

UNIVERSIDADE DE CAXIAS DO SUL
ÁREA DO CONHECIMENTO DE CIÊNCIAS EXATAS E ENGENHARIAS

MAIQUEL RODRIGO HEINZMANN

**AVALIAÇÃO ESTRUTURAL DA ASA DE UM VANT: ESTUDO DE CASO PARA
UMA AERONAVE DA COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN**

CAXIAS DO SUL

2020

MAIQUEL RODRIGO HEINZMANN

**AVALIAÇÃO ESTRUTURAL DA ASA DE UM VANT: ESTUDO DE CASO PARA
UMA AERONAVE DA COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN**

Trabalho de conclusão de curso apresentado na Universidade de Caxias do Sul como requisito parcial à obtenção do grau de Engenheiro Mecânico. Área de concentração: Mecânica dos Sólidos.

Orientador: Prof. Me. Sérgio da Silva Kucera.

CAXIAS DO SUL

2020

MAIQUEL RODRIGO HEINZMANN

**AVALIAÇÃO ESTRUTURAL DA ASA DE UM VANT: ESTUDO DE CASO PARA
UMA AERONAVE DA COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN**

Trabalho de conclusão de curso apresentado na Universidade de Caxias do Sul como requisito parcial à obtenção do grau de Engenheiro Mecânico. Área de concentração: Mecânica dos Sólidos.

Aprovado em: 10/09/2020.

Banca Examinadora:

Prof. Me. Sérgio da Silva Kucera
Universidade de Caxias do Sul - UCS

Prof. Dr. Marcos Alexandre Luciano
Universidade de Caxias do Sul - UCS

Me. Marcelo Barbieri Antunes
Convidado externo

AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar agradeço à Deus, pela minha vida, e por me permitir ultrapassar todos os obstáculos encontrados ao longo da realização deste trabalho.

Agradeço à minha esposa, minha alma gêmea Suelen, que me incentivou durante toda essa caminhada e sempre esteve ao meu lado me apoiando nos momentos mais difíceis, que compreendeu a minha ausência enquanto eu me dedicava à realização deste trabalho. Muito obrigado, amor.

Agradeço a minha mãe Similda, meu pai Léo e meu irmão Marco por todo o apoio e amor que sempre me deram durante esta jornada. São sem dúvidas as pessoas mais importantes na minha vida.

Expresso meu sincero agradecimento ao professor Me. Sérgio da Silva Kucera, por ter sido meu orientador e ter desempenhado tal função com extrema dedicação e amizade.

Agradeço aos amigos da equipe Aerosul, por todos os momentos e desafios vivenciados. Fica aqui registrado a honra que foi trabalhar ao lado de pessoas de admirável competência e talento.

Agradeço a todas as pessoas que direta ou indiretamente contribuíram de alguma maneira para conclusão e sucesso deste trabalho.

RESUMO

O presente trabalho teve como objetivo a realização de um estudo de caso visando redução de massa da estrutura presente nas asas das aeronaves que participam da competição SAE Brasil *Aerodesign*. Para tanto, inicialmente foram determinados os requisitos de projetos com base nas normas e bibliografias pertinentes; logo após foi definido o fator de carga e traçado o diagrama V-n, que refere-se ao envelope de voo ao qual a aeronave pode ser exposta sem que haja falha estrutural; na sequência, com o auxílio do MATLAB®, foram obtidas as forças de sustentação ao longo da envergadura, fazendo uso do método de Schrenk. Uma vez obtida a distribuição de sustentação, a geometria estrutural foi importada para o *software* de análise em elementos finitos ANSYS®. Então melhorias e alterações foram feitas visando atender aos requisitos de projeto: fator de segurança estrutural, deflexão máxima na ponta da asa e velocidade mínima de *flutter*. Ao final das análises obteve-se uma configuração que atendeu às especificações de projeto e apresentou uma redução de 52% de massa estrutural da asa.

Palavras-chave: Aerodesign. Estrutura da asa. Requisitos de projeto. Método de elementos finitos.

ABSTRACT

The present work had as objective the accomplishment of a case study aiming at reducing the mass of the structure present in the wings of the aircraft that participate in the SAE Brasil *Aerodesign* competition. To this goal, design requirements were initially determined based on the relevant standards and bibliographies; soon after the load factor was defined and the V-n diagram was drawn, which refers to the flight envelope to which the aircraft can be exposed without structural failure; then, with the help of MATLAB®, the lift forces were obtained along the span, using the Schrenk method. Once the support distribution was obtained, the structural geometry was imported into the ANSYS® finite element analysis software. Then improvements and changes were made to meet the design requirements: structural safety factor, maximum wing tip deflection and minimum *flutter* speed. At the end of the analysis, a configuration was obtained that met the design specifications and presented a 52% reduction in the structural weight of the wing.

Keywords: Aerodesign. Wing structure. Design requirements. Finite element method.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Perguntas a serem respondidas no projeto conceitual	18
Figura 2 - Principais objetivos do projeto preliminar.....	18
Figura 3 - Principais objetivos do projeto detalhado.....	19
Figura 4 - Características geométricas de um perfil aerodinâmico	21
Figura 5 - Distribuição de pressão e forças sobre o perfil aerodinâmico (a),.....	22
Figura 6 - Esteira de vórtices nas pontas das asas	23
Figura 7 - Diagrama V-n de manobra.....	25
Figura 8 - Efeito visual causado pelas forças de sustentação	27
Figura 9 - Componentes estruturais da asa.....	28
Figura 10 - Variação relativa do módulo de elasticidade de um material	30
Figura 11 - Representação de uma malha genérica	33
Figura 12 - Elementos unidimensional (a), bidimensional (b) e tridimensional (c).....	34
Figura 13 - Análise estrutural da asa (longarina) realizada pela equipe Aerosul em 2019	37
Figura 14 - Imagens das aeronaves 2018 (a) e 2019 (b).....	38
Figura 15 - Fluxograma de execução	38
Figura 16 - Propriedades da fibra de carbono	42
Figura 17 - Propriedades da madeira balsa.....	43
Figura 18 - Estrutura da asa da aeronave 2018.....	43
Figura 19 - Estrutura da asa da aeronave 2019.....	44
Figura 20 - Parâmetros de malha.....	45
Figura 21 - Malhas geradas com elementos de 15 mm (a), e 3 mm (b)	46
Figura 22 - Parâmetro skewness para qualidade de malha.....	46
Figura 23 - Condições de contorno.....	47
Figura 24 - Diagrama V-n da aeronave 2018	49
Figura 25 - Diagrama V-n da aeronave 2019	49
Figura 26 - Deflexão da ponta de asa da aeronave 2018 original.....	51
Figura 27 - Tensão máxima principal da asa da aeronave 2018 original (perspectiva invertida)	52
Figura 28 - Análise modal de flexão da asa da aeronave 2018 original.....	52
Figura 29 - Análise modal de torção da asa da aeronave 2018 original.....	53
Figura 30 - Velocidade crítica de flutter da asa da aeronave 2018 original	53
Figura 31 - Estrutura da asa da aeronave 2018 modificada 1.....	54

Figura 32 - Estrutura da asa da aeronave 2018 modificada 2.....	55
Figura 33 - Deflexão da ponta de asa da aeronave 2019 original.....	57
Figura 34 - Tensão máxima principal da asa da aeronave 2019 original (perspectiva invertida)	57
Figura 35 - Análise modal de flexão da asa da aeronave 2019 original.....	58
Figura 36 - Análise modal de torção da asa da aeronave 2019 original.....	58
Figura 37 - Velocidade crítica de flutter da asa da aeronave 2019 original	59
Figura 38 - Estrutura da asa da aeronave 2019 modificada 1.....	60
Figura 39 - Estrutura da asa da aeronave 2019 modificada 2.....	60
Figura 40 - Estrutura da asa com longarina retangular afilada.....	62
Figura 41 - Máxima tensão principal da asa com longarina retangular afilada.....	63
Figura 42 - Estrutura da asa com longarina cônica	64
Figura 43 - Máxima tensão principal da asa com longarina cônica (perspectiva invertida)	64
Figura 44 - Coeficiente de rigidez	67

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Limites típicos do fator de carga	24
Tabela 2 - Requisitos de projeto adotados	40
Tabela 3 - Dados para obtenção do diagrama V-n	41
Tabela 4 - Dados para o cálculo da força de sustentação	41
Tabela 5 - Pontos importantes do diagrama V-n	48
Tabela 6 - Força de sustentação distribuída ao longo da meia envergadura da asa	50
Tabela 7 - Resultados das análises na aeronave 2018	56
Tabela 8 - Resultados das análises na aeronave 2019	61
Tabela 9 - Resultados para estrutura com longarina de seção variável	65
Tabela 10 - Apanhado histórico das aeronaves projetadas pela equipe Aerosul	66

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ANAC	<i>Agência Nacional de Aviação Civil</i>
CA	Centro Aerodinâmico
CAD	<i>Computer Aided Design</i>
CAE	<i>Computer Aided Engineering</i>
CP	Centro de Pressão
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FAR	<i>Federal Aviation Regulations</i>
FPF	<i>First Ply Failure</i>
LPF	<i>Last Ply Failure</i>
MEF	Método de Elementos Finitos
MTOW	<i>Maximum Take-Off Weight</i>
SAE	Sociedade de Engenheiros da Mobilidade
VANT	Veículo Aéreo não Tripulado

LISTA DE SÍMBOLOS

L	Força de sustentação
D	Força de arrasto
M_{CA}	Momento torcional da asa
S	Área da asa
ρ	Densidade do ar
v	Velocidade de escoamento do ar
c	Corde da asa
$C_{Lmáx}$	Coefficiente de sustentação máximo
C_L	Coefficiente de sustentação
C_D	Coefficiente de arrasto
C_M	Coefficiente de momento
n	Fator de carga
W	Peso da aeronave
v^*	Velocidade de manobra
v_d	Velocidade de mergulho
n_{lim+}	Fator de carga limite positivo
n_{lim-}	Fator de carga limite negativo
n_{ult}	Último fator de carga admissível
$L(y)_E$	Força de sustentação na y -ésima posição, para uma distribuição elíptica
$L(y)_{RT}$	Força de sustentação na y -ésima posição, para uma distribuição reto trapezoidal
$L(y)_S$	Força de sustentação na y -ésima posição, para uma distribuição de sustentação pela aproximação de Schrenk
$L_{máx}$	Força de sustentação máxima
b	Envergadura da asa
y	Posição do perfil ao longo da envergadura da asa
$c(y)$	Corde da asa em função de sua posição ao longo da envergadura
τ	Tensão de cisalhamento
σ	Tensão normal
X	Resistência à tração/compressão na direção longitudinal
Y	Resistência à tração/compressão na direção transversal
s	Resistência ao cisalhamento

v_{estol}	Velocidade de estol
$v_{m\acute{a}x}$	Velocidade maxima
g	Amortecimento artificial

