

**UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ
LUCAS CAMILO MIATELO RAMALHO
VINÍCIUS ALVES PÉPECE**

**DIMENSIONAMENTO E ANÁLISE DE DIFERENTES
SEÇÕES TRANSVERSAIS PARA A LONGARINA DA
ASA DE UMA AERONAVE RÁDIO CONTROLADA
PARA A COMPETIÇÃO AERODESIGN**

**Taubaté - SP
2019**

**LUCAS CAMILO MIATELO RAMALHO
VINÍCIUS ALVES PÉPECE**

**DIMENSIONAMENTO E ANÁLISE DE DIFERENTES
SEÇÕES TRANSVERSAIS PARA A LONGARINA DA
ASA DE UMA AERONAVE RÁDIO CONTROLADA
PARA A COMPETIÇÃO AERODESIGN**

Trabalho de Graduação apresentado para
obtenção do Certificado de Bacharel em
Engenharia Aeronáutica do Departamento de
Engenharia Mecânica da Universidade de
Taubaté.

Área de Concentração: Engenharia
Aeronáutica.

Orientador: Prof. Antony dos Santos.

**Taubaté - SP
2019**

SIBi – Sistema Integrado de Bibliotecas / Unitau

- R165d Ramalho, Lucas Camilo Miatelo
Dimensionamento e análise de diferentes seções transversais para a longarina da asa de uma aeronave rádio controlada para a competição aerodesign / Lucas Camilo Miatelo Ramalho; Vinicius Alves Pépece. -- 2019.
84 f. : il.
- Monografia (graduação) – Universidade de Taubaté, Departamento de Engenharia Mecânica e Elétrica, 2019.
Orientação: Prof. Antony dos Santos, Departamento de Engenharia Mecânica.
1. AeroDesign. 2. Cargas. 3. Esforços solicitantes. 4. Estruturas. 5. Longarina. I. Título. II. Pépece, Vinicius Alves. III. Graduação em Engenharia Aeronáutica.

LUCAS CAMILO MIATELO RAMALHO
VINÍCIUS ALVES PÉPECE

**DIMENSIONAMENTO E ANÁLISE DE DIFERENTES SEÇÕES TRANSVERSAIS
PARA A LONGARINA DA ASA DE UMA AERONAVE RÁDIO CONTROLADA
PARA A COMPETIÇÃO AERODESIGN**

Trabalho de Graduação apresentado para
obtenção do Certificado de Graduação do
curso de Engenharia Aeronáutica do
Departamento de Engenharia Mecânica da
Universidade de Taubaté.

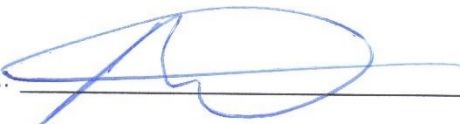
DATA: 29 de Maio de 2019

RESULTADO: Aprovado

BANCA EXAMINADORA:

Prof. Antony dos Santos

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

Assinatura:  _____

Prof. Me. Paulo de Tarso de Moraes Lobo

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

Assinatura:  _____

Prof. Pedro Augusto da Silva Alves

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

Assinatura:  _____

29 de Maio de 2019

DEDICATÓRIA

Dedicamos este trabalho primeiramente a Deus, por ser essencial em nossas vidas, autor do nosso destino, nosso guia, socorro presente na hora da angústia, ao nossos pais, mães e irmãos que com muito carinho e apoio, não mediram esforços para que nos chegássemos até esta etapa de nossas vidas. Aos nossos familiares e amigos a quem não mediram esforços para nos apoiar e nos incentivar para que nós pudéssemos concluir esse tão sonhado curso.

Ao Curso de Engenharia Aeronáutica da Universidade de Taubaté, e às pessoas com quem tivemos o prazer de conviver nesses espaços ao longo desses anos. A oportunidade e o privilégio de dissertar esse trabalho em dupla, mostrando como foram nesses anos, com amizade e admiração.

AGRADECIMENTOS

Ao nosso orientador professor Antony dos Santos, que teve papel fundamental na realização desse trabalho de conclusão de curso a quem não mediu esforços e sacrifícios para poder nos passar seu conhecimento de maneira simples e objetiva. Agradecemos a cada minuto dedicado à orientação desse projeto, nossa parceria foi incrível.

Aos nossos professores. Essa conquista não seria possível se não fosse pela paciência e dedicação de cada docente que nos incentivou e contribuiu para que esse trabalho seja dissertado.

Aos nossos orientadores dos estágios. A quem nos deram a oportunidade de apreender e contribuíram de forma fantástica com nosso conhecimento e crescimento profissional fazendo com que a realização desse trabalho se tornasse possível.

Aos nossos pais. Quem sempre nos apoiaram e nos guiaram para que a gente conseguisse terminar o curso.

Agradecemos aos nossos companheiros de *AeroDesign* da AeroTau – Equipe de *AeroDesign* Universidade de Taubaté, que contribuíram de forma substancial tanto da parte acadêmica como no relacionamento interpessoal e trabalho em equipe; nosso muito obrigado.

Agradecemos a todas as pessoas que de forma direta ou indireta me ajudaram de alguma maneira nessa caminhada.

RESUMO

Este trabalho, tomou como referência as dimensões do projeto da equipe AeroTau – Equipe de *AeroDesign* da Universidade de Taubaté do ano 2018 para a competição de âmbito internacional SAE BRASIL *AeroDesign*. Tem o intuito de analisar e comparar geometrias de seções transversais da longarina da asa em função do seu material, dimensão e manufatura para melhor desempenho na competição. A longarina da asa, sendo o principal componente estrutural de uma aeronave deve ser o primeiro elemento estrutural a ser dimensionado, pois é o componente estrutural que suportará os esforços durante o percurso de voo. Inicialmente foi realizado o levantamento das forças referente a sustentação e arrasto na asa, as quais provocam esforços transversais e longitudinais, momentos torçores e fletores. Foi aplicado como principal critério para a análise, o momento fletor e o torçor os quais são os maiores responsáveis pela instabilidade e fratura da asa ao longo de seu envelope de voo. Serão realizados os levantamentos teóricos de quais geometrias poderiam fornecer melhor eficiência estrutural. É importante que a escolha também seja baseada nos recursos disponíveis pela equipe e que seja de fácil manuseio com ferramentas comuns, custo e de fácil manufatura. A seleção dos materiais deve-se ser criteriosa, uma vez que suas propriedades específicas irão influenciar diretamente na resistência e no peso da estrutura. O dimensionamento foi feito analiticamente utilizando o método de análise de tensão, as deflexões foram obtidas numericamente utilizando o método elementos finitos para se obter um projeto de longarina de uma asa que melhor atenda aos requisitos de projeto e tenha uma maior eficiência na competição. Sendo assim, se chegou em uma configuração que esteja de acordo com os equipamentos e investimentos disponíveis pela equipe e que mesmo assim forneça uma aeronave eficiente com ganho significativo em carga paga pela ótima relação resistência/peso para melhor colocação na competição SAE BRASIL *AeroDesign* 2019.

Palavras-chave: *AeroDesign*. Cargas. Esforços solicitantes. Estruturas. Longarina. Vigas.

ABSTRACT

This work took as reference the dimensions of the AeroTau - AeroDesign Team project of the University of Taubaté of the year 2018 for the international competition SAE BRASIL AeroDesign. It is intended to analyze and compare geometries of cross sections of the wing spar according to its material, size and manufacture for better performance in the competition. The wing spar being the main structural component of an aircraft must be the first structural element to be dimensioned, since it is the structural component that will withstand the forces during the flight path. Initially, the forces were surveyed for lift and drag on the wing, which provoke transverse and longitudinal forces, twisting moments and bending moments. It was applied as the main criterion for the analysis, the bending moment and the torser which are most responsible for the instability and fracture of the wing along its flight envelope. Theoretical surveys will be carried out of which geometries could provide better structural efficiency. It is important that the choice is also based on the resources available to the team and that it is easy to handle with common tools, cost and easy to manufacture. The selection of materials should be judicious, since their specific properties will directly influence the strength and weight of the structure. The sizing was done analytically using the stress analysis method, the deflections were obtained numerically using the finite element method to obtain a wing girder design that best meets design requirements and has a higher efficiency in competition. Therefore, it was arrived at in a configuration that is in accordance with the equipments and investments available by the team and that nevertheless provides an efficient aircraft with significant gain in load paid by the excellent relation resistance / weight for better placement in the competition SAE BRASIL AeroDesign 2019.

KEYWORDS: *AeroDesign*. Applicant efforts. Beams. Loads. Longarina. Structure.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Equipes na competição SAE BRASIL AeroDesign 2018	15
Figura 2 - Equipe AeroTau 2018	16
Figura 3 - Escoamento no perfil aerodinâmico	20
Figura 4 - Ilustração dos componentes da asa.....	21
Figura 5 - Teoria de Viga de Euler-Bernoulli	25
Figura 6 - Teoria de Viga Timoshenko	26
Figura 7 - Ilustração do Laminado.....	29
Figura 8 - Plano de Tensões	32
Figura 9 - Estado triplo de tensões.....	39
Figura 10 - Projeto da asa	43
Figura 11 – Esforços solicitantes.....	44
Figura 12 - Dimensões de cada seção da asa	44
Figura 13 - Distância do centro da aeronave até as nervuras, em milímetros	56
Figura 14 - Seções geométricas transversais	57
Figura 15 - Deflexão vertical longarina circular tubular, forças em Newton, deflexão em milímetros.....	66
Figura 16 - Deflexão vertical semi asa com longarina circular tubular, forças em Newton, deflexão em milímetros	67
Figura 17 - Análise modal da longarina circular tubular, escala de deformação 1:1067	
Figura 18 - Análise modal asa com longarina circular tubular, escala de deformação 1:10	68
Figura 19 - Deflexão vertical longarina circular maciça, forças em Newton, deflexão em milímetros.....	74
Figura 20 - Análise modal da longarina circular maciça, escala de deformação 1:10	74
Figura 21 - Deflexão vertical longarina quadrada tubular, forças em Newton, deflexão em milímetros.....	75
Figura 22 - Análise modal da longarina quadrada tubular, escala de deformação 1:10	75
Figura 23 - Deflexão vertical longarina quadrada maciça, forças em Newton, deflexão em milímetros.....	76

Figura 24 - Análise modal da longarina quadrada maciça, escala de deformação 1:10	76
Figura 25 - Deflexão vertical longarina em C, forças em Newton, deflexão em milímetros.....	77
Figura 26 - Análise modal da longarina em C, escala de deformação 1:10	77
Figura 27 - Deflexão vertical longarina retangular, forças em Newton, deflexão em milímetros.....	78
Figura 28 - Análise modal da longarina quadrada maciça, escala de deformação 1:10	78
Figura 29 - Deflexão vertical semi asa com longarina circular maciça, forças em Newton, deflexão em milímetros	79
Figura 30 - Análise modal da asa com longarina circular maciça, escala de deformação 1:10	79
Figura 31 - Deflexão vertical semi asa com longarina quadrada tubular, forças em Newton, deflexão em milímetros	80
Figura 32 - Análise modal da asa com longarina quadrada tubular, escala de deformação 1:10	80
Figura 33 - Deflexão vertical semi asa com longarina quadrada maciça, forças em Newton, deflexão em milímetros	81
Figura 34 - Análise modal da asa com longarina quadrada maciça, escala de deformação 1:10	81
Figura 35 - Deflexão vertical semi asa com longarina em C, forças em Newton, deflexão em milímetros	82
Figura 36 - Análise modal da asa com longarina em C, escala de deformação 1:10	82
Figura 37 - Deflexão vertical semi asa com longarina retangular, forças em Newton, deflexão em milímetros	83
Figura 38 - Análise modal da asa com longarina retangular, escala de deformação 1:10	83

LISTA DE TABELAS

Tabela 1- Fatores de carga em função da categoria do avião	41
Tabela 2 - Velocidades	42
Tabela 3 - Parâmetros de cada seção da asa	45
Tabela 4 - Comparação das cargas na asa	49
Tabela 5 - Torção nas seções da semi asa.....	52
Tabela 6 - Cargas nas nervuras da semi asa	53
Tabela 7 - Momentos fletores nas nervuras da semi asa	53
Tabela 8 - Propriedade dos materiais	55
Tabela 9 - Dimensões do perfil na semi asa	56
Tabela 10 - Propriedades do Layup	61
Tabela 11 - Esforços solicitantes na asa	64
Tabela 12 - Deflexões das semi longarinas	66
Tabela 13 - Frequências semi asa com longarina circular tubular	68

LISTA DE GRÁFICOS

Gráfico 1 - Diagrama V-n de manobra e rajada.....	42
Gráfico 2 - Distribuição de sustentação na asa	45
Gráfico 3 - Distribuição de arrasto na asa	46
Gráfico 4 - Distribuição de cargas pelo método de Schrenk	47
Gráfico 5 - Distribuição de cargas verticais na semi envergadura	48
Gráfico 6 - Distribuição de cargas horizontais na semi envergadura.....	49
Gráfico 7 - Distribuição de esforço cortante na semi asa	50
Gráfico 8 - Distribuição do momento fletor na semi asa	501

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FAR	<i>Federal Aviation Regulations</i>
FEMAP	<i>Finite Element Modeling And Postprocessing</i>
MEF	Método de Elementos Finitos
MTOW	<i>Maximum Take-Off Weight</i>
NASTRAN	<i>Nasa Structure Analysis</i>
SAE	<i>Society of Automotive Engineers</i>
Unitau	Universidade de Taubaté

LISTA DE SÍMBOLOS

$V_{m\acute{a}x}$	Velocidade máxima da aeronave
V_a	Velocidade de manobra
V_c	Velocidade de cruzeiro
V_d	Velocidade de mergulho
V_{estol}	Velocidade de estol
n	Fator de carga
$n_{m\acute{a}x}$	Fator de carga máximo
W	Peso da aeronave
ρ	Densidade do ar
S	rea
$C_{l_{m\acute{a}x}}$	Coeficiente de sustentao máximo
λ	Afilamento
C_t	Corda ponta
C_r	Corda raiz
b	Envergadura
y	Distância até a nervura raiz
L	Sustentao
L	Comprimento
w	Deslocamento vertical
I_f	Momento de Inércia
θ	ngulo de deformaao
y_{xy}, y_{xz}, y_{yz}	Deflexão no eixo xy , yz e yz
$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$	Tensão eixo x , y e z
τ	Cisalhamento
SR	Relaao de fora

ε	Deformação
G	Critério de segurança segundo Tsai-Hill
H	Critério de segurança segundo Tsai-Wu
d_x, d_y, d_z	Tamanho infinitesimal eixo x, y e z
T_x, T_y, T_z	Tensão normal eixo x, y e z
E	Modulo de Elasticidade
k	Grau de liberdade
α	Ângulo de ataque
C_{ma}	Corda média aerodinâmica
Cl	Coeficiente de sustentação
Cd	Coeficiente de arrasto
Cp	Centro de pressão
q	Carga distribuída
Mf	Momento fletor
Mt	Momento torçor
c	Coeficiente de momento
Wf	Modulo de resistência
σ_{adm}	Tensão admissível
σ_r	Tensão de ruptura
Cs	Coeficiente de segurança
D	Diâmetro externo
d	Diâmetro interno
e	Espessura
H	Altura
h	Altura interna
A	Lado
a	Lado interno

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	15
1.1	Objetivos	18
1.1.1	Objetivo Geral.....	18
1.1.2	Objetivos Específicos	18
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	20
2.1	Longarina.....	20
2.2	Cargas na Estrutura.....	21
2.3	Método de <i>Schrenk</i> para a Distribuição de Cargas.....	23
2.4	Teoria de Viga.....	24
2.4.1	Teoria de Viga de <i>Euler-Bernoulli</i>	24
2.4.2	Teoria de Viga <i>Timoshenko</i>	25
2.5	Teoria da Placa.....	27
2.5.1	Compósito Laminado.....	28
2.6	Introdução ao Método de Elementos Finitos.....	29
2.7	Dimensionamento Seção Transversal Longarina	31
2.8	Critério de Falha	32
2.8.1	Teoria de Falha de Máxima Tensão	33
2.8.2	Teoria de Falha de Máxima Deformação.....	34
2.8.3	Teoria de Falha de <i>Tsai-Hill</i>	35
2.8.4	Teoria de Falha de <i>Tsai-Wu</i>	36
2.9	Análise Estática	37
2.9.1	Análise de Tensão e Deformação.....	37
2.9.2	Relações entre tensão, Deformação e Deslocamentos.....	38
2.10	Análise Dinâmica	39
2.10.1	Análise de Vibração.....	39
3	METODOLOGIA	41
3.1	Cálculo de Cargas	41
3.2	Cálculo dos Esforços Solicitantes.....	43
3.2.1	Distribuição de Cargas pelo Método de <i>Schrenk</i>	46

3.2.2	Distribuição de Cargas pelo Método Adaptado	47
3.2.3	Esforço Cortante e Momento Fletor na Semi Asa	49
3.2.4	Momento Torçor	51
3.2.5	Cargas nas Nervuras.....	52
3.3	Cálculo da Geometria Transversal da Longarina.....	53
3.3.1	Materiais	53
3.3.2	Dimensões das Nervuras	55
3.3.3	Geometrias	57
3.3.4	Módulo de Resistência	58
3.3.5	Dimensionamentos das Seções	59
3.4	Modelamento e Análise em Elementos Finitos	60
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO	64
5	CONCLUSÃO	69
	REFERÊNCIAS.....	72
	APÊNDICE A - ANÁLISE LONGARINA CIRCULAR MACIÇA	74
	APÊNDICE B - ANÁLISE LONGARINA QUADRADA TUBULAR	75
	APÊNDICE C - ANÁLISE LONGARINA QUADRADA MACIÇA.....	76
	APÊNDICE D - ANÁLISE LONGARINA EM C	77
	APÊNDICE E - ANÁLISE LONGARINA RETANGULAR.....	78
	APÊNDICE F - ANÁLISE ASA COM LONGARINA CIRCULAR MACIÇA.....	79
	APÊNDICE G - ANÁLISE ASA COM LONGARINA QUADRADA TUBULAR.....	80
	APÊNDICE H - ANÁLISE ASA COM LONGARINA QUADRADA MACIÇA.....	81
	APÊNDICE I - ANÁLISE ASA COM LONGARINA EM C	82
	APÊNDICE J - ANÁLISE ASA COM LONGARINA RETANGULAR.....	83

1 INTRODUÇÃO

Em busca de inovações de projeto, soluções de engenharia e interações entre os estudantes de diferentes cursos e diversas faculdades a *Society of Automotive Engineers* SAE BRASIL, empresa que visa a disseminação da tecnologia e inovação, realiza desde 1999 em São José dos Campos, São Paulo Brasil, a SAE BRASIL *AeroDesign* (Figura 1). Uma competição de engenharia com o intuito de se projetar uma aeronave rádio controlada, com o propósito de se realizar todas as missões impostas pela competição. Com cerca de 100 equipes por ano oriundas de diversos países da América Latina e que são divididas em 3 categorias: Micro, Regular e Aberta. Cada categoria possui requisitos específicos. De maneira geral, a Categoria Regular, possui maiores restrições, enquanto as categorias Aberta e Micro as equipes têm maior liberdade de projeto.

Figura 1 - Equipes na competição SAE BRASIL *AeroDesign* 2018



Fonte: AEROTAU (2018)

As avaliações e classificação das equipes são realizadas em duas etapas: Competição de Projeto e Competição de Voo, onde os projetos são avaliados comparativamente por engenheiros da indústria aeronáutica com base na concepção e desempenho dos projetos.

Com o objetivo de promover a interação entre diferentes cursos de diferentes faculdades, a competição estimula a busca por conhecimento, a troca de informações e experiência entre as equipes para uma melhor relação de companheirismo e trabalho em equipe, e como resultado, melhorando o aperfeiçoamento de projeto e obtendo inovações nas aeronaves.

Ao participar da competição SAE BRASIL *AeroDesign* o estudante se envolve com um caso real de desenvolvimento de projeto aeronáutico, desde sua concepção, projeto detalhado, construção e testes, por isso com a mudança de regulamento todos os anos, faz com que a busca para aperfeiçoamento e avanço da tecnologia das equipes, sempre se mantenham crescentes ao longo dos anos. Novas metodologias de projeto têm surgido para que as aeronaves se tornem cada vez mais resistentes e leves, por isso é fundamental o desenvolvimento de um projeto competitivo e eficiente, almejando assim uma posição entre as melhores equipes da competição.

A Universidade de Taubaté (Unitau) tem uma equipe que participa da competição SAE BRASIL *AeroDesign* desde 2006 na classe Regular, denominada AeroTau (Figura 2), e no ano de 2018 implementou a classe Micro para agregar mais estudantes no processo e difundir conhecimento tanto teórico quanto na prática aeronáutica a seus alunos. Portanto, os estudos deste trabalho e a metodologia de projeto utilizadas poderão servir de incentivo e base para ambas as equipes.

Figura 2 - Equipe AeroTau 2018



Fonte: AEROTAU (2018)

Para a categoria Regular da competição SAE BRASIL *AeroDesign* 2018, na qual o trabalho será fundamentado, tem como requisitos de projeto da aeronave rádio controlada a limitação da soma da envergadura com o comprimento da aeronave deve ser de no máximo 3.5 metros. Tendo como limitação, uma pista na qual a aeronave precise decolar em até 60 metros e pousar em até 120 metros.

Já as restrições para o ano de 2019 são ainda mais desafiadoras, a soma da envergadura com o comprimento não pode ultrapassar 3.7 metros e o comprimento de pista para pouso é de 100 metros e para a decolagem 50 metros.

Um dos principais componentes da aeronave rádio controlada é a asa, constituída estruturalmente pela sua longarina, nervuras, revestimento e por sua superfície de comando denominada *aileron*. A longarina é responsável por receber a maioria dos esforços dos outros componentes constituintes da asa e ainda gerar sustentação para que a aeronave decole e realize o percurso de voo e pouse de forma segura e confiável. De modo, que não ocorra falhas ou quebras de componentes durante todo o percurso, ocasionando o descumprimento dos requisitos mínimos de segurança implicando em penalidades ou até mesmo invalidações do voo, caso isso venha ocorrer. Diferentemente do projeto estrutural da asa de uma aeronave convencional que apresenta um sistema *fail safe*, com longarinas primárias e secundárias, o projeto da asa para esta competição apresenta um sistema *safe life*. Dessa forma, a asa apresenta somente uma longarina principal com coeficiente de segurança, não possuindo sistema redundante em caso de falha deste, tornando o projeto ainda mais desafiador.

Sabendo-se disso, a asa da aeronave precisa ser bem projetada, dimensionada e testada, afim de se obter uma estrutura que seja resistente e ao mesmo tempo leve, agregando assim, maior valor ao projeto, devido ao seu baixo peso vazio, e assim buscando uma melhor colocação na competição. Tendo como objetivo a melhor eficiência estrutural para a aeronave, foram realizados estudos das cargas atuantes através de cálculos analíticos em condição de equilíbrio estático, na envergadura da asa (comprimento total da asa de uma ponta a outra) do projeto AeroTau 2018. Sendo as cargas atuantes devido a sustentação e arrasto, que geram os esforços cortantes, os momentos fletores e os momentos torçores. Em seguida, foi dimensionada a melhor seção transversal de longarina que se adeque ao projeto. A mesma foi analisada em programa de elementos finitos com diferentes geometrias de seções transversais para a mesma condição de carregamento. Com o intuito de comparar

qual atende os requisitos de projeto com melhor resistência/peso, com uma melhor manufatura e após todas validações será possível ser feitos testes em voo pela equipe.

Segundo Rodrigues (2015) a longarina é o principal componente estrutural de uma aeronave, e é extremamente importante pelo fato dela ser responsável por moldar a geometria da asa e suportar a maior parte dos esforços de torção e flexão causados pelas forças de sustentação e arrasto sofridos em voo. Na maioria dos casos é um dos componentes que mais agregam peso a estrutura final do avião e sua otimização é fundamental para que a equipe consiga uma aeronave eficiente e competitiva.

Espera-se que com o estudo de novas formas geométricas de longarina possa proporcionar melhorias significativas em sua resistência, assim como seu menor volume e peso, proporcionando uma melhor eficiência estrutural da aeronave, facilidade de manufatura e proporcionando um melhor desempenho da equipe na competição.

1.1 OBJETIVOS

1.1.1 Objetivo Geral

Este trabalho tem como objetivo geral, analisar as cargas atuantes na asa em condições críticas de voo e avaliar diferentes geometrias de longarina da asa de uma aeronave rádio controlada, em função do tamanho disponível no perfil e do tipo de material que será usado na equipe Aerotau 2019.

A longarina será escolhida através de cálculos analíticos, numéricos e terá como critério primordial ser projetada para suportar as cargas de tração, compressão, torção e flexão, aos quais irá ser exposta durante todo o percurso de voo. Além disso, a mesma deve apresentar facilidade construtiva e a melhor relação de resistência peso, para que se possa obter um ganho seguro em peso estrutural. Visando sempre a melhor colocação da competição.

1.1.2 Objetivos Específicos

Além do ganho na eficiência estrutural, este trabalho tem como intuito:

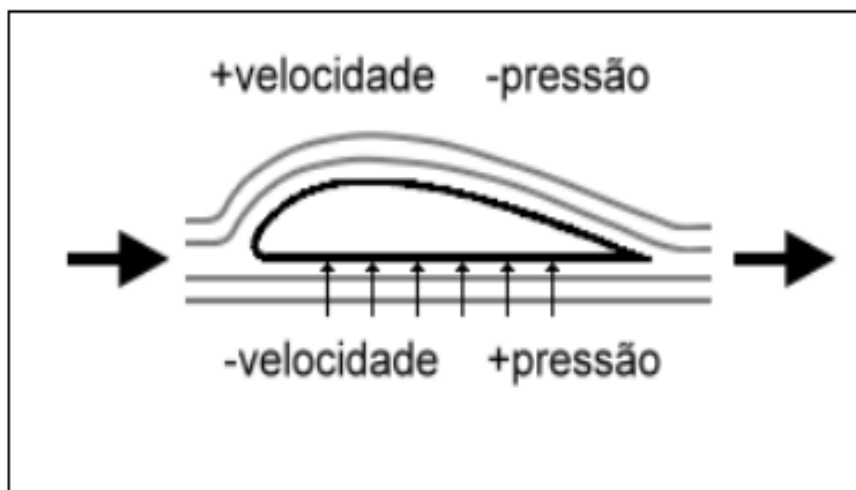
- 1) Servir de inspiração e de guia para novos ingressantes na área de cargas e estruturas nas equipes de *AeroDesign*;
- 2) Calcular a melhor geometria de seção transversal para aeronave da equipe AeroTau 2019;
- 3) Aplicar conhecimentos adquiridos durante a graduação para análise das forças atuantes na aeronave;
- 4) Utilizar os conhecimentos adquiridos para modelagem numérica para análise dos deslocamentos e tensões através do método de elementos finitos;
- 5) Proporcionar uma aeronave competitiva;
- 6) Fazer da área de cargas e estruturas da equipe referência para que os futuros membros optem pelas mesmas e assim agreguem ainda mais valor gerando um ciclo contínuo;
- 7) Agregar conhecimento e deixar um *know-how* amplo e de fácil entendimento para os membros que ainda iram fazer parte da equipe.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 LONGARINA

A longarina é um dos principais componentes da aeronave, fundamental e indispensável utilizada na montagem da asa de uma aeronave, geralmente com elevada resistência e a maioria delas fabricada com ricas ligas metálicas. Na indústria aeronáutica e aeroespacial usa-se geralmente ligas de alumínio, devido as suas ótimas propriedades mecânicas como tenacidade, fluência, baixo peso e excelente resistência a corrosão. Os materiais são selecionados criteriosamente por oferecerem propriedades bom comportamento mecânico as quais são submetidos durante o voo da aeronave. Além das grandes tensões oriundas dos pousos e decolagens e por suportarem os altos índices de vibração sem comprometer a segurança da aeronave. A maioria é fabricada com metais de alta resistência e geralmente é fixada à fuselagem por encaixes de asa, vigas simples ou em treliça. É responsável por transmitir à fuselagem da aeronave todos os carregamentos de sustentação gerada aerodinamicamente pelo intradorso e extradorso, oriundas da diferença de pressão da asa. Atendendo o princípio de *Bernoulli*, onde em seu extradorso a velocidade do fluido é maior, sendo assim a pressão é menor e no intradorso, ocorre o inverso, a velocidade do fluido é menor e a pressão exercida nele é maior (Figura 3), fazendo com que ocorra uma resultante de forças e conseqüentemente, com que o avião ganhe sustentação (ANDERSON, 2004).

