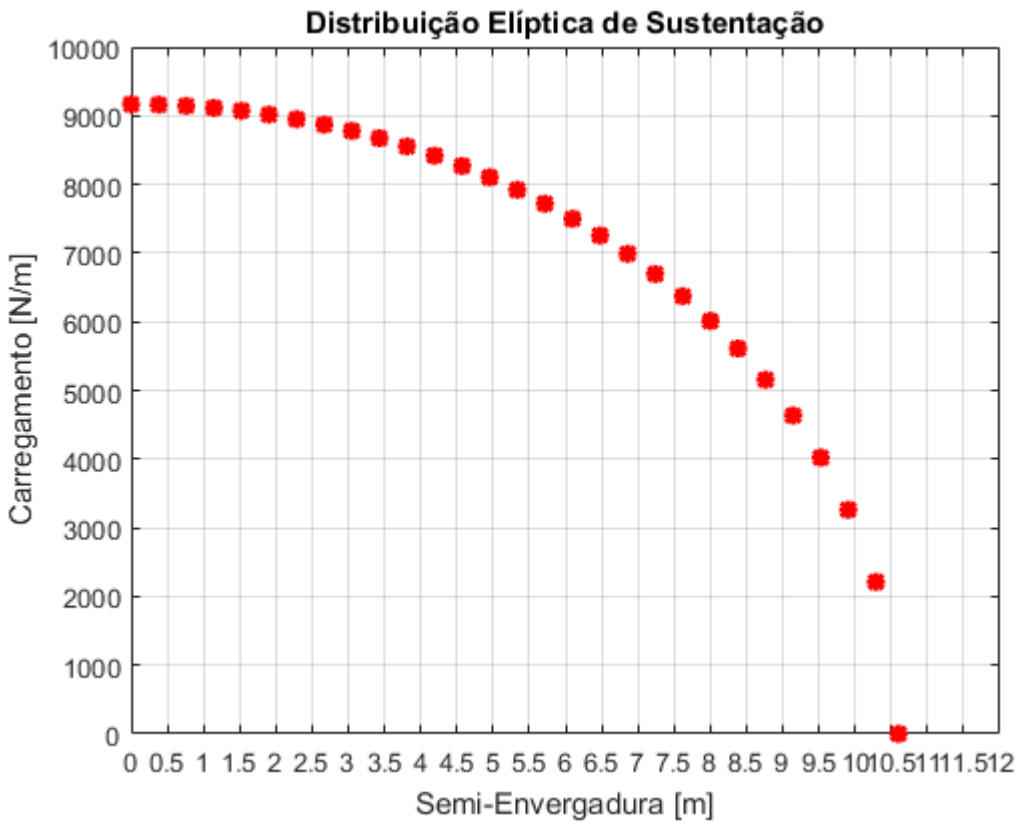


Figura 4.18 – Distribuição elíptica de sustentação
Fonte: Autoria própria (2021).

Porém para se determinar a distribuição de sustentação em uma asa de formato qualquer é utilizado um modelo simplificado denominado aproximação de Shrenk. Que representa uma média aritmética entre a distribuição de carga trapezoidal originada pelo do modelo da asa em questão e a distribuição elíptica para uma asa de mesma área e mesma envergadura.

A Equações 4.7 e 4.8 representam a distribuição trapezoidal e a distribuição elíptica de carregamento, segundo a aproximação de Shrenk (RODRIGUES, 2014).

$$L(y)_{\mathrm{T}} = \frac{2 \cdot L}{(1+\lambda) \cdot b} \cdot \left[1 + \left(\frac{2 \cdot y}{b} \cdot (\lambda - 1)\right)\right] \tag{4.7}$$

$$L(y)_E = \frac{4 \cdot L}{b \cdot \pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2 \cdot y}{b}\right)^2} \tag{4.8}$$

Sendo:

$L(y)_T$: a distribuição trapezoidal;

$L(y)_E$: a distribuição elíptica;

$L(y)_{TS}$: representa a aproximação de Shrenk, calculada através da média entre a distribuição trapezoidal e a distribuição elíptica.

A Equação 4.9 representa a distribuição de sustentação ao longo da envergadura de acordo com a distribuição de Shrenk.

$$L(y)_{TS} = \frac{L(y)_T + L(y)_E}{2} \tag{4.9}$$

Para a determinação da sustentação relativa a cada nervura do modelo de asa deste trabalho pela aproximação de Shrenk, foi utilizado processo iterativo pelo *software* MATLAB®, conforme o Apêndice A.

Primeiramente foi calculado o carregamento ao longo da semi- envergadura conforme a Equação 4.9.

As Figura 4.19 e 4.20 ilustram os carregamentos segundo a distribuição de Shrenk para os fatores de carga *n*=1 e *n*=2,8, respectivamente.

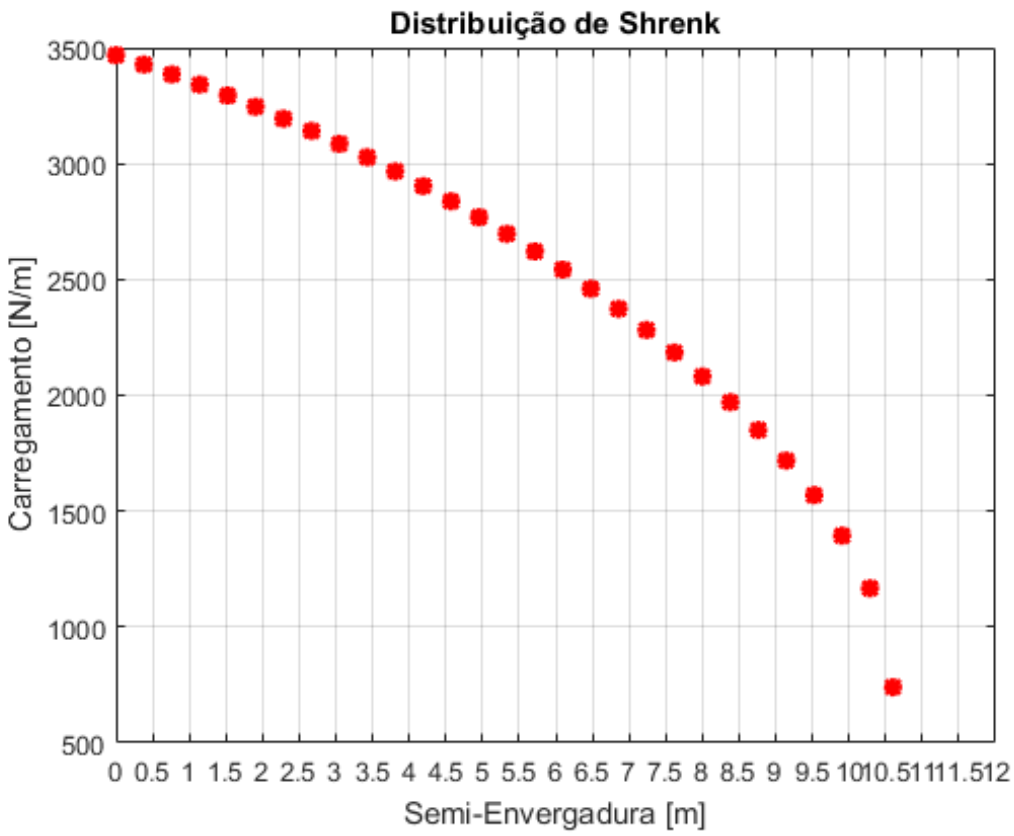


Figura 4.19 – Distribuição de Shrenk ao longo da semi-envergadura da asa para n = 1.
Fonte: Autoria própria (2021).

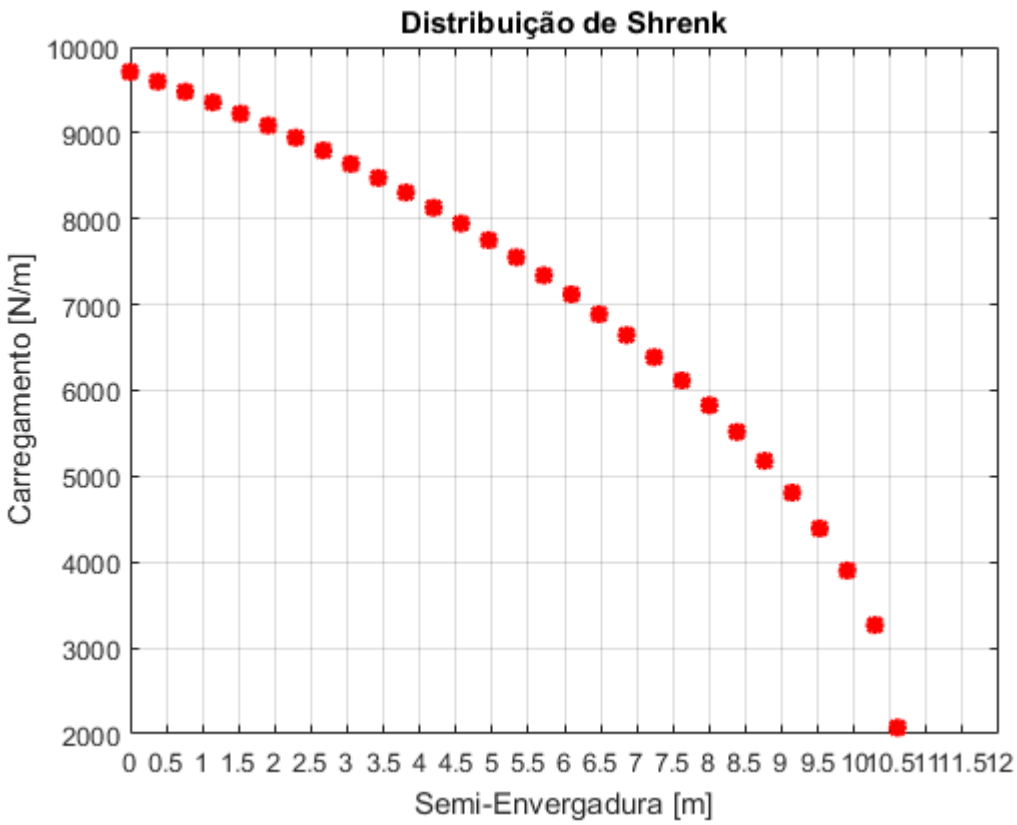


Figura 4.20 - Distribuição de Shrenk ao longo da semi-envergadura da asa para n = 2,8.
Fonte: Autoria própria (2021).

Após isso, foi necessário calcular os valores pontuais de sustentação nas nervuras ao longo da asa, cujos valores puderam ser obtidos através da integração dos valores de carregamento, utilizando-se o *software* MATLAB®.

A Tabela 4.1 apresenta os módulos de cargas pontuais em cada nervura segundo a aproximação de Shrenk.