SUMÁRIO

1.	INTRODUÇÃO	15
1.1.	JUSTIFICATIVA.....	15
1.2.	OBJETIVOS.....	16
1.2.1.	Objetivo Geral	16
1.2.2.	Objetivos Específicos	16
2.	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	17
2.1.	FASES DO PROJETO AERONÁUTICO	17
2.1.1.	Projeto Conceitual	17
2.1.2.	Projeto Preliminar	18
2.1.3.	Projeto Detalhado	19
2.2.	REQUISITOS OU ESPECIFICAÇÕES DE PROJETO.....	19
2.3.	AERODINÂMICA DE AERONAVES	20
2.4.	CARREGAMENTOS EM AERONAVES	24
2.4.1.	Fator de Carga	24
2.4.2.	Distribuição de Sustentação	26
2.4.3.	Aeroelasticidade	27
2.5.	CONCEITOS ESTRUTURAIS	28
2.6.	MATERIAIS ESTRUTURAIS E CRITÉRIOS DE FALHA	29
2.6.1.	Crítério de Máxima Tensão	31
2.6.2.	Crítério de Máxima Deformação	31
2.6.3.	Crítério de Tsai-Hill	31
2.7.	ANÁLISES ESTRUTURAIS VIA MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS.....	32
2.7.1.	Pré-Processamento	33
2.7.1.1.	Análise Linear ou Não Linear	33
2.7.1.2.	Análise Estática ou Dinâmica.....	34
2.7.1.3.	Tipos de Elementos Finitos	34
2.7.2.	Processamento	35
2.7.3.	Pós-Processamento	35
2.8.	TRABALHOS CORRELATOS.....	35

3.	MATERIAIS E MÉTODOS	37
3.1.	DESCRIÇÃO DO PROBLEMA.....	37
3.2.	REQUISITOS DO PROJETO.....	39
3.3.	FATOR DE CARGA E DIAGRAMA V-N.....	40
3.4.	DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO DA ASA.....	41
3.5.	METODOLOGIA DE ANÁLISE EM ELEMENTOS FINITOS.....	42
3.6.	DETERMINAÇÃO DA VELOCIDADE CRÍTICA DE FLUTTER.....	47
4.	RESULTADOS E DISCUSSÃO	48
4.1.	DETERMINAÇÃO DO DIAGRAMA V-N.....	48
4.2.	DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO DA ASA.....	49
4.3.	ANÁLISE ESTRUTURAL DAS ASAS.....	50
4.3.1.	Aeronave 2018	51
4.3.2.	Aeronave 2019	56
4.3.3.	Proposta de Estruturas com Seções Variáveis	61
4.3.3.1.	Longarina Retangular Afilada.....	61
4.3.3.2.	Longarina Cônica	63
4.4.	COMPARATIVO HISTÓRICO	65
5.	CONCLUSÃO	68
	REFERÊNCIAS	70
	APÊNDICE A - ALGORITMO DO MATLAB® PARA OBTENÇÃO DAS FORÇAS DE SUSTENTAÇÃO UTILIZANDO O MÉTODO DE SCHRENK	74
	APÊNDICE B - FUNÇÃO DO MATLAB® PARA OBTENÇÃO DAS EQUAÇÕES DE DISTRIBUIÇÃO DE CARGA AO LONGO DA ENVERGADURA	75
	APÊNDICE C - FUNÇÃO DO MATLAB® PARA OBTENÇÃO DA SUSTENTAÇÃO APLICADA EM CADA POSIÇÃO DAS NERVURAS	76
	APÊNDICE D - FUNÇÃO DO MATLAB® PARA DETERMINAÇÃO DA VELOCIDADE DE FLUTTER	77
	ANEXO A - RESULTADO DO ENSAIO DE TRAÇÃO DA FIBRA DE CARBONO	78

1. INTRODUÇÃO

Atualmente a competitividade mercadológica na aviação tem forçado os engenheiros a desenvolverem estudos visando o aperfeiçoamento estrutural das aeronaves. Um dos fatores de maior relevância presente em um projeto é a massa, devido aos impactos no consumo de combustível e no desempenho. Alinhado à redução de massa está a disponibilidade de novos materiais, capazes de suportar às solicitações mecânicas e os fenômenos aeroelásticos. Devido à evolução da ciência e tecnologia dos materiais e suas propriedades é possível cada vez mais projetar estruturas mais leves e resistentes.

A Competição SAE Brasil *AeroDesign* é um desafio lançado aos estudantes de Engenharia, onde os participantes devem desenvolver uma aeronave de asas fixas rádio controlada partindo de um regulamento que é modificado anualmente. A competição é dividida em duas fases. A primeira refere-se ao projeto conceitual e detalhado, onde as equipes produzem um relatório que deve conter todos os cálculos, análises e modelagens realizadas. Os resultados e conclusões obtidos serão avaliados por engenheiros da indústria aeronáutica e uma pontuação é atribuída.

Na segunda fase as aeronaves são testadas e avaliadas quanto à capacidade de carga que possuem em voo. Dessa forma é importante que se tenha uma aeronave com uma maior eficiência estrutural. Ou seja, é preciso desenvolver uma aeronave que possa levar o máximo de carga paga possível com o menor peso vazio. Assim sendo é imprescindível buscar uma configuração que minimize a massa da aeronave, fazendo as escolhas corretas de materiais e a geometria estrutural ideal, tornando-a leve e segura (SAE Brasil, 2019).

Dentre as estruturas presentes em uma aeronave da Competição SAE Brasil *AeroDesign*, em geral a asa é a que possui maior massa, e ao mesmo tempo também elevadas solicitações mecânicas, criando dificuldades para a sua concepção. Cada componente presente na asa sofre um tipo característico de esforço, e o seu correto dimensionamento é imprescindível para se garantir a segurança da estrutura atendendo às normas regulamentadoras que são utilizadas na indústria aeronáutica.

1.1. JUSTIFICATIVA

Para alcançar uma boa colocação na competição SAE Brasil *Aerodesign*, as equipes necessitam projetar aeronaves leves, que sejam capazes de realizar sua missão de voo sem comprometer sua estrutura, transportando a maior carga útil possível.

A equipe Aerosul explora de forma muito superficial o projeto estrutural das asas de suas aeronaves, o que em geral torna a estrutura superdimensionada, fazendo com que a equipe deixe de ser competitiva. Assim sendo, o estudo do presente trabalho permitirá obter uma configuração estrutural leve e que atenda às solicitações mecânicas, de modo que seja confiável e competitiva, além de agregar conhecimento à equipe para o desenvolvimento de projetos futuros.

1.2. OBJETIVOS

1.2.1. Objetivo Geral

Avaliar a modificação estrutural da asa de aeronaves utilizadas na competição SAE Brasil *AeroDesign* com objetivo de redução de massa.

1.2.2. Objetivos Específicos

Para atingir o objetivo geral foram definidos os específicos a seguir:

- a) compreender os fenômenos e variáveis envolvidas na aviação em geral e no *AeroDesign*, especificamente;
- b) averiguar os conceitos estruturais existentes e sua aplicabilidade;
- c) definir e compreender os principais critérios de projeto que devem ser alcançados;
- d) determinar os carregamentos aplicados à asa;
- e) promover alterações no modelo estrutural;
- f) realizar simulações numéricas estruturais.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo são apresentados os principais conceitos teóricos necessários para o entendimento dos temas abordados e que darão suporte bibliográfico, sendo de grande importância para o desenvolvimento e análise estrutural da asa de uma aeronave. Inicialmente são apresentados assuntos correlacionados às fases do projeto aeronáutico, aos requisitos ou especificações de projeto, à aerodinâmica, aos carregamentos em aeronaves, aos conceitos estruturais, aos critérios de falha e ao Método de Elementos Finitos (MEF) e, ao final, algumas publicações científicas correlatas.

2.1. FASES DO PROJETO AERONÁUTICO

O projeto de uma aeronave necessita do envolvimento e a conexão entre as mais diversas áreas. Segundo Raymer (1992), esse é um projeto que evolui de forma iterativa, e pode ser dividido em três fases principais, projeto conceitual, preliminar e detalhado, envolvendo as grandes áreas da aerodinâmica, desempenho, estabilidade e controle, estruturas e sistemas.

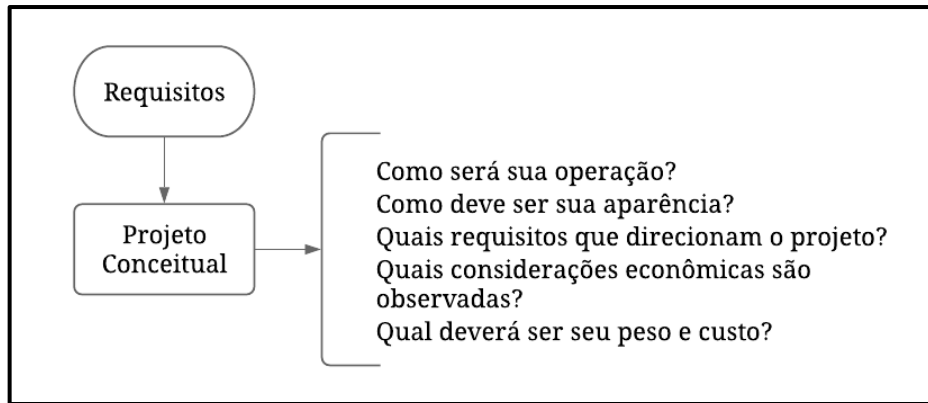
2.1.1. Projeto Conceitual

O projeto conceitual de uma aeronave não é uma tarefa simples, pois demanda de muito tempo para a definição dos mais diversos parâmetros da aeronave, tornando-o um processo muito caro. Conforme Kovács (1986) esta etapa é uma das mais importantes, e também a que é menos compreendida no projeto aeronáutico.

A finalidade é obter um esboço da aeronave, produzindo uma configuração de asa, fuselagem e empenagem, definindo de forma simplificada as principais dimensões, massa, e propulsão da aeronave, utilizando como base os princípios de solução de cada área. E para chegar a essas definições uma boa prática é realizar um estudo das soluções já existentes afim de formar um grande banco de dados, que somados ao grupo de requisitos ou especificações que deverão ser atendidas, irão auxiliar nas tomadas de decisões no início do projeto (RAYMER, 1992).

A Figura 1 apresenta algumas perguntas que Raymer (1992) sugere que sejam respondidas durante o projeto conceitual.

Figura 1 - Perguntas a serem respondidas no projeto conceitual

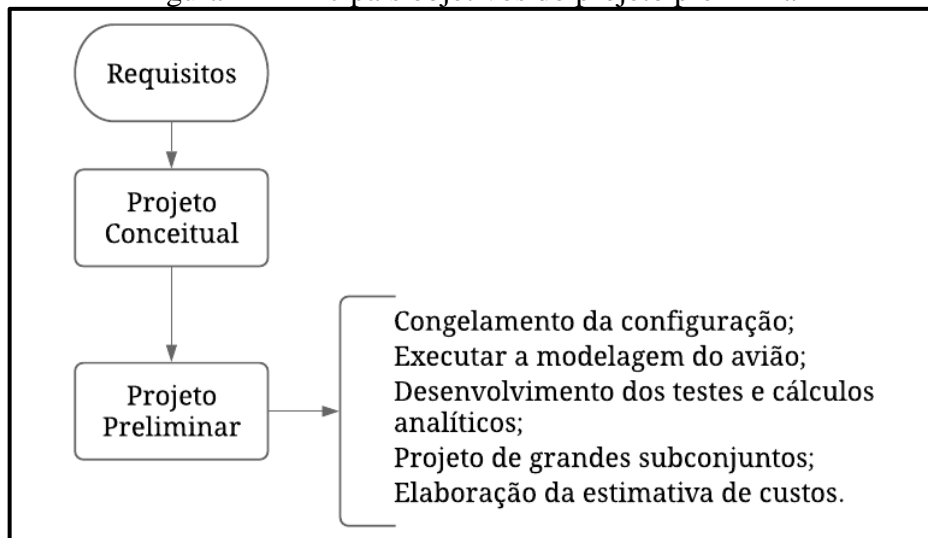


Fonte: Adaptado Raymer (1992).