Figura 3 - Escoamento no perfil aerodinâmico

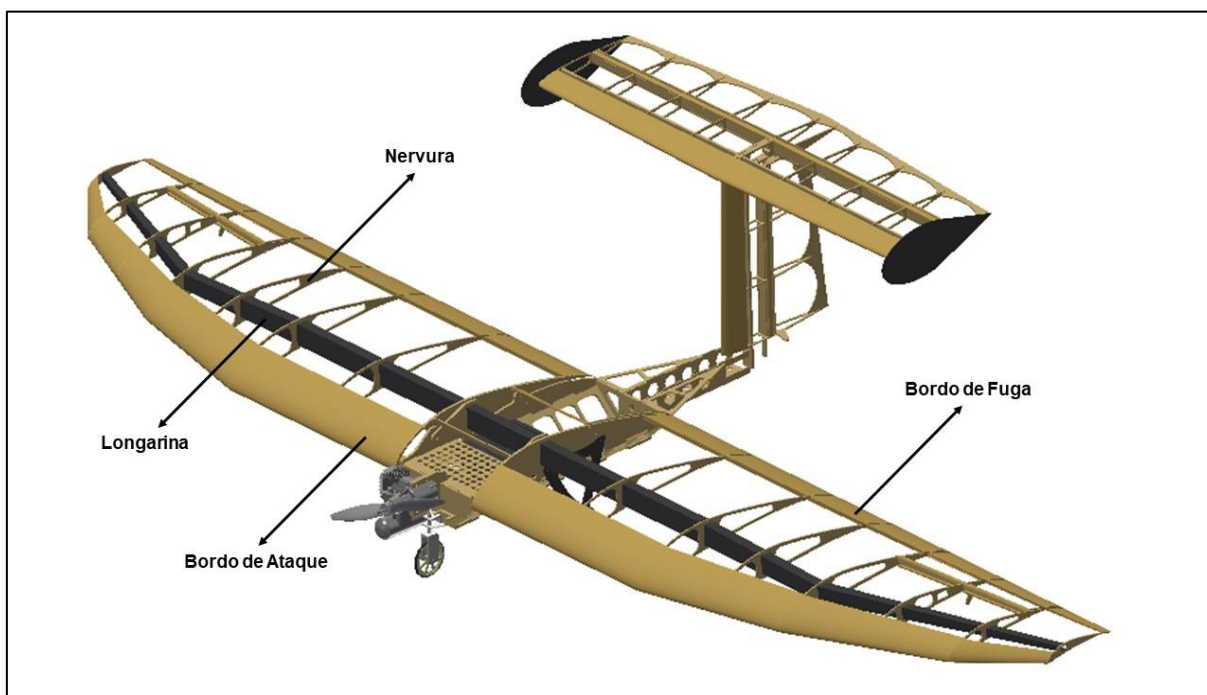


Fonte: PULLIN (1976)

A asa de uma aeronave pode ser classificada de acordo com sua fixação na fuselagem, podendo ser alta, média ou baixa. Aviões com um único par de asas, que é o foco deste trabalho, são denominados monoplanos (DA ROSA, 2006). Os principais elementos estruturais de uma asa são as nervuras, a longarina e a entelagem, além de conter o bordo de ataque e o bordo de fuga.

Geralmente, a longarina está disposta longitudinalmente da sua raiz até a ponta da asa, suportando todo o peso dos tanques de combustível, no caso de grandes aeronaves, e demais peças integrantes da asa da aeronave inclusive as superfícies de comando responsáveis pela manobrabilidade no eixo longitudinal da aeronave. As nervuras dão o formato aerodinâmica do perfil à asa e transmitem os esforços do revestimento para a longarina. O bordo de ataque representa a parte dianteira da asa da aeronave e o bordo de fuga representa a parte traseira e serve como berço para o alojamento dos *ailerons* e/ou dos *flaps*, conforme ilustrado na Figura 4.

Figura 4 - Ilustração dos componentes da asa



Fonte: AEROTAU (2018)

2.2 CARGAS NA ESTRUTURA

A função de um engenheiro de cargas e estruturas dentro de uma empresa de desenvolvimento aeronáutico é ampla e multidisciplinar. As informações necessárias

para a determinação das cargas atuantes em uma aeronave são provenientes de diversas áreas da empresa, desde setores comerciais até setores técnicos como aerodinâmica, desempenho, e controle e estabilidade. A forma como a carga de sustentação é distribuída sobre uma asa finita é uma das questões mais importantes para o cálculo de esforços sobre estes componentes. A forma desta distribuição definirá a forma das distribuições dos esforços transversais, longitudinais, momento fletor e momento torçor (ISCOLD, 2001). Na análise de desempenho de um avião, o arrasto gerado representa grande influência na área de aerodinâmica e cargas.

Como forma de se estimar o arrasto de uma aeronave, é importante citar que existem duas fontes de geração das forças aerodinâmicas em um corpo que se desloca através de um fluido. Essas fontes são: a distribuição de pressão e as tensões de cisalhamento que atuam sobre a superfície do corpo, sendo assim, existem dois tipos característicos de arrasto, o de pressão que ocorre devido ao desbalanceamento de pressão existente sobre a superfície da aeronave e o arrasto de atrito proveniente das tensões de cisalhamento que atuam sobre a superfície da aeronave. Todo e qualquer outro tipo de arrasto citado na literatura aeronáutica é proveniente de uma dessas duas formas (RODRIGUES, 2015).

Para o cálculo de cargas na asa é necessário se obter primeiramente o diagrama V-n da aeronave. Este diagrama consiste em uma combinação de velocidade e fator de carga para diferentes condições de voo especificado pelos regulamentos. Uma vez que o diagrama V-n da aeronave é determinado, é possível calcular as condições de carregamento na asa (ISCOLD, 2001). Em seguida, determina-se qual das condições analisadas é a mais crítica, portanto, tendo esta como condição de projeto. Obtida a condição crítica de projeto é necessário determinar a forma como essa carga é distribuída sobre a asa.

O envelope de manobra foi construído a partir das análises de cruzeiro e de manobra, que determinaram a velocidade máxima em voo reto nivelado do avião como sendo $V_{m\acute{a}x}$, assim como a velocidade de manobra V_a segundo a Equação (1) e o fator de carga para a mesma $n=2$.

Determinou-se a velocidade de cruzeiro V_c segundo a Equação (2) e a velocidade de mergulho da aeronave V_d conforme a Equação (3). A velocidade de estol V_{estol} exemplificada através da Equação (4).

$$V_A = V_{estol} \cdot \sqrt{n_{m\acute{a}x}} \quad (1)$$

$$V_C = 0,9 \cdot V_A \quad (2)$$

$$V_D = 1,25 \cdot V_A \quad (3)$$

$$V_{estol} = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot V_A \cdot Cl_{m\acute{a}x}}} \quad (4)$$

2.3 MÉTODO DE SCHRENK PARA A DISTRIBUIÇÃO DE CARGAS

A distribuição de sustentação ao longo da envergadura de uma asa com uma forma geométrica qualquer pode ser obtida através de um modelo simplificado denominado aproximação de *Schrenk*. Normalmente, este método é aplicado durante o projeto conceitual de uma aeronave com asas de baixo enflechamento e de moderado a alto alongamento. O método basicamente representa uma média aritmética entre a distribuição de carga originada pelo modelo de asa em questão e uma distribuição elíptica para uma asa de mesma área e mesma envergadura, a qual apresenta as melhores características estruturais e aerodinâmicas, porém seu uso é restrito devido à dificuldade de manufatura (SCHRENK, 1940).

A força de sustentação atuante no ponto de manobra da aeronave pode ser calculada pela solução da Equação (5):

$$L = n_{m\acute{a}x} \cdot W \quad (5)$$

A relação de afilamento dessa asa é dada pela Equação (6):

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad (6)$$

Para uma distribuição elíptica tem-se a partir da aplicação da Equação (7):

$$L(y)E = \frac{4l}{b \cdot \pi} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (7)$$

Para a asa trapezoidal em estudo a partir da aplicação da Equação (8), tem-se que:

$$L(y)T = \frac{2l}{(1+\lambda)b} \left[1 + \left(\frac{2y}{b}(\lambda - 1)\right) \right] \quad (8)$$

Pela aproximação de *Schrenk*, a força de sustentação nessa estação da asa é representada pela Equação (9):

$$L(y)TS = \frac{L(y)T + L(y)E}{2} \quad (9)$$

2.4 TEORIA DE VIGA

2.4.1 Teoria de Viga de *Euler-Bernoulli*

A teoria do feixe de *Euler-Bernoulli* é uma simplificação da teoria linear da elasticidade que fornece um meio de calcular as características de carga e deflexão das vigas. Abrange o caso de pequenas deflexões de um feixe (isto é, um corte através do feixe em algum ponto ao longo de seu comprimento) que são submetidas apenas a cargas laterais. É, portanto, um caso particular da teoria do feixe de *Timoshenko*. As duas principais suposições feitas pela teoria do feixe de *Bernoulli-Euler* são que as seções planas permanecem planas e que os ângulos de inclinação deformados (declives) são pequenos (Figura 5). Essa suposição é geralmente válida para vigas de flexão, a menos que a viga sofra tensões de cisalhamento ou de torção significativas em relação às tensões de flexão (TIMOSHENKO, 1940). Matematicamente falando:

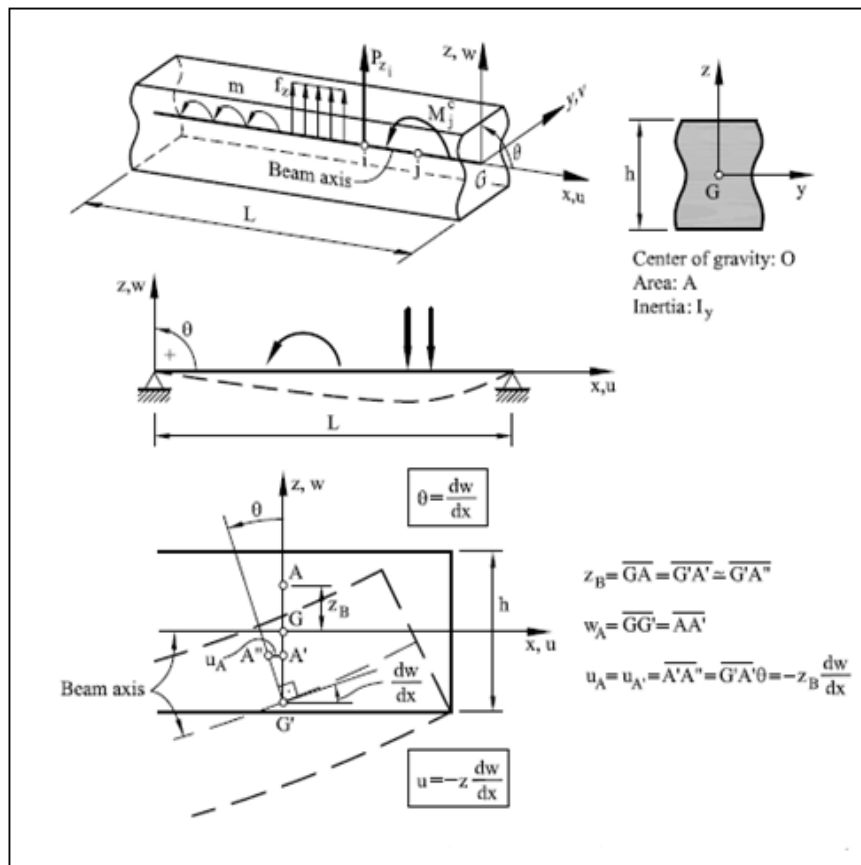
- a) os deslocamentos verticais w (eixo z) dos pontos contidos em uma seção transversal são pequenos e iguais ao deslocamento vertical do eixo da viga (Equações 10 e 11);
- b) o deslocamento lateral v (eixo y) é nulo;

- c) seções normais ao eixo da viga continuam planas e ortogonais ao eixo da viga após a deformação.

$$u(x, y, z) = -z \cdot \theta(x) \quad (10)$$

$$\frac{d^2 w}{dx^2} = \frac{Mf}{EI} \quad (11)$$

Figura 5 - Teoria de Viga de *Euler-Bernoulli*



Fonte: *TIMOSHENKO* (1940)

2.4.2 Teoria de Viga *Timoshenko*

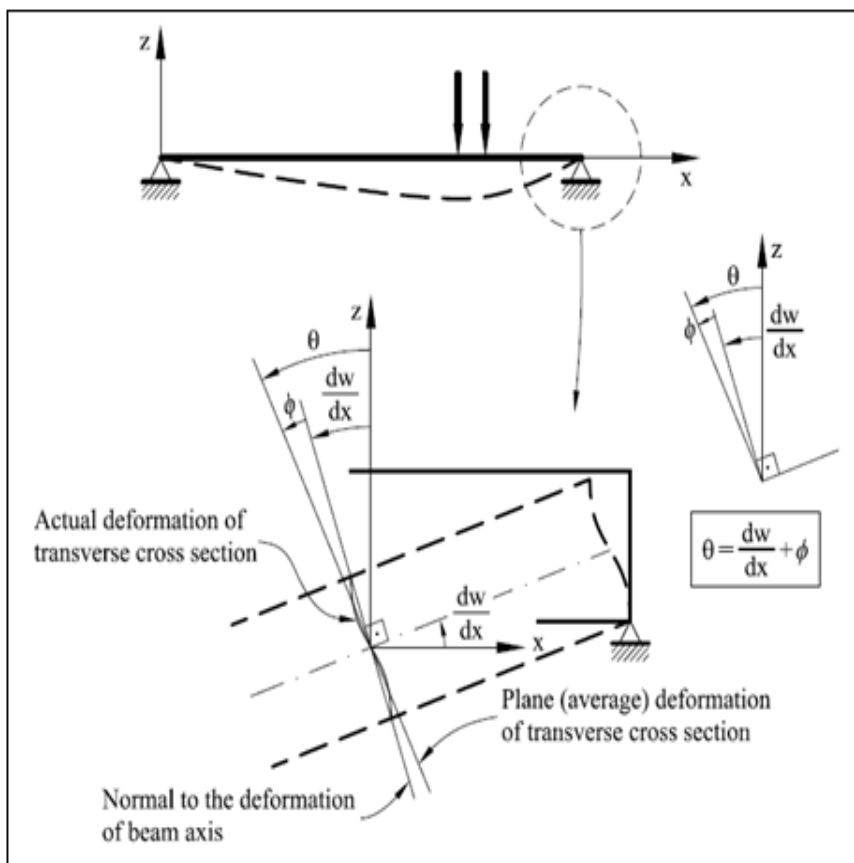
A teoria de viga de *Timoshenko* foi desenvolvida por *Stephen Timoshenko* no início do século XX. O modelo leva em conta a deformação de cisalhamento e os efeitos de flexão rotacional, tornando-o mais adequado para descrever o comportamento de feixes grossos, feixes compostos de sanduíche ou feixes sujeitos a excitação de alta frequência quando o comprimento de onda se aproxima da espessura do feixe (*TIMOSHENKO*, 1940). Sendo assim:

- a) os deslocamentos verticais w (eixo z) dos pontos contidos em uma seção transversal são pequenos e iguais ao deslocamento vertical do eixo da viga (Equações 12 e 13);
- b) o deslocamento lateral v (eixo y) é nulo;
- c) seções normais ao eixo da viga continuam planas, mas não necessariamente ortogonais ao eixo da viga após a deformação (Figura 6).

$$u(x, y, z) = -z \cdot \theta(x) \quad (12)$$

$$\theta = \frac{dw}{dx} + \phi \quad (13)$$

Figura 6 - Teoria de Viga Timoshenko



Fonte: **TIMOSHENKO (1940)**

2.5 TEORIA DA PLACA

Dentre os vários tipos de elemento existentes para o cálculo estrutural, o elemento de placa e de casca foi alvo de extensa pesquisa. O elemento de casca apresentam uma maior aplicabilidade em casos práticos de engenharia pois podem representar geometrias de superfície de uma maneira mais fácil que elementos de placa, já que os nós dos elementos de casca não precisam estar no mesmo plano. As placas são elementos estruturais planos, submetidos a carregamentos transversais ao seu plano, com espessura muito menor que suas demais dimensões. O problema de flexão de placas depende da espessura da placa quando comparada às outras dimensões e as mesmas devem ser classificadas em três problemas distintos (TIMOSHENKO, 1940). Sendo eles:

- a) Placas finas com pequenos deslocamentos transversais;
- b) Placas finas com grandes deslocamentos transversais;
- c) Placas espessas.

Segundo *Robert* (1984) a consideração de placa fina com pequenos deslocamentos transversais é válida quando os deslocamentos transversais da placa são pequenos, comparados à espessura. Por isso, pode se obter uma aproximação do comportamento de flexão da placa, levando em conta somente deformações devido à flexão, tomando as seguintes considerações:

- a) O plano médio da placa pode ser considerado indeformável, permanecendo neutro durante a flexão;
- b) Retas normais ao plano médio da placa indeformada deverão continuar sendo consideradas normais ao plano médio deformado (desprezando assim as distorções γ_{xz} e γ_{yz});
- c) As tensões σ_z são desprezadas.

Para placas finas com grandes deslocamentos transversais (placas esbeltas), consideram os efeitos da não-linearidade geométrica em sua formulação, incluindo o efeito dos carregamentos no plano da placa. Soluções a partir desta teoria podem ser aplicadas em análise de estabilidade elástica de placas e servem de base para geração de fórmulas muito utilizadas na análise de flambagem de chapas em projeto de estruturas metálicas (ROBERT, 1984). Em alguns casos, a consideração das hipóteses anteriormente mencionadas não traduz satisfatoriamente o fenômeno

analisado, principalmente quando a espessura da placa aumenta e quando há situações de carga concentrada. Nestes casos, a teoria de placas espessas deve ser aplicada. Esta teoria considera o problema de flexão de placas, um problema tridimensional da teoria de elasticidade, o que leva a uma análise de tensões muito mais complexa. Por se tratar de um caso, na qual engloba placas finas e espessas com pequeno deslocamento transversal, a teoria de placas espessas foi a mais adequada para a aplicação deste trabalho. Para a teoria de placas espessas foi tomado as seguintes considerações:

- a) O plano médio da placa pode ser considerado indeformável, permanecendo neutro durante a flexão. O que é válido se os deslocamentos transversais são pequenos quando comparados à espessura da placa;
- b) Retas normais à superfície de referência indeformada permanecerão retas após a deformação, porém, não mais serão necessariamente normais ao plano médio;
- c) A componente de tensão normal é desprezível.

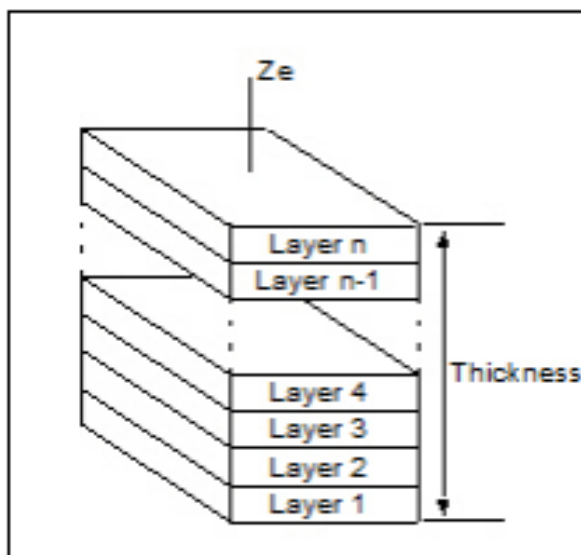
2.5.1 Compósito Laminado

Segundo *Kaw* (2006) lâmina é uma única camada plana de fibras unidirecionais dispostas em uma matriz. Uma lâmina representa uma camada fina de um material compósito, neste caso da fibra de carbono que geralmente têm uma espessura na ordem 0,2 milímetros cada. Um laminado é construído empilhando várias dessas lâminas na direção da espessura. Estruturas mecânicas feitas desses laminados, são submetidas a várias cargas, como flexão e torção. O desenho e análise de tais estruturas laminadas exige conhecimento das tensões e seus esforços para que as fibras fiquem postas na direção onde se exige mais resistência.

O laminado normalmente é composto de um grupo de camadas de compósitos, únicas unidas umas às outras. Cada camada pode ser identificada por sua localização no laminado, seu material e seu ângulo de orientação com um eixo de referência (PETERS, 1998). As equações de tensão/deformação foram desenvolvidas para uma única lâmina. Uma estrutura real, no entanto, não consistirá de uma única lâmina, mas de um laminado, isto é, consiste em mais de uma lâmina unida por sua espessura. Desta forma, a quantidade de camadas escolhidas, implicará na resistência para a distribuição de cargas ao longo das mesmas. As propriedades mecânicas de uma

lâmina estão diretamente ligadas com a direção em que os laminados estão dispostos, como ilustrado na Figura 7.

Figura 7 - Ilustração do Laminado



Fonte: FEMAP *User guide* v11.2.2 (2015)

As propriedades são severamente limitadas quando os laminados são dispostos na direção transversal. Ao empilhar várias camadas unidirecionais, pode ocorrer de ser um ótimo laminado para cargas unidirecionais. No entanto, para requisitos de cargas distribuídas e rigidez, isso não seria desejável. Sendo assim, cada lâmina tem fibras orientadas de maneira distinta. Desta forma, obtendo-se para as diversas direções, resistência e rigidez diferentes. Se o arranjo do laminado não for simétrico em relação a superfície media do mesmo, pode ocorrer um acoplamento entre seus modos de deformação, sendo que o principal acoplamento é aquele entre deformação normal e flexão (KAW, 2006).

2.6 INTRODUÇÃO AO MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS

Com o passar dos anos as análises estruturais de geometrias mais complexas passaram a ser executados por ferramentas mais sofisticadas para cálculo, por programas de simulação que empregam o Método de Elementos Finitos (MEF). Os elementos finitos foram desenvolvidos, devido à grande dificuldade algébrica e demanda de tempo, na busca de tensões, forças e deformações em estruturas onde

era necessário se fazer com menor tempo e com maior grau de precisão e confiabilidade (RAYMER, 1992).

O Método de elementos finitos MEF é um método amplamente difundido na engenharia, por ser uma ferramenta para resolver equações diferenciais parciais e equações integral-diferencial. A expressão elemento finito se refere que cada elemento possui um tamanho finito e com número finito de graus de liberdade, ou seja, a solução aproximada utilizando polinômios simples, frequentemente lineares ou quadráticos, em vez de fazer uso de equações complexas (TAYLOR, 2000). O avanço da tecnologia possibilitou a engenharia a simulação computacional com a finalidade de se ter o melhor resultado de análise de estruturas mesmo antes das mesmas serem construídas. A complexibilidade dos cálculos necessários para se realizar estudos e análises de estruturas complexas e de diferentes geometrias fez com que fosse necessária uma ferramenta de fácil acesso e que proporcionasse um resultado com alto grau de precisão. Ela nos fornece resultados tanto de análises estáticas, quanto dinâmicas, como por exemplo de tensão, deformação, deslocamento de uma estrutura, análise modal, aeroelásticas em equipamentos ou produtos sob análise. De maneira geral, ela nos fornece resultados utilizados para identificar a durabilidade do componente, identificar pontos de concentração de tensão, entender o comportamento da estrutura diante de um carregamento e fazer com que possamos otimizar peças antes mesmo de fabricá-las. Não é à toa que atualmente todas as grandes indústrias de desenvolvimento de produtos possuem *softwares* de análise pelo MEF como base e apoio para a engenharia de produto.

O programa de pré e pós processamento FEMAP *Finite Element Modeling And Postprocessing*® versão 11.2.2, juntamente com o *solver NX NASTRAN v10.2* é uma ferramenta de análise também fundamentada no método de elementos finitos possuindo ampla aplicação em análises estruturais, dinâmicas dentre outras, obtendo respostas numéricas confiáveis (TAYLOR, 2000).

O FEMAP é comunalmente empregado na indústria e principalmente no ramo da aeronáutica, pois possui a capacidade de resolver equações diferenciais, que consiste em discretizar o sistema sob análise em vários elementos constituindo a malha da geometria, com grande precisão. O elemento é subdividido em pequenas frações de modo com que o seja tratado como discreto e não mais com contínuo, as quais são denominados elementos finitos (OÑATE, 2009).

A partes críticas da aeronave estruturalmente devem ser projetadas para suportar as cargas e resistirem aos esforços solicitante, em geral os membros estruturais precisam suportar as cargas de tração, compressão, torção e flexão onde o uso de elementos finitos pode ajudar a encontrar com maior facilidade os pontos com maiores concentradores de tensão (DA ROSA, 2006).

2.7 DIMENSIONAMENTO SEÇÃO TRANSVERSAL LONGARINA

As longarinas de pequenas aeronaves normalmente são feitas de geometria transversal quadrada ou circular, as quais são de fácil manufatura e suportam bem os esforços devido sua característica maciça e simétrica. Entretanto, as mesmas apresentam alto valor relativo de peso o que implica na diminuição do rendimento da aeronave. Todavia, se as mesmas apresentarem seções vazadas ou até mesmo uma mudança de geometria, como por exemplo em “C”, “I” ou Retangular, podem ter uma melhor eficiência e ainda possibilitar a diminuição de peso estrutural (HIBBLER, 2010). Contudo, outro ponto a se levar em consideração é a dificuldade de manufatura que a equipe iria se deparar. Tendo em vista, as diferentes seções geométricas e deveram ser calculadas, comparadas criteriosamente umas com as outras, com o objetivo de se chegar não somente na que apresentaria melhor desempenho ou a que se encaixe melhor nos parâmetros de projeto, mas a que seria possível de fabricar pela equipe. Tendo isto em vista, foram realizadas as análises de seis geometrias de longarinas diferentes, sendo elas:

- a) circular maciça;
- b) circular vazada;
- c) quadrada maciça;
- d) quadrada vazada;
- e) geometria em “C”;
- f) retangular.

Para todas as geometrias analisadas se faz necessário o uso do mesmo material a fibra de carbono, com a matriz de resina para que se possa comparar apenas a geometria e não as propriedades específicas.

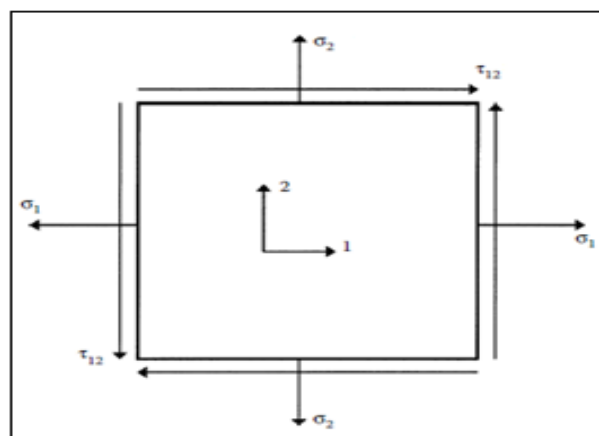
2.8 CRITÉRIO DE FALHA

Um projeto bem-sucedido de uma estrutura requer o uso eficiente e seguro de materiais. Teorias precisam ser desenvolvidas para comparar o estado de tensão em um material para critérios de falha.

Para um laminado, as tensões estão relacionadas com a força de cada lâmina individual. Isto permite um método simples e econômico para encontrar a força de um laminado (ANGÉLICO, 2009). Várias teorias foram desenvolvidas para estudar a falha de uma lâmina angular. As teorias são geralmente baseadas nos critérios de falha de materiais metálicos que é baseada na descoberta das principais tensões normais e das tensões de cisalhamento máximas. Estas tensões máximas, se maiores do que o limite de resistência correspondentes, indicam falha no material. No entanto, em uma lâmina, as teorias de falha não são baseadas em tensões normais principais e tensões de cisalhamento máximas. Em vez disso, eles são baseados nas tensões locais, pois uma lâmina é assumida ortotrópica e suas propriedades são diferentes em diferentes ângulos das fibras, ao contrário de um material isotrópico. No caso de uma lâmina unidirecional, existem dois eixos de material, sendo assim, um paralelo às fibras e uma perpendicular às fibras.