Tabela 4.1 – Módulos de carga em cada nervura pela aproximação de Shrenk

Número da Nervura	**Posição da Nervura [m]**	**Fator de Carga**	
		1,0	**2,8**
		Módulo de Carga [N]	
1	0,000	1314,184	3679,661
2	0,381	1309,428	3666,345
3	0,762	1294,429	3624,352
4	1,143	1275,243	3570,633

5	1,524	1254,431	3512,368
6	1,905	1233,465	3453,673
7	2,286	1212,989	3396,353
8	2,667	1193,054	3340,556
9	3,048	1173,328	3285,354
10	3,429	1153,267	3229,226
11	3,81	1132,262	3170,471
12	4,191	1109,75	3107,529
13	4,572	1085,304	3039,213
14	4,953	1058,683	2964,862
15	5,334	1029,856	2884,413
16	5,715	998,9959	2798,376
17	6,096	966,4439	2707,737
18	6,477	932,6395	2613,768
19	6,858	898,0252	2517,757
20	7,239	862,918	2420,650
21	7,62	827,351	2322,608
22	8,001	790,8857	2222,483
23	8,382	752,3928	2117,210
24	8,763	709,8034	2001,102
25	9,144	659,83	1865,080
26	9,525	597,6565	1695,802
27	9,906	516,5987	1474,714
28	10,287	407,7341	1177,014
29	10,6	0,000	0,000

Fonte: Autoria própria (2021).

Com a malha definida, com a aplicação das condições de contorno, e com a determinação das cargas de sustentação, pode -se finalmente partir para a análise de resultados que será realizada no próximo capítulo.

CAPÍTULO 5 – ANÁLISES DA RESPOSTA ESTÁTICA DA ESTRUTURA CONSTRUÍDA EM LIGA DE ALUMÍNIO E MATERIAL COMPÓSITO

5.1 Introdução

Com o modelo de elementos finitos configurado e as condições de contorno definidas, pode se dar início a análise dos resultados. Neste capítulo será avaliado a reposta estática estrutural do modelo em duas situações diferentes, sendo a primeira com o fator de carga igual a 1, que representa o voo reto e nivelado, e a segunda com um fator de carga igual a 2,8 que representa a carga final exigida pelo RBAC n°25. O objeto das análises será avaliar se a asa suporta os carregamentos solicitados, primeiramente com sua estrutura fabricada em liga de alumínio e secundariamente substituindo alguns componentes por materiais compósitos.

5.1.1 Reconfiguração da malha de elementos finitos.

O primeiro teste de análise do modelo estrutural não obteve êxito, visto que a malha criada ficou muito pesada e precisaria de um computador mais potente para realizar a análise. Sendo assim, para a formação da malha foi realizada uma outra abordagem que envolve a convergência de resultados, cujo objetivo é ir diminuindo o tamanho dos elementos e ir comparando os resultados até que se tenha um valor com erros aceitáveis e com um tamanho de elemento que possibilite o computador calcular as análises necessárias.

A Tabela 5.1 e a Figura 5.1 ilustram o resultado do teste de convergência.

Tabela 5.1 – Teste de convergência.

Tamanho dos Elementos (pol)	Número de Elementos	Deslocamento Máximo (mm)	Erro Relativo do Deslocamento
20	7468	535,27	
18	7894	535,59	0,060%
16	8859	531,21	-0,825%
14	9498	531,75	0,102%
12	10099	532,37	0,116%
10	11080	538,51	1,140%
8	11667	539,58	0,198%
6	15485	548,29	1,589%

4	19837	561,95	2,431%
2	35377	562,59	0,114%
1	105342	565,13	0,449%
0,8	161082	565,61	0,085%
0,6	276046	565,73	0,021%

Fonte: Autoria própria (2021).

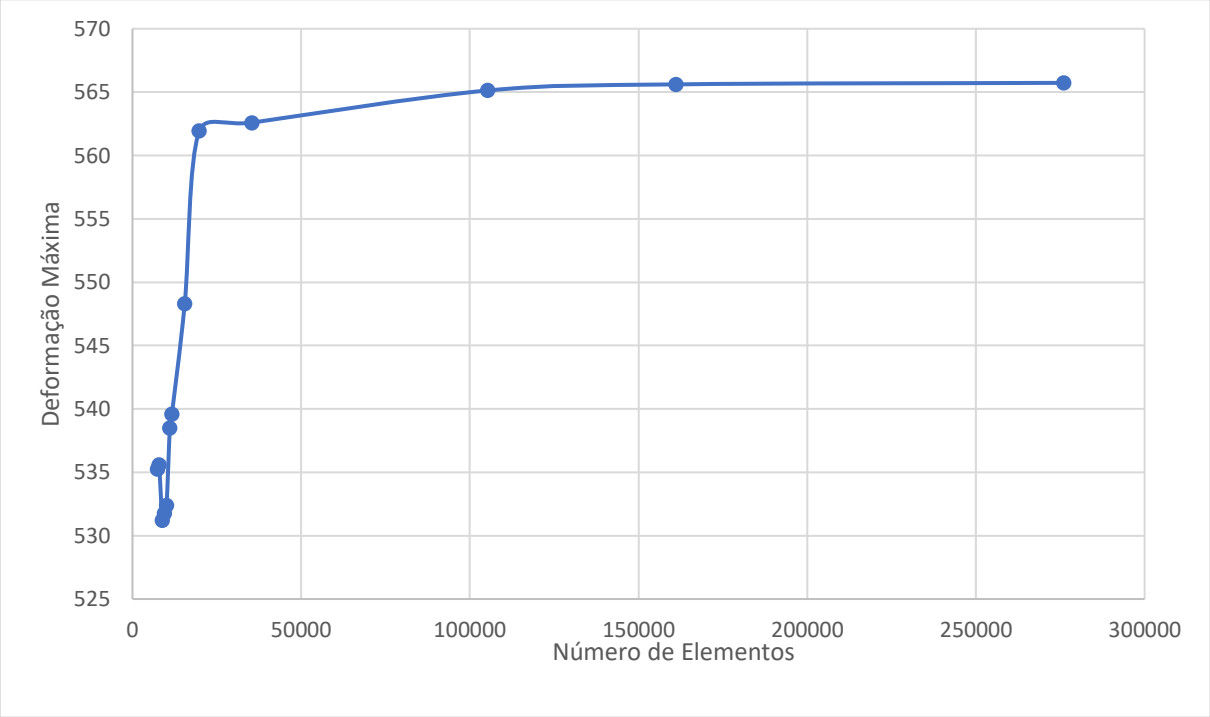


Figura 5.1 - Teste de convergência.
Fonte: Autoria própria (2021).

Desse modo a malha de elementos finitos do modelo foi construída com elementos de tamanho 0,6 pol (15,24 mm), o que possibilitou o computador utilizado para a análise executar o programa com uma qualidade satisfatória.

5.2 Análise Estática

Para a simulação da asa primeiramente foi necessário encontrar a liga de alumínio que é fabricada a estrutura da asa da aeronave. Segundo informações passadas pela Marinha do Brasil, a asa da aeronave é construída com a liga ALCLAD 2014-T6, cujas propriedades estão na Figura 5.2. Com os valores obtidos, os mesmos foram inseridos no *Ansys* como um novo material na aba *Engeneering Data*.

Key Words: Aluminium 2014-T651; UNS A92014; ISO AlCu4SiMg; BS H15 (UK); CSA CS41N (Canada); AA2014-T651, DIN AlCuSiMn; NF A-U4SG (France)

Component	Wt. %	Component	Wt. %	Component	Wt. %
Al	90.4 - 95	Mg	0.2 - 0.8	Si	0.5 - 1.2
Cr	Max 0.1	Mn	0.4 - 1.2	Ti	Max 0.15
Cu	3.9 - 5	Other, each	Max 0.05	Zn	Max 0.25
Fe	Max 0.7	Other, total	Max 0.15		

Material Notes:
Data points with the AA note have been provided by the Aluminum Association, Inc. and are NOT FOR DESIGN.

Physical Properties	Metric	English	Comments
Density	2.8 g/cc	0.101 lb/in³	AA; Typical
Mechanical Properties			
Hardness, Brinell	135	135	AA; Typical; 500 g load; 10 mm ball
Hardness, Knoop	170	170	Converted from Brinell Hardness Value
Hardness, Rockwell A	50.5	50.5	Converted from Rockwell B
Hardness, Rockwell B	82	82	-
Hardness, Vickers	155	155	Converted from Brinell Hardness Value
Ultimate Tensile Strength	483 MPa	70000 psi	AA; Typical
Tensile Yield Strength	414 MPa	60000 psi	AA; Typical
Elongation at Break	13 %	13 %	AA; Typical; 1/2 in. (12.7 mm) Diameter
Modulus of Elasticity	72.4 GPa	10500 ksi	In Tension
Modulus of Elasticity	73.1 GPa	10600 ksi	AA; Typical; Average of tension and compression. Compression modulus is about 2% greater than tensile modulus.
Compressive Modulus	73.8 GPa	10700 ksi	
Notched Tensile Strength	414 MPa	60000 psi	2.5 cm width x 0.16 cm thick side-notched specimen, K_t = 17.
Ultimate Bearing Strength	889 MPa	129000 psi	Edge distance/pin diameter = 2.0
Bearing Yield Strength	662 MPa	96000 psi	Edge distance/pin diameter = 2.0
Poisson's Ratio	0.33	0.33	
Fatigue Strength	124 MPa	18000 psi	AA; 500,000,000 cycles completely reversed stress; RR Moore machine/specimen
Fracture Toughness	19 MPa-m½	17.3 ksi-in½	K_{IC}; TL orientation.
Machinability	70 %	70 %	0-100 Scale of Aluminum Alloys
Shear Modulus	28 GPa	4060 ksi	
Shear Strength	290 MPa	42000 psi	AA; Typical

Figura 5.2 – Propriedades mecânicas da liga de alumínio 2014-T-651
Fonte: ASM Aerospace Specification Metals (2021)

Com o material inicial da asa escolhido, partiu-se para a primeira análise. De acordo com o parágrafo 23.305 do RBAC n°25, para a análise com fator de carga igual a 1, permite-se que a estrutura sofra apenas deformações elásticas, não devendo apresentar deformações permanentes, utilizando se um fator de segurança igual a 1,5. Deste modo as tensões máximas encontradas na análise não devem passar do limite de escoamento do material que corresponde

a 414 MPa multiplicado pelo fator de segurança resultando em uma tensão máxima admissível de 276 MPa. Para análise com fator de carga final igual a 2,8, permite que a estrutura sofra deformações permanentes, porém ela não deve falhar, assim não deve ultrapassar 483MPa.

5.2.1 Fator de carga 2,8

Para as análises, será dado início com o fator de carga igual a 2,8, visto ser o parâmetro mais crítico. Será analisado dois parâmetros, sendo o primeiro a análise de tensões por Von Misses, que um é um método de análise de critérios de falha para materiais dúcteis que emprega em seus cálculos conceitos relativos à energia de distorção de um elemento. E o segundo parâmetro, a quantificação do deslocamento máximo por meio da qual poderá se ter noção da grandeza das deformações na asa.

A primeira análise ilustrada na Figura 5.3, mostra que as tensões máximas estão de acordo com o esperado, pois se encontram na raiz da asa, que é a regiões onde a maior concentração de tensão devido ao apoio fixo, porém o valor máximo de tensão encontrado de 761,76MPa foi maior que o valor Tensão última do material que é de 483 MPa. Esse problema é devido a uma simplificação no modelo construído da asa devido à ausência de manuais completos sobre a estrutura do modelo, como também simplificações em alguns componentes reforçadores de modo a não deixar o projeto demasiado complexo de forma que o *software* não conseguisse gerar as respostas esperadas.