2.1.2. Projeto Preliminar

Na fase preliminar, o projeto está sendo maturado, as grandes mudanças já não devem mais ocorrer, e os grupos de engenharia começam a trabalhar na sua área de expertise. Na aerodinâmica são definidos os perfis para as superfícies de sustentação, o grupo de propulsão avalia as hélices e motores, os engenheiros de estruturas definem a geometria estrutural dos componentes realizando testes e ensaios afim de verificar e validar de forma mais detalhada o que foi definido no projeto conceitual. Porém o nível de detalhe ainda não é o suficiente para que seja executado, nessa etapa o objetivo é encontrar a configuração final da aeronave, e deve-se garantir que possa ser construída dentro do prazo e com o custo previsto (RAYMER, 1992). A Figura 2 apresenta os principais objetivos do projeto preliminar.

Figura 2 - Principais objetivos do projeto preliminar

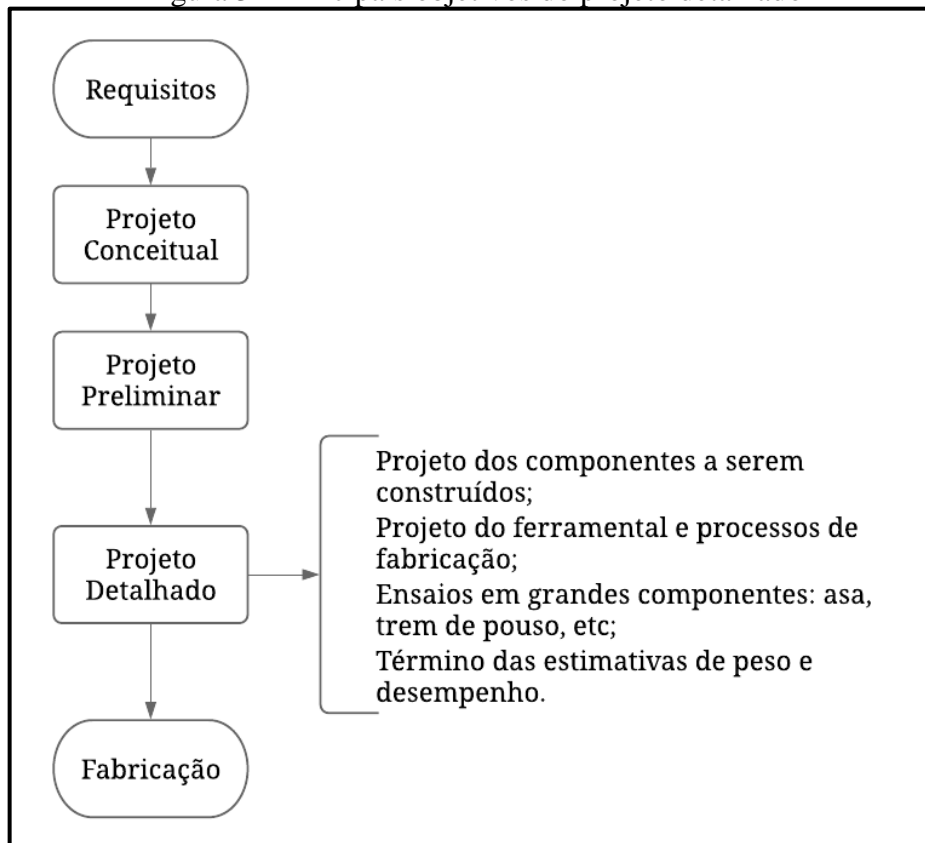


Fonte: Adaptado Raymer (1992).

2.1.3. Projeto Detalhado

Finalizada a fase preliminar, é dado início ao detalhamento do projeto, onde a aeronave é preparada para ser produzida. Nesta etapa é determinado como a aeronave deverá ser manufaturada, normalmente iniciando-se pelos menores e mais simples componentes, até a integração final. O projeto e o processo de fabricação são detalhados e documentados com desenhos, lista de materiais, memoriais descritivos, estimativas de custos e certificações (RAYMER, 1992). A Figura 3 ilustra os principais objetivos desta etapa.

Figura 3 - Principais objetivos do projeto detalhado



Fonte: Adaptado Raymer (1992).

2.2. REQUISITOS OU ESPECIFICAÇÕES DE PROJETO

Ao dar início a um projeto de uma aeronave um dos primeiros passos a serem dados é o estabelecimento dos requisitos ou especificações de projeto. São dados importantes para orientar o desenvolvimento do futuro produto e servem como documentos formais das metas do projeto. Os requisitos são fundamentados por normas de certificação, exigências do cliente e política da companhia (ABDALLA, 2009).

Para o projeto de aeronaves civis muitas dessas exigências já são especificadas por regulamentos como a *Federal Aviation Regulations* (FAR) que regulamenta as normas da aviação nos Estados Unidos. No Brasil essas normas são postas pela *Agência Nacional de Aviação Civil* (ANAC). Estes regulamentos são fracionados de acordo com a aplicabilidade das aeronaves, podendo ser aviões comerciais, planadores, ultraleves e aviação em geral.

Conforme Howe (2000), os requisitos que influenciam de forma específica à fase de projeto conceitual podem ser classificados em três categorias:

- a) *Requisitos de desempenho*: que se referem à velocidade de cruzeiro, ao tempo para atingir determinada altura, ao teto de operação, ao alcance com distintas configurações de carga útil, aos comprimentos da pista para decolagem e aterrissagem e até capacidade de subida após a falha de um motor. São de extrema importância para determinação da potência dos motores e da forma geométrica da asa;
- b) *Requisitos de voo*: estes referem-se as características de controle, eficácia e capacidade de manobra da aeronave durante fases críticas do voo, associados diretamente à estabilidade estática e dinâmica. Estes requisitos impactam nas dimensões e geometria das superfícies de controle.
- c) *Requisitos da estrutura*: os principais requisitos de projeto estrutural são a rigidez e resistência mecânica. A rigidez dedica-se a garantir que a estrutura não sofra distorções do ponto de vista estático e dinâmico, garantindo o desempenho e a segurança da aeronave. Já a resistência mecânica está profundamente conectada ao envelope de voo, que representa os limites e combinações entre o fator de carga e a velocidade da aeronave. Estes requisitos, por sua vez, têm influência na massa da aeronave e, nas espessuras das superfícies de sustentação.

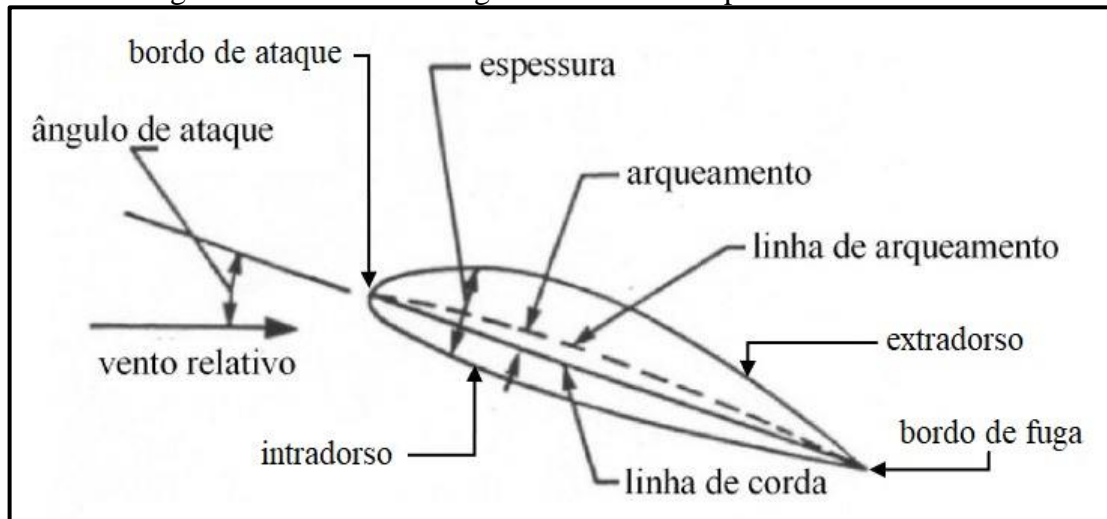
2.3. AERODINÂMICA DE AERONAVES

A aerodinâmica estuda as propriedades e as forças que os fluidos gasosos exercem em corpos sólidos neles imersos. Dessa forma a compreensão dos fenômenos que envolvem a aerodinâmica é de vital importância para o projeto de uma aeronave, visto que eles influenciam na estabilidade, no desempenho e no dimensionamento estrutural (RODRIGUES, 2011).

Os perfis aerodinâmicos são responsáveis por gerar uma força de sustentação capaz de fazer a aeronave voar, os mecanismos para transferir essa força ao perfil ocorrem através da força de cisalhamento e da distribuição de pressão resultante do escoamento do fluido através

da superfície do perfil (ANDERSON, 1991). A Figura 4 mostra um perfil aerodinâmico típico e suas principais características geométricas.

Figura 4 - Características geométricas de um perfil aerodinâmico



Fonte: Adaptado de Rodrigues (2011).

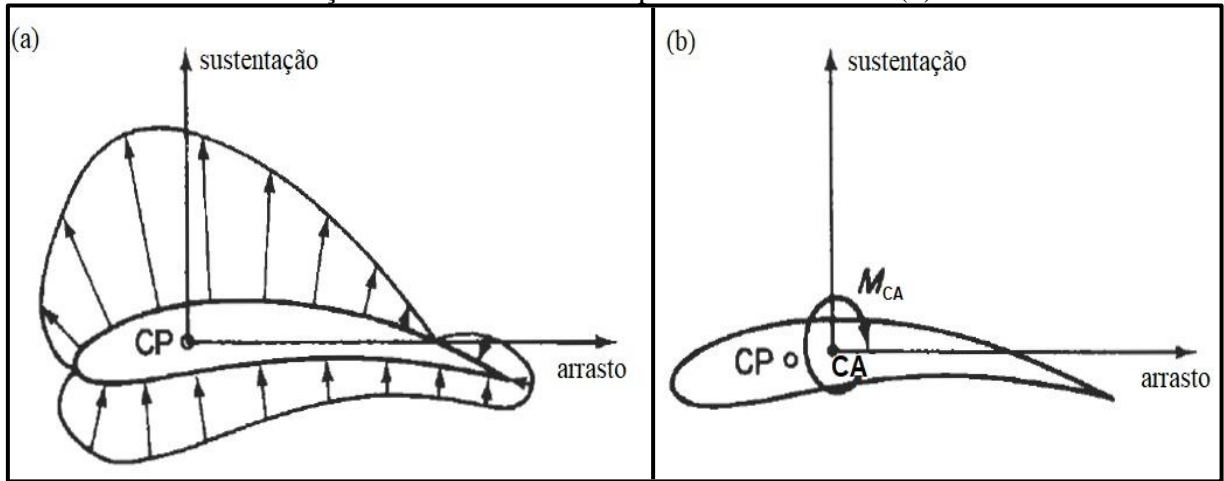
A força de sustentação é gerada quando o escoamento do ar chega ao bordo de ataque e se divide, uma parte se deslocando pelo intradorso (parte inferior) e outra pelo extradorso (parte superior do perfil). Pode-se explicar esta força através de conceitos físicos, como a terceira lei de Newton, onde para qualquer força de ação existe sempre uma força de reação de mesma direção e intensidade, porém de sentido oposto. Em outras palavras, quando o ângulo de ataque é positivo, a asa aplica uma força para baixo no sentido do ar e o ar aplica uma força de mesma magnitude, porém de sentido contrário, empurrando a asa para cima (RODRIGUES, 2011).