Desta maneira, existem quatro limites de resistência normal para uma lâmina unidirecional, resistência a tração resistência a compressão, em cada uma das direções dos dois eixos do material. O quinto parâmetro de resistência é a resistência ao cisalhamento de uma lâmina unidirecional (ROBERT, 1984). Os cinco parâmetros de tensão de uma lâmina unidirecional como ilustrado na Figura 8, portanto:

Figura 8 - Plano de Tensões



Fonte: KAW (2006)

- a) $(\sigma_1^T)_{ult} = \text{Resistência à tração longitudinal final (na direção 1)}$;
- b) $(\sigma_1^C)_{ult} = \text{Resistência final à compressão longitudinal (na direção 1)}$;
- c) $(\sigma_2^T)_{ult} = \text{Resistência à tração transversal final (na direção 2)}$;
- d) $(\sigma_2^C)_{ult} = \text{Resistência à compressão transversal final (na direção 2)}$;
- e) $(\tau_{12})_{ult} = \text{Resistência ao cisalhamento final no plano (no plano 12)}$;

Ao contrário dos parâmetros de rigidez, esses parâmetros de resistência não podem ser transformados diretamente para uma lâmina angular. Assim, as teorias de falha são baseadas em primeiro encontrar as tensões nos eixos locais e, em seguida, usando esses cinco parâmetros de força de uma lâmina unidirecional para descobrir se uma lâmina falhou. A seguir, serão discutidas algumas teorias comuns de falha, também utilizadas pelo MEF.

2.8.1 Teoria de Falha de Máxima Tensão

Segundo *Kaw* (2006) é relacionada com a teoria do máximo estresse normal por *Rankine* e a teoria do máximo estresse de cisalhamento por *Tresca*, esta teoria é similar aquelas aplicadas aos materiais isotrópicos. As tensões que atuam sobre uma lâmina são determinadas em termos de tensões normais e de cisalhamento nos eixos locais. A falha é prevista em uma lâmina, se qualquer das tensões normais ou de cisalhamento nos eixos locais de uma lâmina for maior que o limite de resistência mínimo correspondentes da lâmina unidirecional.

Dadas as tensões ou deformações nos eixos globais de uma lâmina, pode-se encontrar matricialmente as tensões nos eixos do material seguindo a Equação (14).

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (14)$$

A lâmina é considerada falhada se satisfazer as Equações (15 a 17):

$$-(\sigma_1^C)_{ult} < \sigma_1 < (\sigma_1^T)_{ult}, \text{ ou} \quad (15)$$

$$-(\sigma_2^C)_{ult} < \sigma_2 < (\sigma_2^T)_{ult}, \text{ ou} \quad (16)$$

$$-(\tau_{12})_{ult} < \tau_{12} < (\tau_{12})_{ult} \quad (17)$$

Com a teoria de falha máxima de tensão, pode ser determinado se uma lâmina falhou devido violação das condições das Equações (15 a 17). No entanto, isso não fornece informações sobre o quanto a carga pode ser aumentada, se a lâmina é segura ou quanto a lâmina falhou. A definição de relação de força (SR) é útil aqui. A relação de força é definida como na Equação (18):

$$SR = \frac{\text{Máxima Carga que pode ser Aplicada}}{\text{Carga Aplicada}} \quad (18)$$

O conceito de razão de força é aplicável a qualquer teoria de falha. Se $SR > 1$, então a lâmina é segura e a tensão aplicada pode ser aumentada por um fator de SR. Se $SR < 1$, a lâmina não é segura e a tensão aplicada precisa ser reduzida por um fator de SR. Um valor de $SR = 1$ implica a carga de falha.

2.8.2 Teoria de Falha de Máxima Deformação

Esta teoria baseia-se na teoria da tensão máxima normal de *Venant* e na teoria da tensão máxima de cisalhamento de *Tresca*, aplicada a materiais isotrópicos.

As deformações aplicadas a uma lâmina são resolvidas para deformações nos eixos locais (KAW, 2006). A falha prevista em uma lâmina, se qualquer das tensões normais ou cisalhamento nos eixos locais de uma lâmina igualarem ou excederem os limites de deformações correspondentes da lâmina unidirecional. Dadas as tensões/deformações em uma lâmina angular, pode-se encontrar as deformações nos eixos locais. Uma lâmina é considerada falha, caso as Equações (19 e 20) forem satisfeitas:

$$-(\epsilon_1^C)_{ult} < \epsilon_1 < (\epsilon_1^T)_{ult}, \text{ ou} \quad (19)$$

$$-(\epsilon_2^C)_{ult} < \epsilon_2 < (\epsilon_2^T)_{ult} \quad (20)$$

Os limites de deformações podem ser encontrados diretamente a partir dos parâmetros de resistência final e dos módulos elásticos, supondo que a resposta de tensão-deformação seja linear até a falha. A teoria da máxima falha de deformação é semelhante à teoria da falha máxima de tensão, uma vez que não ocorre interação entre vários componentes da deformação.

2.8.3 Teoria de Falha de *Tsai-Hill*

Segundo *Peters* (1998) está teoria baseia-se na teoria de falha de energia de distorção *Von Mises* para materiais isotrópicos aplicados a materiais anisotrópicos. A energia de distorção é, na verdade, uma parte da energia de deformação total de um corpo. A energia de tensão em um corpo consiste em duas partes. Uma parte devido a uma mudança no volume, que é chamada de energia de dilatação e a outra é devido a uma mudança na forma, e é denominada de energia de distorção. Assume-se que a falha no material ocorre apenas quando a energia é maior do que a energia de falha do material. *Hill* adotou o critério de rendimento de energia distorcida de *Von Mises* para materiais anisotrópicos.

Então, *Tsai* adaptou-a a uma lâmina unidirecional. Baseado na teoria da energia de distorção. Por isso, foi proposto que se uma lâmina falha, se satisfizerem a Equação (21):

$$(G_2 + G_2)\sigma_1^2 + (G_1 + G_3)\sigma_2^2 + (G_1 + G_2)\sigma_3^2 - 2G_3\sigma_1\sigma_2 - 2G_2\sigma_1\sigma_3 - 2G_2\sigma_3 + 2G_4\tau_{23}^2 + 2G_5\tau_{13}^2 + 2G_6\tau_{12}^2 < 1 \quad (21)$$

Os componentes G_1 , G_2 , G_3 , G_4 , G_5 e G_6 do critério de resistência dependem dos limites de resistência do material e são encontrados da seguinte forma Equações (22 a 25):

$$G_1 = \frac{1}{2} \left(\frac{2}{[(\sigma_2^T)_{ult}]^2} - \frac{1}{[(\sigma_1^T)_{ult}]^2} \right) \quad (22)$$

$$G_2 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{[(\sigma_1^T)_{ult}]^2} \right) \quad (23)$$

$$G_3 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{[(\sigma_1^T)_{ult}]^2} \right) \quad (24)$$

$$G_6 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{[(\tau_{12})_{ult}]^2} \right) \quad (25)$$

Porque a lâmina unidirecional é considerada sob tensão plana, isto é, $\sigma_3 = \tau_{31} = \tau_{23} = 0$, então a Equação (21) é reduzida para a Equação (26):

$$\left[\frac{\sigma_1}{(\sigma_1^T)_{ult}} \right]^2 - \left[\frac{\sigma_1 \sigma_2}{(\sigma_1^T)^2_{ult}} \right] + \left[\frac{\sigma_2}{(\sigma_2^T)_{ult}} \right]^2 + \left[\frac{\tau_{12}}{(\tau_{12})_{ult}} \right]^2 < 1 \quad (26)$$

2.8.4 Teoria de Falha de Tsai-Wu

Segundo *Robert* (1984) esta teoria de falha é baseada na teoria de falha de energia de tensão total de *Beltrami*. *Tsai-Wu* aplicou a teoria da falha a uma lâmina assumindo o estado plano de tensões. Uma lâmina é considerada falha, se:

$$H_1 \sigma_1 + H_2 \sigma_2 + H_6 \tau_{12} + H_{11} \sigma_1^2 + H_{22} \sigma_2^2 + H_{66} \tau_{12}^2 + 2H_{12} \sigma_1 \sigma_2 < 1 \quad (27)$$

Esta teoria de falha é comparada a teoria da falha de *Tsai-Hill*, pois distingue diferença entre tensões de tração e compressão de uma lâmina.

Os componentes H_1 , H_2 , H_6 , H_{11} , H_{22} e H_{66} da teoria de falhas são encontrados usando os cinco parâmetros de resistência de uma lâmina unidirecional Equações (28 a 34), segue:

$$H_1 = \frac{1}{(\sigma_1^T)_{ult}} - \frac{1}{(\sigma_1^C)_{ult}} \quad (28)$$

$$H_2 = \frac{1}{(\sigma_2^T)_{ult}} - \frac{1}{(\sigma_2^C)_{ult}} \quad (29)$$

$$H_6 = 0 \quad (30)$$

$$H_{11} = \frac{1}{(\sigma_1^T)_{ult}(\sigma_1^C)_{ult}} \quad (31)$$

$$H_{12} = \frac{1}{2\sigma^2} [1 - (H_1 + H_2)\sigma - (H_{11} + H_{12})\sigma^2] \quad (32)$$

$$H_{22} = \frac{1}{(\sigma_2^T)_{ult}(\sigma_2^C)_{ult}} \quad (33)$$

$$H_{66} = \frac{1}{(\tau_{12})_{ult}^2} \quad (34)$$

2.9 ANÁLISE ESTÁTICA

A análise estrutural está voltada principalmente com o estudo do comportamento de uma estrutura física, quando submetido a forças. Por isso, do ponto de vista estático pode ser definido como o arranjo de forças atuantes sobre determinado corpo em repouso de modo que a resultante dessas forças tenha módulo igual a zero. Sendo assim, o corpo tende a permanecer em repouso.

A *Federal Aviation Administration (FAA)*, órgão homologador de aeronaves no continente americano a qual é responsável pelo regimento de todos os aspectos e normas da aviação civil, descreve como requisito de segurança para dimensionamento estrutural, na norma prescrita na *Federal Aviation Regulations FAR Part 23.303* para aeronaves de até 19,000 libras, o fator de segurança de 1,5 (*Federal Aviation Administration, 2011*).

Se faz necessário o uso da norma FAR para o dimensionamento para que o projeto se torne seguro e esteja dentro das normas de homologação, e assim se ter a comprovação dos cálculos pelo MEF onde as tensões provenientes da análise estática das asas devem ser menores do que as tensão do material.

2.9.1 Análise de Tensão e Deformação

Tensão é uma grandeza vetorial que foi introduzida na resistência dos materiais em 1822, por Augustin Louis Cauchy. É definida como sendo a resistência interna de um corpo qualquer, à aplicação de uma força externa por unidade de área.

Basicamente existem componentes de tração e compressão que atuam em cada molécula constituinte dos materiais. Entretanto, as combinações dos tipos de tensão podem ocasionar tensões de flexão e cisalhamento também. De maneira geral,

a tensão normal é relativa a efeitos puramente de tração ou compressão e ocorre quando uma barra é submetida a uma força normal atuando na direção do seu eixo, isto é, perpendicular à sua seção transversal. A tensão de flexão ocorre quando um elemento é submetido a uma força, atuando perpendicularmente ao seu eixo, produzindo uma flexão no mesmo. Sendo que, a viga é inicialmente reta, homogênea com comportamento elástico linear. E a tensão de cisalhamento ocorre quando uma peça é submetida a uma força, atuando transversalmente ao seu eixo, produzindo um cisalhamento. A análise de tensões na longarina é um fato de grande importância na indústria aeronáutica, as quais necessitam suportar todos os esforços cortantes longitudinais (BROTERO; VIEIRA; ALVRENGA, 1941).

Ao se projetar uma viga, é essencial prever as deformações (flechas) de seu eixo longitudinal que serão causadas pela atuação de cargas transversais. A deformação de uma estrutura está diretamente ligada as propriedades mecânicas do material utilizado, sendo assim para cada carga que está sendo aplicada, ocorre a variação de deformação da viga que está sendo analisada. De maneira geral, o MEF fornece os valores de deformação ao longo de toda a estrutura para uma condição de contorno predeterminado no pré-processamento.

2.9.2 Relações entre tensão, Deformação e Deslocamentos

Segundo (KAW, 2006) para se descrever o estado tridimensional de tensão, pode-se observar um elemento infinitesimal na forma de um paralelepípedo (d_x, d_y, d_z) com as faces paralelas aos planos de coordenadas, como mostra a Figura 9. Os componentes X, Y e Z das tensões normais são designados por σ_x, σ_y e σ_z , respectivamente. As tensões de cisalhamento levam dois subscritos. O primeiro subscrito se refere à direção da normal da superfície, enquanto que o segundo indica a direção da componente do das tensões.

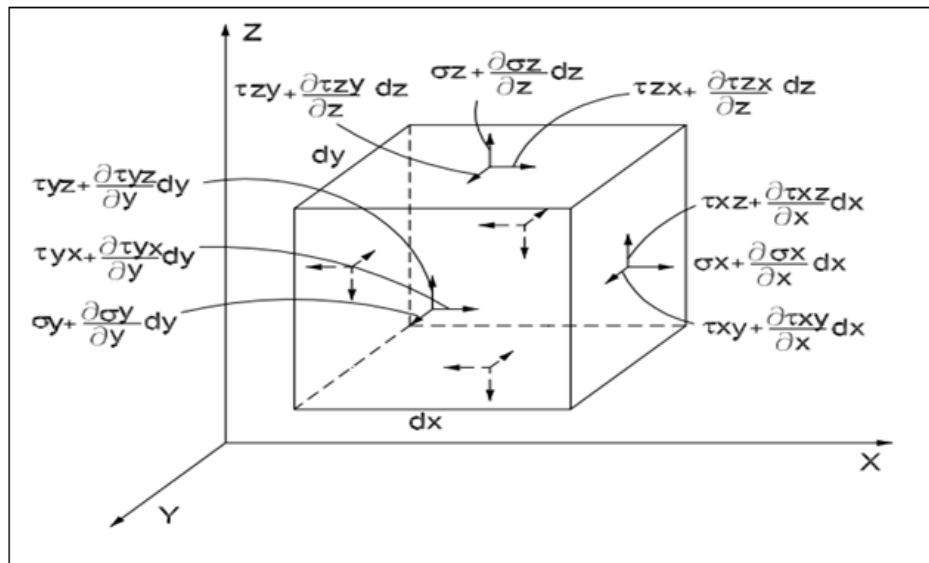
As componentes de tensão que geram tração são positivas e as que geram compressão são negativas. O estado tridimensional de tensão em qualquer ponto de um corpo elástico é definido por um tensor com nove componentes de tensão, que na forma matricial é dado pela Equação (35):

$$\sigma = \begin{pmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_y & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_z \end{pmatrix} \quad (35)$$

Devido a simetria do tensor de tensões, tem-se a Equação (36):

$$\tau_{xy} = \tau_{yx}, \tau_{xz} = \tau_{zx} \text{ e } \tau_{yz} = \tau_{zy} \quad (36)$$

Figura 9 - Estado tripo de tensões



Fonte: KAW (2006)

As tensões estão diretamente ligadas as deformações, as quais dependem da rigidez do material, para este trabalho foi usada no dimensionamento e análises fibra de carbono com alto módulo de elasticidade ou módulo de Young (E). Esse módulo de resistência do material a uma deformação elástica representa a resistência do material a deformação onde quanto maior o módulo de elasticidade do material mais rígido será a estrutura e menor será a deformação elástica da aplicação a uma dada tensão (CALLISTER; RETHWISCH, 2015).

2.10 ANÁLISE DINÂMICA

2.10.1 Análise de Vibração

Durante todo o percurso de voo a aeronave está sujeita a um certo grau de vibração. Todos os componentes comuns, possuem diferentes frequências naturais, que podem ser isoladas e identificadas.

Análise modal é o estudo das propriedades dinâmicas sob excitação por vibrações. Corresponde a análise modal o campo de medições e a análise da resposta da dinâmica estrutural. Como resultado obtemos as frequências naturais da estrutura e seus modos que são formas assumidas pela estrutura em cada uma das frequências naturais. A amplitude de cada componente de vibração distinto, deverá permanecer constante ao longo do tempo. Esse fenômeno deve ser estimado para evitar fenômenos aeroelásticos durante o percurso de voo da aeronave, como por exemplo *flutter*. A maior parte dos componentes e estruturas estão sujeitas a um certo grau de vibração e seu projeto requer saber seu comportamento vibratório que são extremamente importantes devido à demanda por estruturas cada vez mais leves e esbeltas no setor aeronáutico. Sendo assim, quando uma força externa age sobre uma estrutura, o mesmo está sujeito tipo de vibração forçada (SHABANA, 1951).

Para um sistema com k graus de liberdade, as equações de movimento que governam o comportamento do mesmo são fornecidas por um conjunto de k equações diferenciais de segunda ordem ordinárias. Uma das análises conhecidos usado para resolver este tipo de problema é a análise modal, onde as equações de movimento são desacopladas através de uma transformação linear, levando a um sistema de k equações diferenciais de segunda ordem independentes e a solução dessas equações é equivalente à solução de k sistemas de um grau de liberdade. Apesar de a construção e resolução da equação de movimento não ser o foco do trabalho, ela foi de extrema importância para conhecer os fundamentos sobre os modos de vibração e como o programa de elementos finitos entende e trabalha essas equações matriciais.

3 METODOLOGIA

3.1 CÁLCULO DE CARGAS

A primeira etapa para o cálculo de cargas é a determinação do diagrama V-n da aeronave. Para isto, utilizou-se os dados oriundos da aerodinâmica e desempenho, juntamente com o regulamento FAR *Part 23*, para a determinação do diagrama (*Federal Aviation Administration, 2011*). O fator de carga limite depende da categoria da aeronave, *Raymer (1992)* sugere os seguintes valores de n, demonstrados na Tabela 1.

Tabela 1- Fatores de carga em função da categoria do avião

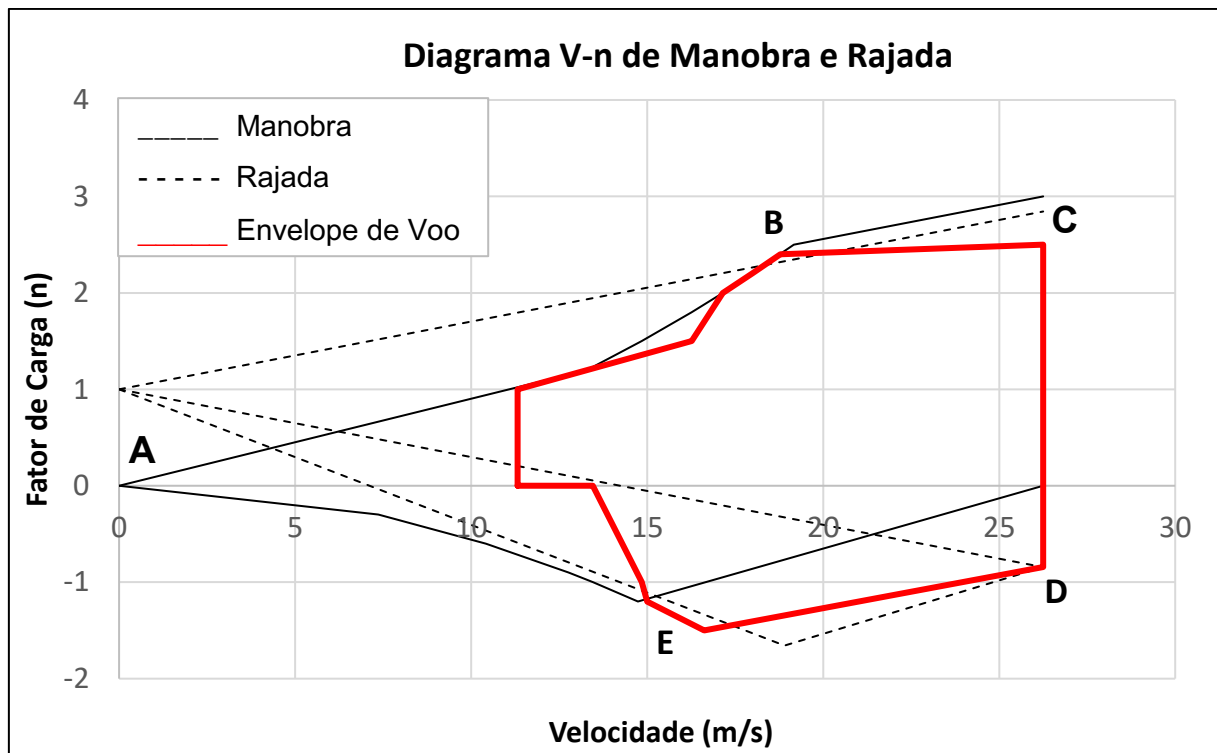
Categoria do Avião	n positivo	n negativo
Pequeno Porte	$2,5 \leq \eta \leq 3,8$	$-1 \leq \eta \leq -1,5$
Acrobático	6	-3
Transporte Civil	$3 \leq \eta \leq 4$	$-1 \leq \eta \leq -2$
Caças Militares	$6,5 \leq \eta \leq 9$	$-3 \leq \eta \leq -6$

Fonte: *RAYMER (1992)*

Levando em conta um aeromodelo, a categoria que mais se adequaria ao projeto seria a de uma aeronave de pequeno porte. Contudo, devido ao fato de a aeronave radio controlada não ter o objetivo de transportar pessoas, foi feito um levantamento dos fatores de carga utilizados por outras equipes que se adaptam bem ao projeto e optou-se por utilizar $n_{\text{pos}} = 3,0$ e $n_{\text{neg}} = -1,2$, reduzindo o fator de carga para aeronaves radio controladas. Como pratica de segurança, foi determinado que $n_{\text{ult}} = 1,5 \cdot n_{\text{lim}}$. Após recebido o envelope de voo da área de desempenho e estimado as velocidades do diagrama de manobra e de rajada e dimensionado o Diagrama V-n para se obter os limites estruturais da aeronave, conforme exemplificado no Gráfico 1. Enquanto, a Tabela 2 exibe as velocidades da aeronave aos quais se chegaram.

O ponto A do gráfico é frequentemente chamado de ponto de manobra. Neste ponto, tanto a sustentação quanto o fator de carga atingem os seus valores máximos. A velocidade V_a , neste ponto, é chamada de velocidade de manobra. Esta é a velocidade na qual sob o fator de carga máximo pode-se atingir a deflexão máxima das superfícies de controle sem que isto cause danos estruturais.

Gráfico 1 - Diagrama V-n de manobra e rajada



Fonte: Elaborado pelos autores

Para o cálculo desse diagrama considerou-se que as velocidades de manobra e rajadas propostas. Desta forma, a velocidade de manobra foi considerada crítica e utilizada para estimar a velocidade de cruzeiro e velocidade de mergulho, conforme demonstrado na Tabela 2.

Tabela 2 - Velocidades

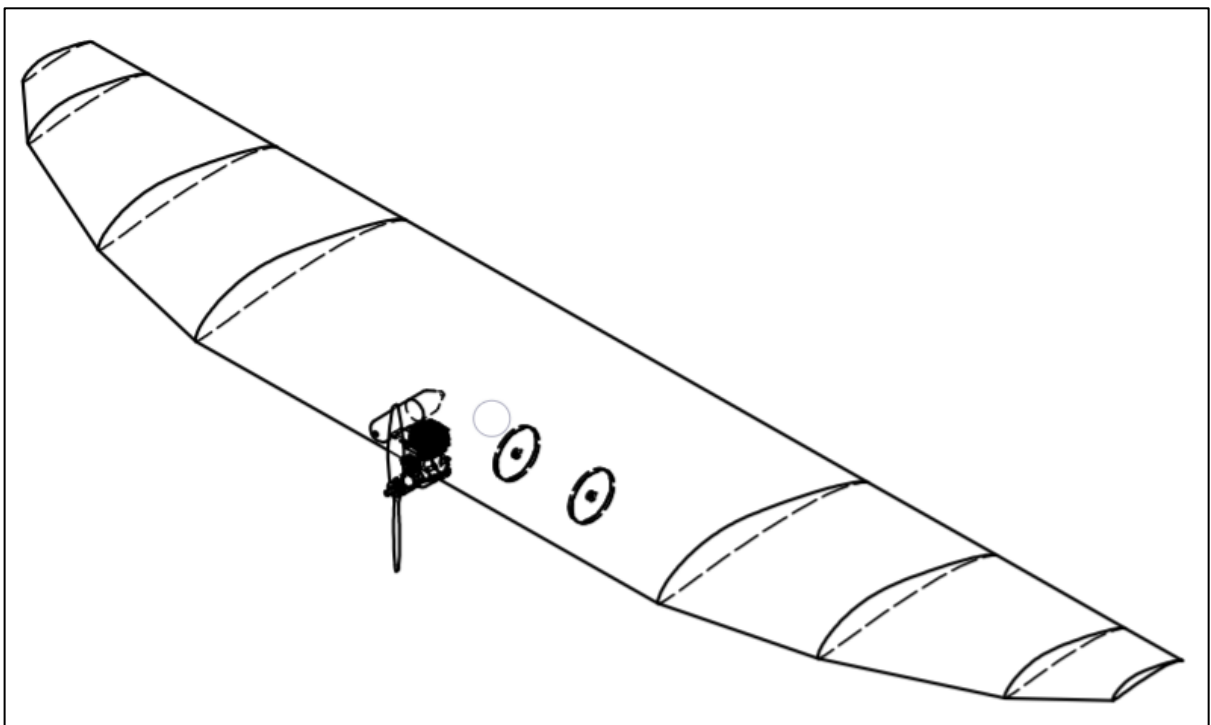
Velocidades	
Estol	12,09 [m/s]
Máxima	24 [m/s]
Mergulho	30,24 [m/s]
Manobra positivo	18,22 [m/s]
Manobra negativo	15 [m/s]
Cruzeiro	21,6 [m/s]

Fonte: Elaborado pelos autores

3.2 CÁLCULO DOS ESFORÇOS SOLICITANTES

Nesta seção irá antes de mais nada ser apresentada o projeto estrutural da asa (Figura 10 e 12) com as devidas dimensões, em milímetros, conforme exemplificados na Tabela 3. Dados da asa referentes a cada seção em específico, na qual irão ser baseados os cálculos dos esforços atuantes e para que posteriormente se dimensionar da melhor forma a longarina.