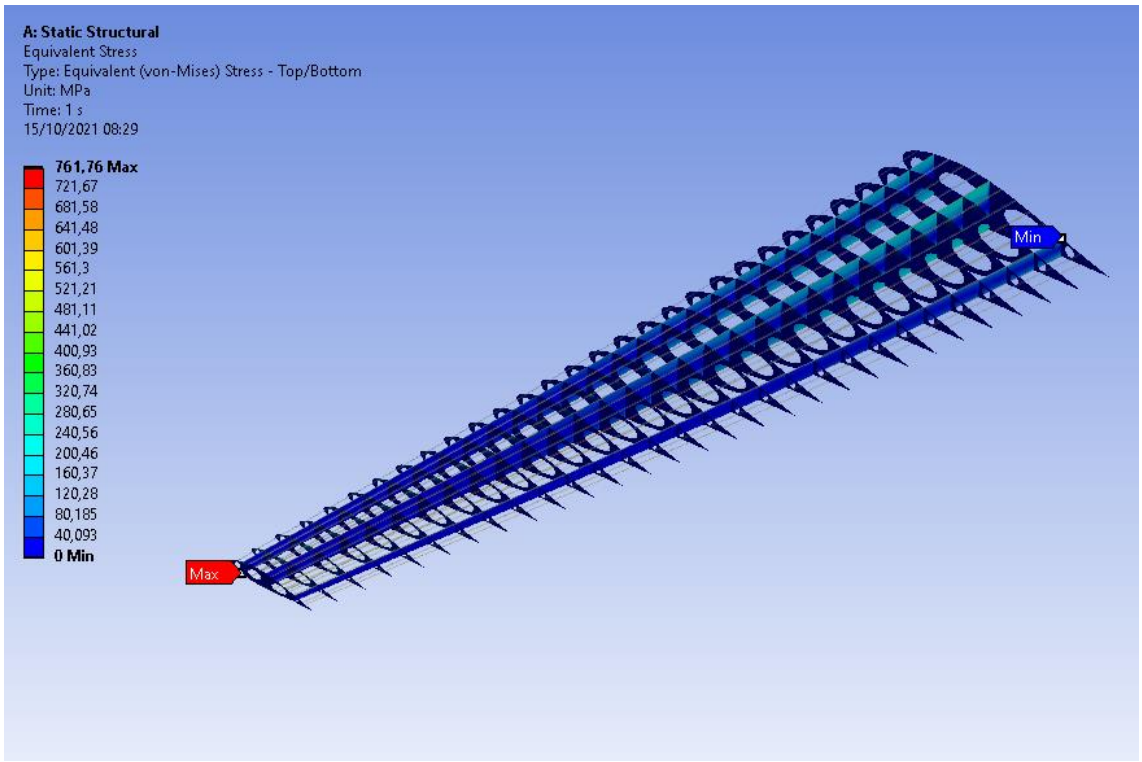


Figura 5.3 – Simulação inicial da estrutura da asa.
Fonte: Autoria própria (2021).

Porém de acordo com Sadraey (2013), o peso referente a asa de uma aeronave subsônica da categoria de transporte é da ordem de dez por cento (10%) do peso vazio da aeronave. Sendo assim, o modelo construído pode ter um peso de até 850 kg, visto que o peso vazio da aeronave é de 8504 kg, contudo no projeto inicial o peso estimado pelo *software* do modelo construído foi de apenas 307,83 kg. Dessa forma os componentes da asa foram reforçados de forma a aumentar a resistência da asa sem atingir o peso máximo de projeto. Com isso a asa reforçada atingiu um peso de 572 kg e pôde cumprir os requisitos de tensões exigidos.

A Tabela 5.1 mostra as espessuras dos componentes da asa e o seu peso inicial e após a remodelação dos componentes.

Tabela 5.2 – Parâmetros da asa inicial e após remodelação.

Componente	Espessura Inicial	Espessura Final
Asa	1,27 mm	2,00 mm
Nervuras	1,27 mm	5,00 mm
Longarinas	3,00 mm	5,00 mm
Estrutura Completa	Peso Inicial: 308kg	Peso Final: 572 kg

Fonte: Autoria própria (2021).

Assim após a remodelação da asa, a simulação estrutural gerou resultados satisfatórios de acordo com os objetos propostos. A Figuras 5.4 e 5.5 ilustram a distribuição de tensão na estrutura da asa, onde o valor máximo foi de 339,71MPa, abaixo do valor de tensão último do material, o que mostra que a estrutura não irá falhar nessa condição de carregamento, além disso, verifica-se que a local de concentração de tensões está de acordo com o esperado e se encontra na região da raiz da asa o que valida a simulação.

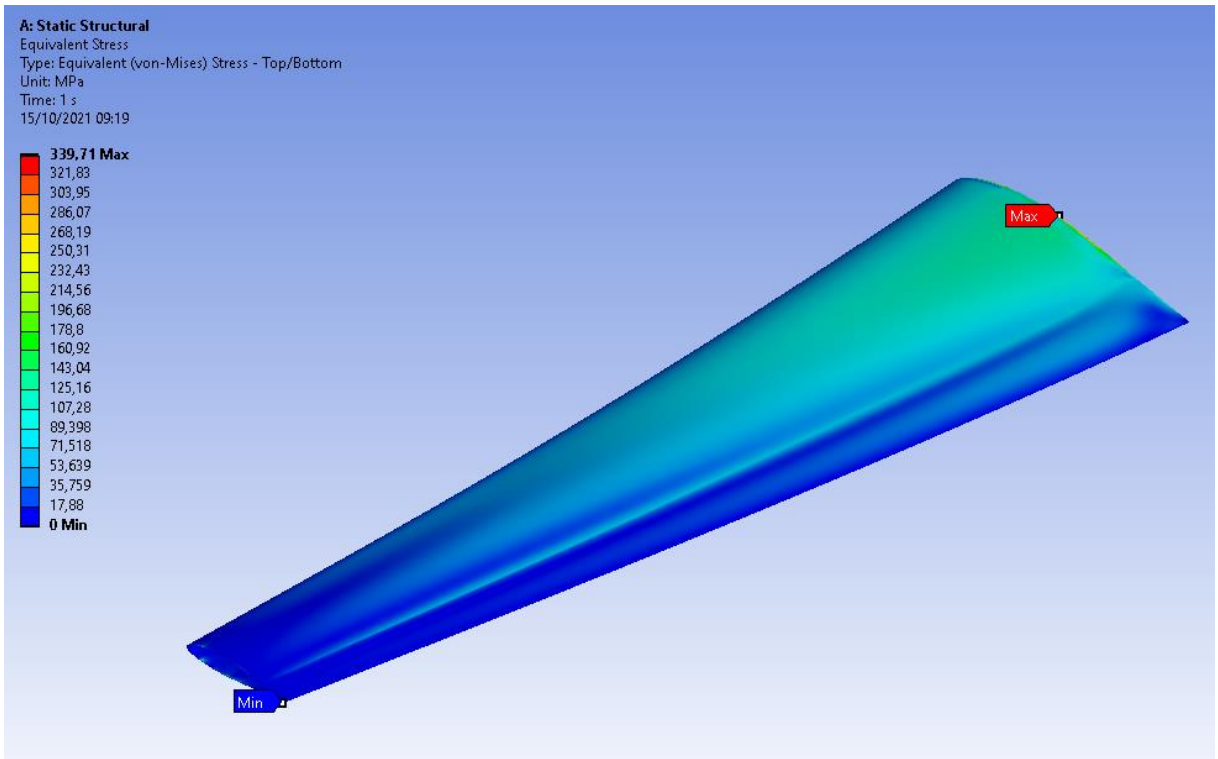


Figura 5.4 - Distribuição de tensões na estrutura com o revestimento, para *n*=2,8.
Fonte: Autoria própria (2021).

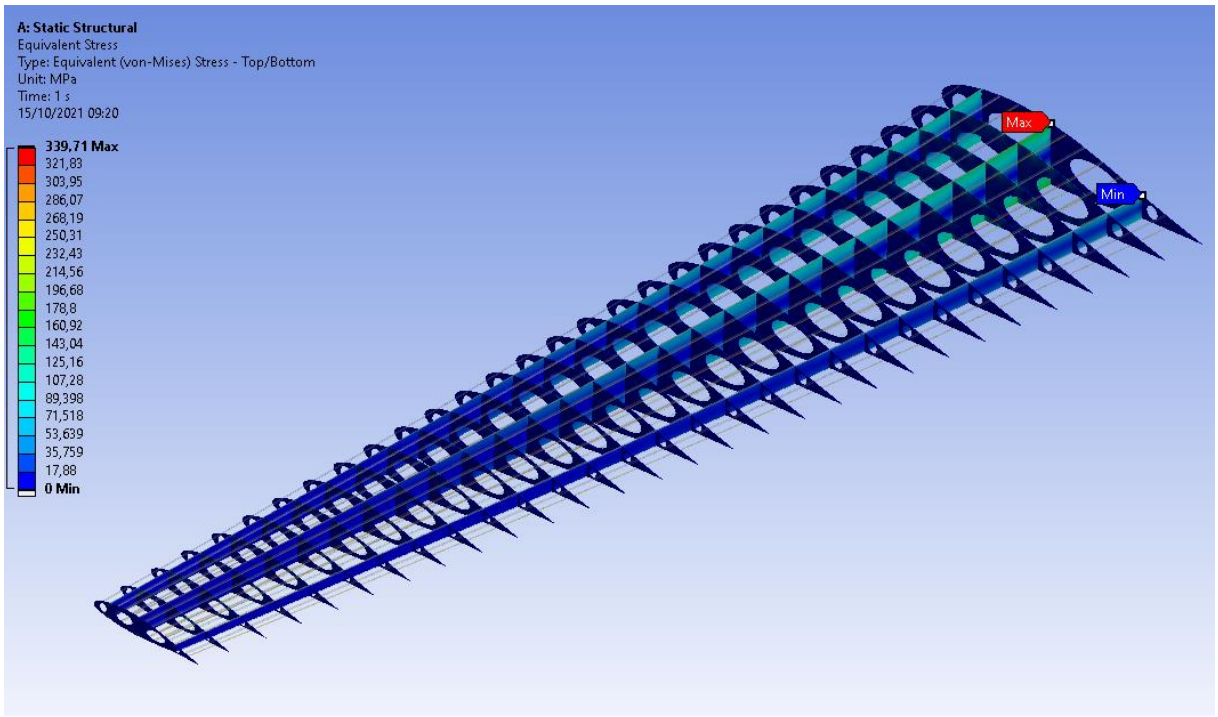


Figura 5.5 – Distribuição de tensões na estrutura sem o revestimento, para *n*=2,8.
Fonte: Autoria própria (2021).

A Figura 5.6 possibilita uma visão mais aproximada do local onde se encontra o valor máximo de concentração de tensão encontrado na raiz da asa.