O princípio de Bernoulli também explica a força de sustentação através da circulação do escoamento do ar ao redor do aerofólio. De forma sucinta, a velocidade do ar na parte superior da asa é maior do que na inferior, devido a maior distância percorrida pelo ar no mesmo período de tempo, fazendo com que exerça menor pressão na superfície superior quando comparada com a inferior, gerando uma força de sustentação de baixo para cima.

Segundo Megson (1999) essa diferença na distribuição de pressões entre o intradorso e o extradorso, acaba resultando nas forças de sustentação e de arrasto, conforme é ilustrado na Figura 5.

A força de sustentação está alinhada perpendicularmente à velocidade do escoamento incidente na asa. A força de arrasto, por sua vez, é sempre um vetor paralelo à velocidade do escoamento incidente (ISCOLD, 2006).

Figura 5 - Distribuição de pressão e forças sobre o perfil aerodinâmico (a), forças e momentos sobre o perfil aerodinâmico (b)



Fonte: Adaptado de Megson (1999).

A distribuição de pressão varia de acordo com o ângulo de ataque e, através do processo de integração da pressão atuante ao longo do perfil, é possível encontrar a força aerodinâmica resultante que é aplicada pontualmente no Centro de Pressão (CP, ponto onde o momento atuante sobre o perfil é nulo) conforme indicado na Figura 5(a). Porém este ponto varia de acordo com o ângulo de ataque, em geral o centro de pressão se desloca para frente com o aumento do ângulo de ataque e para trás com sua redução. Dessa forma a força de sustentação deve ser aplicada sobre o Centro Aerodinâmico do perfil (CA), ilustrado na Figura 5(b), pois nesse ponto apesar de existir um momento, que gera torção na asa, ele é constante com relação a variação do ângulo de ataque. De modo geral o Centro Aerodinâmico se localiza aproximadamente à $\frac{1}{4}$ da corda do perfil em relação ao bordo de ataque (ANDERSON, 1991; RODRIGUES, 2011).

Este passeio do centro de pressão é de fato muito importante para o dimensionamento de uma asa, visto que esse deslocamento de CP gera grandes variações de carregamentos na estrutura da asa (RODRIGUES, 2011).

O fluxo de ar sobre um perfil é bidimensional, por outro lado, a asa é um corpo tridimensional e conseqüentemente o fluxo de ar sobre ela também será (ANDERSON, 1991). Dessa forma, a força de sustentação, o arrasto e o momento ao redor do centro aerodinâmico para a asa são obtidos através das Equações 1 a 3 (RODRIGUES, 2011).

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad (1)$$

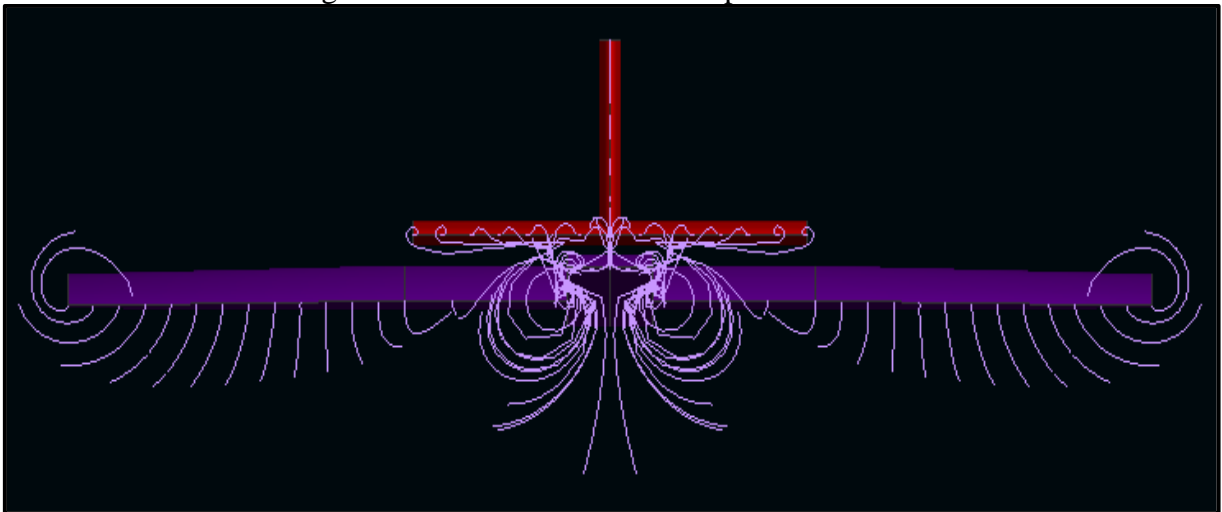
$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \quad (2)$$

$$M_{CA} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c \cdot C_M \quad (3)$$

Nestas equações L é a força de sustentação; D é a força de arrasto; M_{CA} é o momento ao redor do centro aerodinâmico; S é a área da asa; ρ é a densidade do ar, que é função da altitude de voo da aeronave; v é a velocidade de escoamento do fluxo de ar sobre a asa; c o comprimento da corda da asa. C_L , C_D e C_M são, respectivamente, os coeficientes de sustentação, arrasto e momento para a asa, e são funções do ângulo de ataque, com isso podem ser obtidos através de ensaios em túnel de vento, ou através de softwares que permitam análises aerodinâmicas, por meio do método dos painéis, ou via dinâmica dos fluidos computacionais. Estes métodos não fazem parte do escopo deste trabalho e, portanto, não são explicitados.

Outra consideração importante é que a capacidade de sustentação promovida pela asa é inferior a do perfil aerodinâmico. Isso é explicado pela existência dos vórtices produzidos na ponta da asa, que turbilhonam o ar e acabam induzindo variações no campo de pressão e na velocidade do escoamento em torno da asa (ANDERSON, 1991; RODRIGUES, 2011). A Figura 6 ilustra os vórtices que ocorrem na ponta da asa.

Figura 6 - Esteira de vórtices nas pontas das asas



Fonte: Aerosul (2019).

Estes vórtices geram um vetor de velocidade com direção vertical e sentido para baixo, chamado de *downwash*. Esse efeito reduz o ângulo de ataque efetivo, reduzindo o coeficiente de sustentação, de forma que, para compensar essa perda, a aeronave deve voar com um ângulo de ataque maior (RODRIGUES, 2011).

2.4. CARREGAMENTOS EM AERONAVES

A estrutura de uma aeronave é responsável por suportar os carregamentos em solo e em voo, assegurando resistência e rigidez durante todas as etapas. As cargas em solo dizem respeito aos procedimentos de pouso, taxiamento e macaqueamento, já as cargas atuantes em voo referem-se às manobras realizadas pela aeronave e às rajadas de vento que nela incidem. A determinação das cargas é obtida com base na orientação da norma americana FAR-23, que é utilizada para projeto de aeronaves em todo o planeta (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2002).

2.4.1. Fator de Carga

Segundo Raymer (1992) as cargas em voo, dinâmicas, são analisadas através do fator de carga, n , que é uma variável representada pela aceleração da gravidade, e indica a razão da força de sustentação pelo peso da aeronave, conforme apresentado na Equação 4, onde L é a força de sustentação e W é o peso da aeronave.

$$n = \frac{L}{W} \quad (4)$$

Para a norma FAR-23 (FAA, 2002), os aviões de pequeno porte devem ter um fator de carga limite que fique abaixo de 3,8. Já para Raymer (1992) avaliando a mesma classificação de aeronave, o fator de carga deve ficar entre 2,5 e 3,8. A Tabela 1 apresenta os limites típicos do fator de carga para algumas aplicações distintas.

Tabela 1 - Limites típicos do fator de carga

Aplicação/Modelo	Fator de Carga Positivo (p/ cima)	Fator de Carga Negativo (p/ baixo)
Pequeno Porte	2,5 a 3,8	-1,0 a -1,5
Acrobático	6,0	-3,0
Transporte Civil	3,0 a 4,0	-1,0 a -2,0
Caças	6,5 a 9,0	-3,0 a -6,0

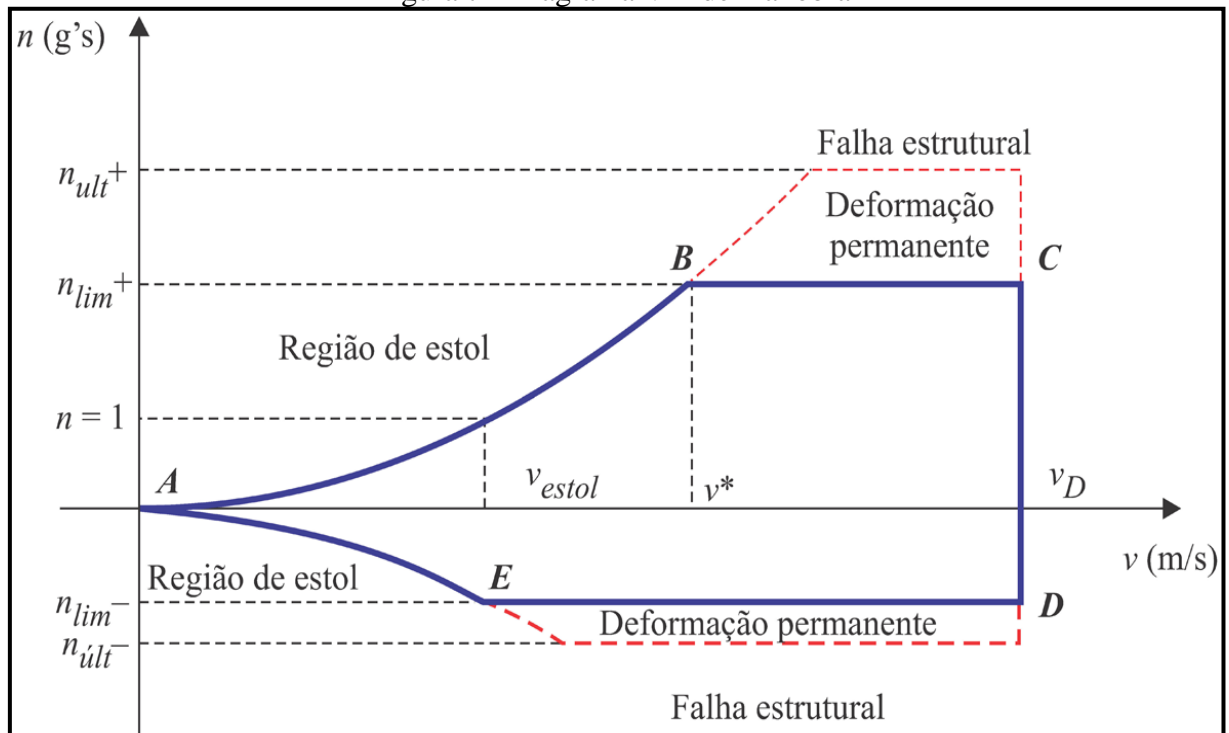
Fonte: Adaptado de Raymer (1992).

A definição de um envelope de voo se faz necessário para indicar os limites operacionais de uma aeronave. O diagrama V-n é uma maneira gráfica de se representar os limites estruturais em função do seu fator de carga e velocidade de voo. Exigência dos regulamentos aeronáuticos, ele é constituído a partir de dois conjuntos de funções; as cargas de rajada e as de manobras da aeronave, ambas para diferentes velocidades (RAYMER, 1992). A Figura 7 representa um exemplo de diagrama V-n de manobra.