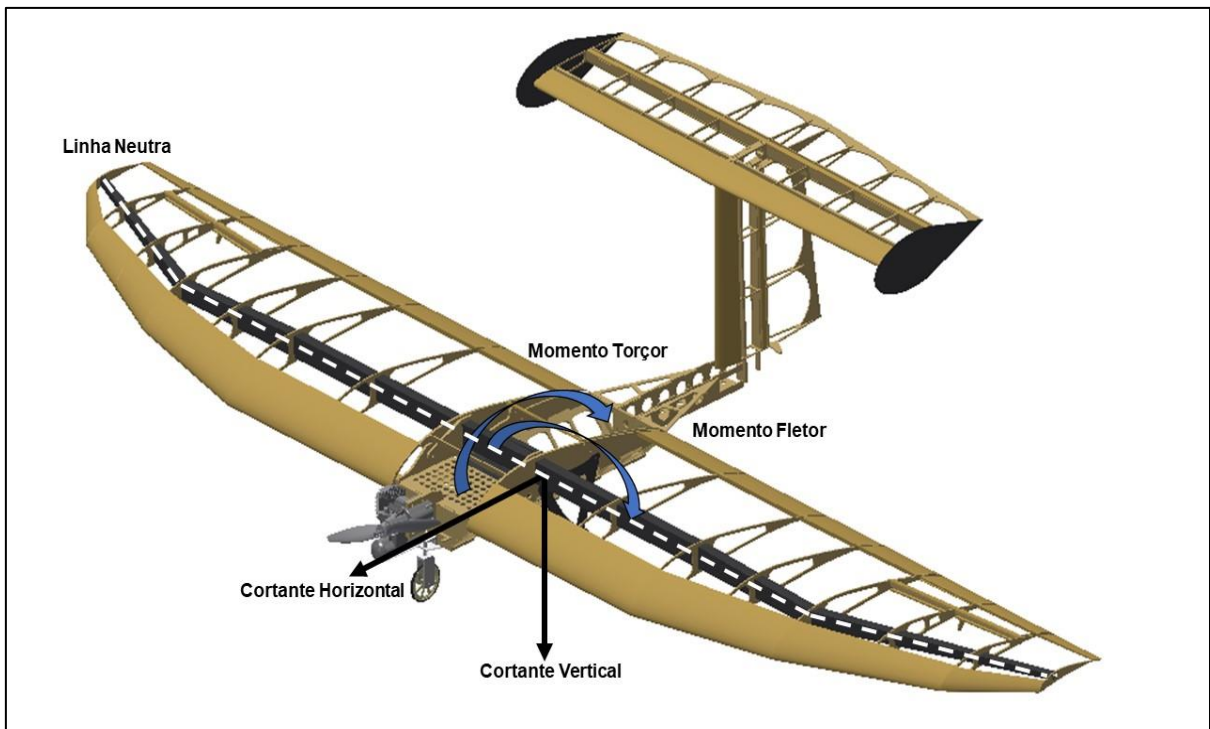
Figura 10 - Projeto da asa



Fonte: AEROTAU (2018)

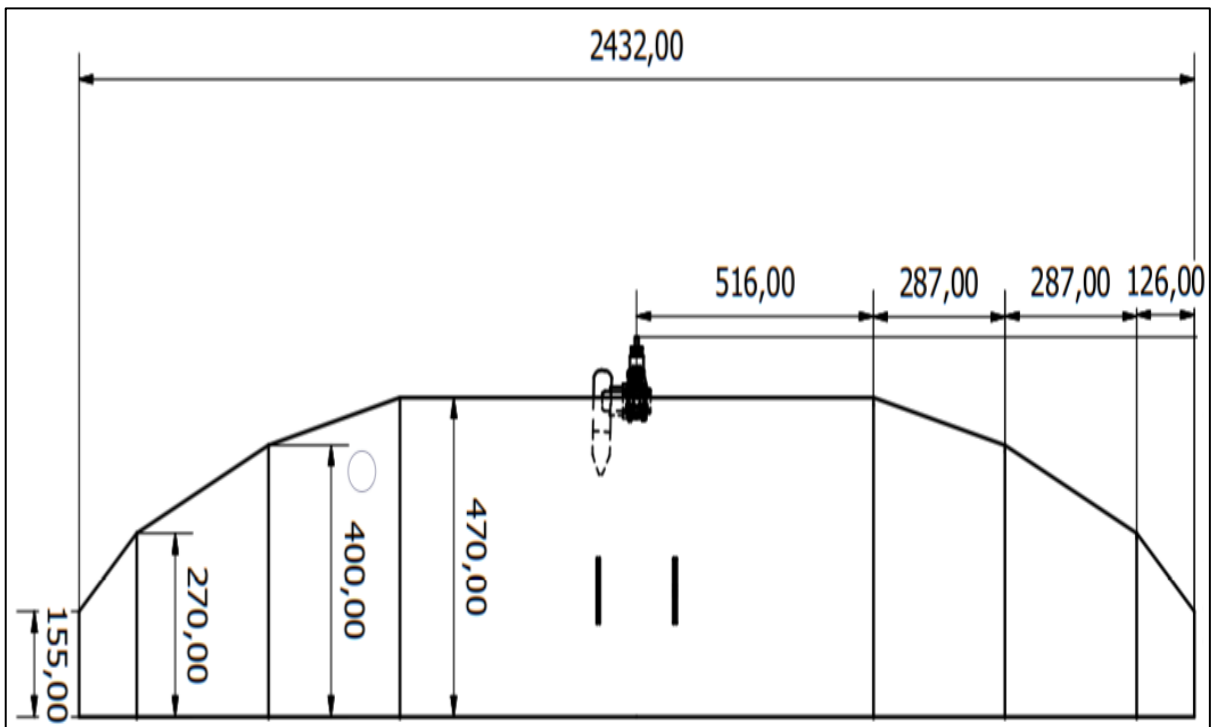
Foram obtidas cargas de sustentação (carga vertical) e de arrasto (carga horizontal), após se receber dados preliminares da análise de aerodinâmica, como por exemplo, a distribuição de sustentação e arrasto (Gráfico 2 e 3) ao longo da envergadura para que se possa calcular a distribuição de sustentação e arrasto da asa provocando cortantes e momentos na estrutura (Figura 11).

Figura 11 – Esforços solicitantes



Fonte: Elaborado pelos autores

Figura 12 - Dimensões de cada seção da asa



Fonte: AEROTAU (2018)

Tabela 3 - Parâmetros de cada seção da asa

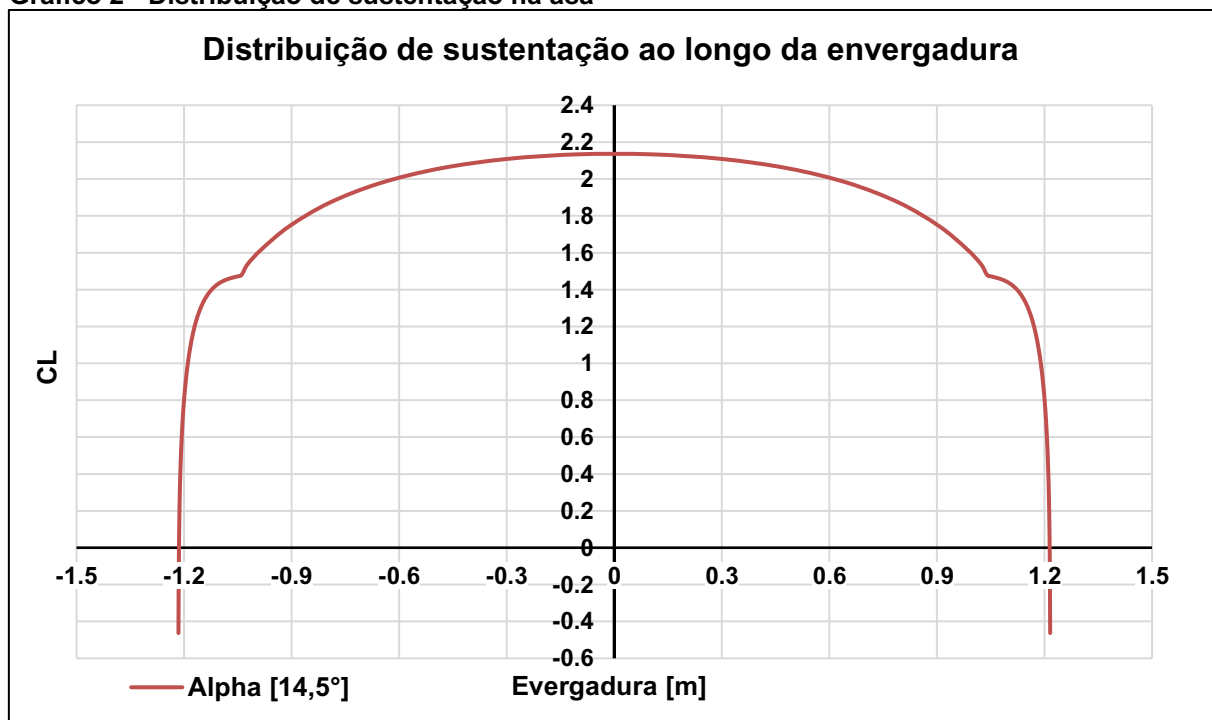
	1ª seção	2ª seção	3ª seção	4ª seção	Asa Total
C_r	0,47 [m]	0,47 [m]	0,4 [m]	0,27 [m]	0,47 [m]
C_p	0,47 [m]	0,4 [m]	0,27 [m]	0,155 [m]	0,155 [m]
b	0,516 [m]	0,287 [m]	0,287 [m]	0,126 [m]	2,43 [m]
C_{ma}	0,47 [m]	0,44 [m]	0,34 [m]	0,22 [m]	0,423 [m]
S	0,243 [m ²]	0,125 [m ²]	0,096 [m ²]	0,027 [m ²]	0,98 [m ²]

Fonte: AEROTAU (2018)

A Tabela 3, exemplifica parâmetros como por exemplo, corda raiz, corda de ponta, área, enflechamento, envergadura, coeficiente aerodinâmico de cada seção da asa separadamente. Devido ao fato de o projeto aerodinâmico da asa ter diferentes seções, optou-se por estimar suas cargas separadamente e ao final fazer o somatório dos valores de cada seção.

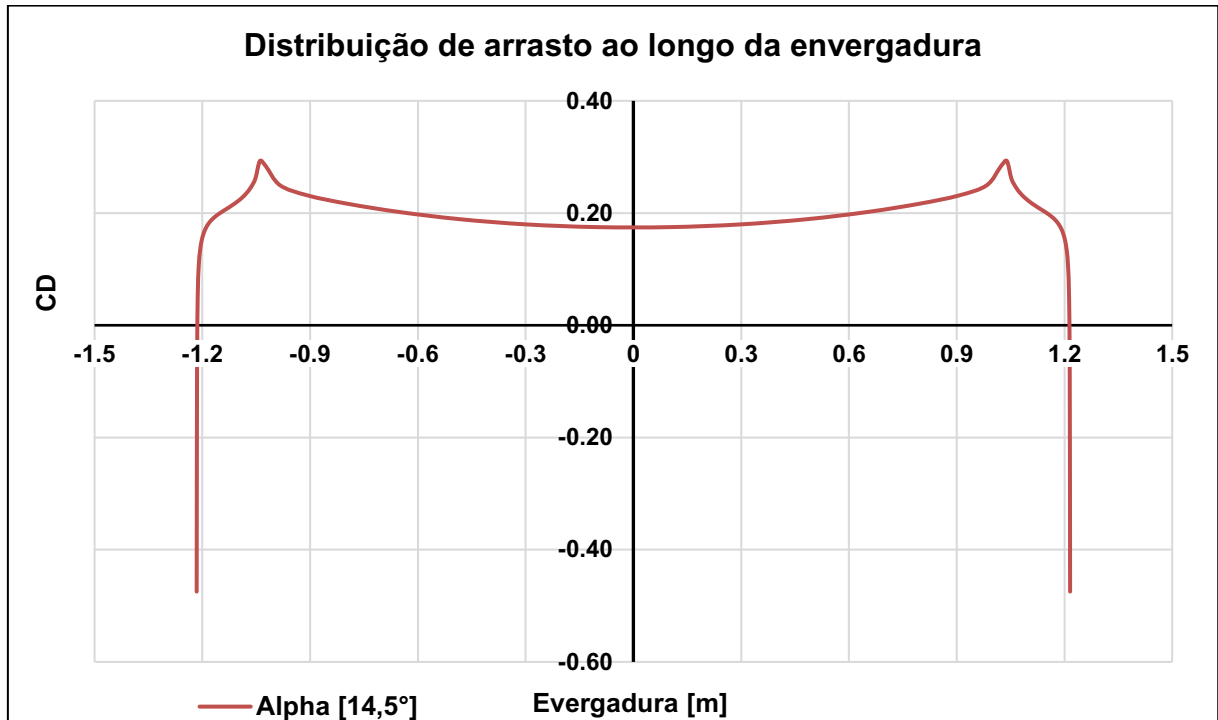
Os Gráficos 2 e 3, recebidas de aerodinâmica tem como finalidade mostrar a distribuição de sustentação e a distribuição de arrasto em relação ao ângulo de ataque do perfil em questão. Adotou-se o dimensionamento analítico da distribuição de cargas para $C_{l_{máx}}$, sendo $\alpha = 14,5^\circ$.

Gráfico 2 - Distribuição de sustentação na asa



Fonte: AEROTAU (2018)

Gráfico 3 - Distribuição de arrasto na asa



Fonte: AEROTAU (2018)

Foram escolhidos a distribuição de sustentação e arrasto na condição de máximo C_l e C_d , devido ao fato de serem as condições extremas, além disso, foi adotado para a estimativa da distribuição de cargas a velocidade V_a .

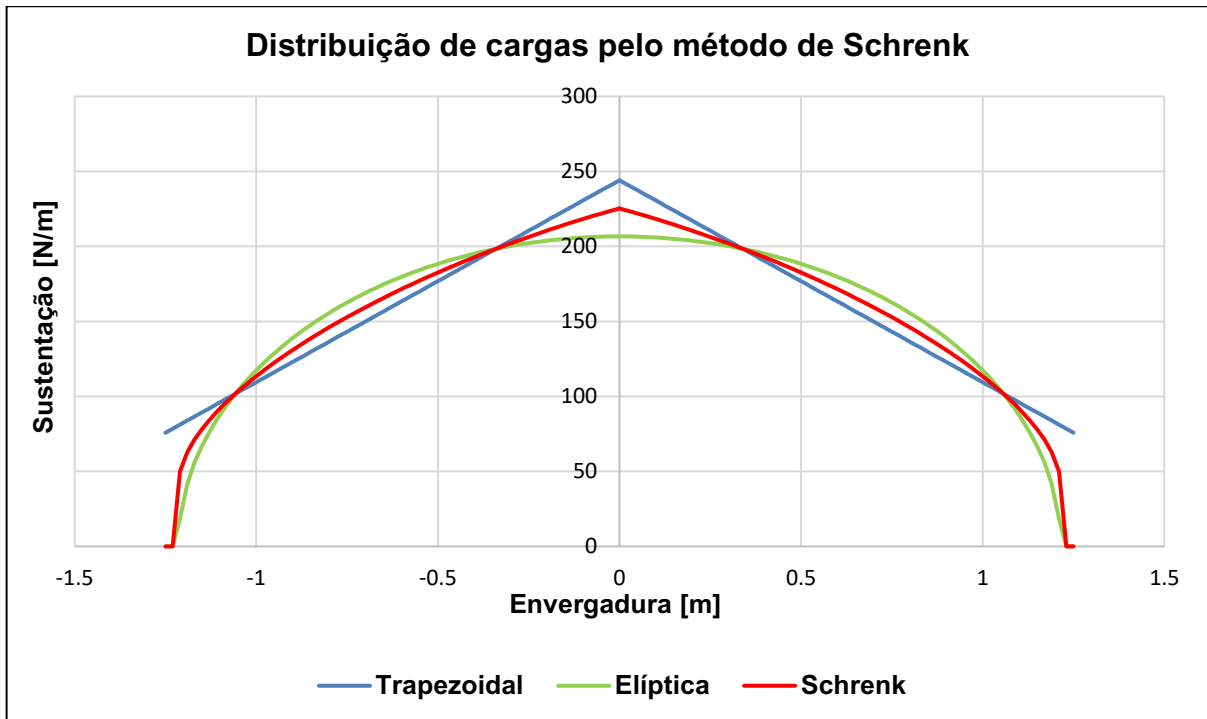
3.2.1 Distribuição de Cargas pelo Método de Schrenk

O cálculo da distribuição de cargas seguindo a metodologia de *Schrenk* foi utilizada para cálculo de cargas atuantes na asa da aeronave, não sendo muito recomendada para aeronaves que não sejam de asa trapezoidal devido a porcentagem de erro. Entretanto, ela irá ser apresentada apenas para métodos comparativos. Considerando uma aeronave que possui uma asa trapezoidal com as seguintes características geométricas: $b = 2,43\text{m}$, $C_p = 0,155\text{m}$ e $C_r = 0,47\text{m}$.

Sabendo-se que esta aeronave foi projetada para alçar voo com um peso total de *Maximum Take-Off Weight* (MTOW) = $157,856\text{N}$, sem fator de carga, seria um total de 17,6 quilogramas de massa entre aeronave e carga paga, onde quanto maior a carga paga maior será a pontuação nas baterias de voo, que o motor poderia fornecer

de empuxo para realização mínima de voo fazendo com que seja um parâmetro máximo de carga restringido pela área de desempenho.

Gráfico 4 - Distribuição de cargas pelo método de *Schrenk*



Fonte: Elaborado pelos autores

Em condições de atmosfera aproximada do local do voo em São José dos Campos ($\rho = 1,18 \text{ kg/m}^3$) a velocidade do ponto de manobra para o $C_{l_{\text{máx}}}$ e o máximo fator de carga obtidos no diagrama V-n são respectivamente $V_a = 19 \text{ m/s}$ e $n_{\text{máx}} = 2,5$. Foi calculada com base no local de voo a distribuição segundo *Schrenk* (1940), sendo assim, admitindo para a asa da aeronave como sendo trapezoidal. Entretanto, como o último projeto da asa tem quatro seções diferentes conforme ilustrado na Figura 11. Calculou-se a perda de área de asa, na qual chegou se a aproximadamente 26%.

Realizou se distribuição de cargas pelo método de *Schrenk* (Gráfico 4). Adotou se para os cálculos comparativos um erro de aproximadamente 26% a mais da carga atuante em relação a distribuição de *Schrenk*.

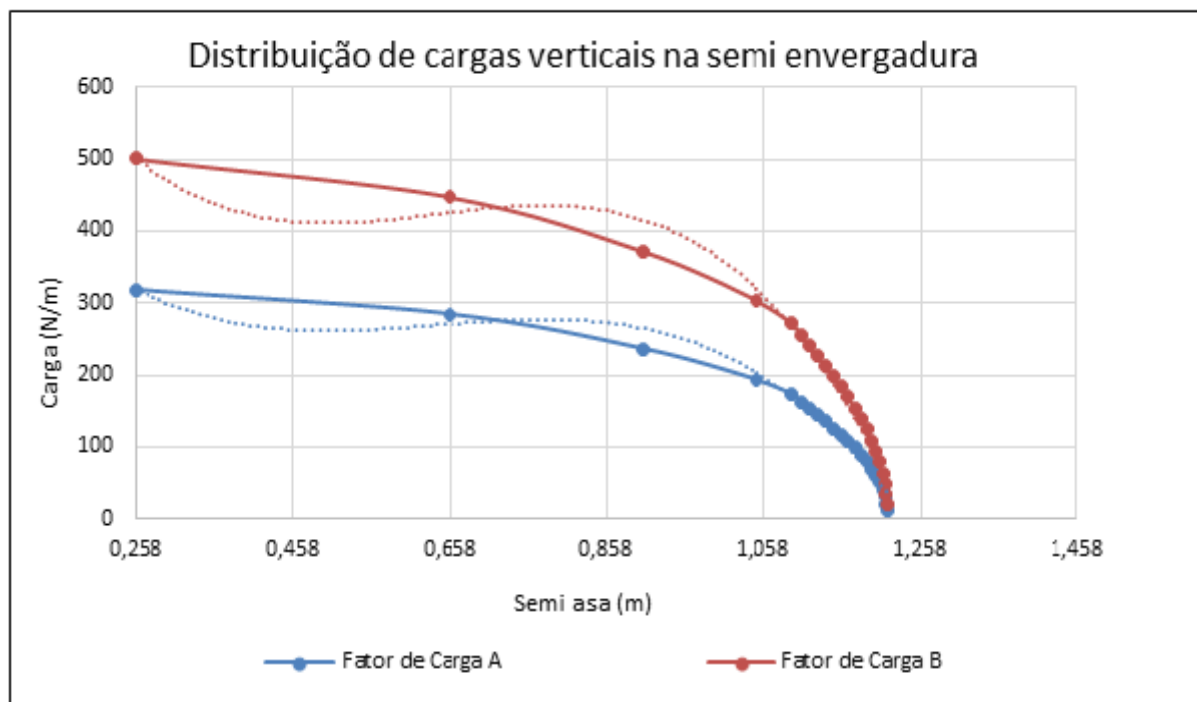
3.2.2 Distribuição de Cargas pelo Método Adaptado

Em um projeto estrutural de aeronaves, a longarina recebe ao longo de seu trajeto de voo cargas aerodinâmicas distribuídas ao longo de toda sua estrutura. Estimar essas cargas é de extrema importância, pois a partir delas que serão gerados os gráficos de cortantes e momentos. Sendo assim, através da Equação (37), foi obtida a força para cada ponto de sustentação ao longo da envergadura. No *Microsoft Excel 2016*, foi feito um gráfico da distribuição de cargas tanto verticais referentes a sustentação, quanto as cargas horizontais referentes ao arrasto (Gráfico 5 e 6) e encontrado a equação de tendência ou equação geral da distribuição de carga (q).

O fator de carga é uma variável representada pela aceleração da gravidade. Basicamente, para um fator de carga $n = 2$, significa que para uma determinada condição de voo a estrutura da aeronave estará sujeita a uma força de sustentação dada pelo dobro do peso. Por isso, nos gráficos dos esforços solicitantes foi-se apresentado uma comparação entre dois fatores de carga. O intuito é diminuir o fator de carga de maneira segura, pois ela influencia diretamente no peso da estrutura.

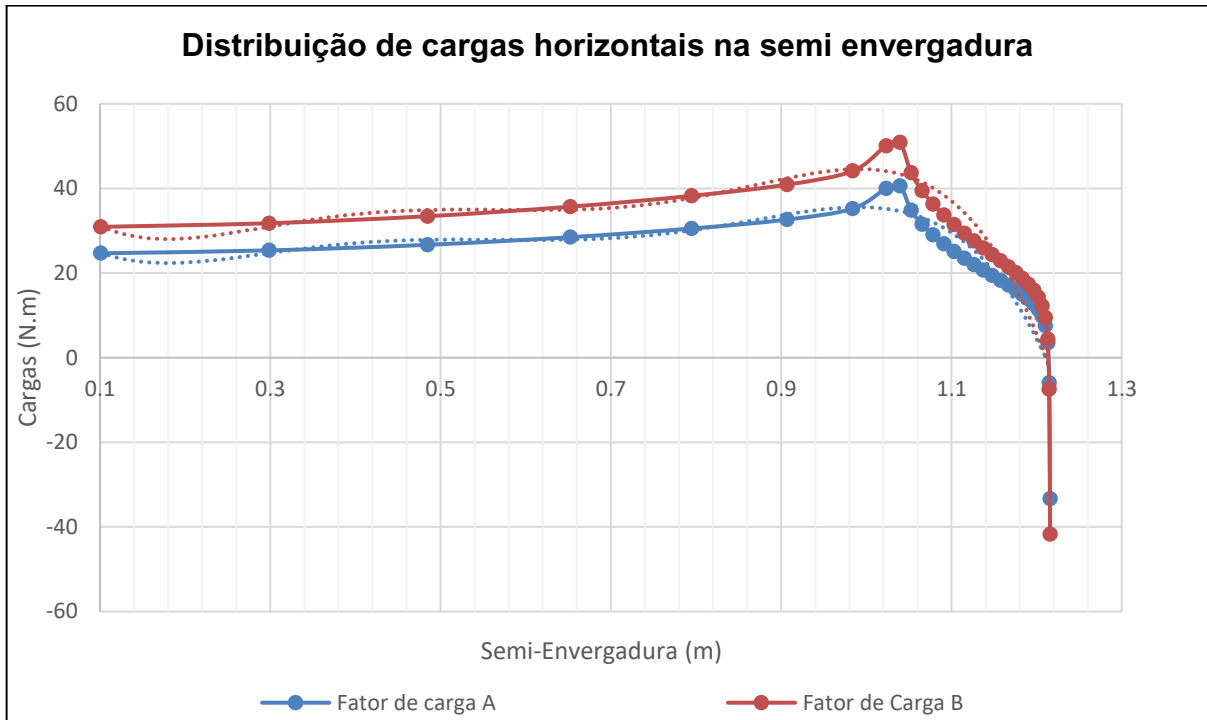
$$F = \frac{1}{2} * \rho * V_a^2 * C_{hord} * Cl_{m\acute{a}x} * n_{m\acute{a}x} \quad (37)$$

Gráfico 5 - Distribuição de cargas verticais na semi envergadura



Fonte: Elaborado pelos autores

Gráfico 6 - Distribuição de cargas horizontais na semi envergadura



Fonte: Elaborado pelos autores

Após estimado a distribuição de cargas ao longo da envergadura, gerou-se no *Microsoft Excel 2016*, uma equação de tendência, que será utilizada para encontrar a distribuição da cortante e momento fletor na estrutura.

A tabela 4, demonstra a comparação da estimativa de cargas pelos dois métodos citados, onde foi adotado a estimativa de carga através do método adaptado para dar continuidade e se obter os esforços cortantes e momentos.

Tabela 4 - Comparação das cargas na asa

Cargas na Asa		
Schrenk	Adaptado	Unidade
225,3874	317,7219	N/m

Fonte: Elaborado pelos autores

3.2.3 Esforço Cortante e Momento Fletor na Semi Asa

A força cortante representa a soma algébrica de todas as forças contidas no plano, perpendicular ao eixo da peça. Produzindo esforço que tende a deslizar uma seção

em relação a outra, provocando tensões de cisalhamento. Através da Equação (38) obteve-se a distribuição do esforço cortante, exemplificada no Gráfico 7.

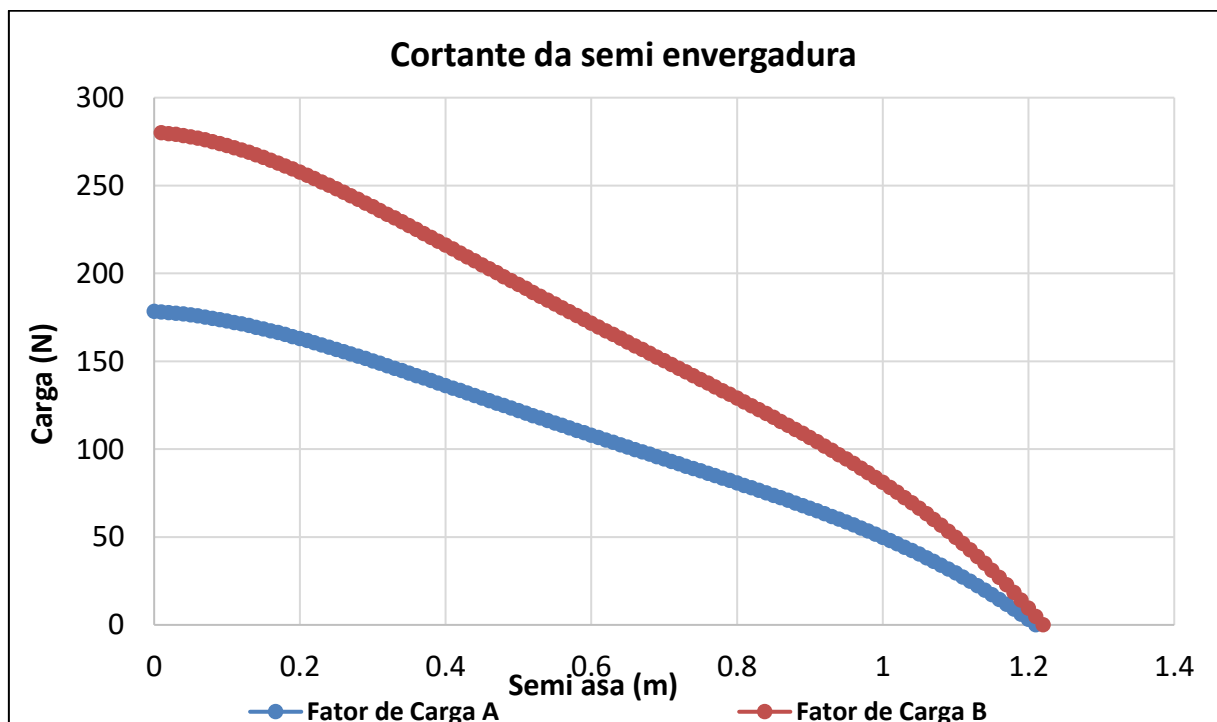
O Momento Fletor representa a soma algébrica dos momentos relativos a seções no eixo da peça, gerados por cargas aplicadas transversalmente ao eixo longitudinal. Produzindo esforço que tende a curvar o eixo longitudinal, provocando tensões normais de tração e compressão na estrutura (LOMÁX, 1996). Após se obter a distribuição de esforço cortante, foi utilizado a Equação (39) afins de se encontrar a distribuição de momento fletor ao longo na semi envergadura, como demonstrado no Gráfico 8.