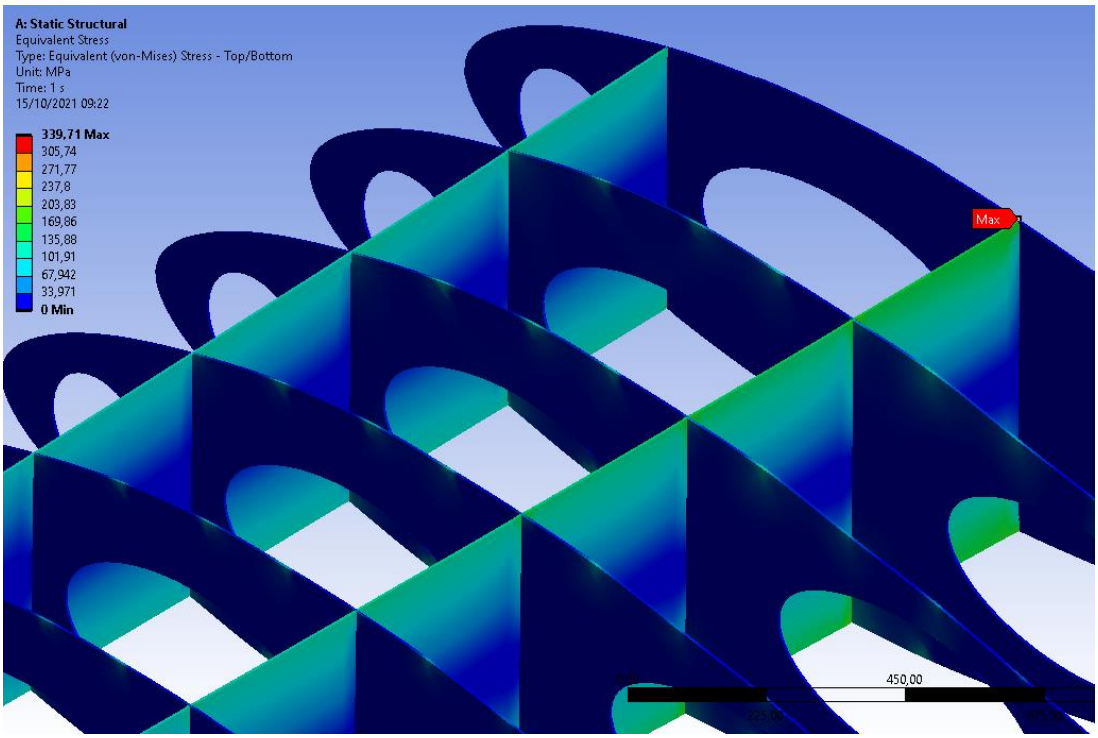


Figura 5.6 – Visão aproximada da distribuição de tensões, para *n*=2,8.
Fonte: Autoria própria (2021).

A Figura 5.7 ilustra a distribuição de deslocamento no modelo, o que serve como mais um instrumento de validação, que comprova que o modelo matemático resolvido pelo *software* corresponde ao modelo físico do problema. Pois verifica-se que as maiores deformações ocorrem na ponta da asa, onde a mesma está livre pra se movimentar e as menores deformações se encontram na raiz da mesma onde está presa em um apoio fixo que simula a asa conectada a fuselagem.

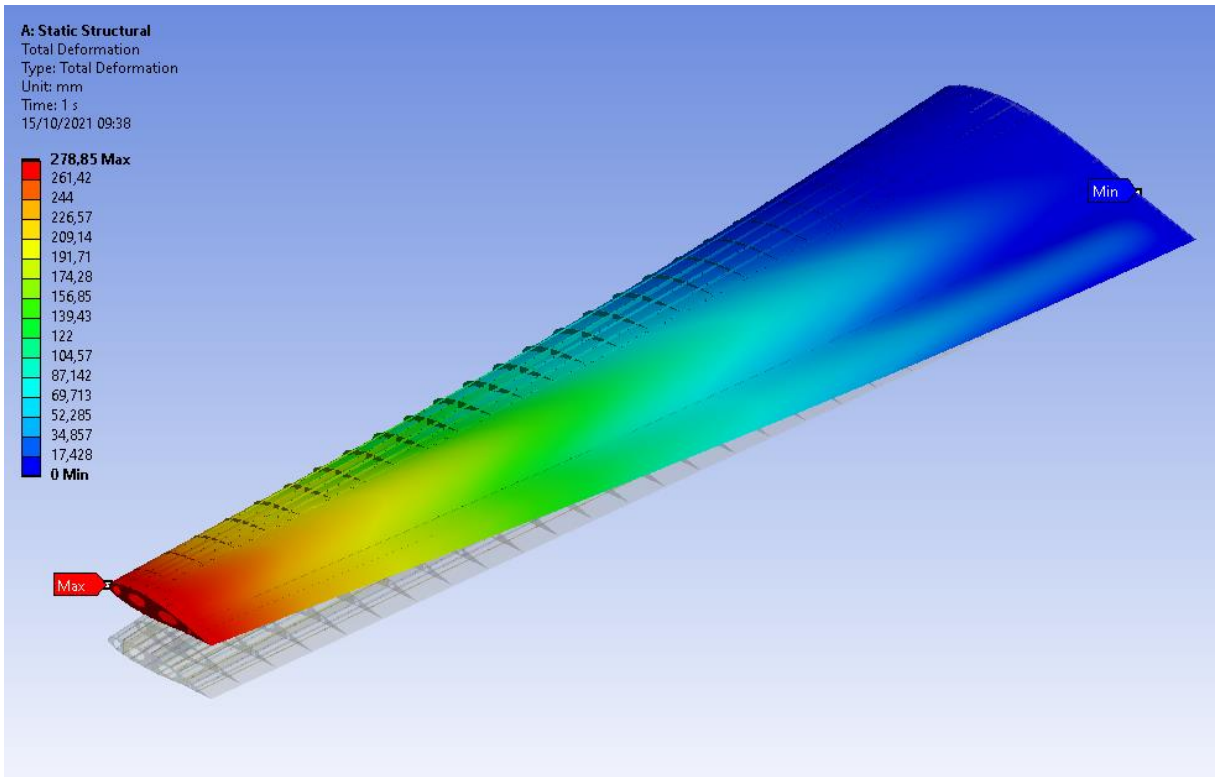


Figura 5.7 – Distribuição de deslocamento, para *n*=2,8.
Fonte: Autoria própria (2021).

5.2.2 Fator de carga 1

Nesta análise o objetivo será verificar se as tensões encontradas na asa estão de acordo com os requisitos exigidos no RBAC n°25 para uma aeronave em voo reto e nivelado. Que dispõe que as tensões não podem ultrapassar o limite de escoamento do material multiplicado por um fator de segurança, cujo valor encontrado na Seção 5.2 foi de 276 MPa, que se refere ao valor para a asa não sofrer deformações permanentes. Desse modo, com a simulação realizada, verifica-se, que como ilustrado nas Figuras 5.8 a 5.10, que a tensão máxima encontrada na região da raiz da asa foi de 231,47 MPa, o que está de dentro requisito exigido em voo reto e nivelado.

A Figura 5.11 ilustra a distribuição de deslocamento na estrutura da asa como forma de validação do modelo matemático, onde se pode ver que o deslocamento máximo ocorre na ponta da asa, sendo de 190 mm.

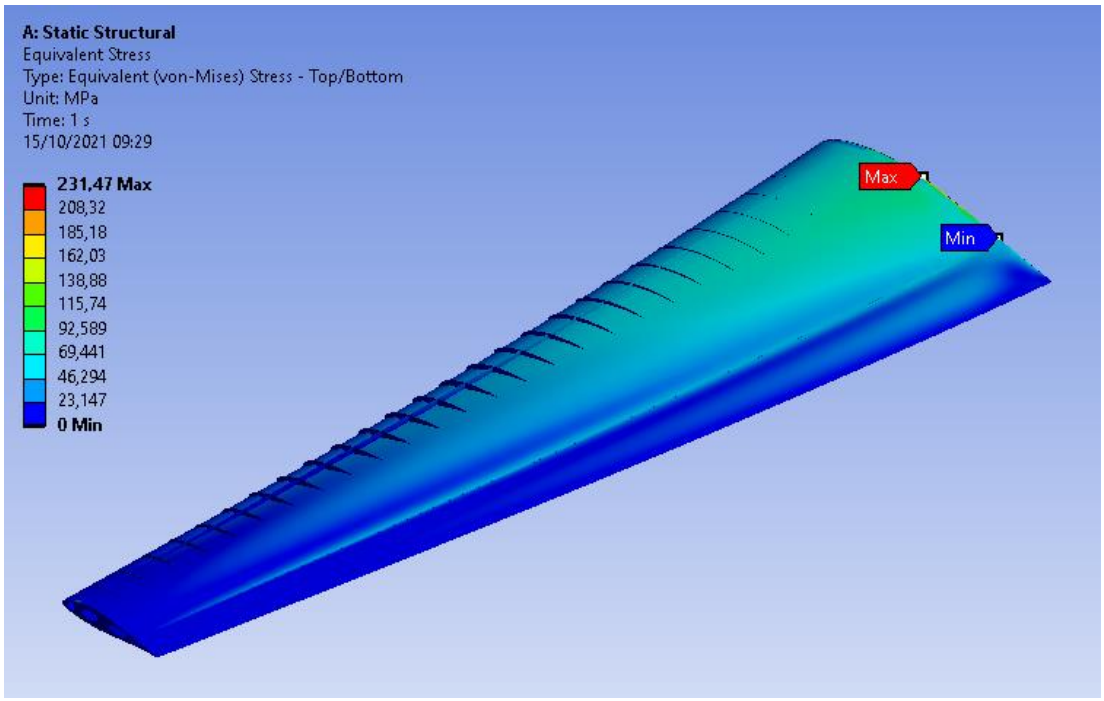


Figura 5.8 - Distribuição de tensões na estrutura com o revestimento, para *n*=1.
Fonte: Autoria própria (2021).

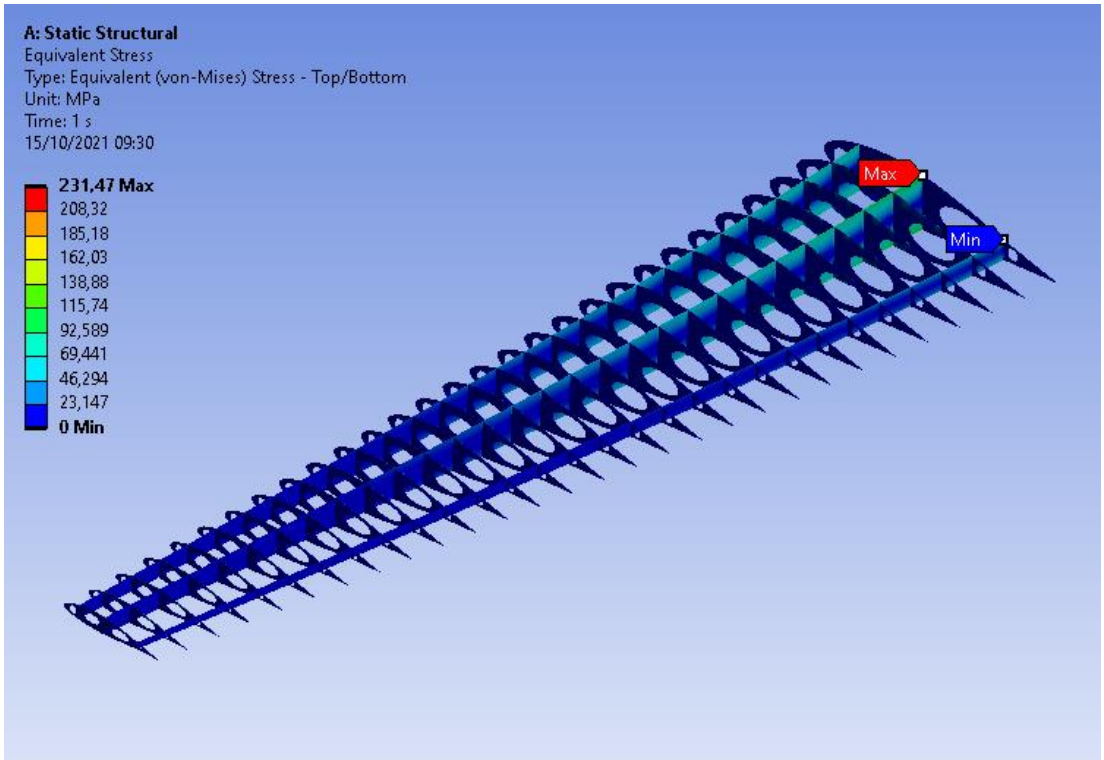


Figura 5.9 – Distribuição de tensões na estrutura sem o revestimento, para *n*=1.
Fonte: Autoria própria (2021).