Segundo Rodrigues (2011) a curva AB indica o limite aerodinâmico do fator de carga, determinado por um alto ângulo de ataque e o $C_{L_{máx}}$. No ponto B é obtido o fator de carga limite n_{lim+} , e corresponde à velocidade de manobra v^* . Ao longo da linha BC, o mesmo fator de carga pode ser aplicado, correspondendo a ângulos de ataque menores a medida que a velocidade aumenta. Ainda segundo Rodrigues (2011) a linha BC representa a o fator de carga limite positivo, onde acima dele, deformações permanentes poderão ocorrer mas sem causar colapso estrutural na aeronave, até n_{ult+} que indica o ultimo fator de carga admissível, após ultrapassado esse limite certamente irá ocorrer a falha estrutural. Essa definição é análoga ao campo negativo do gráfico representado pela linha DE.

A linha CD indica o limite para a velocidade de mergulho v_d , considerada a mais crítica para a parte estrutural da aeronave que, em geral, não deve ser 25% maior do que a velocidade máxima.

Figura 7 - Diagrama V-n de manobra



Fonte: Rodrigues (2011).

2.4.2. Distribuição de Sustentação

É de vital importância observar como se comporta a distribuição de sustentação ao longo da envergadura da aeronave. A partir dela podem ser obtidas informações importantes como o esforço cortante, momento fletor e momento torçor (ISCOLD, 2006).

Conforme Rodrigues (2011), a distribuição da sustentação sobre a asa não é uniforme, podendo ser obtida pela média das Equações 5, que corresponde a de uma asa elíptica, e 6, que corresponde a de uma asa trapezoidal.

$$L(y)_E = \frac{4 \cdot L_{m\acute{a}x}}{b \cdot \pi} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2 \cdot y}{b}\right)^2} \quad (5)$$

$$L(y)_{RT} = \frac{L_{m\acute{a}x} \cdot c(y)}{S} \quad (6)$$

onde: $L_{m\acute{a}x} = n_{m\acute{a}x} \cdot W$;

b é a envergadura da asa da aeronave;

y é a posição a ser analisada;

S é a área da asa;

$c(y)$ é a corda da asa em função da sua envergadura.

Dessa forma a teoria clássica da linha sustentadora é válida, e a distribuição de sustentação é obtida através do método de Schrenk, dado pela Equação 7.

$$L(y)_S = \frac{L(y)_E + L(y)_{RT}}{2} \quad (7)$$

Ao realizar-se a integração destas equações, para algum ponto específico da asa, obtém-se a força resultante aplicada no ponto avaliado, com isso é possível obter a distribuição das forças de acordo com a envergadura da asa.

A Figura 8 mostra uma aeronave realizando uma manobra brusca, onde a névoa formada pela condensação da umidade do ar se apresenta em forma similar à da distribuição de sustentação comentada acima. Tal fenômeno ocorre pela brusca variação de pressão localizada devido ao deslocamento do fluxo no extradorso da asa.

Figura 8 - Efeito visual causado pelas forças de sustentação



Fonte: Torenbeek e Wittenberg (2009).

2.4.3. Aeroelasticidade

O conhecimento das características dinâmicas da estrutura é essencial para o cálculo de cargas, devido às interações que podem ocorrer entre elas. A aeroelasticidade existe devido à flexibilidade das estruturas, onde os carregamentos aerodinâmicos produzem uma deformação, gerando uma variação das forças aerodinâmicas que, por sua vez, causam outro tipo de deformação. Essa instabilidade se realimenta até ocorrer a falha estrutural (BISPLINGHOFF; ASHLEY; HALFMAN, 1955).

Em geral os estudos aeroelásticos podem ser divididos em duas classes: instabilidades e resposta. Com relação às instabilidades, pode-se citar os fenômenos de divergência e *flutter*. Referente aos estudos de resposta, existem os efeitos aeroelásticos das cargas de rajadas de vento e do *buffeting*, que é um carregamento instável causando por ondas de choque devido a mudanças aerodinâmicas bruscas, ocasionando fadiga e comprometendo a vida útil da estrutura (FUNG, 1955).

O fenômeno aeroelástico de *flutter* é uma instabilidade dinâmica que possui como principais agentes a elasticidade, a inércia e a carga aerodinâmica. É descrito como um fenômeno vibratório autossustentado, e ocorre quando há o acoplamento de dois ou mais modos

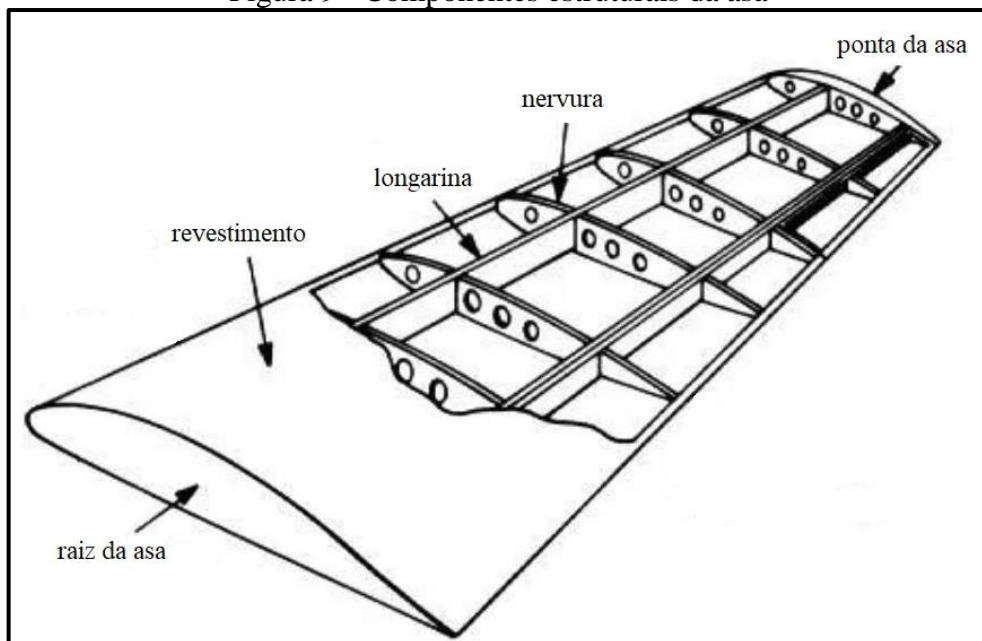
de vibração, causando um crescimento oscilatório exponencial e levando à falha catastrófica da estrutura (BISPLINGHOFF; ASHLEY; HALFMAN, 1955).

A divergência é uma instabilidade estática da superfície aerodinâmica, causado pela elasticidade da estrutura e a carga aerodinâmica aplicada a ela. A divergência ocorre quando a resultante da carga aerodinâmica estiver exercendo momento torcional de modo que aumente o ângulo de ataque da asa, causando um aumento de sustentação, e por consequência também aumentando a deformação, e com isso ocorre a instabilidade que se realimenta. Se a carga ultrapassar o limite estrutural, haverá a falha da estrutura (DOWELL et al., 2004).

2.5. CONCEITOS ESTRUTURAIIS

A estrutura de uma aeronave possui como funções primárias conferir um formato aerodinâmico aos componentes, bem como resistir e ser capaz de transferir os carregamentos que nela são aplicados, garantindo assim a segurança dos passageiros, da carga, e dos sistemas internos diante das mais diversas situações encontradas em voo. Para que essas funções sejam atendidas, na maioria das aeronaves, as estruturas acabam resultando em uma superfície exterior de casca fina, que é suportada por componentes transversais e longitudinais, que conferem à estrutura resistências à flexão, cisalhamento e torção (MEGSON, 2010). A Figura 9 apresenta os principais componentes estruturais presentes em uma asa.

Figura 9 - Componentes estruturais da asa



Fonte: Adaptado de Pritamashutosh (2014).

Ainda segundo Megson (2010) uma das maneiras mais comuns para a estruturação da asa de uma aeronave é a utilização de longarinas, que são instaladas ao longo da sua envergadura. Quando submetidas a força de sustentação irão flexionar, gerando tensões de tração na parte inferior e de compressão na superior. As nervuras, por sua vez, são os componentes que reforçam a estrutura e também mantém o formato aerodinâmico da asa.

Conforme Alderliesten (2018), a parte estrutural de uma aeronave apresenta algumas filosofias de projeto:

- *safe life*, que garante a segurança da estrutura durante um tempo determinado. No seu projeto deve ser empregado um fator de segurança para que, mesmo que ocorra uma falha não prevista, o restante da estrutura possua resistência residual para absorver os esforços;
- *fail safe*, ou à prova de falha, que consiste em uma estrutura com redundâncias, de modo que, mesmo que ocorra uma falha ela não será catastrófica;
- *damage tolerance and durability* é uma combinação dos conceitos anteriores e tem como característica considerar que algumas falhas e trincas vão existir na estrutura, e portanto, deve-se provar através de análises estatísticas e da mecânica da fratura que, por exemplo, uma trinca não irá se propagar até um tamanho crítico suscetível de falha até poder ser reparado.

2.6. MATERIAIS ESTRUTURAIS E CRITÉRIOS DE FALHA

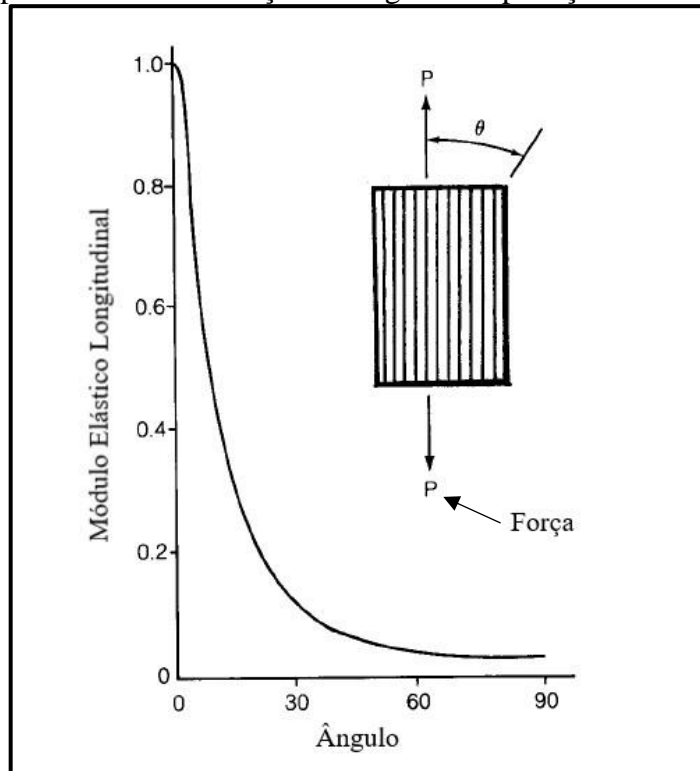
Devido ao advento de novas tecnologias, os materiais compósitos e polímeros estão ganhando espaço e substituindo de forma gradativa o que antes era preferencialmente fabricado de ligas metálicas. Segundo Niu (1996), inicialmente os materiais compósitos foram utilizados apenas como uma opção para a diminuição de massa das aeronaves, e não se aplicava o que é considerado o seu ponto forte: a possibilidade de projetar as suas propriedades mecânicas.

A maioria das ligas metálicas utilizadas em projetos de engenharia são materiais homogêneos e isotrópicos, onde suas propriedades se mantêm as mesmas em todas as direções em qualquer ponto. Já os materiais compósitos são normalmente heterogêneos e anisotrópicos, o que confere a eles diferentes propriedades em diferentes direções (GURDAL; HAFTKA; HAJELA, 1999).