Comparou se os fatores de carga com $n=2$ e $n=2,5$ com o intuito de se analisar a viabilidade de se reduzir o fator de carga tendo como objetivo reduzir o peso estrutural da aeronave, para se ter uma melhor relação resistência peso e assim se conseguir uma melhor colocação na competição, sem se reduzir a segurança.

$$Q = \int q.(x).dx \quad (38)$$

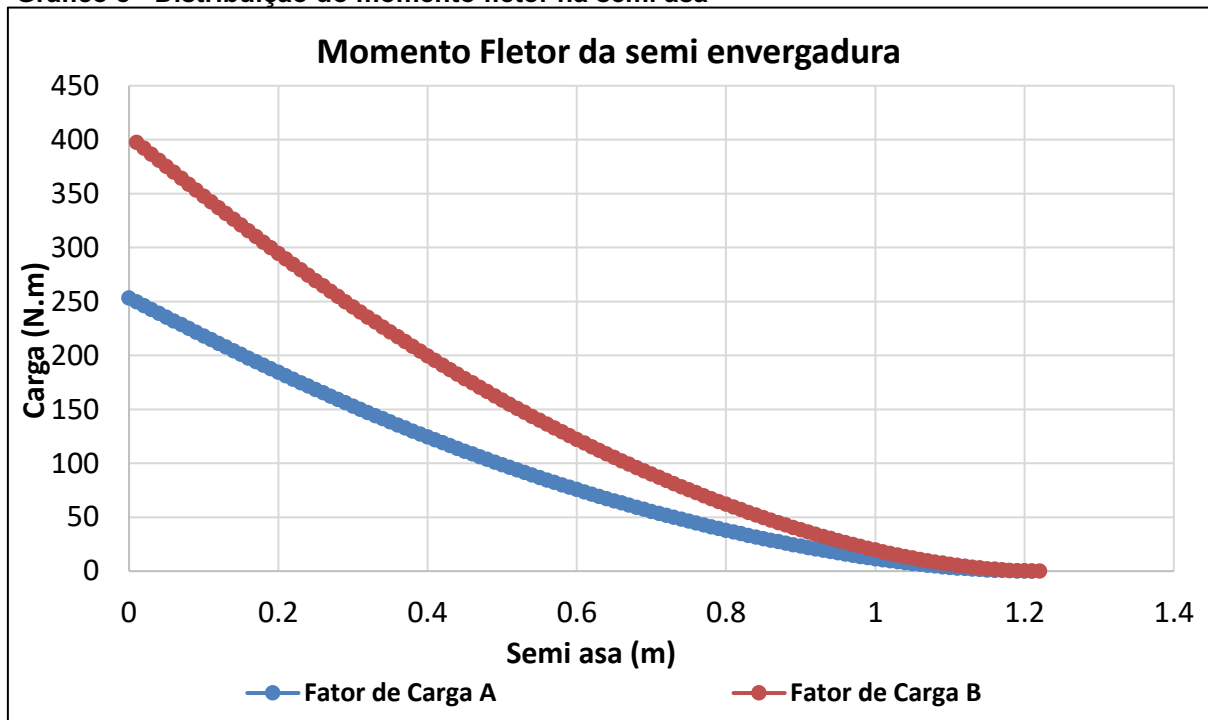
$$Mf = \int Q.dx \quad (39)$$

Gráfico 7 - Distribuição de esforço cortante na semi asa



Fonte: Elaborado pelos autores

Gráfico 8 - Distribuição do momento fletor na semi asa



Fonte: Elaborado pelos autores

3.2.4 Momento Torçor

O Momento Torçor (M_t) representa a soma algébrica dos momentos gerados por cargas contidas perpendicular ao eixo que não estejam contidas no Centro de Pressão (C_p), produzindo esforços que tendem a fazer rotacionar a seção em torno do eixo longitudinal da asa, provocando tensões de tração e compressão.

Para o cálculo do momento torçor, foi dividido a asa em quatro seções e calculado a corda média aerodinâmica e o coeficiente de momento para cada seção (RAYMER, 1992). Posteriormente, somou-se os momentos gerados em cada seção, utilizando a Equação (40):

$$M_t = \frac{1}{2} * \rho * V_a^2 * C_{ma} * c * S \quad (40)$$

Para o cálculo do momento torçor, foi necessário pegar os valores do coeficiente de momento da asa, advindos de aerodinâmica. Obtendo a distribuição de momento torçor ao longo da envergadura, como demonstrado na Tabela 5. Por fim, determinou-se o momento torçor máximo na semi envergadura.

Tabela 5 - Torção nas seções da semi asa

Torção na semi asa				
	Seção 1	Seção 2	Seção 3	Seção 4
M [N.m]	7,823	-0,1109	-0,5793	-0,1072
ρ [kg/m³]	1,1887	1,1887	1,1887	1,1887
Va [m/s]	18,2	18,2	18,2	18,2
\dot{c}	0,47	0,44	0,34	0,22
S [m²]	0,2425	0,1248	0,0961	0,0267
C_M	0,0235	-0,0117	-0,1031	-0,106
Mt semi-asa [N.m]	7,0254			

Fonte: Elaborado pelos autores

3.2.5 Cargas nas Nervuras

Foram estimadas para o tamanho de asa e pelas divisões na mesma, oito nervuras na semi asa transferindo todos os momentos e forças do revestimento, entelagem, para a longarina. A nervura em estudo para junção da longarina entelagem tem 2,5 milímetros de espessura é de madeira balsa, cortada a laser para garantir a melhor precisão nas dimensões, do bordo de fuga ao bordo de ataque, preenchendo todo comprimento longitudinal da asa.

Foi realizado uma distribuição de cargas desde o centro da aeronave até a metade da primeira nervura para conhecer a carga atuante na primeira nervura. Da metade da primeira nervura até a metade da segunda nervura para estimar a carga na segunda nervura e assim por diante, até a última nervura da ponta de asa da longarina.

Pelo tamanho da semi asa e pelas forças atuantes a estimativa era de que a mesma teria apenas seis nervuras, porém, com requisito de aerodinâmica de quatro seções foi necessário se fazer mais duas nervuras para cada semi asa. Do ponto de vista estrutural, houve aumentando o peso devido o acréscimo de quatro nervuras. Entretanto, do ponto de vista aerodinâmico houve diminuição do abaulamento, garantindo a máxima precisão no escoamento do ar pelo perfil, garantindo assim a máxima sustentação desejada. O mesmo procedimento foi adotado para estimar as cargas horizontais referentes ao arrasto. A carga concentrada e os momentos gerados, devido a sustentação e o arrasto estimadas nas nervuras da asa, são demonstradas nas Tabelas 6 e 7.

Tabela 6 - Cargas nas nervuras da semi asa

Cargas devido a sustentação nas nervuras								
1	2	3	4	5	6	7	8	Unidade
46,45	33,03	22,31	20,30	19,22	19,57	10,23	1,52	N
Cargas devido ao arrasto nas nervuras								
1	2	3	4	5	6	7	8	Unidade
2,69	2,73	2,35	2,09	2,14	2,07	1,78	1,15	N

Fonte: Elaborado pelos autores

Tabela 7 - Momentos fletores nas nervuras da semi asa

Momento fletor devido a sustentação								
1	2	3	4	5	6	7	8	Unidade
72,10	59,44	60,51	33,17	21,72	9,38	8,43	1,06	N.m
Momento fletor devido ao arrasto								
1	2	3	4	5	6	7	8	Unidade
6,58	5,49	4,71	1,96	1,33	0,88	0,61	0,35	N.m

Fonte: Elaborado pelos autores

3.3 CÁLCULO DA GEOMETRIA TRANSVERSAL DA LONGARINA

3.3.1 Materiais

O setor aeronáutico tem aumentado a cada ano a demanda por estruturas com materiais cada vez mais leves e resistentes como os compósitos com a fibra de carbono. Isso se deve ao ganho em otimização de projeto, ou seja, melhora na autonomia, peso e um consumo menor de combustível da aeronave. O material compósito é projetado de maneira que, em serviço, a matriz transfira as solicitações mecânicas para o reforço (CHAVES; KIECKOW, 2014). O resultado é um material cujas propriedades mecânicas são dadas por um balanceamento entre as propriedades dos dois constituintes e suas proporções, de modo que seja obtido um novo material, capaz de ser utilizado em aplicações para as quais seus constituintes isolados não seriam recomendados.

Compósitos carbono utilizam fibras de carbono como reforço em uma matriz de resina, são usados em altas temperaturas e apresentam baixa fluência, baixa densidade, boa resistência à tração e compressão, alta resistência à fadiga, alta

condutividade térmica e alto coeficiente de atrito. As desvantagens incluem alto custo, a difícil manufatura de grandes peças, baixa resistência ao cisalhamento e suscetibilidade a oxidações a altas temperaturas.

As fibras de carbono, possuem ligações covalentes orientadas no eixo longitudinal (no sentido da fibra), com isso, seus valores de tração aumentam. Elas podem ser classificadas como contínuas (longas) ou descontínuas (curtas) e podem ser produzidas e comercializadas em diferentes configurações: fibras longas e contínuas enroladas em carretel, tecidos com fibras bidirecionais, ou mantas, com fibras curtas em direções randômicas. Cada configuração resultará em um material compósito de propriedades diferentes. A escolha da configuração mais adequada dependerá da aplicação do material e do método de fabricação do mesmo. Para aplicações estruturais é recomendado o uso das fibras contínuas, por apresentarem maior área superficial, proporcionando maior adesão com a matriz e maior eficiência na transferência de solicitações mecânicas entre matriz e reforço.

Como objetivo da competição é inovação para se ter uma aeronave eficiente e que se destaque entre as demais é necessário se usar materiais com alto desempenho mecânico, como os materiais compósitos. O material disponível para confecção da longarina disponibilizado pelo patrocinador é a manta de fibra de carbono (na configuração *Plain*, devido a malha da trama com o urdume), a qual exibe excelente módulo de elasticidade, módulo de rigidez e apresenta uma baixa densidade, fazendo com que a parte estrutural tenha uma ótima relação resistência/peso. A resina Epóxi será usada de matriz para união das camadas da manta para formação do compósito. Devido as excelentes propriedades mecânicas, a longarina foi dimensionada para este material.

As nervuras serão de madeira balsa, madeira a qual é muito usada no aeromodelismo pela baixa densidade e pela alta maleabilidade além de ser muito fácil de se trabalhar.

A entelagem é de plástico termorrígido, na qual quando aquecido oferece rigidez a estrutura deixando os componentes da asa unidos e direcionando as forças de sustentação para as nervuras e conseqüentemente para a longarina. Um dos requisitos utilizados para escolha da entelagem é que ela não se deforme e não se abaúle, para que a asa mantenha seu perfil aerodinâmico.

As propriedades dos materiais foram fornecidas pelos patrocinadores da madeira balsa e da manta de fibra de carbono, e pelos revendedores da resina e da entelegem, exemplificadas na Tabela 8.

Tabela 8 - Propriedade dos materiais

Propriedade dos materiais				
Material	Densidade [g/cm³]	Tensão Limite de Ruptura [MPa]	Módulo de Elasticidade [MPa]	Módulo de Rigidez [MPa]
Fibra de Carbono	1,7	1500	510000	92000
Madeira Balsa	0.22	20.6	5000	3500
Entelegem	0.1	-	5000	3500
Resina Epóxi	1,03	60	3,5	-

Fonte: Dados fornecidos pelos patrocinadores e revendedores - elaborado pelos autores

A manta de fibra de carbono tem cerca de 0,2 milímetros de espessura e para formar a dimensão da longarina é necessária que a cada camada da manta seja adicionado uma resina colante, Epóxi, sem propriedades mecânicas significativas, porém quando unida a matriz o material compósito exhibe excelentes propriedades mecânicas.

As nervuras são unidas a longarina com a resina, e a entelegem se funde com a nervura devido a adição de calor, tornado a construção mais fácil e prática.

3.3.2 Dimensões das Nervuras

As nervuras da aeronave do projeto têm alturas diferentes devido ao seu perfil aerodinâmico e enflechamento da asa. Portanto, as nervuras próximas a raiz da asa têm maior altura e vão diminuindo até a ponta da asa. Mesmo gerando força de sustentação menor nas extremidades a altura do perfil influencia diretamente no tamanho e na geometria da longarina, que deve ser colocada a 25% da corda do perfil, localização no C_p em voo reto nivelado (PULLIN, 1976), para que a aeronave fique mais estável e não tenha problemas de torção.

Altura do perfil aerodinâmico na ponta de cada seção e dimensões da seção, são demonstradas na Tabela 9.

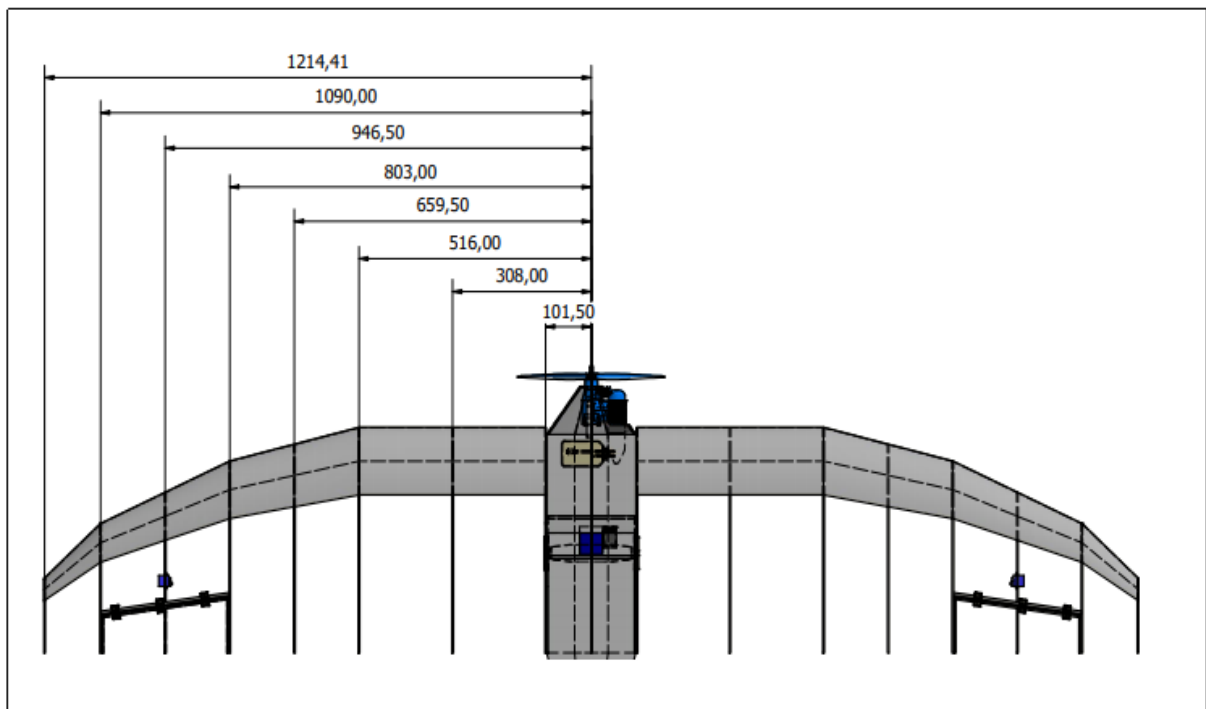
Tabela 9 - Dimensões do perfil na semi asa

	1ª Seção			2ª Seção			3ª Seção			4ª Seção	
Nervura	1	2	3	3	4	5	5	6	7	7	8
Altura perfil [mm]	53.8	53.8	53.8	53.8	52.3	49.25	49.25	40	30	30	18
Tamanho seção [mm]	516			287			287			124.41	

Fonte: Elaborado pelos autores

As cargas cortantes referentes a sustentação e arrasto foram aplicadas na longarina em seu ponto de fixação com as nervuras para que a análise se torne mais similar possível ao que acontece em voo, pois a força exercida na entelegem é toda passada as nervuras e assim ao componente estrutural (longarina). A Figura 13 exemplifica a distância de todas as nervuras desde sua raiz até a ponta.

Figura 13 - Distância do centro da aeronave até as nervuras, em milímetros



Fonte: AEROTAU (2018)

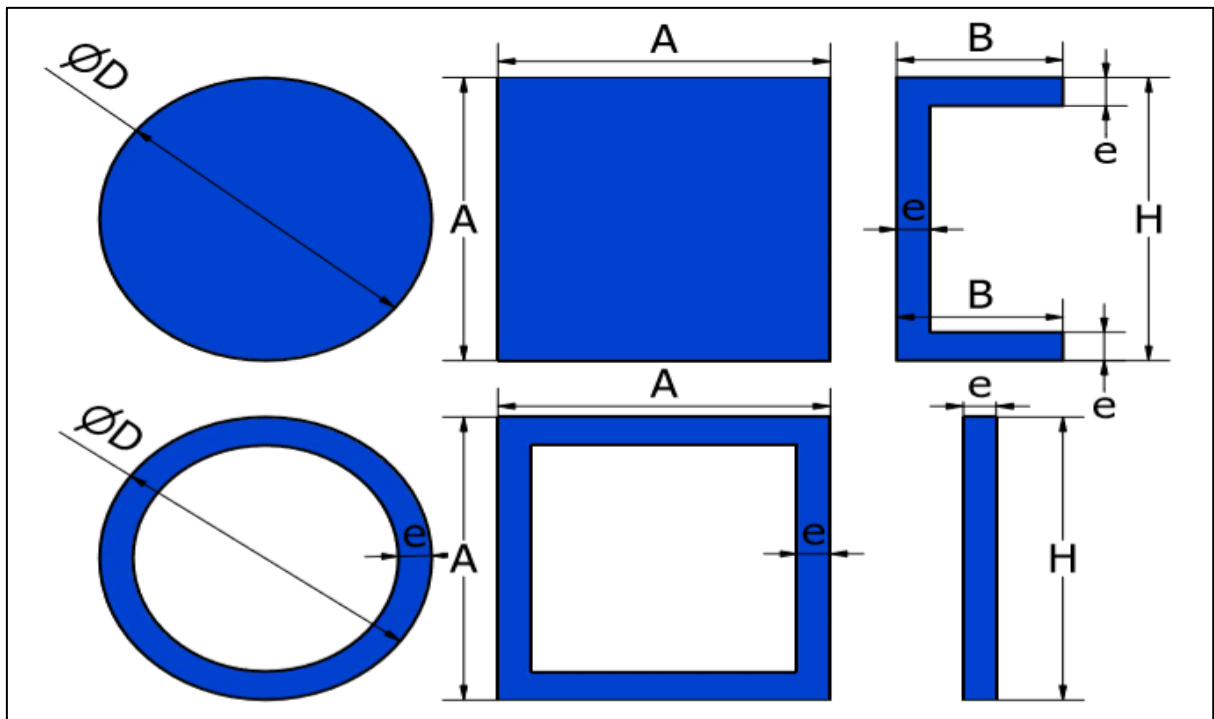
3.3.3 Geometrias

Com os devidos momentos fletores atuantes no início de cada seção, foi possível se fazer o estudo com base no módulo de resistência da melhor geometria transversal possível para o projeto da equipe Aerotau no ano de 2019. Alguns fatores foram levados em conta como o material utilizado, a manufatura e o custo que o remeteria a mais para a equipe.

Foram realizados estudos de caso de anos anteriores de equipes que ficaram entre as primeiras na competição de 2018 e se chegou à conclusão que as melhores geometrias para serem estudadas e analisadas seriam: circular maciça, circular tubular, a quadrada, quadrada tubular, em “C” e retangular.

Foram analisados seis tipos de seções transversais (Figura 14), as quais poderiam ser de melhor manufatura e principalmente a que teriam menor peso, e então calculado a que melhor se adapta ao projeto.

Figura 14 - Seções geométricas transversais



Fonte: Elaborado pelos autores

3.3.4 Módulo de Resistência

O Módulo de resistência à flexão W_f é a característica geométrica da seção de uma viga que se opõe à flexão. Representa em termos numéricos como determinado tipo de seção reage ao esforço, ou seja, representa à resistência da seção em relação ao esforço de flexão. Para cada tipo de seção transversal estudada tem-se uma equação diferente para se calcular o valor de W_f .

A determinação da geometria mais eficiente para a seção transversal da longarina implicou em uma análise em relação a área e a resistência. A menor área de seção resulta em menor volume da longarina e conseqüentemente em menor massa, devido ao uso do mesmo material. Foi considerado a tensão admissível do material em questão, usando um coeficiente de segurança de 1.5, requisito da norma FAR *Part-23* a qual define como mínimo necessário para que a estrutura suporte as tensões de maneira segura (*Federal Aviation Regulations*, 2011), podendo ser calculado seguindo a metodologia descrita por (HIBBLER, 2010) utilizando as Equações (41 e 42).

$$\sigma_{adm} = \frac{\sigma_r}{C_s} \quad (41)$$

$$\sigma_{adm} = \frac{\sum M_f}{W_f} \quad (42)$$

Foi possível se verificar a melhor geometria através da análise do módulo de resistência W_f . Desta forma, compara-se as equações do módulo de resistência para diferentes seções transversais em função da σ_{adm} .

Para seções circulares usou-se as Equações (43 e 44):

$$W_f = \frac{\pi \cdot d^3}{32} \quad (43)$$

$$W_{f_{tubular}} = \frac{\pi \cdot (D^4 - d^4)}{32 \cdot D} \quad (44)$$

Para seções quadradas usou-se as Equações (45 e 46):

$$Wf = \frac{A^3}{6} \quad (45)$$

$$Wf_{tubular} = \frac{A^4 - a^4}{6.A} \quad (46)$$

Para seções em geometria C usou-se a Equação (47):

$$Wf_C = \frac{B.H^3 - (B-e).h^3}{6.H} \quad (47)$$

Porém, a altura do perfil a 25% da corda (Tabela 9) é um fator limitante, devido a isso foi necessário se fazer um estudo tomando esse fator como limitação. Após o dimensionamento da longarina que melhor se aplica aos requisitos de projeto foi-se verificado como seria a manufatura para a produção da mesma.

3.3.5 Dimensionamentos das Seções

A semi asa possui 4 seções e optou-se em fazer a longarina da semi asa dividida em 8 seções, calculando a geometria para o centro da aeronave (local crítico de tensão) e para as 8 nervuras da semi asa para acompanhar ao máximo o C_p que fica em torno de 25% da corda, dependendo do ângulo de ataque da aeronave, para que a torção seja minimizada. Essa escolha fez com que tenhamos mais pontos concentrados de tensões pela angulação entre as mesmas. Entretanto com a escolha de uma geometria adequada pode-se aumentar a segurança e também diminuir a torção sem agregar peso.

O dimensionamento de cada seção nas nervuras é o mínimo módulo de resistência que o a longarina precisa ter naquela seção, não tomando como referência os esforços de cisalhamento devido a análise ser baseada na teoria de viga de Euler-Bernoulli que despreza cisalhamento transversal e tendo como fundamento que a longarina não recebe diretamente as forças de cisalhamento, as quais vão todas para o revestimento e nervuras, necessitando uma análise do conjunto para que a longarina receba os esforços reais aplicados apenas no seu centro de cisalhamento.

3.4 MODELAMENTO E ANÁLISE EM ELEMENTOS FINITOS

A análise de MEF foi feita com o auxílio do programa FEMAP *Finite Element Modeling And Postprocessing*® versão 11.2.2, juntamente com o *solver NX Nastran*. No qual, foi possível se fazer uma análise mais precisa de estruturas mais complexas facilitando e/ou comprovando cálculos analíticos, onde pode-se obter uma comparação de dados com o objetivo de se observar o comportamento da estrutura.

Foram feitas análises estáticas de tensão para poder observar onde são as áreas com maiores concentradores de tensão. Análise de deformação, onde vai ser verificado quanto a estrutura irá se deformar e por fim, uma análise modal que consiste no estudo das propriedades dinâmicas sob excitação por vibrações.

A análise de deformação é um fator primordial para o projeto para que se saiba a flecha na ponta de asa, que pode ser um fator crítico em um pouso anormal se resvalando no chão ou até um fator limitante se a configuração da aeronave for asa baixa obrigando a flecha a ser mínima devido a distância da asa ao chão.

Para a idealização da modelagem da longarina dividiu-se basicamente em três etapas o pré-processamento, processamento e pós-processamento. O passo de pré-processamento, é o que exige o maior esforço pelo usuário pela demanda de tempo e esforço para que se tenha uma melhor malha e assim um melhor resultado.

As análises foram divididas em duas situações, na primeira foram feitas as análises somente usando o modelamento da longarina com as dimensões calculadas, admitindo que todas as forças de cisalhamento seriam aplicadas apenas na longarina, fazendo a simulação aplicando as cargas onde é a junção longarina nervura. A segunda situação, foram analisadas a semi asa estrutural completa com a longarina, nervuras e a entelegem fazendo uma simulação mais real.

Após a geometria dos modelos serem dimensionadas e definidas com as especificações das propriedades do material, laminado de fibra de carbono, foi modelado usando o *Autodesk Inventor Professional 2019*, quatro longarinas. Sendo elas, a circular tubular, quadrada tubular, em “C” e retangular. As outras duas longarinas circular maciça e quadrada maciça, foram idealizadas através do elemento de viga, *beam*, utilizando o próprio *software* de pré-processamento FEMAP.

As seis semi asas completas com as longarinas, nervuras e entelegem foram idealizadas utilizando o comando de casca no *Inventor 2019* e importando as

geometrias para o FEMAP, utilizando a proporção de 1:1000, o que resultou nas superfícies com a dimensão real da semi asa da aeronave.

Para as longarinas maciças foram feitas modelos tomando como base o material isotrópico, contudo utilizando as propriedades mecânicas do ortotrópico. Usando o comando *shape* foi possível realizar a construção de 8 seções com máxima precisão nas dimensões da seção transversal, usando um elemento para cada seção.

Já nos elementos de casca foi inserido a propriedade do laminado para cada elemento de placa construído. Cada elemento com a propriedade do laminado, são revestidos por camadas, *layups*, de fibra de carbono. Para o material do modelo, foi utilizada a fibra de carbono com propriedade ortotrópica (2D), cujas espessura de cada camada, juntamente com as orientações das fibras são expressas na Tabela 10. O eixo de orientação do material segue como referência o eixo longitudinal da asa, como também apresentado na Tabela 10.

Tabela 10 - Propriedades do Layup

Longarina			
Material	Espessuras [mm]	Ângulo [°]	Orientação
Fibra de Carbono	0,2	0	Longitudinal
Fibra de Carbono	0,2	-45	Longitudinal
Fibra de Carbono	0,2	90	Longitudinal
Fibra de Carbono	0,2	45	Longitudinal
Fibra de Carbono	0,2	0	Longitudinal

Fonte: Elaborado pelos autores

Após a construção da geometria da longarina gerou-se a malha com um alto grau de refinamento um elemento por milímetro quadrada para máxima precisão realizando então a discretização do modelo. Na nervura refinou-se a malha com um elemento a cada 10 milímetro e na entelagem 1 a cada 25 milímetros, optou-se em uma malha menos refinada na entelagem para uma melhor visualização dos resultados.

Existem opções para gerar a malha de forma totalmente automática ou de forma controlada pelo usuário, porém, para melhor controle e precisão foi feito uma análise pela geometria e calculada quantos elementos seriam necessários por superfície e assim colocado de forma manual.

Na aplicação das condições de contorno, certas posições são restringidas a não se movimentarem ou se movimentarem em apenas um sentido. Neste caso foi

engastado para todas as análises, na raiz da longarina, que é o ponto de junção das semi asas e onde fica localizado a maior concentração de tensão em todos os sentidos de translação e rotação. A simbologia 123456 representada nas análises são fixações de translação no eixo X, eixo Y, eixo Z, rotação em X, rotação em Y, rotação em Z, respectivamente.

As cargas calculadas para cada nervura foram aplicadas na junção das mesmas com a longarina no sentido vertical devido a sustentação e no sentido horizontal devido ao arrasto.

Nas análises da semi asa completa foi usada a mesma metodologia acrescentando as nervuras e a entelegem como elemento de placa de espessura 2 milímetros e 0.2 milímetros, respectivamente, com as propriedades dos devidos materiais. Na junção dos elementos de casca e placa foi-se unido com os nós coincidentes, já nas longarinas que foi adotado elementos de viga, foi usado a modelagem numérica do elemento rígido RBE2 com a restrição dos seis graus de liberdade para união com a nervura.

Uma vez que o modelo foi completado, terminou-se a etapa de processamento e assim o pacote de análise juntamente com o *solver NX Nastran* pode ser acionado. Esta etapa pode demorar desde minutos a várias horas dependendo do processamento do computador e do tipo de modelo que está sendo analisado. O software de MEF irá automaticamente montar as matrizes de cada elemento, reduzir a matriz global com o uso das condições de contorno, resolver o sistema.

Foram feitas duas rodadas de processamento para todas as análises, a primeira Estática (*Static*) para se observar as tensões exercidas na estrutura e as deflexões, e uma rodada Dinâmica (*Normal Modes/Eigenvalue*) para se observar os valores das frequências naturais da estrutura.

Após a parte de processamento foi feita a análise dos resultados no pós-processador FEMAP. O objetivo da fase de pós-processamento é fornecer ao usuário a visualização mais clara possível dos resultados obtidos, com figuras em escala e coloridas para melhor visualização e entendimento. É onde computação gráfica atua de forma importante no MEF. Vários modos de visualização são oferecidos nos pacotes de análise: plotagem de deflexão, plotagem da tensão mecânica, tensão no material, torção etc.

Após a análise pode-se fazer a avaliação dos resultados dentre eles, a tensão exercida na longarina, as deflexões oriundas do arrasto e sustentação, as frequências e seus modos de vibração.

Uma vez concluída a preparação de dados de cada modelo, utilizando o programa FEMAP como pré-processador, é executada a solução *normal modes*, conjunto de rotinas para resolver problemas autovalores e autovetores e consequentemente fornecer as frequências naturais e modos de vibrar característicos de cada modelo. A apresentação dos modos são expressos nas Figuras 17 e 18, bem como as frequências naturais e sua nomenclatura dos modos são exemplificados na Tabela 13, que foram extraídos utilizando, também, o FEMAP como pós-processador.