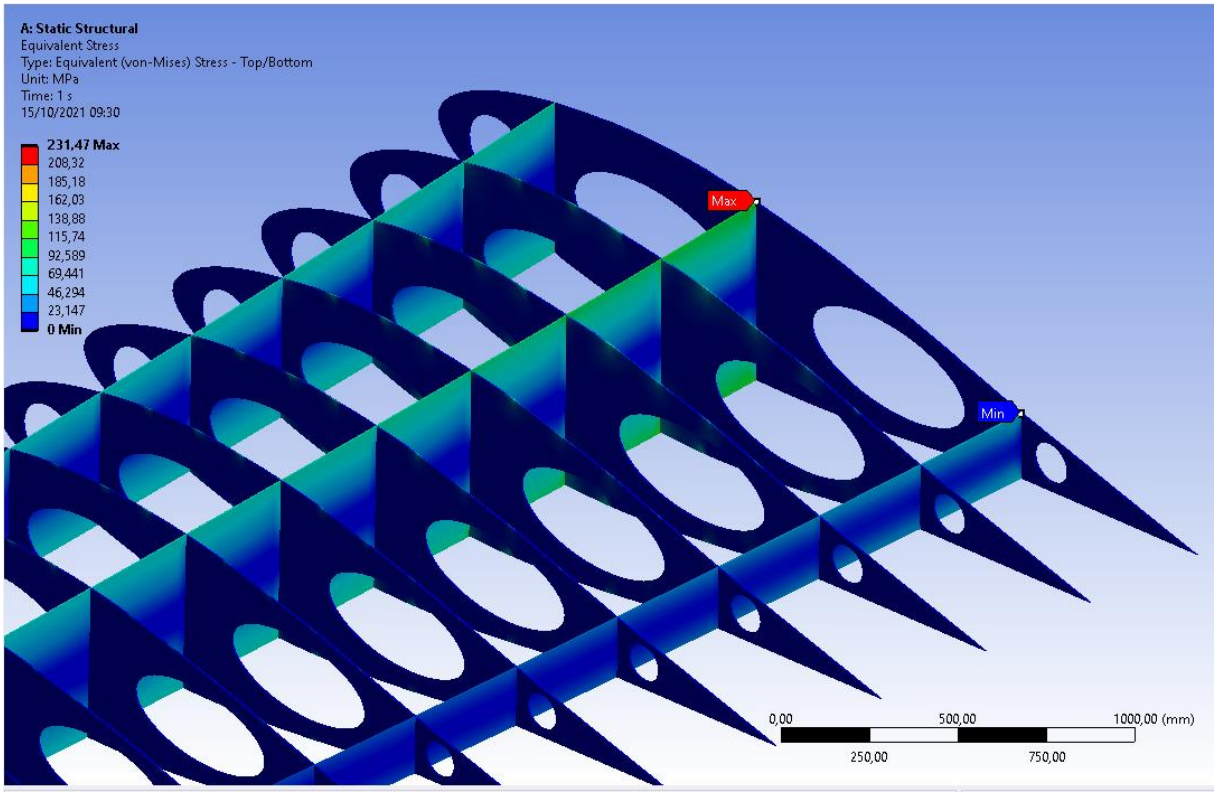


Figura 5.10 - Visão aproximada da distribuição de tensões, para *n*=1.

Fonte: Autoria própria (2021).

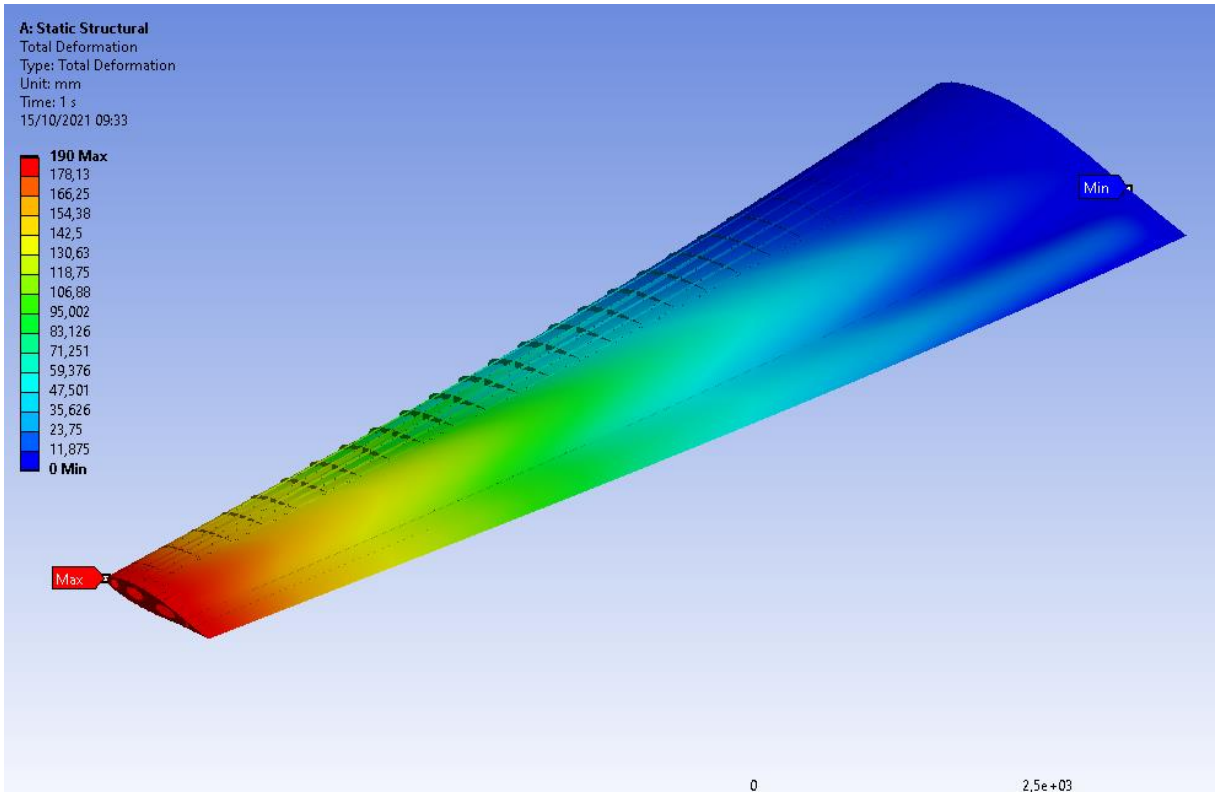


Figura 5.11 - Distribuição de deslocamento, para *n*=1.

Fonte: Autoria própria (2021).

Portanto com as simulações realizadas, através da análise estática estrutural linear, a estrutura da asa atende aos requisitos de projeto de acordo com o RBAC n°25, sem exceder as tensões máxima permitidas para cada fator de carga e com um peso bem abaixo do limite estabelecido.

5.3 Análise com Material Compósito

Para efeito de comparação, neste trabalho também será desenvolvido uma simulação onde as longarinas e nervuras seriam confeccionadas em material compósito formado por um tecido prepreg, conforme as propriedades descritas na Figura 5.12. Dessa forma mesmo mantendo as espessuras do componente conforme a última simulação, houve uma redução de peso de 572 kg para 157 kg, que corresponde a uma redução de 72,6%, o que contribui sobremaneira para se ter uma estrutura mais leve de uma aeronave, que é a característica mais importante de um projeto estrutural de aeromodelos.

Properties of Outline Row 4: Epoxy Carbon Woven (395 GPa) Prepreg

	A	B	C
1	Property	Value	Unit
2	Density	1480	kg m^-3
3	Orthotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion		
8	Orthotropic Elasticity		
9	Young's Modulus X direction	91,82	GPa
10	Young's Modulus Y direction	91,82	GPa
11	Young's Modulus Z direction	9	GPa
12	Poisson's Ratio XY	0,05	
13	Poisson's Ratio YZ	0,3	
14	Poisson's Ratio XZ	0,3	
15	Shear Modulus XY	3,6	GPa
16	Shear Modulus YZ	3	GPa
17	Shear Modulus XZ	3	GPa
18	Orthotropic Stress Limits		
28	Orthotropic Strain Limits		
29	Tensile X direction	0,0086	
30	Tensile Y direction	0,0086	
31	Tensile Z direction	0,007	
32	Compressive X direction	-0,0055	
33	Compressive Y direction	-0,0055	
34	Compressive Z direction	-0,012	
35	Shear XY	0,022	
36	Shear YZ	0,018	
37	Shear XZ	0,018	
38	Tsai-Wu Constants		

Figura 5.12 – Propriedades mecânicas do material compósito escolhido.

Fonte: *Ansys Workbench* 2021 R2.

Para a avalição da estrutura será utilizada a teoria de falha da máxima deformação que prevê que a lâmina de material compósito falha se qualquer uma das inequações apresentadas na Equação 5.1 forem violadas, conforme (KAW, 2006).

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

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

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

5.1

Sendo:

$({\varepsilon_1}^T)_{ult}$ = deformação longitudinal de tensão última (na direção 1);
$({\varepsilon_1}^c)_{ult}$ = deformação longitudinal de compressão última (na direção 1);
$({\varepsilon_2}^T)_{ult}$ = deformação longitudinal de tensão última (na direção 2);
$({\varepsilon_2}^c)_{ult}$ = deformação longitudinal de compressão última (na direção 2);
$(\gamma_{12})_{ult}$ = deformação de cisalhamento no plano última (plano 1-2).

Dessa forma os valores de formação deverão estar dentro das faixas apresentadas na Equação 5.2, conforme a Figura 5.12:

$$-0{,}0055 < \varepsilon_1 < 0{,}0086$$

$$-0{,}0055 < \varepsilon_2 < 0{,}0086$$

$$-0{,}022 < \gamma_{12} < 0{,}022$$

5.2

5.3.1 Simulação

Para a simulação dos componentes em material compósito será utilizada apenas o fator de carga mais crítico (n=2,8), visto que o material compósito escolhido não possui valores de tensão de escoamento. Portanto será realizada apenas a análise se a estrutura não falhará de acordo com o carregamento aplicado.

As Figura 5.13, 5.14 e 5.15 demonstram que os valores de deformações encontrados estão dentro da faixa descrita na Equação 5.2, o que confirma que a estrutura será capaz de

suportar o carregamento com fator de carga igual a 2,8 de acordo com a teoria da máxima deformação. Também foi inserida a Figura 5.16 que ilustra a tensão equivalente na asa utilizando os fatores de carga igual a 1 e igual a 2,8 para se verificar se os componentes construídos em liga de alumínio também estão de acordo com o RBAC n°25.