Uma estrutura construída de materiais compósitos pode vir a falhar se existirem carregamentos na direção perpendicular as fibras, onde a resistência e rigidez são menores. A Figura 10 apresenta a variação do módulo de elasticidade com a do ângulo de aplicação de uma

força em um material compósito. É notório, a diminuição da rigidez conforme o aumento do ângulo (NIU, 1996).

Figura 10 - Variação relativa do módulo de elasticidade de um material compósito versus a variação do ângulo de aplicação de uma força



Fonte: Adaptado de Niu (1996).

Todos os materiais possuem propriedades mecânicas que devem ser perfeitamente caracterizadas para serem utilizados em projetos estruturais. As propriedades mais utilizadas são: módulo de elasticidade, coeficiente de Poisson e limites de resistência à tração, e ao escoamento. Estas propriedades podem ser determinadas a partir de ensaios de tração e torção em corpos de prova (MENDONÇA, 2005; SHIGLEY; MISCHKE; BUNDYNAS, 2005).

Uma das etapas de um projeto estrutural é a seleção adequada de um critério de falha, afim de determinar se a estrutura estará segura sob um determinado estado de tensões ou deformações. Aliado ao critério de falha, existem dois métodos para abordagem de um problema de falha em materiais compósitos. O primeiro e mais utilizado é o *First Ply Failure* (FPF), que considera que a falha total ocorre quando o carregamento causar a falha da primeira lâmina. Essa é uma abordagem conservadora, visto que os compósitos laminados possuem mais do que uma lâmina, o que não resultaria na falha completa. O segundo método é denominado *Last Ply Failure* (LPF), este considera a falha total do compósito quando a última lâmina falhar,

comparando as tensões ou deformações em cada lâmina até o máximo de carga permitida (DANIEL; ISHAI, 2006).

Afim de buscar uma representação concisa dos fenômenos que ocorrem em uma estrutura, é necessário adotar um critério de falha. Segundo Buffoni (2015), os elementos estruturais devem ser projetados de modo que não venham a sofrer falhas, como escoamento ou rompimento, devido à ação de forças impostas sobre eles. Para os materiais frágeis, normalmente a falha será dada pela fratura do componente, já para os materiais dúcteis, ocorre devido ao início do escoamento.

2.6.1. Critério de Máxima Tensão

O critério de máxima tensão tem como referência as teorias do cisalhamento de Tresca e a da máxima tensão normal de Rankine. Este critério avalia de forma individual a resistência em cada um dos eixos principais do material. Assim sendo, se qualquer das tensões que atuam nos eixos principais do material exceder o limite de resistência obtido no ensaio uniaxial, considera-se a ocorrência da falha. Essa definição também considera a ocorrência da falha se as forças de compressão atingirem a mesma tensão das forças de tração (BUFFONI, 2015).

2.6.2. Critério de Máxima Deformação

Muito similar ao critério anterior, considera que a falha ocorre quando uma das componentes de deformação ultrapassa o limite máximo determinado para certa direção. O equacionamento inicia através do cálculo das tensões na direção principal do material, em seguida são aplicadas as relações de propriedades afim de obter os valores de deformação, que são comparados aos de deformação máxima obtidas no limite da fratura do material. Este critério apresenta resultados distintos quando comparado ao da máxima tensão, principalmente devido à inclusão do coeficiente de Poisson nas deformações locais sofridas pelo material (BUFFONI, 2015).

2.6.3. Critério de Tsai-Hill

Este critério foi fundamentado sobre a teoria de falha de Von Mises e o critério anisotrópico de escoamento de Hill. Dessa forma foi desenvolvido um critério de falha voltado

para materiais ortotrópicos e transversalmente isotrópicos, de modo que a falha da lâmina irá ocorrer quando o resultado da Equação 8 for maior que 1 (um).

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{s}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_1 \sigma_2}{X^2}\right) < 1 \quad (8)$$

Nesta equação σ_1 e σ_2 são as tensões normais; τ_{12} é a tensão cisalhante; X e Y as resistências da lâmina à tração e/ou compressão nas direções longitudinal e transversal, respectivamente; e s é a resistência ao cisalhamento no plano da lâmina (KAW, 2006).

Este critério considera as interações entre os componentes de tensão, e é o de maior aceitação, seguido pelo critério da tensão máxima (MENDONÇA, 2005).

2.7. ANÁLISES ESTRUTURAIS VIA MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS

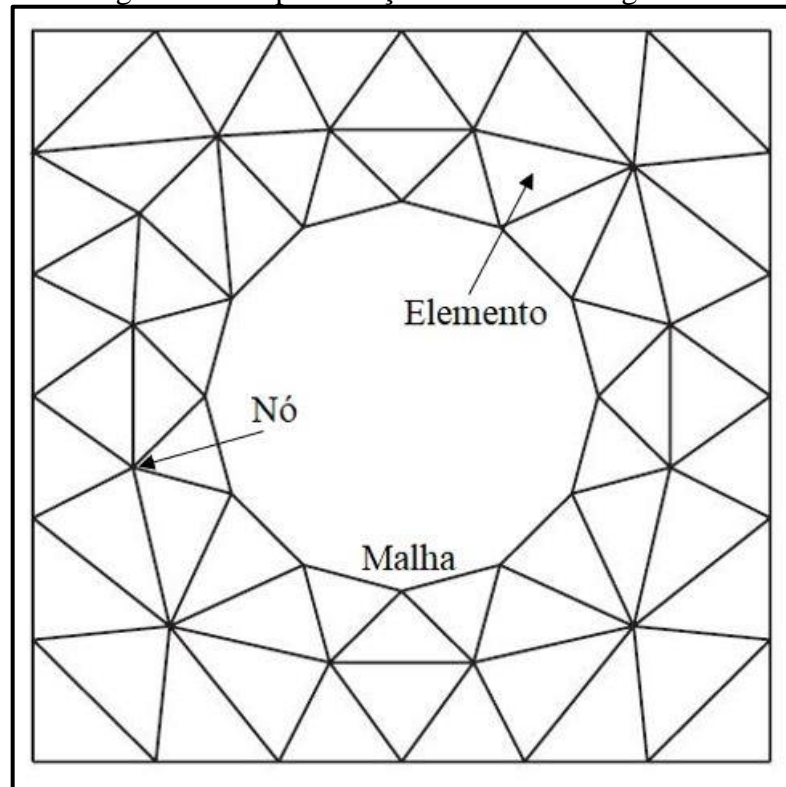
O método de elementos finitos (MEF) possui sua maior aplicação na área de análise estrutural, são problemas de engenharia regidos por equações diferenciais que não possuem solução analítica válida, isso devido à grande combinação de diferentes elementos estruturais, variação de geometria, carregamentos e a variação de materiais com propriedades distintas que compõem o elemento em estudo (LOGAN, 2007).

Ainda segundo Logan (2007), o MEF parte de um corpo inicialmente contínuo e o decompõe em um conjunto de pequenos elementos, de quantidade finita, de modo que cada elemento permaneça conectado aos demais por nós. Cada um destes elementos colabora para a formação das matrizes de deslocamento, carregamento e rigidez. A partir de aproximações realizadas em cada elemento, é possível descrever o problema de forma linear que, ao ser resolvido, fornece o deslocamento realizado por cada nó, tornando possível estabelecer a tensão e a deformação correspondente em cada elemento infinitesimal.

A fundamentação do MEF consiste no particionamento da geometria a ser analisada em diversas regiões conhecidas como elementos, essas regiões são conectadas por pontos denominados nós. O conjunto formado por elementos e nós é chamado malha de elementos finitos, um exemplo genérico de malha é apresentado na Figura 11 (FISH; BELYTCHKO, 2007).

Conforme Huebner et al. (2001), o método de elementos finitos pode ser classificado em três etapas: pré-processamento, solução e pós-processamento.

Figura 11 - Representação de uma malha genérica



Fonte: Adaptado de Fish e Belytschko (2007).

2.7.1. Pré-Processamento

O pré-processamento é a etapa de elaboração do problema. Aqui deve-se realizar a modelagem, considerando o tipo de análise, a geometria de representação, as propriedades dos materiais, condições de contorno e carregamentos, bem como a discretização do elemento a ser analisado (HUEBNER et al., 2001).

2.7.1.1. Análise Linear ou Não Linear

A análise linear considera que a relação entre a tensão e a deformação dos materiais ocorra de forma linear, de modo que os deslocamentos nodais sejam infinitesimais, seguindo a lei da elasticidade de Hooke. Além disso, durante a aplicação dos carregamentos, as condições de contorno não se modificam (AZEVEDO, 2003).

A não linearidade, ocorre devido a consideráveis modificações na geometria, quando ocorre alteração nas condições de contorno durante o deslocamento do material e em materiais que não se comportam conforme a lei de Hooke. Em geral a não linearidade pode ser

classificada sob três aspectos: não linearidade geométrica, não linearidade física e a não linearidade em termos de condições de contorno (AZEVEDO, 2003).

2.7.1.2. Análise Estática ou Dinâmica

A análise estática baseia-se principalmente na obtenção dos deslocamentos e tensões atuantes, e se caracteriza pela aplicação de carregamentos de forma constante ao longo do tempo, desprezando os efeitos de inércia e amortecimento do material (AZEVEDO, 2003).

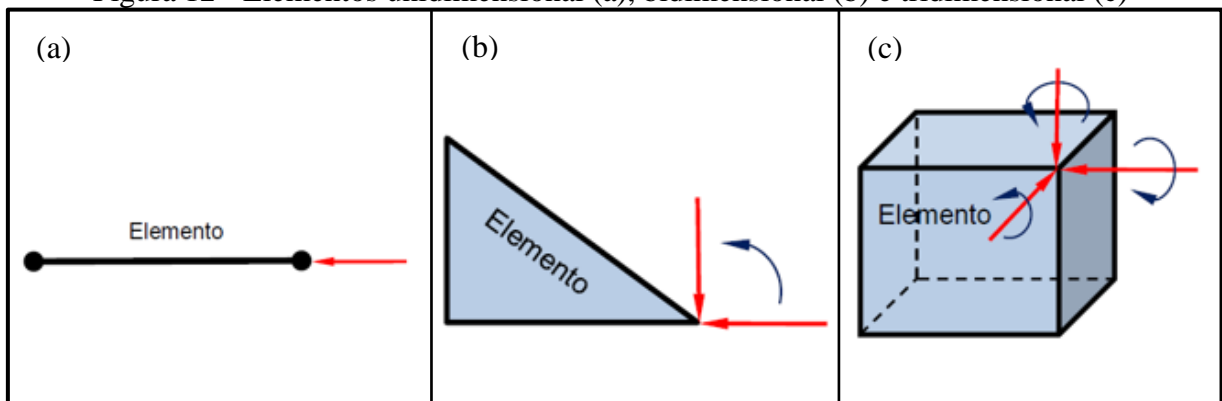
A análise dinâmica pode ser considerada um incremento da estática, pois leva em consideração fatores que variam com o tempo e os efeitos da força de inércia e amortecimento. A partir disso são definidos os deslocamentos e tensões provocados pelas solicitações, velocidades e acelerações da estrutura (AZEVEDO, 2003).