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

De maneira geral, a Tabela 11, exemplifica todas as cargas utilizadas para o dimensionamento da longarina de uma aeronave de rádio controlada, fazendo-se possível a comparação entre o fator de carga A referente a $n=2$, com o fator de carga B, referente a $n=2,5$. Adotou-se para os cálculos os valores referentes ao fator de carga A, devido ao fato dele suportar todas as cargas solicitadas e ainda dispor de uma longarina mais leve estruturalmente.

Tabela 11 - Esforços solicitantes na asa

Esforços solicitantes na asa					
Semi envergadura	F [N/m]	Q [N]	Mf [N.m]	Mt [N.m]	
Cargas verticais	317,7219	345,372	253,19	7,0254	Fator de Carga A
Cargas horizontais	24,5924	34,6311	21,0821	-	
Cargas verticais	500,5468	560,564	403,165	16,4583	Fator de Carga B
Cargas horizontais	41,7097	43,3689	25,9673	-	

Fonte: Elaborado pelos autores

Com os resultados de cargas puderam ser feitas as distribuições nas nervuras para análise, apresentado na Tabela 6, onde com o fator de carga A a aeronave está sujeita a um total de MTOW de 17.6 quilogramas.

Analisou-se as geometrias transversais e constatou-se que quanto mais alto for o perfil e maior a longarina melhor sua resistência a flexão devido a formulação do momento de inercia. Portanto, utilizando toda altura do perfil aerodinâmico a estrutura se tornaria mais eficiente estruturalmente.

Criou-se um programa de análise usando o *Microsoft Excel 2016* variando a espessura de 1 a 5 milímetros, a altura do perfil variando de 1 a 100 milímetros e os 6 tipos de longarina gerando centenas de possibilidade de geometrias o que possibilitou a melhor escola de cada seção em estudo.

Após feitas as análises com a longarina suportando todos os esforços notou-se uma maior massa nas maciças e uma deflexão maior do que o esperado na circular tubular e na quadrada tubular. A retangular e a em "C" não suportaram e quebraram.

Após grande estudo para se corrigir esse problema notou-se que o método de análise não estava condizente com a realidade devido a aplicação das cargas. As circulares e as quadradas devido a simetria do perfil, resultando em inercias equivalentes não tiveram problemas na aplicação da carga nos nós da linha onde deveriam estar as nervuras pois ali se encontra o centro de cisalhamento. Devido ao fato da seção aberta em C e da retangular não serem simétricas, a aplicação das cargas deveriam acontecer no centro de cisalhamento.

A seção em C teve grande problema com a aplicação das forças nos nós em linha pois seu centro de cisalhamento não está na seção e sim a uma certa distância do perfil. Mesmo após calculado analiticamente o ponto exato do centro de cisalhamento e fazendo uso de um elemento rígido RBE2 transmitindo os carregamentos e deslocamentos, não se conseguiu fazer com que a força seja aplicada exatamente no centro de cisalhamento. Fazendo assim, com que fosse aplicada forças de momento e não de tração como deveria ocorrer, resultando com que a mesma rotacionasse e não apenas defletisse. O tamanho do perfil também foi de grande influência pois foi aplicada muita carga em uma seção muito pequena.

Para ter a convicção da causa do problema analisou-se uma longarina com as mesmas forças e dimensões, porém com a modelagem utilizando as propriedades do elemento *beam* e material isotrópico e não mais como casca e material ortotrópico como seria o convencional, pois as forças no elemento de viga são aplicadas diretamente no centro de cisalhamento e não na geometria como nos elementos de casca. Constatou-se como resultado uma deflexão similar a das outras seções de transversais da longarina, comprovando o problema no pré processamento.

A retangular quando analisada apenas com a força vertical tem excelentes resultados devido a sua altura, porém sua baixa inercia horizontal devido a pequena espessura faz com que mesmo com pequenas forças a deflexão horizontal devido ao arrasto seja enorme. Outro fator que agrava ainda mais e fez com que essa geometria não seja tão eficiente no projeto estrutural é a geometria da asa, que é afilada e enflechada fazendo com que na ponta surjam momentos indesejáveis.

A longarina que melhor atendeu o requisito de deflexão quando analisada individualmente foi a com geometria circular maciça devido a sua alta resistência e por ter a seção simétrica, porém foi a que apresentou maior massa.

A longarina de menor massa foi a retangular, porém sua alta flecha horizontal fez com que ela se rompesse quando analisada isoladamente.

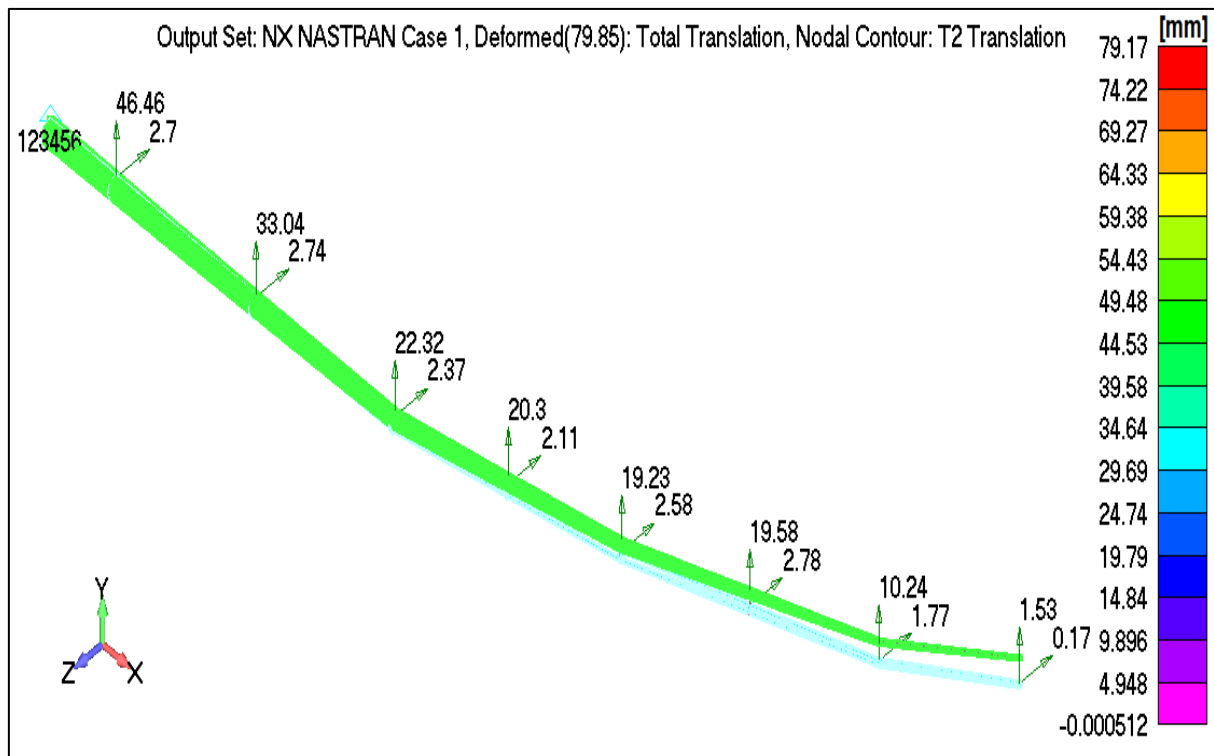
São apresentados os resultados das análises na Tabela 12.

Tabela 12 - Deflexões das semi longarinas

	Deflexão Vertical Semi Asa [mm]	Deflexão Vertical Longarina [mm]	Massa Semi Longarina [g]
Circular Tubular	38.25	79.17	73.99
Circular Maciça	33.66	67.97	149.83
Quadrada Tubular	43.25	95.72	74.85
Quadrada Maciça	37.39	81.61	134
C	24.95	-	48.97
Retangular	29.07	-	45.25

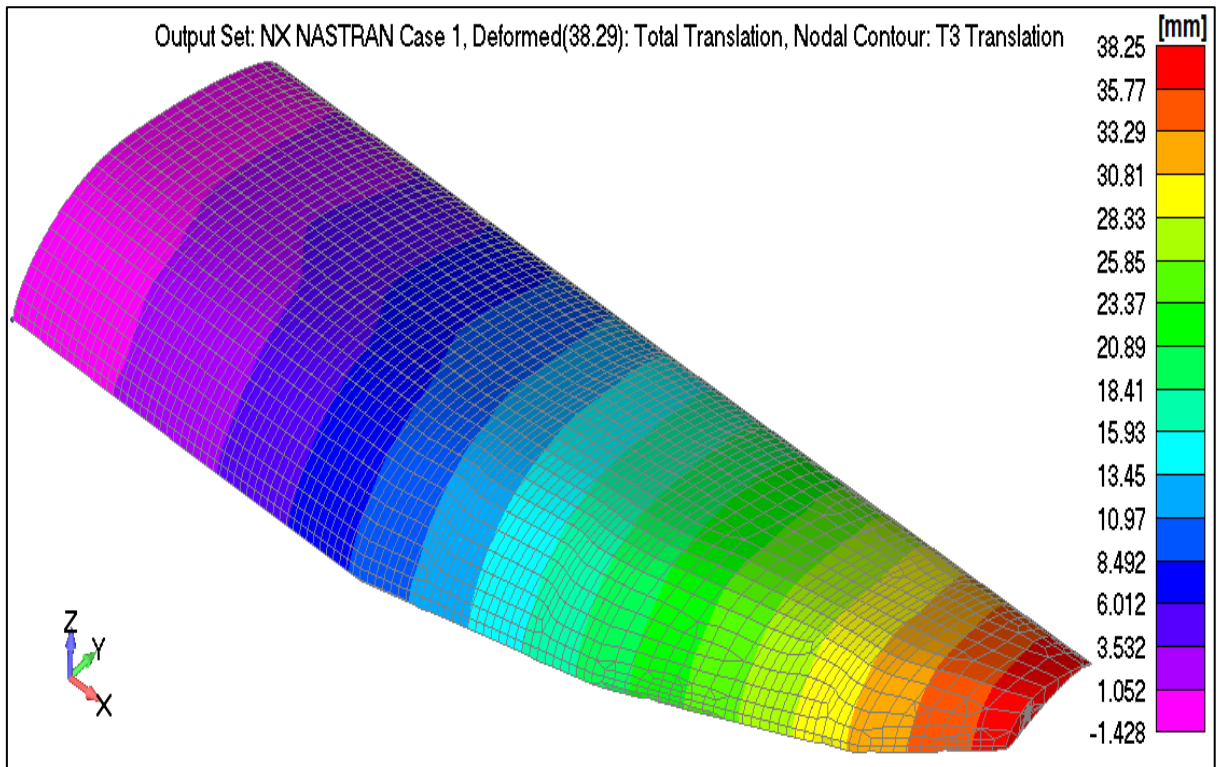
Fonte: Elaborado pelos autores

Figura 15 - Deflexão vertical longarina circular tubular, forças em Newton, deflexão em milímetros



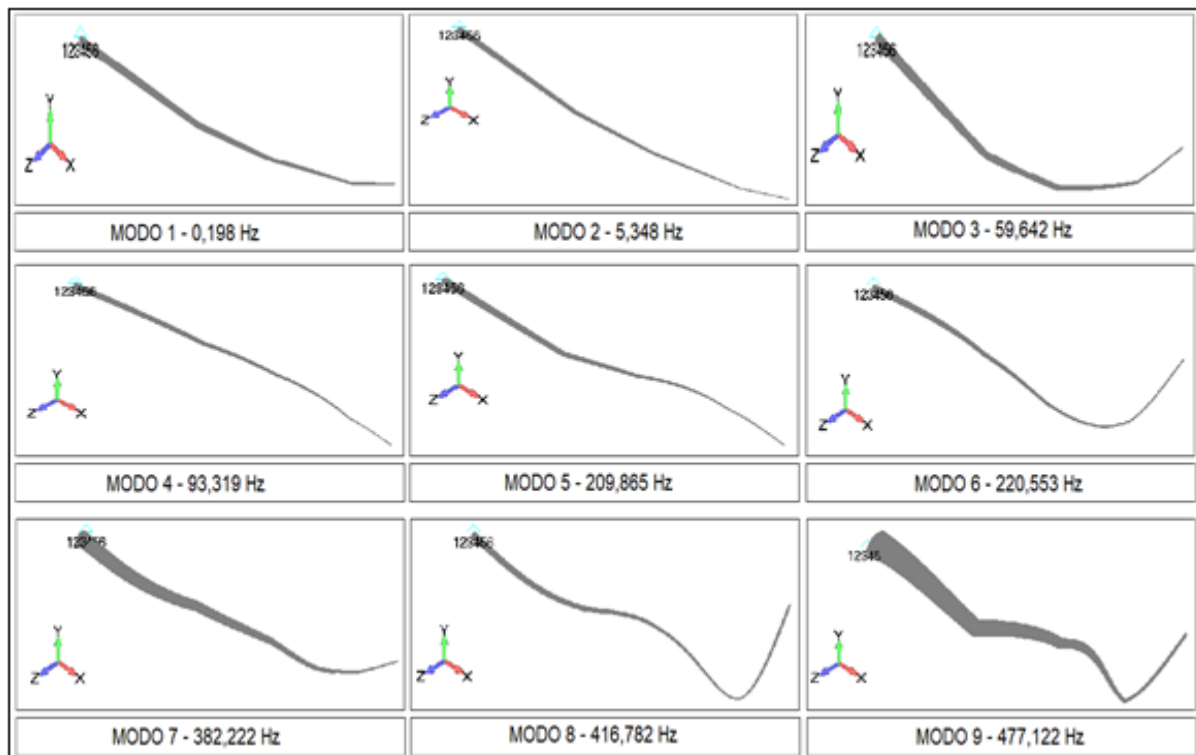
Fonte: Elaborado pelos autores

Figura 16 - Deflexão vertical semi asa com longarina circular tubular, forças em Newton, deflexão em milímetros



Fonte: Elaborado pelos autores

Figura 17 - Análise modal da longarina circular tubular, escala de deformação 1:10



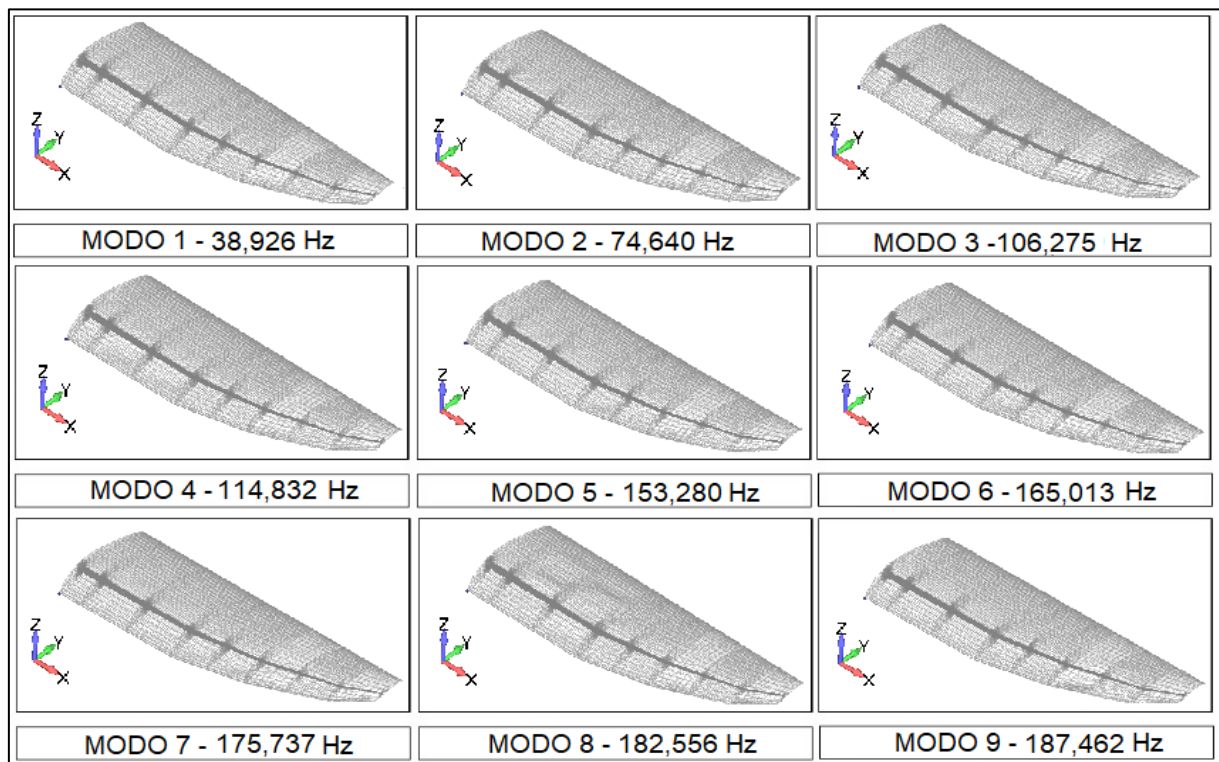
Fonte: Elaborado pelos autores

Tabela 13 - Frequências semi asa com longarina circular tubular

Compósito (0°,45°,90°)		
Modo	Natureza do Modo	Frequencia [Hz]
1	Flexão da asa	38,396
2	Flexo-Torçor	74,640
3	Modo Local	106,275
4	Modo Local	114,832
5	Flexão da asa	153,280
6	Modo Local	165,013
7	Modo Local	175,737
8	Flexão asa	182,556
9	Flexão da asa	187,462

Fonte: Elaborado pelos autores

Figura 18 - Análise modal asa com longarina circular tubular, escala de deformação 1:10



Fonte: Elaborado pelos autores

A semi asa sem a longarina apenas com as nervuras e entelagem pesa aproximadamente 80 gramas podendo variar dependendo da longarina escolhida.

Segue em apêndice A-J os resultados de deflexão e da análise modal das outras seções analisadas. Sendo elas, circular vazada, quadrada maciça, quadrada vazada, geometria em “C” e retangular.

5 CONCLUSÃO

Este estudo teve como objetivo analisar e avaliar as cargas na semi asa e os esforços as quais a longarina da asa de uma aeronave rádio controlada deve suportar, e fazer o dimensionamento da mesma com foco na competição SAE BRASIL AeroDesign 2019. Foi realizado com sucesso e no decorrer no trabalho ainda foram acrescentadas as análises da semi asa completa as quais mostraram excelentes resultados.

Através da metodologia descrita, foi possível estimar analiticamente todos os esforços mecânicos que a longarina da aeronave estaria exposta durante todo o percurso de voo e comprovar numericamente utilizando o método de elementos finitos, que a mesma suportaria estes esforços.

A longarina, assim como todas as outras estruturas da aeronave, requer extensa análise e rigorosos testes a fim de garantir a sua integridade estrutural. Em via de regra, a estrutura deve ser avaliada aos olhos das normas aeronáuticas vigentes e cumprir com sua funcionalidade de forma segura. Materiais compósitos de matriz reforçada por fibra de carbono, bastante utilizados em aplicações estruturais, se destacam por suas excelentes propriedades mecânicas, associadas também a uma densidade mais baixa do que a de suas alternativas tradicionais. Assim, por meio de suas propriedades mecânicas específicas este tipo de material ganha cada vez mais mercado, sendo utilizado amplamente pela indústria aeronáutica, aeroespacial, automobilística e naval. O uso de material compósito se mostrou excelente quando solicitado estruturalmente nas análises, desde que bem dimensionado.

As análises em MEF usando o material compósito se mostraram muito trabalhosas devido a necessidade de outro programa para se moldar as cascas e também pelo difícil arranjo de junções de geometrias na malha. O uso do elemento de casca se mostrou muito eficiente no método para materiais ortotrópicos com o uso de *layups*, mesmo demandando mais tempo, os resultados são os mais reais e confiáveis possíveis.

Conclui-se então, que vale a pena investir em estruturas utilizando materiais compósitos quando o objetivo é obter um baixo peso com alta eficiência estrutural.

As análises com o elemento *beam* demonstra uma maior facilidade, pela comodidade com que se modela o pré-processador, pelo baixo esforço computacional

devido a não ser necessário refinamento e pelo fato da carga ser aplicada em pontos já predefinidos, porém, é indicada e apresenta bons resultados apenas para elementos isotrópicos.

Com os cálculos e comparações demonstraram que o modelo proposto com seção circular tubular apresenta de forma geral, os melhores requisitos entre peso estrutural, resistência e principalmente uma possível manufatura a ser feita pela equipe AeroTau. O resultado da análise da longarina circular tubular satisfaz as exigências do projeto considerando que a deformação apresentada seria minimizada com as nervuras e a entelagem. A seção circular tubular foi escolhida como a melhor opção devido à baixa deformação (Figura 15) e baixo peso (Tabela 12), mesmo não sendo a melhor em nenhum dos quesitos se mostrou mais eficiente no geral e com facilidade para uma possível manufatura para equipe construí-la para a competição 2019.

Sabendo-se que os esforços na longarina não são constantes, ou seja, a carga máxima é aplicada na raiz e a mínima na ponta de asa, a opção pelo afilamento da longarina seção por seção se mostrou excelente, pois diminuiu-se cerca de 42.72% quando o não o feito, comparação entre a geometria circular tubular, mesmo tornando a manufatura mais difícil é uma boa opção para a diminuição de peso.

Constatou-se com inúmeras análises que medir a deflexão apenas da longarina não é o suficiente para mostrar realmente como a estrutura da asa se comportava em voo, por isso optou-se também por fazer a análise das longarinas com a nervura e a entelagem. Utilizando suas devidas espessuras e propriedades notou-se uma nítida diferença de resultados devido a aplicação das cargas na asa, fazendo com que os esforços sejam também transferidos para as nervuras e o revestimento (Figura 16).

A análise da semi asa completa mostrou que mesmo tendo espessuras bem pequenas quando comparada a semi asa e propriedades mecânicas de aproximadamente 1% do material da longarina em estudo a junção do sistema longarina nervura e entelagem funciona de forma perfeita, se fazendo necessária a análise conjunta e não apenas a longarina individual pois, com a estrutura formada a longarina recebe os momentos e cortante de forma distribuída e no seu centro de cisalhamento fazendo com que ela trabalhe de forma mais similar ao que acontece na realidade e suporte todos os esforços em solicitados em voo.

Vale a pena constatar que com o estudo de casos e análises de diferentes formas e possibilidades de longarina notou-se que geralmente não se levam em conta

o formato da asa e nem as cargas provenientes do arrasto, o que pode ser um erro. A longarina em estudo foi dimensionada para uma asa enflechada e afilada o que faz com que um método analítico se torne muito complexo, além de se ter seções com dimensões variáveis, por isso utilização do método de MEF. Caso contrário, poderia ser feito apenas pelo método de matriz de rigidez. Se fazendo necessário a análise com as cargas de sustentação, as verticais, e também as horizontais de arrasto, pois como a ponta da asa estudada tem um ângulo alto de afilamento e enflechamento surgiram grandes momentos não só verticais como também horizontais.

A análise modal mostrou as frequências naturais da semi asa e das longarinas e fazendo-se possível analisar a ordem de grandeza da frequência em que a estrutura se encontra. Evitando assim, que a mesma tenha entre em ressonância e se quebre.

O uso do *Microsoft Excel 2016*, foi suficiente para se fazer o melhor dimensionamento da estrutura, de maneira simples e objetiva. O uso do MEF com a ferramenta do FEMAP e do *NX Nastran* foi de extrema importância para o trabalho, pois sem a discretização e análises não seria possível se ter uma convicção de como a aeronave se comportaria em condições críticas de voo. Além da experiência adquirida e conhecimento necessário para o mercado aeronáutico, pois são os *softwares* mais usados na parte de análise estrutural.

Conclui-se que com um cálculo refinado dos esforços sofridos pela asa resultou no melhor dimensionamento possível da estrutura da asa, constituída pela longarina nervuras e entelagem. Se fazendo possível o estudo das variações dimensionais e geométrica da longarina em função do seu material, onde foi possível realizar o dimensionamento de uma longarina resistente e leve, na qual que agregará uma maior eficiência estrutural. Obtendo assim, uma aeronave mais leve para que se possa ter um transporte de carga paga ainda maior. Deste modo, obter um melhor resultado de projeto, para que se cumpra todos os requisitos impostos pelo regulamento e consequentemente adquira uma colocação ainda melhor para a competição SAE BRASIL AeroDesign 2019.

REFERÊNCIAS

AEROTAU. **Repositório digital AeroTau AeroDesign**. Universidade de Taubaté, 2018.

ANDERSON, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. McGraw-Hill; 5ª edição; 2004.

ANGÉLICO, R. A. **Avaliação de modelos de falhas progressivas para estruturas em material compósito**. Universidade de São Paulo, São Carlos. 2009.

BROTERO, F. A.; VIEIRA, A.; ALVARENGA, E. M. **Boletim nº 29**, Instituto de pesquisas tecnológicas de São Paulo, 1941.

CALLISTER, W. D. JR.; RETHWISCH, D. G. **Ciência e Engenharia dos Materiais: Uma Introdução**. LTC, v. 8ª Edição, 2015.

CHAVES, B.; KIECKOW, F. **Desenvolvimento de longarina de material compósito de baixa razão resistência-peso**. Universidade Regional Integrada do Alto Uruguai e das Missões, 2014.

DA ROSA, E. **Introdução ao projeto aeronáutico: uma introdução à competição SAE Aerodesign**. Florianópolis: Universidade Federal de Santa Catarina. Grante, 2006.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes**. 2011.

FEMAP. **Users Guide** Finite Element Modeling And Postprocessing versão 11.2.2. 2015.

HIBBELER, R. C. **Resistência dos Materiais**. 7. Ed. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2010.

ISCOLD, P. **Introdução às cargas nas aeronaves**, Cargas. Centro de estudos aeronáuticos. Universidade de Minas Gerais, 2001.

KAW, A. K. **Mechanics of Composite Materials**. 2ª Edição. Taylor and Francis Group, 2006.

LOMÁX, T. L. **Structural Loads Analysis for Commercial Transport Aircraft Theory and Practice**, AIAA, Ohio, 1996

OÑATE, E. **Structural Analysis with the Finite Element Method**, Linear static. Volume 1. Basis and Solids. Universitat Politècnica de Catalunya (UPC), Barcelona, Spain. 2009.

PETERS, S. T. **Hanbook of Composites**. 2ª Edição. Chapman & Hall, California, 1998.

PULLIN, D. C. **Apostila de Aerodinâmica do Avião; Desempenho**. Belo Horizonte:CEA– EEUFMG, 1976.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A conceptual approach**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2 edition, 1992.

ROBERT, M. J. **Mechanics of Composite materials**. 2ª Edição. Taylor and Francis Group, Virginia, 1984.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos Da Engenharia Aeronáutica**. 1ªEd, Cengage Learning. São Paulo , 2015.

SHABANA, A. A. **Theory of Vibration, Volume II: Discrete and Continuous Systems**. Springer Verlag, 1951.

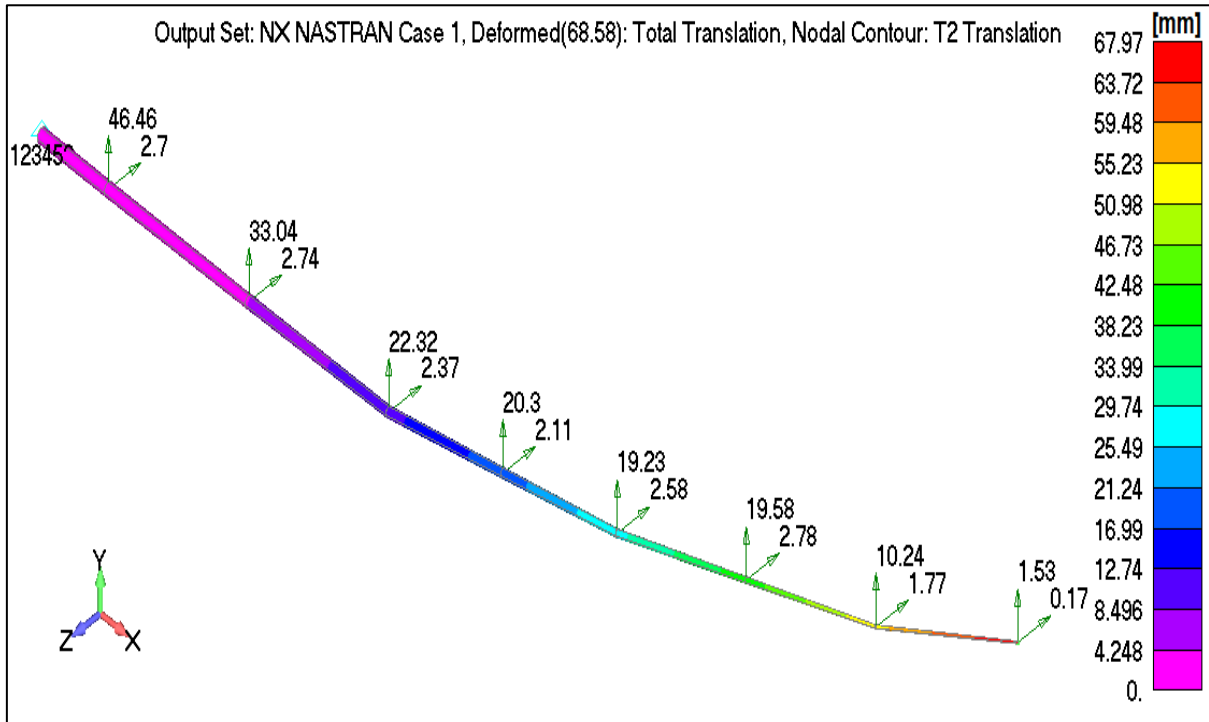
SCHRENK, O. **A simple approximate method for obtaining the span-wise lift distribution**. NACA Technical Memo No. 948, 1940.