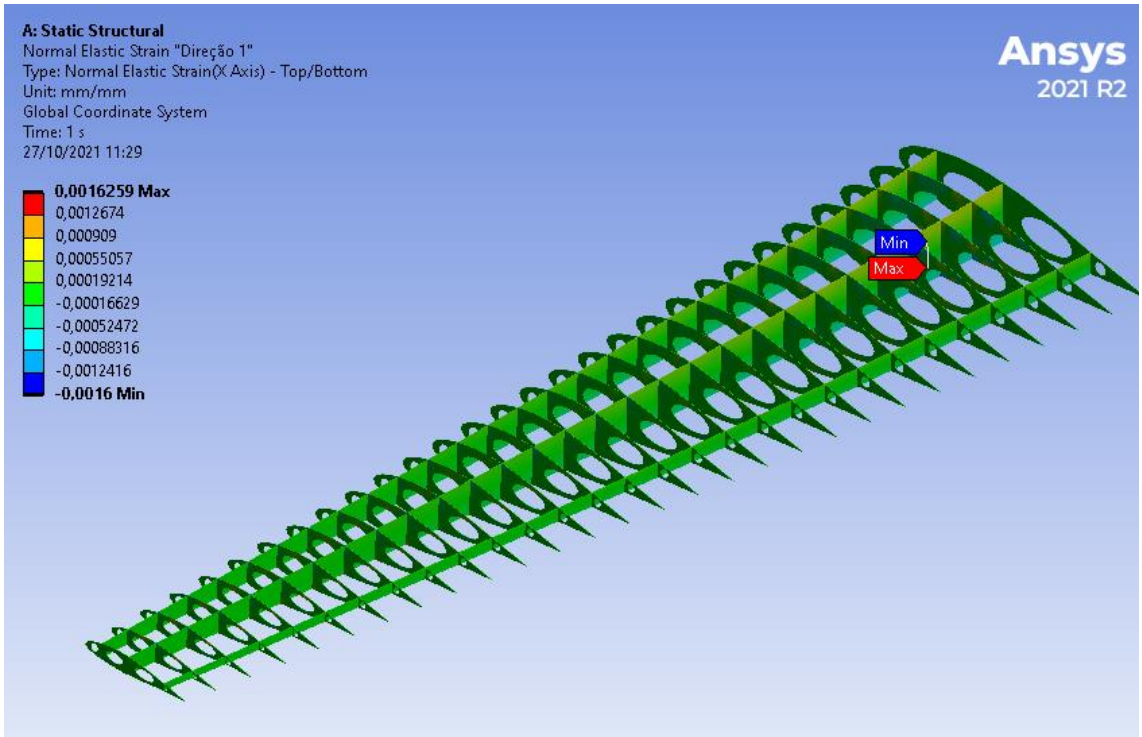


Figura 5.13 - Deformação longitudinal de tensão e compressão última na direção 1, com *n*=2,8.
Fonte: Autoria própria (2021).

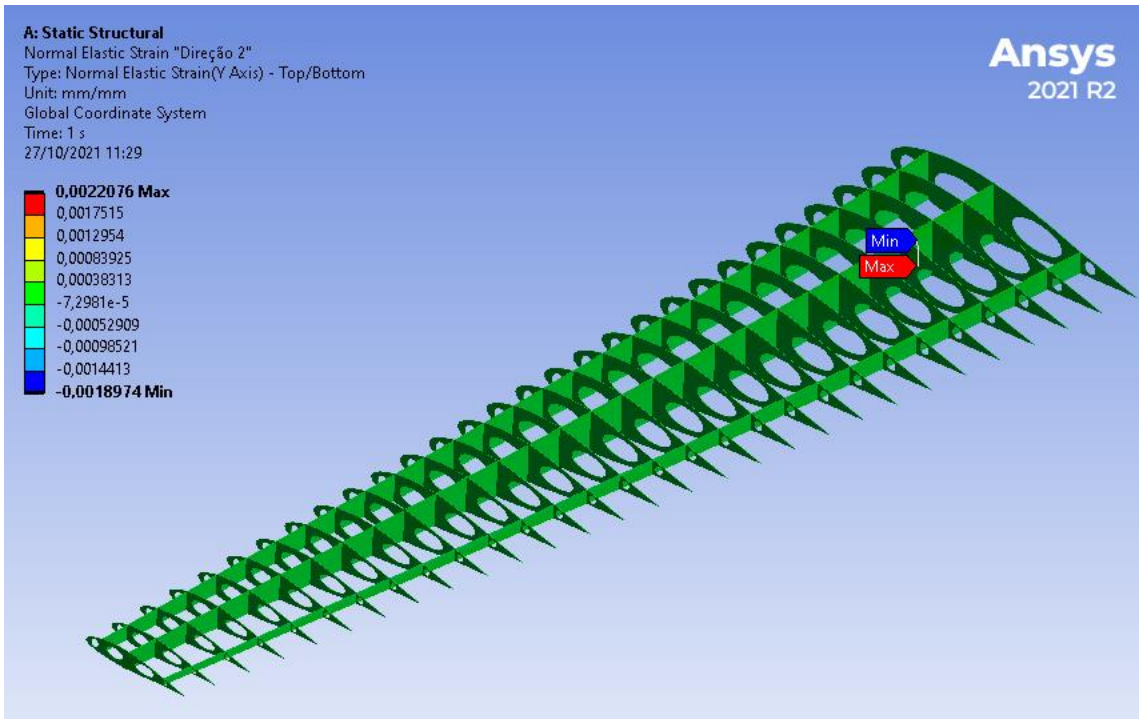


Figura 5.14 - Deformação longitudinal de tensão e compressão última na direção 2, com *n*=2,8.
Fonte: Autoria própria (2021).

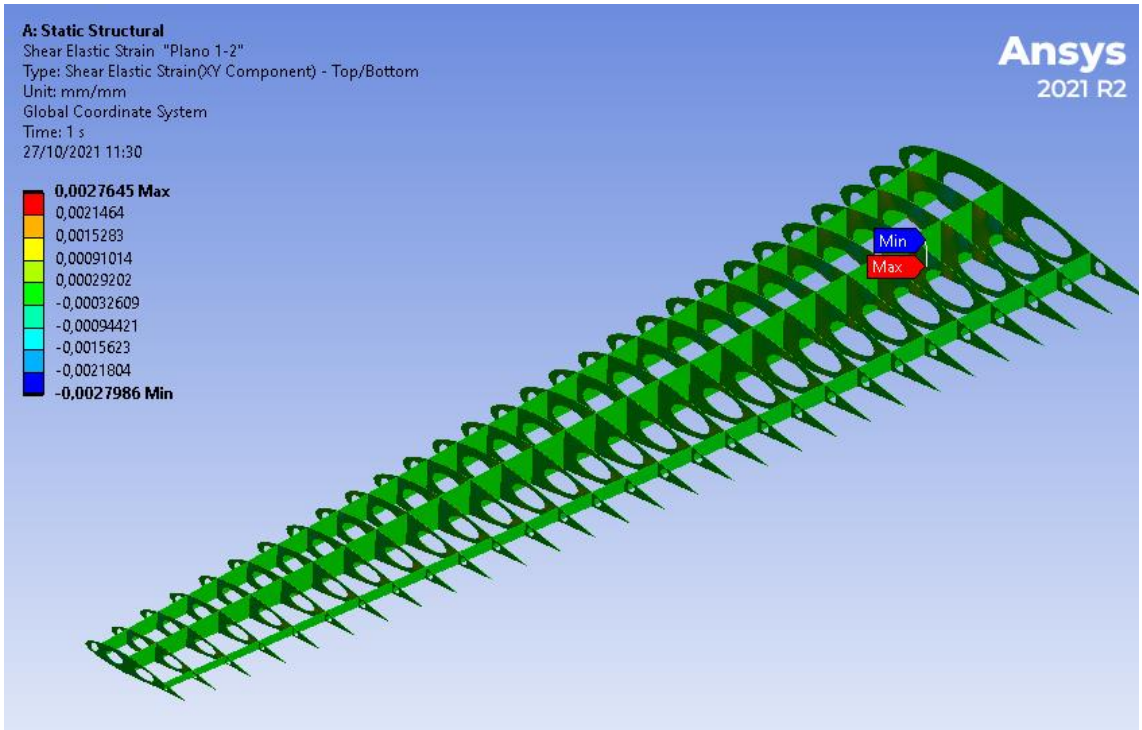


Figura 5.15 - Deformação de cisalhamento no plano última (plano 1-2), com *n*=2,8.
Fonte: Autoria própria (2021).

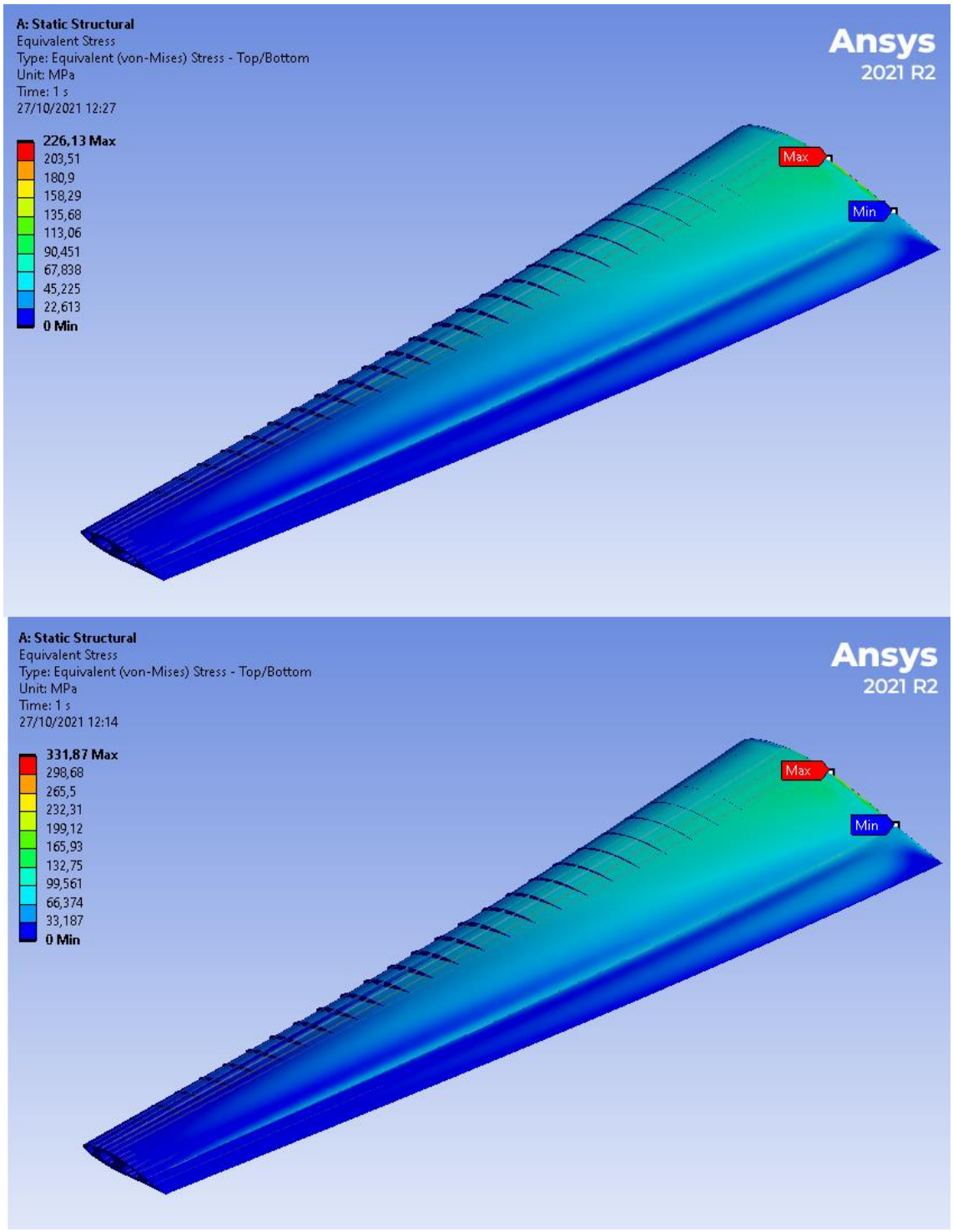


Figura 5.16 – Tensão equivalente com *n*=1 (acima) e *n* =2,8 (abaixo).
Fonte: Autoria própria (2021).