2.7.1.3. Tipos de Elementos Finitos

A definição correta do tipo de elemento a ser utilizado na construção de um modelo numérico é de extrema importância, pois a precisão do método possui relação direta com a quantidade e tamanho dos elementos e nós. Segundo Azevedo (2003), os elementos podem ser:

- unidimensionais (1D), como elementos de viga, barra e mola, que permitem um grau de liberdade (Fig. 12a);
- bidimensionais (2D) como elementos de placa e casca, que possuem três graus de liberdade (Fig. 12b);
- tridimensionais (3D), como os sólidos, que permitem seis graus de liberdade em cada nó (Fig. 12c).

Figura 12 - Elementos unidimensional (a), bidimensional (b) e tridimensional (c)



Fonte: Adaptado de Azevedo (2003).

2.7.2. Processamento

A solução do problema parte da configuração realizada no pré-processamento. O processamento é a fase onde os cálculos são realizados seguindo uma rotina. Inicia-se com a obtenção da matriz de rigidez, que depende das propriedades dos materiais, da geometria do elemento e da função de interpolação. Uma vez obtida a matriz de rigidez realiza-se a montagem das equações algébricas para todo o domínio, que são resolvidas para os deslocamentos desconhecidos. Para problemas lineares utiliza-se uma aplicação direta das técnicas de álgebra matricial. Por fim realiza-se o cálculo das deformações e tensões a partir dos deslocamentos nodais que, em geral, é a derivada dos deslocamentos (HUEBNER et al., 2001).

2.7.3. Pós-Processamento

O pós-processamento é a última etapa, que consiste no fornecimento dos resultados encontrados durante a solução. É o momento onde o engenheiro deve realizar a interpretação dos dados afim de verificar a consistência dos resultados que descrevem o fenômeno. É possível obter as deformações da geometria, dos deslocamentos nodais, as variações de tensão adotando um critério específico, as frequências naturais e os modos de vibração (HUEBNER et al., 2001).

2.8. TRABALHOS CORRELATOS

Com o objetivo de buscar embasamento teórico para o desenvolvimento deste trabalho, realizou-se uma investigação por estudos já desenvolvidos, relacionados ao projeto estrutural de um veículo aéreo.

Bouçanova e Milfont (2018) realizaram o dimensionamento estrutural de uma longarina da asa, com aplicação a uma aeronave participante da competição SAE Brasil *AeroDesing*. Foram estudados perfis com seção retangular, circular e viga I, construídos a partir de materiais anisotrópicos (madeira balsa e fibra de carbono), que tiveram suas propriedades mecânicas determinadas a partir de ensaios de tração. O dimensionamento foi realizado utilizando equações analíticas e método numérico através do software ANSYS Workbench®. Os autores concluíram que os métodos convergiram, podendo ambos serem utilizados para um dimensionamento confiável da longarina da asa.

Silva, Titton e Dutra (2018) propuseram a determinação de um diagrama v-n para um veículo aéreo não tripulado a partir de simulações em voo, considerando a missão típica de uma

aeronave aplicada ao *AeroDesign*. Os resultados observados indicaram que o fator de carga máximo ficou abaixo de 2, inferior ao mínimo (2,5) indicado pela norma FAR-23 (FAA, 2002), para aeronaves de pequeno porte. Norma essa que é amplamente utilizada pelas equipes de *AeroDesign*, o que implica em projetos mais conservadores sob ponto de vista estrutural.

Rumayshah, Prayoga e Moelyadi (2018) realizaram um estudo para o projeto e dimensionamento estrutural da asa de um VANT com envergadura de 16 metros. Diante da necessidade de uma estrutura flexível, foram utilizados materiais compósitos, uma combinação de fibra de carbono e madeira balsa. A configuração estrutural continha uma longarina frontal com seção transversal retangular, construída por fibra de carbono e localizada a 36% da corda, além de uma longarina traseira, que utilizava um tubo de alumínio instalado em 70% da corda. As análises de tensão e deformação foram realizadas utilizando o software de elementos finitos ABAQUS®, e para verificar se haveria falha da estrutura, foram aplicados os critérios de falha de Tsai-Wu e Von-Mises.

Barbosa et al. (2016) realizaram um estudo de otimização de parâmetros geométricos da asa, adotando o conceito de multidisciplinaridade, que promove a integração das áreas de aerodinâmica, cargas e estruturas. Os formatos de asa retangular e trapezoidal foram analisados e comparações entre ambas foram realizadas, mantendo sempre a mesma área em planta e visando o máximo rendimento aerodinâmico e estrutural. Para a longarina principal foi utilizada uma viga de seção transversal do tipo “I”, onde a altura e espessura da alma foram mantidas de forma constante, enquanto que a mesa, teve sua largura reforçada na raiz e aliviada ao longo da envergadura, até atingir a rigidez estrutural necessária para suportar os carregamentos. As análises estruturais foram realizadas utilizando o software LISA® versão livre, que permite análises de vários sistemas estruturais, porém com uma limitação de 1300 nós, e o software INSANE®, voltado para análises estruturais desenvolvido pelo departamento de engenharia estrutural da Universidade Federal de Minas Gerais.

Kalinowski (2015) relata que é impraticável dimensionar a estrutura da asa utilizando métodos analíticos. O artigo apresenta uma forma de análise estrutural simples e eficiente que pode ser empregada no projeto conceitual, utilizando o método de elementos finitos, baseado no modelo de viga. Já o processo de otimização utiliza métodos de iteração simples e descida de gradiente.

3. MATERIAIS E MÉTODOS

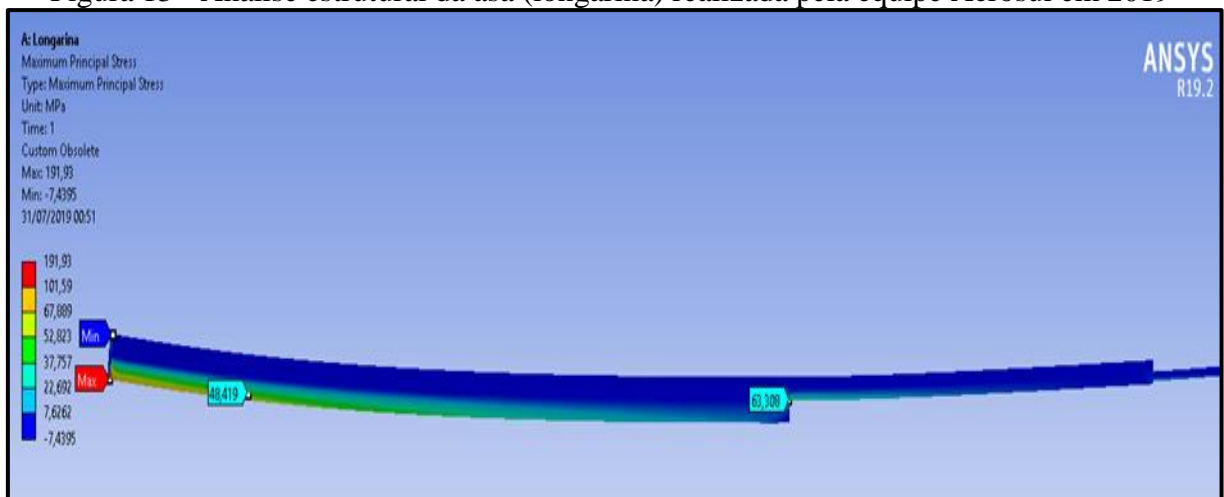
Neste capítulo são descritos os materiais e métodos de estudo utilizados, afim de proporcionar ao leitor informações suficientes para que tenha clareza de todas as etapas realizadas para alcançar os objetivos propostos.

3.1. DESCRIÇÃO DO PROBLEMA

O estudo sobre o dimensionamento e análise estrutural faz-se necessário visando à busca de um projeto confiável e competitivo para a equipe Aerosul. Atualmente estas análises são pouco aprofundadas, de modo que toda parte estrutural da asa é reduzida a apenas uma longarina principal, como é ilustrado na Figura 13, o que em geral torna a estrutura superdimensionada, agregando massa desnecessária e fazendo com que a equipe, quando comparada às demais, deixe de ser competitiva.

Além disto, este estudo tem como objetivo deixar um legado, de modo que os novos integrantes da equipe possam visualizar o que já foi definido e discutido em projetos anteriores.

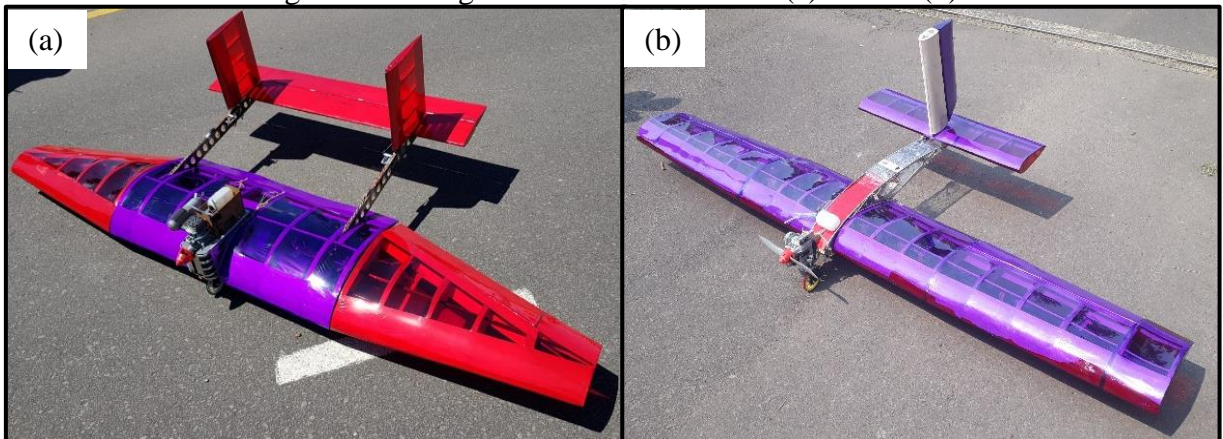
Figura 13 - Análise estrutural da asa (longarina) realizada pela equipe Aerosul em 2019



Fonte: Aerosul (2019).

O estudo deste trabalho tem como base as aeronaves projetadas e construídas pela equipe Aerosul ao longo dos anos de 2018 e 2019. A Figura 14 apresenta uma imagem de ambas as aeronaves, onde é possível observar as características e o formato das asas.