TAYLOR, R. L. **The Finite Element Method**. 5ªEdição, Butterworth Heinemann, 2000.

TIMOSHENKO, S. **Strength of Materials**.Part. ii Advanced theory and problems. 2ª Edição, Nith Printing, 1940.

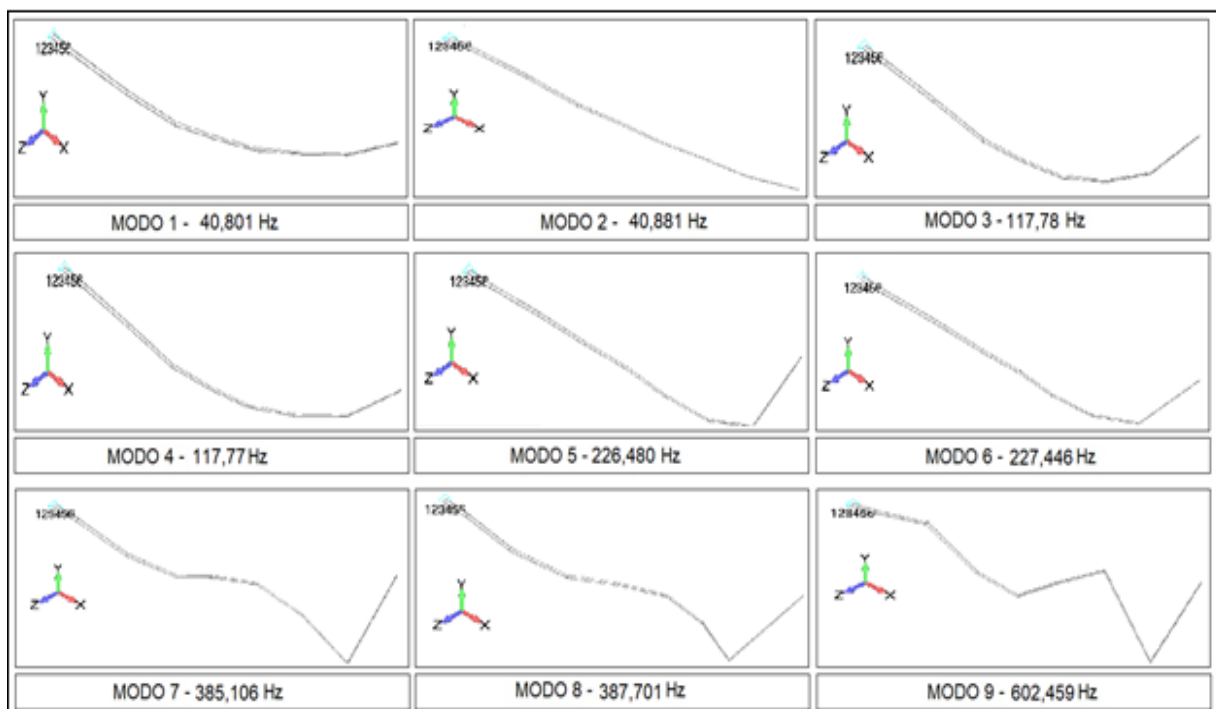
APÊNDICE A - ANÁLISE LONGARINA CIRCULAR MACIÇA

Figura 19 - Deflexão vertical longarina circular maciça, forças em Newton, deflexão em milímetros



Fonte: Elaborado pelos autores

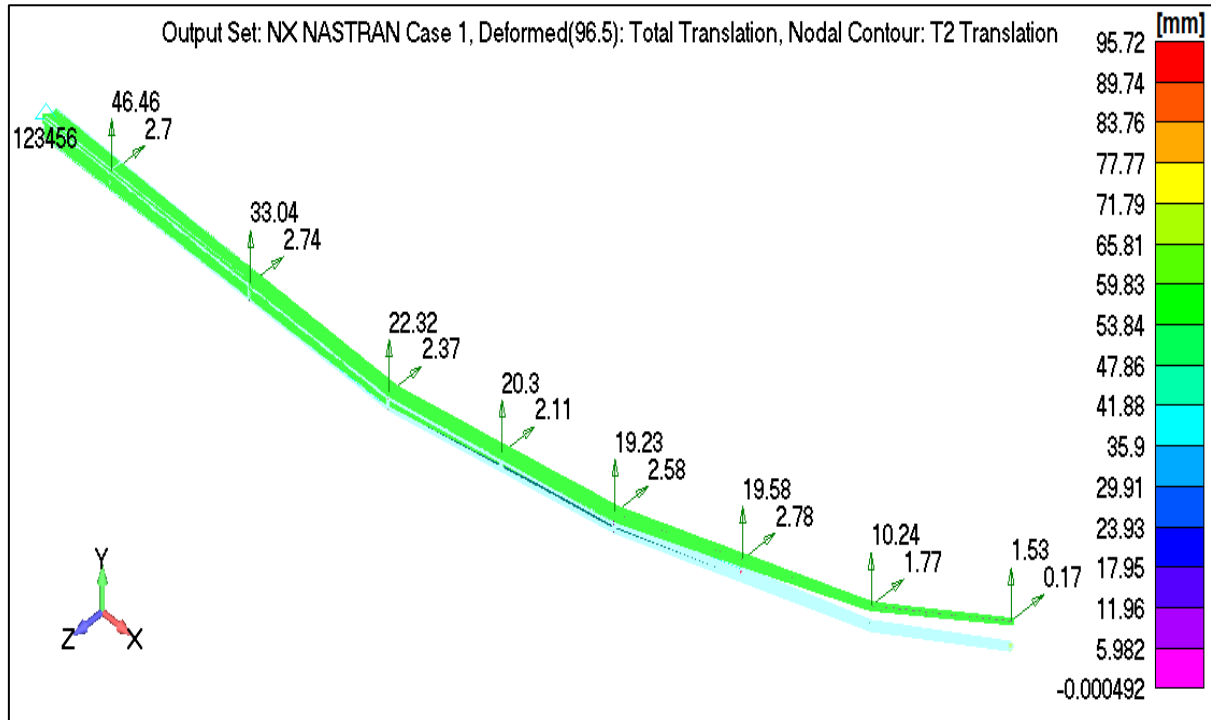
Figura 20 - Análise modal da longarina circular maciça, escala de deformação 1:10



Fonte: Elaborado pelos autores

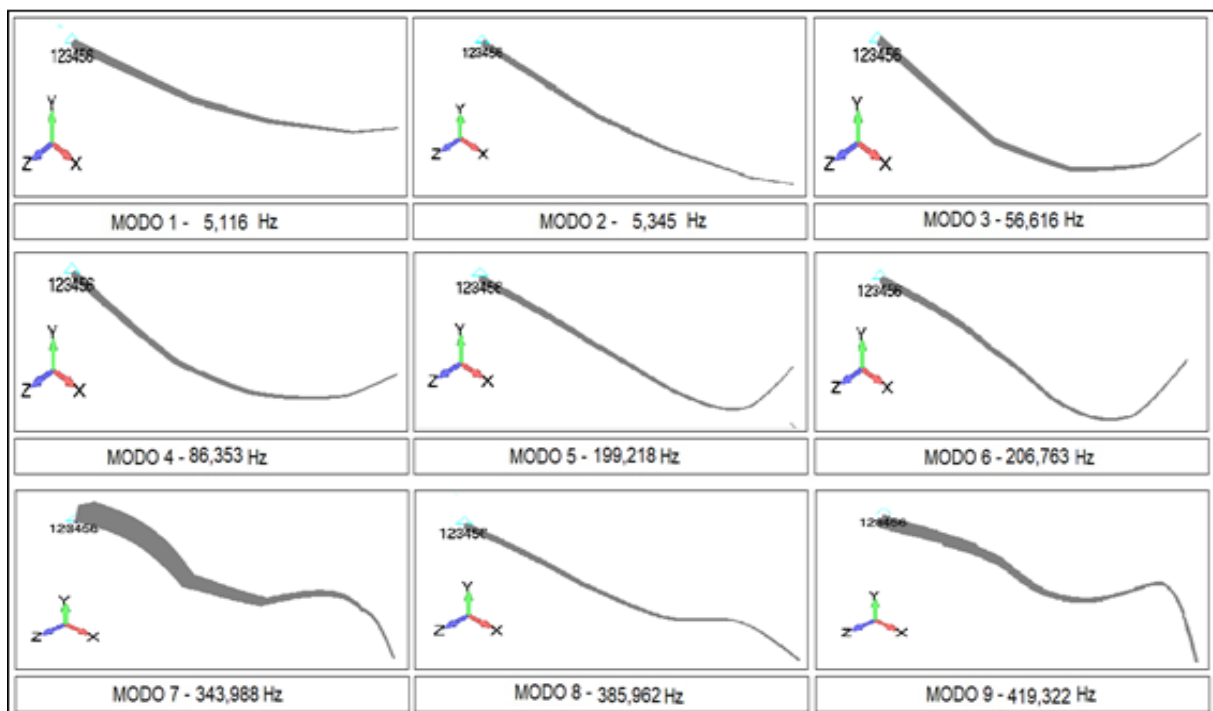
APÊNDICE B - ANÁLISE LONGARINA QUADRADA TUBULAR

Figura 21 - Deflexão vertical longarina quadrada tubular, forças em Newton, deflexão em milímetros



Fonte: Elaborado pelos autores

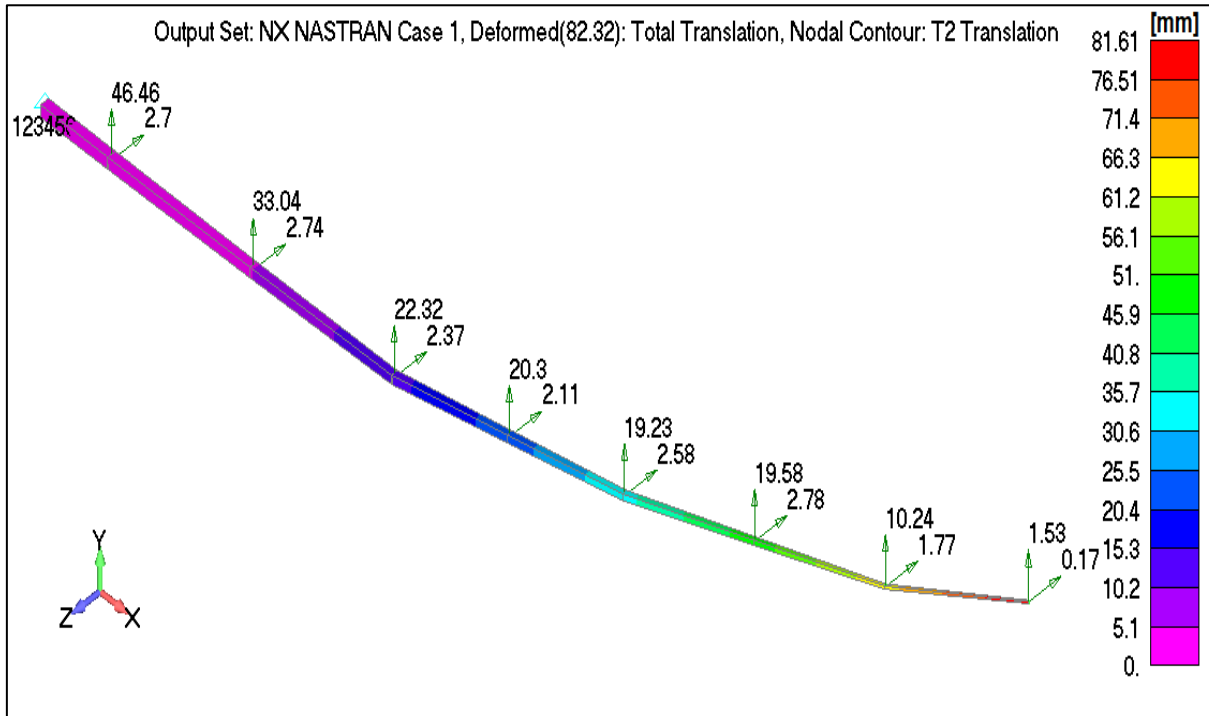
Figura 22 - Análise modal da longarina quadrada tubular, escala de deformação 1:10



Fonte: Elaborado pelos autores

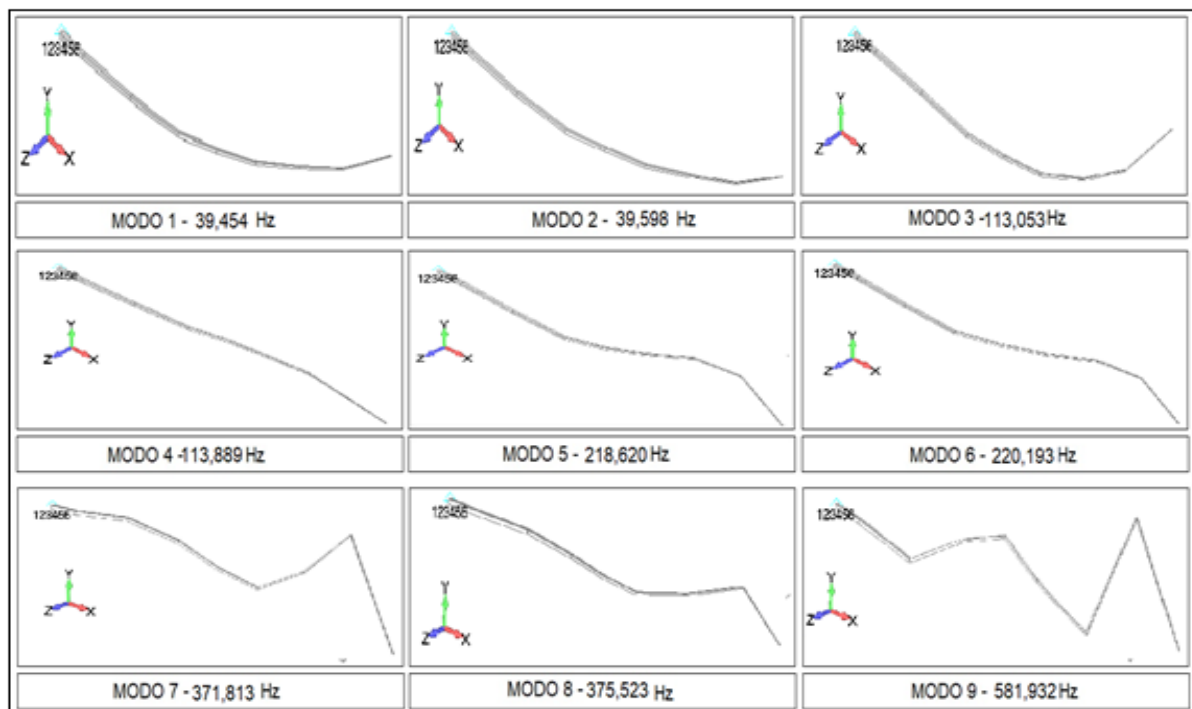
APÊNDICE C - ANÁLISE LONGARINA QUADRADA MACIÇA

Figura 23 - Deflexão vertical longarina quadrada maciça, forças em Newton, deflexão em milímetros



Fonte: Elaborado pelos autores

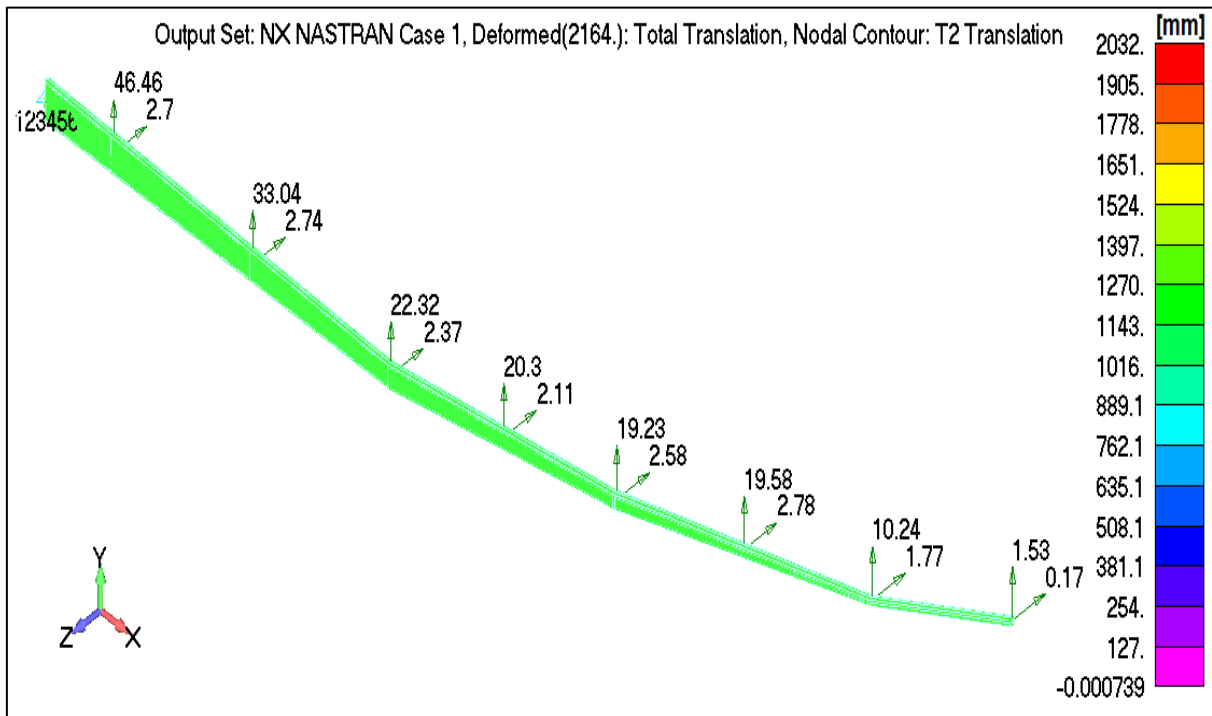
Figura 24 - Análise modal da longarina quadrada maciça, escala de deformação 1:10



Fonte: Elaborado pelos autores

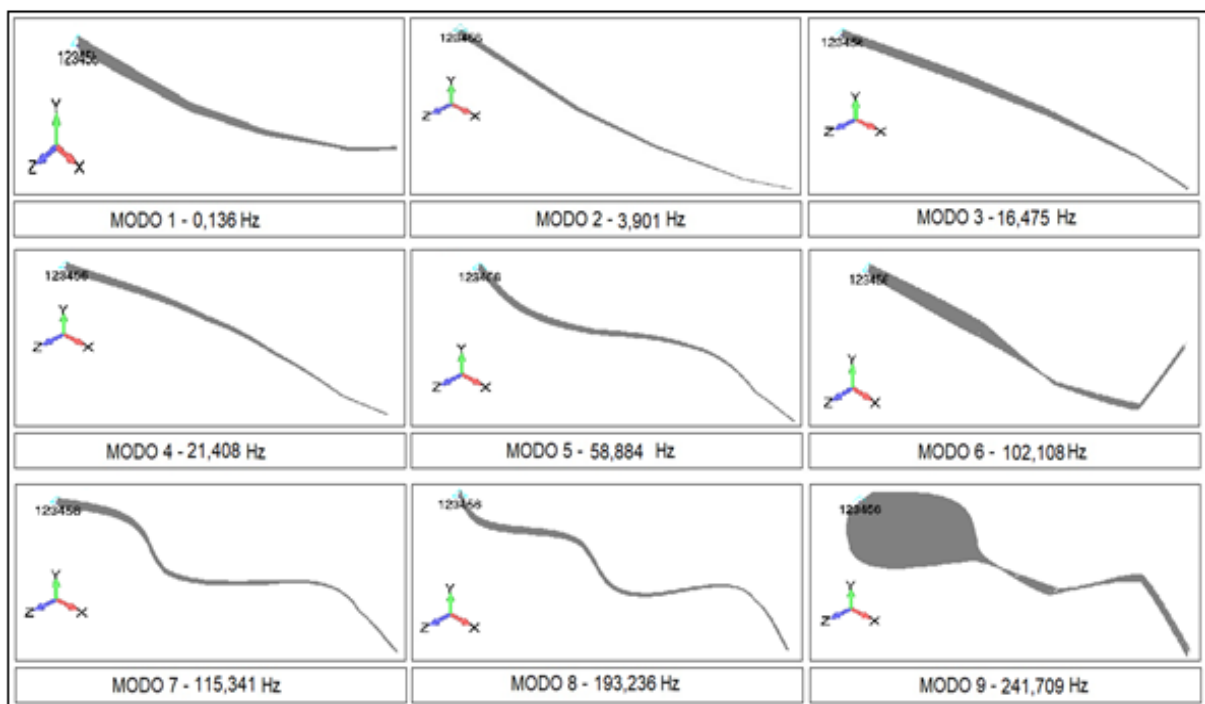
APÊNDICE D - ANÁLISE LONGARINA EM C

Figura 25 - Deflexão vertical longarina em C, forças em Newton, deflexão em milímetros



Fonte: Elaborado pelos autores

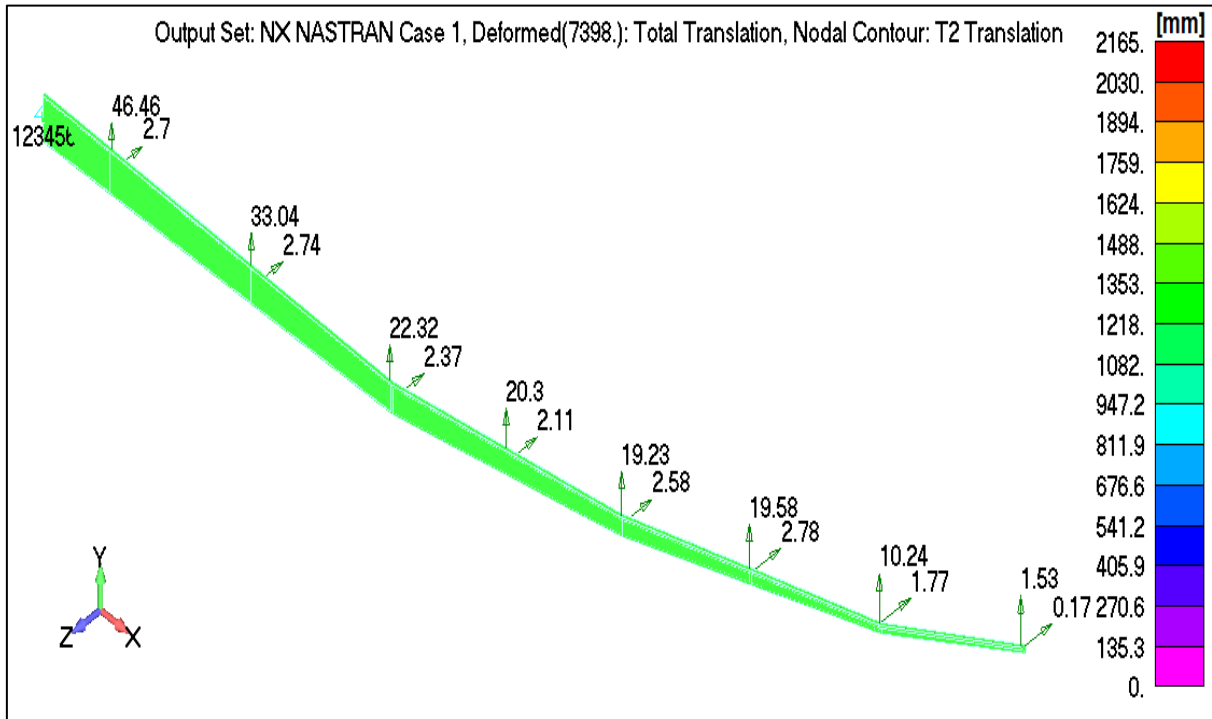
Figura 26 - Análise modal da longarina em C, escala de deformação 1:10



Fonte: Elaborado pelos autores

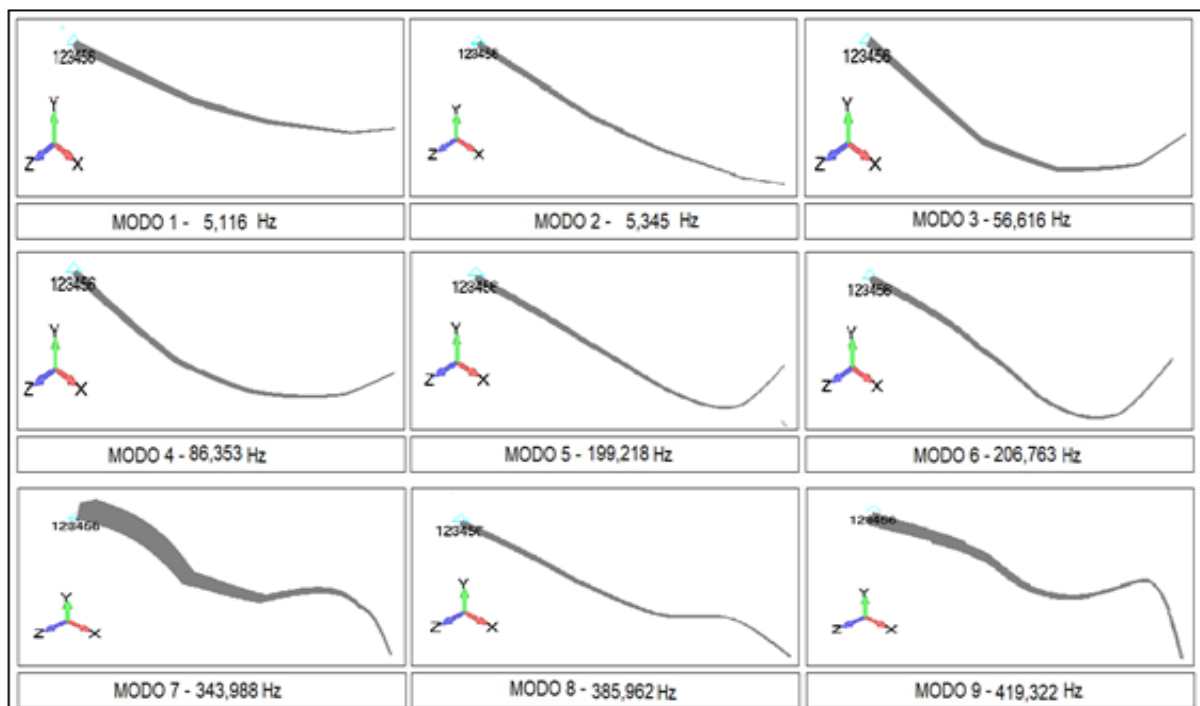
APÊNDICE E - ANÁLISE LONGARINA RETANGULAR

Figura 27 - Deflexão vertical longarina retangular, forças em Newton, deflexão em milímetros