5.4 Comparativo de Resultados

A Tabela 5.3 ilustra os dados encontrados nas simulações para os componentes em liga de alumínio, onde se comprova que tanto a asa construída somente em liga de alumínio como a asa construída com as longarinas e nervuras em material compósito suportam os carregamentos solicitados.

Tabela 5.3 – Comparação de resultados para materiais em liga de alumínio.

	Tensão Máxima [MPa]		**Limite de Escoamento [MPa]**	**Limite de Ruptura [MPa]**
	Fator de Carga 1	**Fator de Carga 2,8**		
Asa em Liga de Alumínio	231,47	339,71	276	483
Asa com componentes em material compósito	226,13	331,87		

Fonte: Autoria própria (2021).

Para a asa construída em material compósito foi empregada uma abordagem diferente onde se utilizou da teoria da máxima deformação, assim a Tabela 5.4 ilustra os resultados obtidos com as simulações e os valores das propriedades mecânicas limites para o material compósito selecionado.

Tabela 5.4 - Comparação de resultados para materiais em material compósito.

	Deformação Máxima [mm/mm]	**Limite de Deformação [mm/mm]**
	Fator de Carga 2,8	
$\boldsymbol{\varepsilon_1{}^T}$	0,00163	0,0086
$\boldsymbol{\varepsilon_1{}^C}$	- 0,0016	- 0,0055
$\boldsymbol{\varepsilon_2{}^T}$	0,00221	0,0086
$\boldsymbol{\varepsilon_2{}^C}$	- 0,00190	- 0,0055
$\boldsymbol{\gamma_{12}}$	0,0277	0,022
$\boldsymbol{-\gamma_{12}}$	0,0280	- 0,022

Fonte: Autoria própria (2021).

CAPÍTULO 6 – CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

6.1 Conclusões

Em todo projeto os engenheiros seguem uma linha de raciocínio lógico em que primeiro elaboram um modelo de acordo com requisitos estabelecidos pelos sujeitos de interesse, e após definido as características do modelo constroem um protótipo para se verificar se tudo que planejaram na parte teórica está de acordo com os testes experimentais. Porém construir um protótipo gera custos e se forem encontrados problemas, a cada vez que isso ocorrer aumentam-se ainda mais os custos podendo chegar a um nível de inviabilizar o projeto.

Assim, o uso do Método dos Elementos Finitos tem a função de avaliar uma estrutura computacionalmente antes de ser construída e assim ao ser encontradas regiões que poderiam falhar ao ser submetidas a determinadas cargas, pode-se facilmente mudar os parâmetros geométricos para se encontrar uma solução. O que gera grande economia de custos pois o protótipo somente será construído após a verificação de diversas análises como limites de carregamentos, análise de flambagens, análise de fadiga, entre outros.

A modelagem por elementos finitos neste trabalho foi capaz de representar a estrutura de uma asa de aeronave segundo os principais componentes utilizados. A modelagem e simulação da estrutura proporcionou grande aprendizado de modelagem de geometria, reparo de geometria para simulação, confecção de malha e aplicação de condições de contorno o que envolve todas as etapas de um projeto de engenharia.

Os resultados finais se mostraram satisfatórios, onde através de ajustes na geometria pôde se chegar a uma configuração que atendesse as demandas solicitadas sem ultrapassar o peso máximo de projeto. Através dos quais avaliou-se as tensões em todos os componentes de uma asa inteiramente fabricada com uma liga de alumínio de uso aeronáutico. Como também, para uma asa construída com revestimento e reforçadores em liga de alumínio e nervuras e longarinas em material compósito, cujo objetivo foi avaliar se a mesma poderia atender aos carregamentos solicitados e também teve resultados satisfatórios. Porém nesse último caso foi utilizado um método simplificado de fabricação de material compósito, sendo considerado que cada componente fosse fabricado como uma única lâmina, o que certamente gerou erros. Além disso, também foi utilizada uma forma de avaliação de falha simples visto que formas mais complexas de determinação de falhas não puderam ser geradas para a geometria construída, o

que também acumulou erros nessa etapa, porém o objetivo do trabalho foi atingido ao ilustrar uma comparação qualitativa da simulação de uma asa construída com componentes em materiais compósitos cuja tecnologia vem sendo explorada na indústria aeronáutica atualmente.

6.2 Sugestões para Trabalhos Futuros

Tratando-se de modelagem computacional seria interessante a obtenção do manual completo da estrutura da aeronave de referência para a construção geométrica detalhada de forma acurada para que a simulação seja realizada com a maior precisão possível.

Outra sugestão seria a construção detalhada dos componentes da estrutura em materiais compósitos com formato laminado para se representar de forma mais correta esses objetos, bem como analisar os pontos de falha por métodos mais robustos como o uso da teoria de falha de Tsai-Wu e análise de falha interlaminar que podem ser realizados por meio do *software* ACP do *Ansys.*

Por fim, seria interessante para complementar a análise do uso de materiais compósitos em estruturas aeronáuticas, a avaliação do comportamento em fadiga desses componentes, bem como a determinação de sua vida em fadiga.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AEROTOOLBOX. **Wings Loads and Structural Layout**, 2021. Disponivel em: <https://aerotoolbox.com/wing-structure/>. Acesso em: 16 agosto 2021.

ALDERLIESTEN, R. C. **Introduction to Aerospace Structures**. Delft: TU Delft open, 2018.

ALMEIDA, C. F. G.; BASTIAN, F. L.; CASTRODEZA, E. M. **Comparação de curvas de resitência J-R de laminados Glare a partir de geometrias C(T) e M(T)**. Congresso Brasileiro de Engenharia e Ciência dos Materiais. Cuiabá: COPPE/UFRJ. 2014. p. 8.

ANAC. **Regulamento Brasileiro da Aviação Civil: Requisitos de Aerovegabilidade: Aviões Categoria Transporte**. RBAC n°25, Emenda n° 136. [S.l.], p. 300. 2014.

ANAC: Agência Nacional de Aviação Civil. **ANACpédia**: Nervuras da asa, 2021. Disponivel em: <https://www2.anac.gov.br/anacpedia/por_por/tr3132.htm>. Acesso em: 16 agosto 2021.

ASM Aerospace Specification Metals, Inc. **Aerospace Metal Distribuitor**, 2021. Disponivel em: <https://aerospacemetals.com/>. Acesso em: 18 out. 2021.

AVIAÇÃO Marte: Escola de Aviação Civil. **Estruturas de Aeronaves**, 2021. Disponivel em: <http://aviacaomarte.com.br/wp-content/uploads/2015/04/01Estruturas-de-aeronaves.pdf>. Acesso em: 16 agosto 2021.

AZEVEDO, D. F. D. O**. Análise Estrutural com Ansys Workbench®**. Mogi das Cruzes: [s.n.], 2015.

BATHE, K. J. **Finite Element Procedures in Engineering Analysis**. New Jersey: Prentice-Hall, 1982.

BOHIN, E. **Materiais Compósitos: Resinas, fibras e núcleos[Apresentação de apoio à disciplina de Materiais e Processos de Fabricação Aeronáuticos, lecionada ma UNIFEI]**. UNIFEI. Itajubá. 2021.

CAIAFA, **R. V. INFODEFESA**, 2019. Disponivel em: <https://www.infodefensa.com/latam/2019/12/19/noticia-turbo-trader-marinha-brasil-marco.html>. Acesso em: 20 agosto 2021.

CHIAVERINI, V. **Tecnologia Mecânica: Materiais de Construção Mecânica**. 2. ed. São Paulo: McGraw-Hill, v. 3, 1986.

DONALDSON, B. K. **Analysis of Aircraft Structures: An Introduction**. 2. Ed. Cambridge: Cambridge University press, 2008;

FILHO, A. A. **Elementos Finitos: A Base da Tecnologia CAE**. 4. ed. São Paulo: Érica Ltda, 2006.

GLANTE, A. Poder Naval. **Aviação Naval: Marinha do Brasil**, 2021. Disponivel em: <https://www.naval.com.br/blog/2017/07/12/conheca-o-grumman-c-1-trader-aviao-que-marinha-esta-modernizando-nos-eua/>. Acesso em: 20 agosto 2021.

JÚNIOR, J. D. A. **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica**. 7. ed. Porto Alegre: AMGH Editota Ltda., 2015.

KALPAKJIAN, S.; SCHIMID, S. R. **Manufacturing Engineering and Technology**. 7. ed. Singapore: Pearson, 2014.

KAW, A. K. **Mechanics of Composite Materials**. 2. ed. New York: CRC Press, 2006.

L'AVIONNAIRE. **Light Aircraft**, 2021. Disponivel em: <https://www.lavionnaire.fr/>. Acesso em: 16 agosto 2021.

LOGAN, D. L. **A first course in the elemnt finite method**. 6. ed. Boston: Cengage, 2017.

MEGSON, T. H. G. **Aircraft Structures for engineering students**. 4. ed. Oxford: Elsevier Ltd., 2007.

MENDEZ, Y. A. D. **Aerodinâmica I [Apresentação de apoio à disciplina de Fundamentos da Engenharia Aeronáutica, lecionada ma UNIFEI]**. UNIFEI. Itajubá. 2019.

MESTRINARI, D. R.; RODRIGUES, E. M. J. Modelo Analítico para o Cálculo da Distribuição de Sustentação ao. **Aerodesign Magazine**, São Paulo, v. 3, p. 6, 2011.

PARK, S. Y.; CHOI, W. J. IntechOpen. **The Guidelines of Material Design and Process Control on Hybrid Fiber Metal Laminate for Aircraft Structures**, 5 novembro 2018. Disponivel em: <https://www.intechopen.com/chapters/62669>. Acesso em: 18 agosto 2021.

PROENÇA, S. P. B. **Introdução ao Método dos Elementos Finitos**. São Carlos: USP, 2006.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A conceptual Approach**. 2. ed. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.

REDDY, J. N. An introduction to the finite element method. 2. ed. College Station: Mc-Graw-Hill, 1993.

RODRIGUES, L. E. J. M. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Aerodinâmica e Desempenho**. 1. ed. Salto: www.engbrasil.eng.br, v. 1, 2014.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica: Aplicações ao projeto SAE-Aerodesign**. 1. ed. São Paulo: Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, v. 2, 2021.