Fonte: Elaborado pelos autores

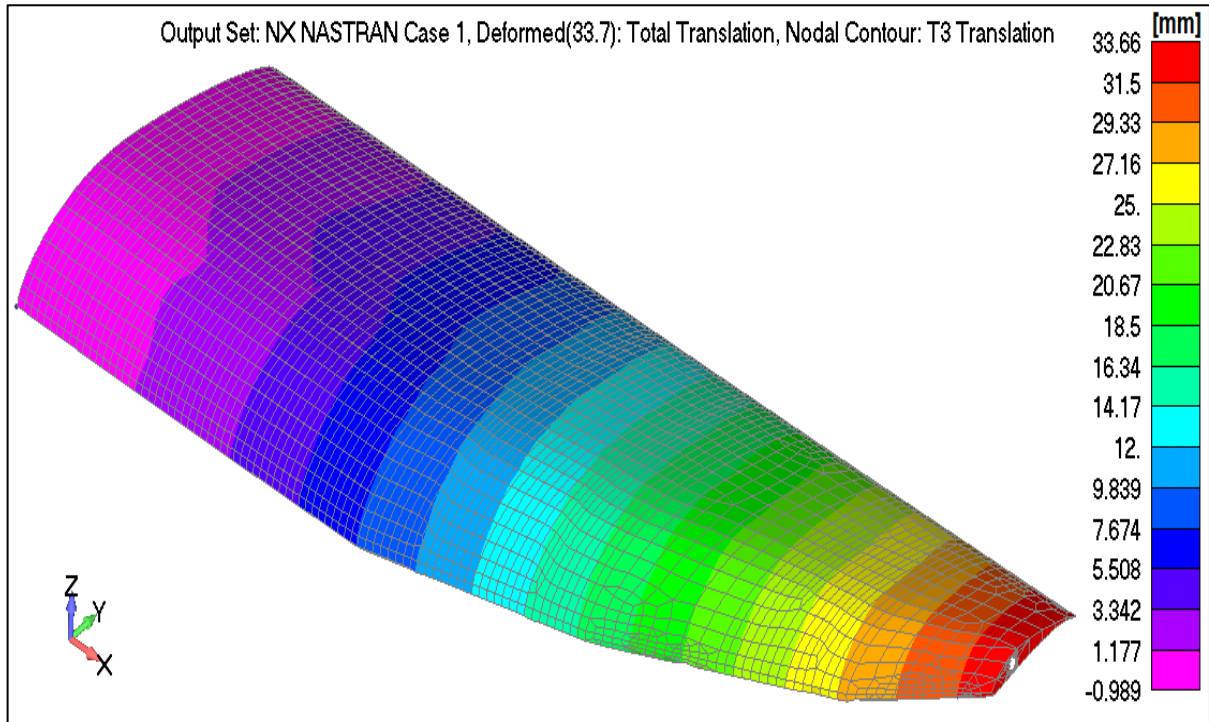
Figura 28 - Análise modal da longarina quadrada maciça, escala de deformação 1:10



Fonte: Elaborado pelos autores

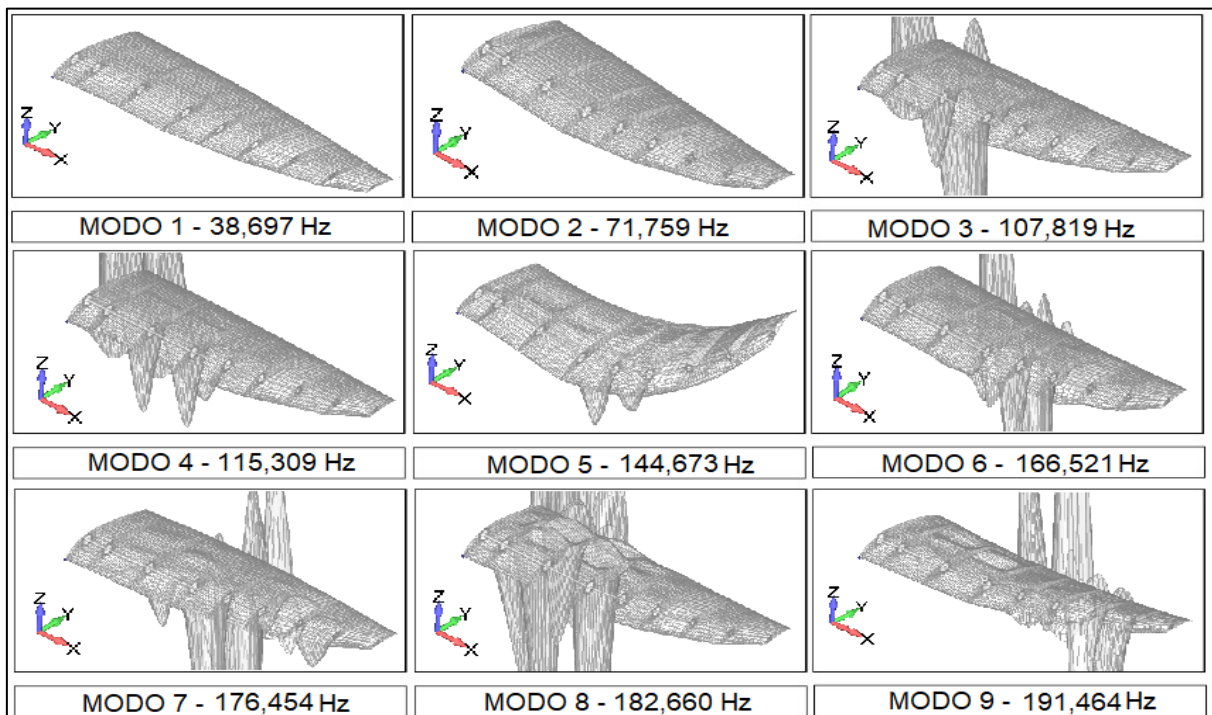
APÊNDICE F - ANÁLISE ASA COM LONGARINA CIRCULAR MACIÇA

Figura 29 - Deflexão vertical semi asa com longarina circular maciça, forças em Newton, deflexão em milímetros



Fonte: Elaborado pelos autores

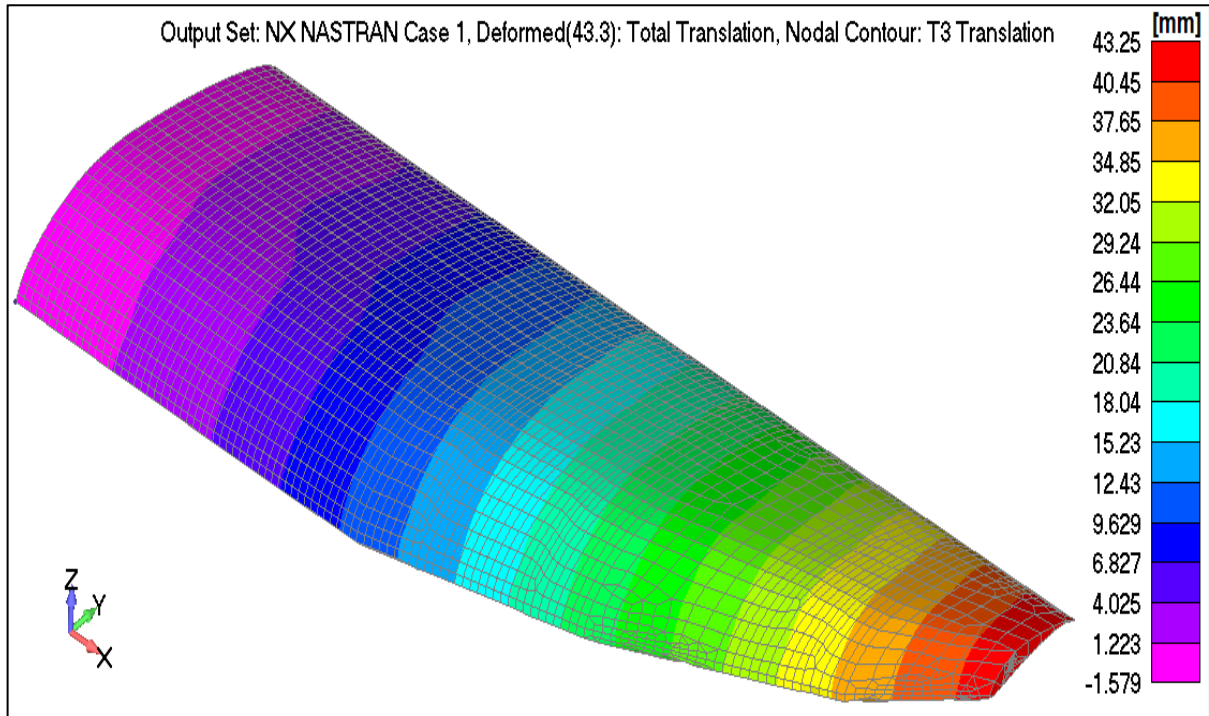
Figura 30 - Análise modal da asa com longarina circular maciça, escala de deformação 1:10



Fonte: Elaborado pelos autores

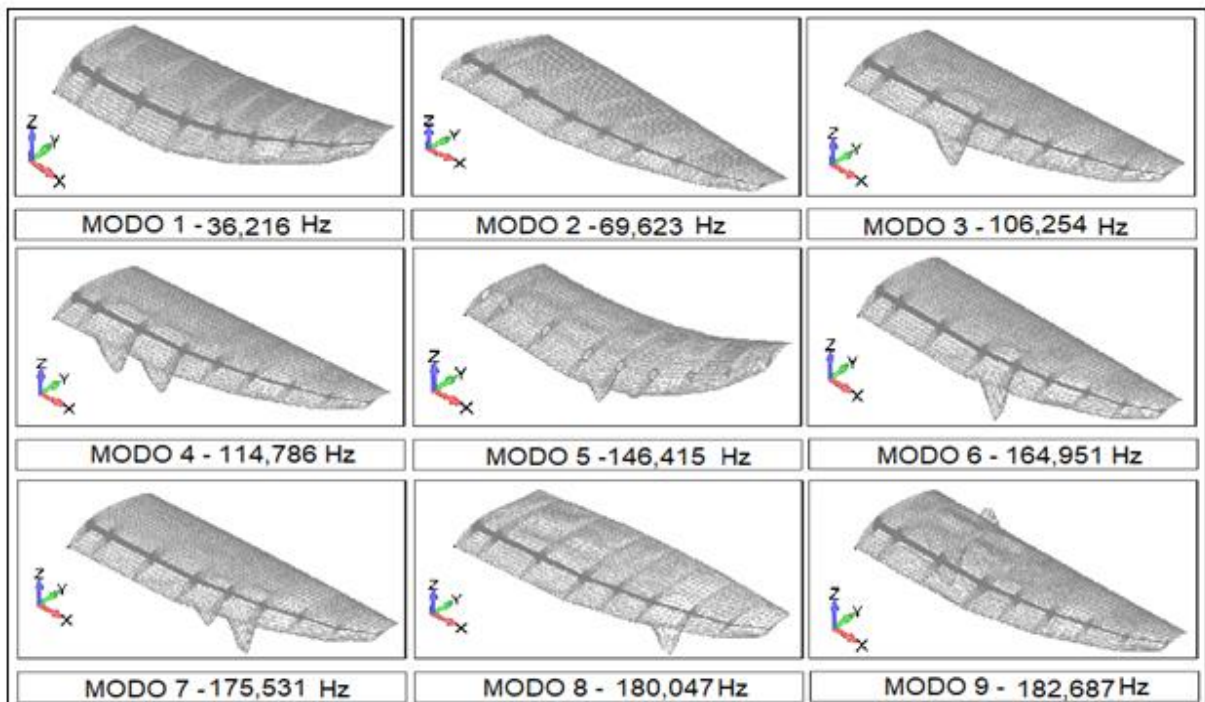
APÊNDICE G - ANÁLISE ASA COM LONGARINA QUADRADA TUBULAR

Figura 31 - Deflexão vertical semi asa com longarina quadrada tubular, forças em Newton, deflexão em milímetros



Fonte: Elaborado pelos autores

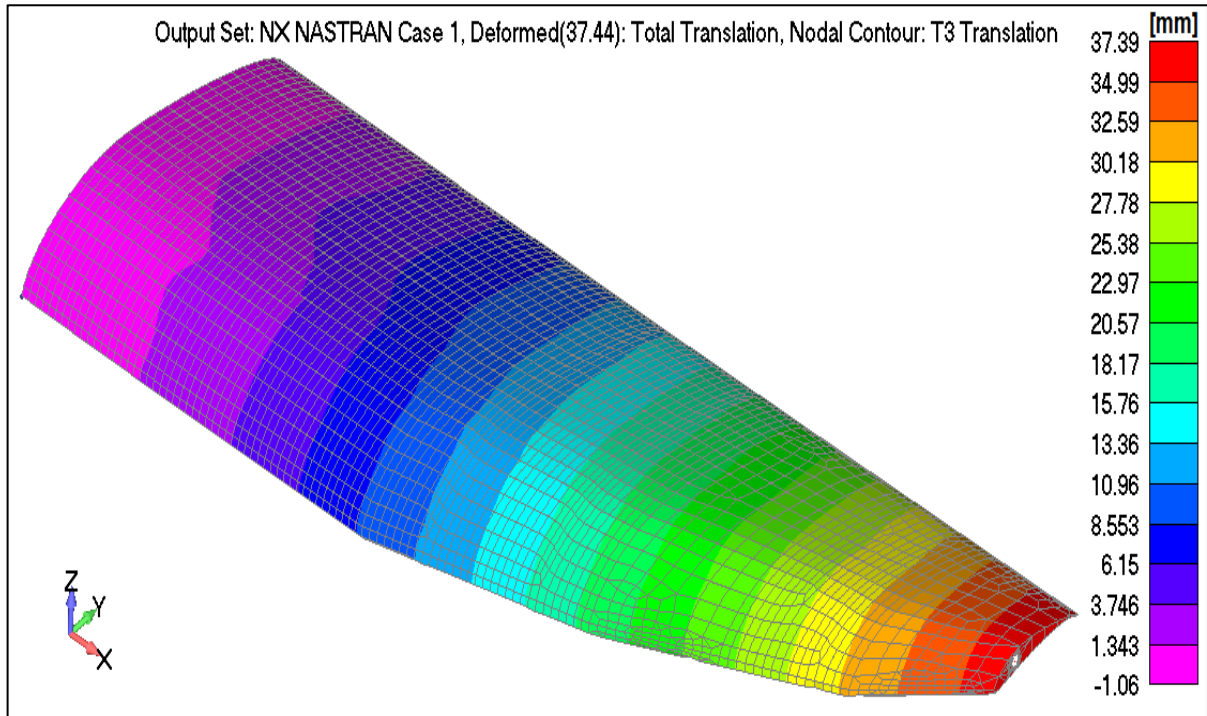
Figura 32 - Análise modal da asa com longarina quadrada tubular, escala de deformação 1:10



Fonte: Elaborado pelos autores

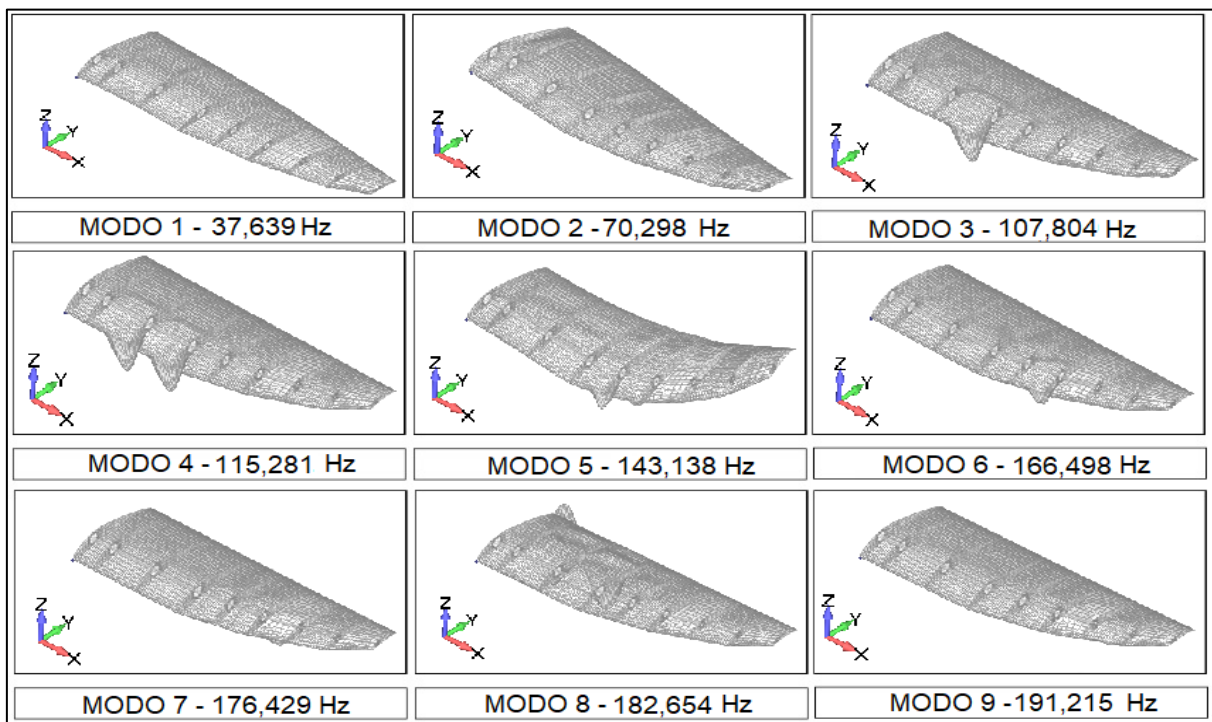
APÊNDICE H - ANÁLISE ASA COM LONGARINA QUADRADA MACIÇA

Figura 33 - Deflexão vertical semi asa com longarina quadrada maciça, forças em Newton, deflexão em milímetros



Fonte: Elaborado pelos autores

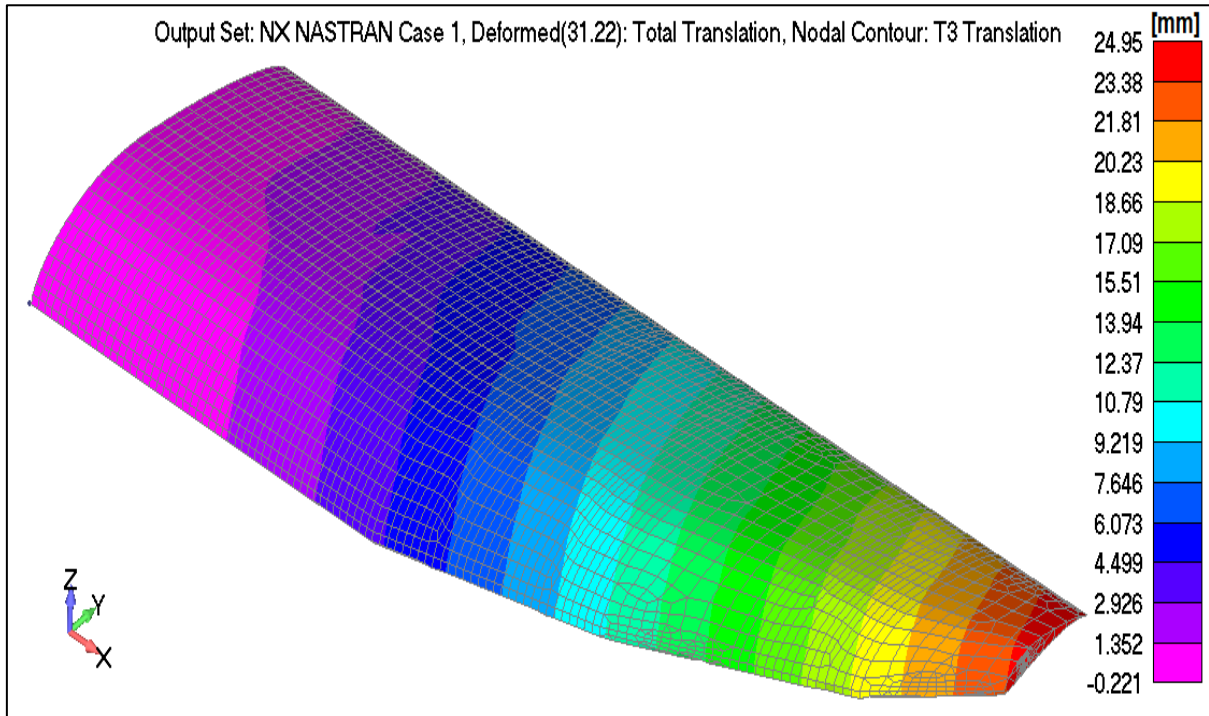
Figura 34 - Análise modal da asa com longarina quadrada maciça, escala de deformação 1:10



Fonte: Elaborado pelos autores

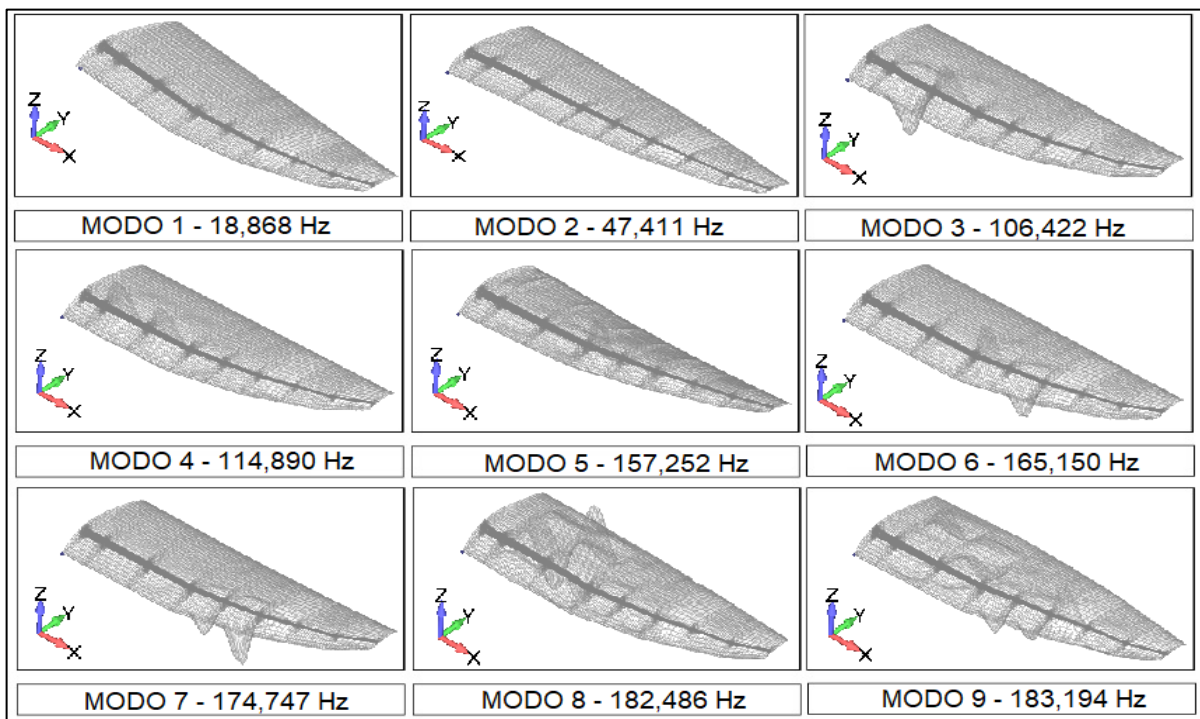
APÊNDICE I - ANÁLISE ASA COM LONGARINA EM C

Figura 35 - Deflexão vertical semi asa com longarina em C, forças em Newton, deflexão em milímetros



Fonte: Elaborado pelos autores

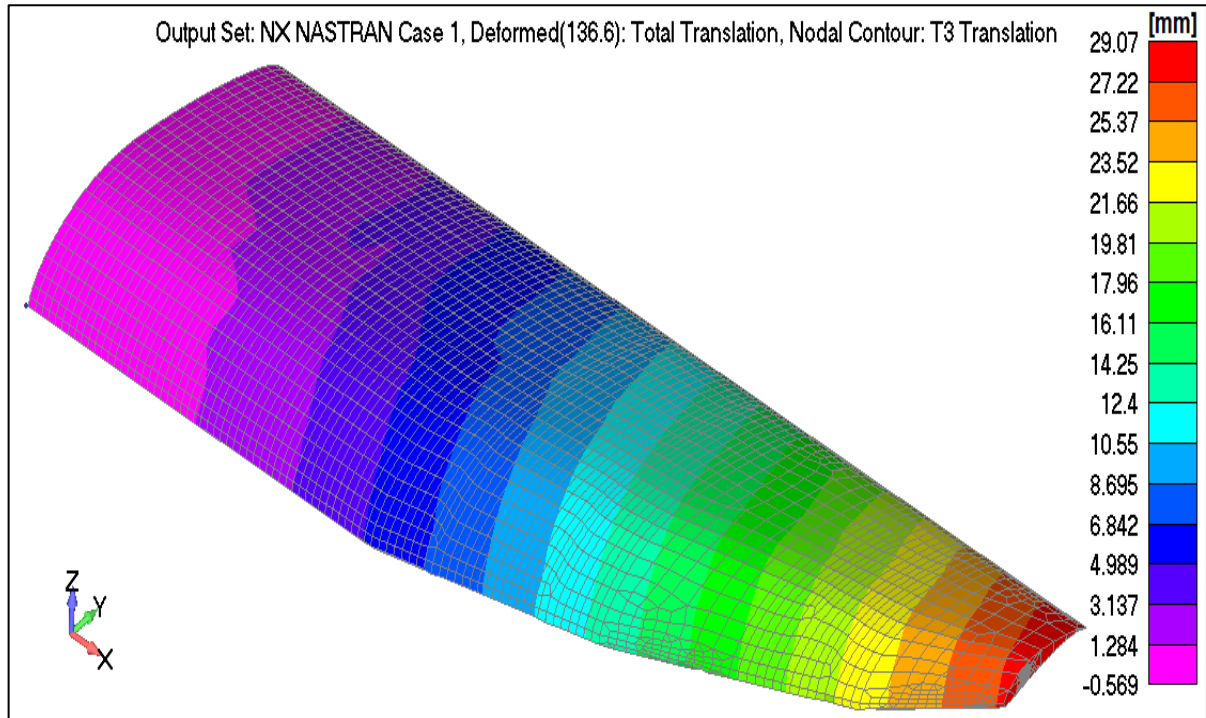
Figura 36 - Análise modal da asa com longarina em C, escala de deformação 1:10



Fonte: Elaborado pelos autores

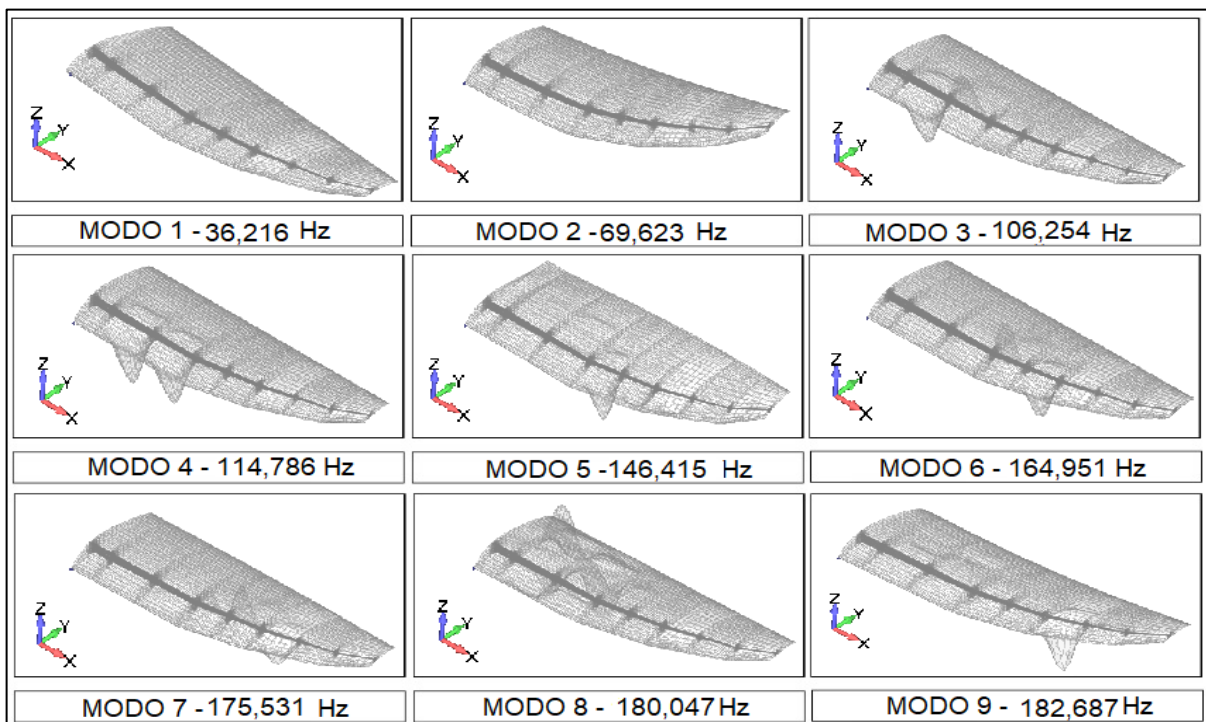
APÊNDICE J - ANÁLISE ASA COM LONGARINA RETANGULAR

Figura 37 - Deflexão vertical semi asa com longarina retangular, forças em Newton, deflexão em milímetros



Fonte: Elaborado pelos autores

Figura 38 - Análise modal da asa com longarina retangular, escala de deformação 1:10



Fonte: Elaborado pelos autores