SADRAEY, M. H. Aircraft Design: **A System Engineering Approach**. 1. ed. New Hampshire: Wiley, 2012.

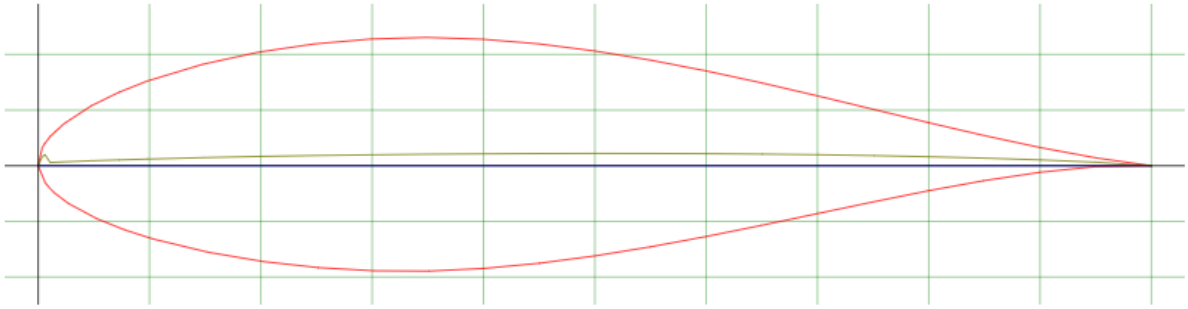
SEGERLIND, L. J. **Applied Finite Element Analysis**. Michigan: John Wiley and Sons, 1937.

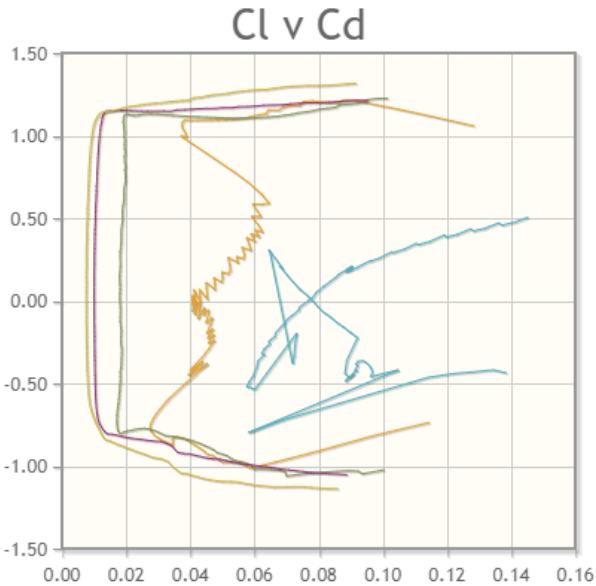
THEODORE A., T. **Introduction to the Aerodynamics of Flight [NASA SP-367**]. Washington: Scientific and Technical Information Office , 1975.

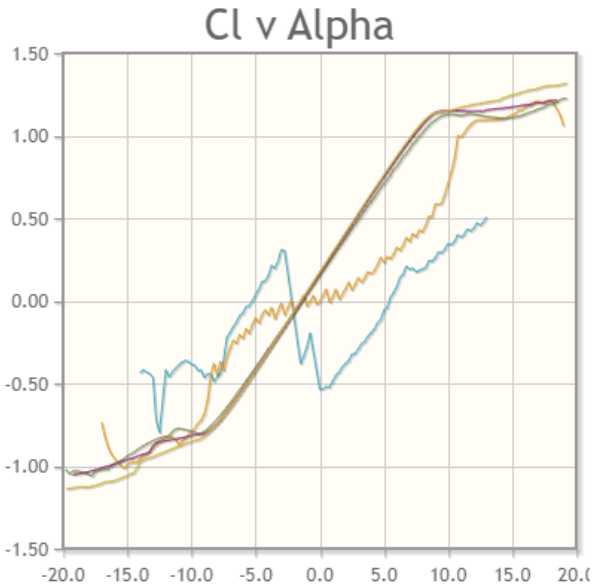
ANEXO A – AEROFÓLIO NACA 63(4) -A221

NACA 63(4)-221 (naca634221-il)

NACA 63(4)-221 - NACA 63(4)-221 airfoil



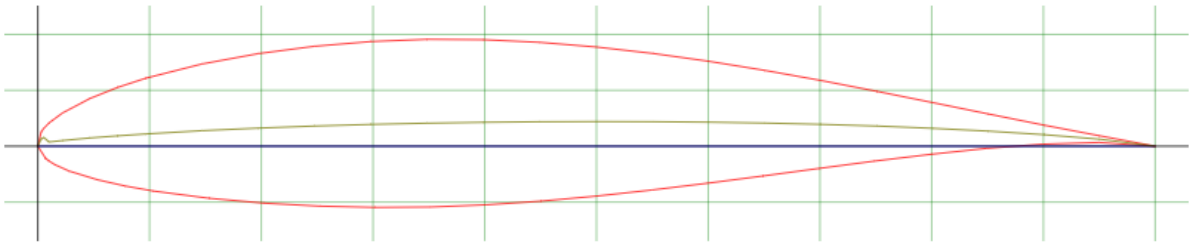


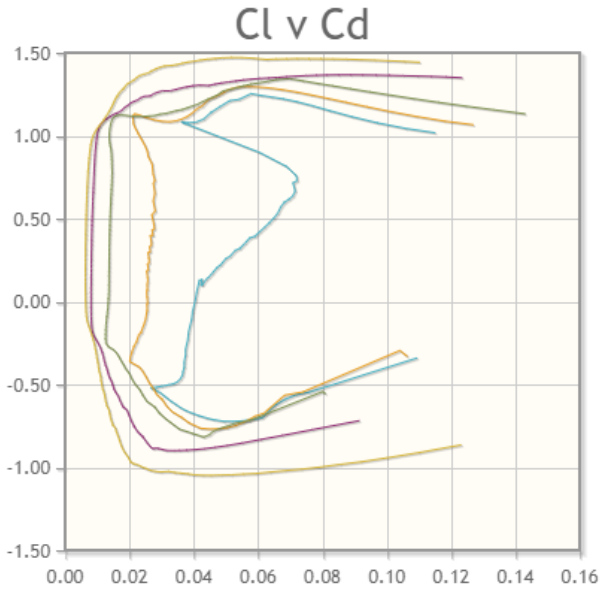


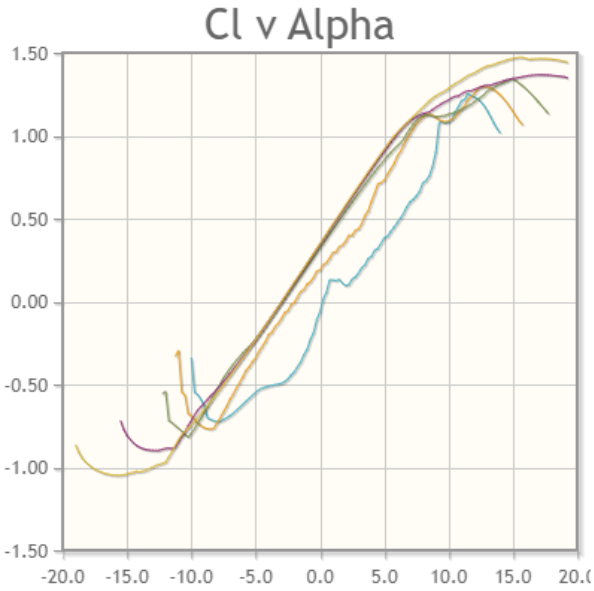
ANEXO B - AEROFÓLIO NACA 63 -415

NACA 63-415 AIRFOIL (n63415-il)

NACA 63-415 AIRFOIL - NACA 63(2)-415 airfoil







APÊNDICE A – Código em MATLAB® da Distribuição de Cargas nas Nervuras pelo Método de Shrenk

```
clear all
clc
format shortG

W = 54510;        %N
nmax = 2.8;
rho = 1.225;      % kg/m3
Cr = 3.02;        %m
Ct = 1.22;        %m
b = 21.2;         %m
CLmax =1.4;       %Coeficiente de Suntentacao Maximo
y = [0.000 0.381 0.762 1.143 1.524 1.905 2.286 2.667 3.048 3.429 3.810
4.191 4.572 4.953 5.334 5.715 6.096 6.477 6.858 7.239 7.620 8.001 8.382
8.763 9.144 9.525 9.906 10.287 10.600]; %Localizacao das 29 nervuras em
(m);

lambda = Ct/Cr;                                          %Afilamento
S = ((Cr+Ct)*b)/2                                        %area em planta
da asa trapezoidal
vman = sqrt((2*W*nmax)/(rho*S*CLmax))                    %Velocidade de
manobra
L =nmax*W
circ0 = (4*L)/(rho*vman*b*pi);                           %Circulacao do
ponto medio da asa
circ = circ0.*sqrt((1-(((2.*y)./b).^2)));                %circulacao ao
longo da envergadura
Lkutta=rho*vman*circ;
Le = (4*L)/(b*pi).*sqrt(1 - (2.*y./b).^2);               %Carremento
eliptico
Lt = ((2*L)/(b+(b*lambda))).*(1 + (2.*y./b).*(lambda-1)); %Carregamento
trapezoidal
Lts = (Lt + Le)./2;                                      %Carregamento por
aproximação de Schrenk
disp('Distribuição Shrenk [N]')
disp('Sustentação')

figure(1)
plot(y,Lkutta,'*r','LineWidth',2)
title('Distribuição Elíptica de Sustentação')
xlabel('Semi-Envergadura [m]')
ylabel('Carregamento [N/m]')
set(gca,'xtick',[0:0.5:12])
grid on

figure(2)
plot(y,Lts,'*r','LineWidth',2)
title('Distribuição de Shrenk')
xlabel('Semi-Envergadura [m]')
ylabel('Carregamento [N/m]')
set(gca,'xtick',[0:0.5:12])
grid on

%%Função do Carregamento%%
```

```
fun = @(x) -0.101*x.^6 + 2.8378*x.^5 - 30.028*x.^4 + 146.09*x.^3 -
343.02*x.^2 - 25.697*x + 9677.5; % n=2,8

%fun = @(x) -0.101*x.^6 + 2.8378*x.^5 - 30.028*x.^4 + 146.09*x.^3 -
343.02*x.^2 - 25.697*x + 9677.5; % n=1



for i = 2:28
SustNerv(i) = integral(fun,y(i) - (y(i)-y(i-1))*0.5,y(i) + (y(i)-y(i-
1))*0.5);
end
SustNerv(1) = integral(fun,0,0.381);

y = [0 0.381 0.762 1.143 1.524 1.905 2.286 2.667 3.048 3.429 3.810 4.191
4.572 4.953 5.334 5.715 6.096 6.477 6.858 7.239 7.620 8.001 8.382 8.763
9.144 9.525 9.906 10.287]; %Localizacao das 28 nervuras em (m);
figure(3)
plot(y,SustNerv,'*r','LineWidth',2)
title('Distribuição de Shrenk - Cargas Pontuais')
xlabel('Semi-Envergadura [m]')
ylabel('Sustentação nas Nervuras [N]')
set(gca,'xtick',[0:0.5:12])
grid on
f = get(0,'Format')
Vetor = [y' SustNerv']

xlswrite('Sustentação Shrenk',Vetor)
```