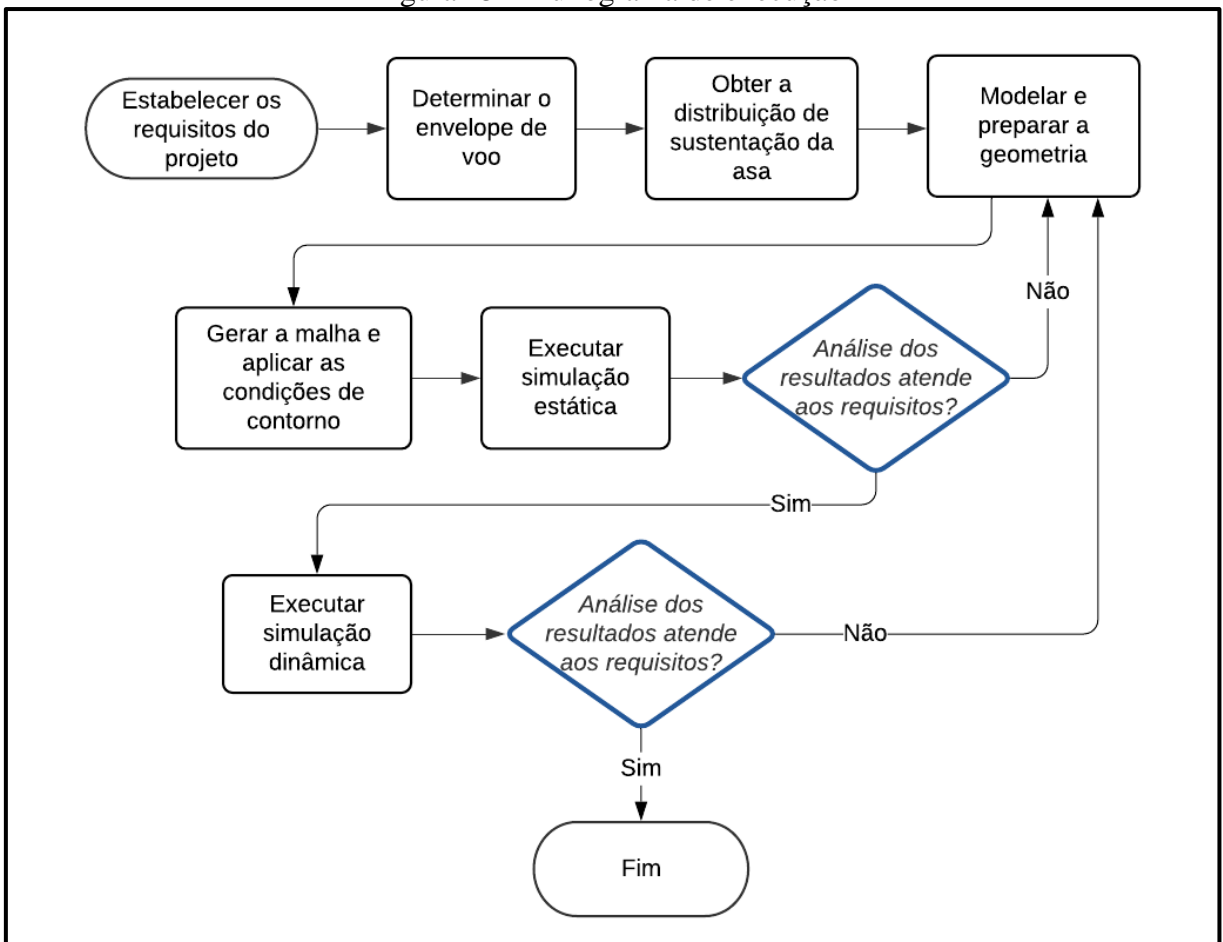
Figura 14 - Imagens das aeronaves 2018 (a) e 2019 (b)



Fonte: Aerosul (2018, 2019).

A partir das teorias propostas por diversos autores como Anderson (1991), Raymer (1992) e Rodrigues (2011), entre outros, este trabalho realizou a avaliação estrutural da asa de uma aeronave destinada à competição SAE *AeroDesign*, cujas etapas são apresentadas no fluxograma da Figura 15, para cada modelo.

Figura 15 - Fluxograma de execução



Fonte: Autor (2020).

3.2. REQUISITOS DO PROJETO

Todo e qualquer projeto possui uma finalidade. Para a classe regular do *AeroDesign*, é levar a maior carga utilizando a aeronave mais leve possível. Para isso a definição dos requisitos é a primeira etapa a ser realizada. Nesse ponto foram tratados apenas dos requisitos específicos da parte estrutural da asa.

Estes podem ser divididos em requisitos que se referem as análises estáticas, como a deflexão máxima de ponta de asa, e o coeficiente de segurança relacionado às tensões atuantes na estrutura; ou dinâmica, relacionada ao fenômeno de *flutter*.

Com relação à deflexão máxima de ponta de asa, buscou-se na literatura informações de aeronaves, preferencialmente cargueiras, que possuíssem missão de voo similar a de uma aeronave do *AeroDesign*. Conforme Vos (2015) um bombardeiro Boeing B-52 pode ter uma deflexão de 4,3 metros em sua extremidade de asa. Considerando sua envergadura de 56 metros e realizando um cálculo de trigonometria, obtém-se um ângulo de deflexão de $8,8^\circ$. Este ângulo foi utilizado como referência para obtenção das deflexões máximas das asas analisadas.

A estrutura foi analisada de forma global. Para tanto utilizou-se o critério de máxima tensão principal e um coeficiente de segurança mínimo de 1,5 foi adotado. Segundo Burr e Cheatham (1995), esse coeficiente é muito comum no projeto de aeronaves devido ao custo associado ao seu peso estrutural. Quanto maior for o coeficiente maior será sua massa e, por consequência, maior serão os custos de operação e da manufatura. Além disso os materiais empregados nas aeronaves são sujeitos a um controle de qualidade muito rigoroso e seguem programas de manutenção preventiva afim de garantir sua confiabilidade, possibilitando assim o emprego de baixos fatores de segurança.

Com relação aos fenômenos aeroelásticos, foi estabelecido como critério a velocidade mínima de ocorrência de *flutter*, conforme a norma FAR-23 (FAA, 2002), que considera que o fenômeno não deve ocorrer antes de 120 % da velocidade de mergulho (v_d).

Todos os requisitos apresentados acima têm impacto direto na massa estrutural da aeronave. Foi definida uma redução mínima de 30% na massa com base nos conhecimentos já adquiridos pela equipe ao longo dos anos.

A Tabela 2 apresenta os requisitos de projeto estrutural elencados acima para cada uma das aeronaves.

Tabela 2 - Requisitos de projeto adotados

Requisitos	Aeronave 2018	Aeronave 2019
Deflexão máxima ponta de asa (mm)	180	200
Coefficiente de segurança mínimo	1,50	1,50
Velocidade mínima de <i>flutter</i> (m/s)	39	33
Mínimo de redução de massa da asa (%)	30	30

Fonte: Autor (2020).

3.3. FATOR DE CARGA E DIAGRAMA V-N

A construção do diagrama V-n foi baseada na norma FAR-23 (FAA, 2002). Ele é um diagrama de grande relevância, pois representa de forma gráfica a região considerada segura sob ponto de vista de resistência estrutural, relacionando o fator de carga de acordo com a velocidade de voo da aeronave.

Segundo os relatórios da equipe Aerosul, o fator de carga mais utilizado nos últimos anos foi $n_{m\acute{a}x} = 2,5$, conforme Raymer (1992) para aviões de pequeno porte (ver Tabela 1, p.24). Como as aeronaves do *AeroDesign* possuem uma missão de voo bem distinta da aviação em geral, e com base no artigo publicado por Silva, Titton e Dutra (2018), com o objetivo de melhorar a eficiência estrutural, neste trabalho foi empregado um fator de carga de $n_{m\acute{a}x} = n_{lim+} = 2$, abaixo do valor usual adotado pela equipe.

Para construção do envelope de voo foi necessário calcular algumas velocidades específicas, como as de estol, de manobra (v^*) e de mergulho (v_d). Segundo Rodrigues (2011) estas velocidades podem ser obtidas através das Equações 9, 10 e 11 respectivamente.

$$v_{estol} = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_{Lm\acute{a}x}}} \quad (9)$$

$$v^* = v_{estol} \sqrt{n_{m\acute{a}x}} \quad (10)$$

$$v_d = 1,25 \cdot v_{m\acute{a}x} \quad (11)$$

A partir destas equações, dos dados de entrada indicados na Tabela 3 que foram obtidos nos relatórios de aerodinâmica, e das Equações 1 e 4 apresentadas no capítulo 2, foi possível obter os principais pontos para construir o diagrama V-n.

Tabela 3 - Dados para obtenção do diagrama V-n

Dados	Aeronave 2018	Aeronave 2019
Densidade do ar (kg/m ³)	1,13	1,13
Área da asa (m ²)	0,89	0,95
Coef. de sustentação máximo	1,72	1,92
MTOW (N)	161	155
Velocidade máxima (m/s)	26	22

Fonte: Adaptado de Aerosul (2018, 2019).

Rodrigues (2011) ainda recomenda que o fator de carga último seja 50% maior que o de carga limite, $n_{ult+} = 1,5 \cdot n_{lim+}$. A parte negativa do diagrama é pouco relevante para o *AeroDesign*, uma vez que ele faz referência às aeronaves que realizam voos de dorso ou que estejam sujeitas a fortes turbulências. Para delimitação dessa região foi utilizado a recomendação da norma FAR-23 (FAA, 2002): $n_{lim-} = -0,4 \cdot n_{máx}$ e $n_{últ-} = -0,4 \cdot n_{últ+}$.

3.4. DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO DA ASA

A determinação das forças de sustentação ao longo da envergadura da asa foi realizada utilizando o método da distribuição de Schrenk, a partir das Equações 5, 6 e 7 abordadas no capítulo anterior e dos dados da Tabela 4, que apresenta dados de entrada advindos dos relatórios da equipe Aerosul. A asa foi então dividida em regiões delimitadas pelas nervuras, e para cada uma delas foi obtida a força de sustentação resultante. Os cálculos foram realizados iterativamente utilizando um algoritmo do *MATLAB*®, disponível no Apêndice A.

Tabela 4 - Dados para o cálculo da força de sustentação

Dados	Aeronave 2018	Aeronave 2019
Fator de carga	2	2
MTOW (N)	161	155
Envergadura da asa (m)	2,32	2,58
Corda na raiz (m)	0,47	0,39
Corda na ponta (m)	0,19	0,31
Área da asa (m ²)	0,90	0,95
% da parte reta da asa	0,38	0,38
Σ comprimento e envergadura (m)	3,2	3,7

Fonte: Adaptado de Aerosul (2018, 2019).

As aeronaves 2018 e 2019 foram projetadas com base nos respectivos regulamentos, que limitavam a soma de comprimento e envergadura a 3,2 e 3,7 metros respectivamente. Observa-se que, apesar do avião 2019 ser maior, seu MTOW foi menor devido ao projeto aerodinâmico ser mais refinado e, portanto, mais coerente com a realidade.

3.5. METODOLOGIA DE ANÁLISE EM ELEMENTOS FINITOS

Para a análise estrutural via método de elementos finitos (MEF) foi utilizado o *software ANSYS®*. As análises foram realizadas de forma simplificada e de cunho comparativo, desconsiderando os aspectos estruturais dos componentes compósitos, utilizou-se como critério de falha, a máxima tensão principal.

Os materiais presentes na asa são a madeira balsa que compõe as nervuras e as barras de reforço no bordo de ataque, bordo de fuga e na região do extradorso, e a fibra de carbono com matriz de resina epóxi que é empregada essencialmente na longarina primária e secundária. As propriedades mecânicas destes materiais, são apresentados nas Figuras 16 e 17, obtidas através da biblioteca de materiais do *software ANSYS®*, no caso da fibra de carbono, e do artigo científico publicado por Borrega e Gibson (2015) para a madeira balsa.

Figura 16 - Propriedades da fibra de carbono

Properties of Outline Row 4: Fibra de carbono					
	A	B	C	D	E
1	Property	Value	Unit		
2	Material Field Variables	Table			
3	Density	1490	kg m ⁻³	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
4	Orthotropic Elasticity			<input type="checkbox"/>	
5	Young's Modulus X direction	1,21E+05	MPa	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
6	Young's Modulus Y direction	8600	MPa	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
7	Young's Modulus Z direction	8600	MPa	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
8	Poisson's Ratio XY	0,27		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
9	Poisson's Ratio YZ	0,4		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
10	Poisson's Ratio XZ	0,27		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
11	Shear Modulus XY	4700	MPa	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
12	Shear Modulus YZ	3100	MPa	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
13	Shear Modulus XZ	4700	MPa	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

Fonte: Autor (2020).

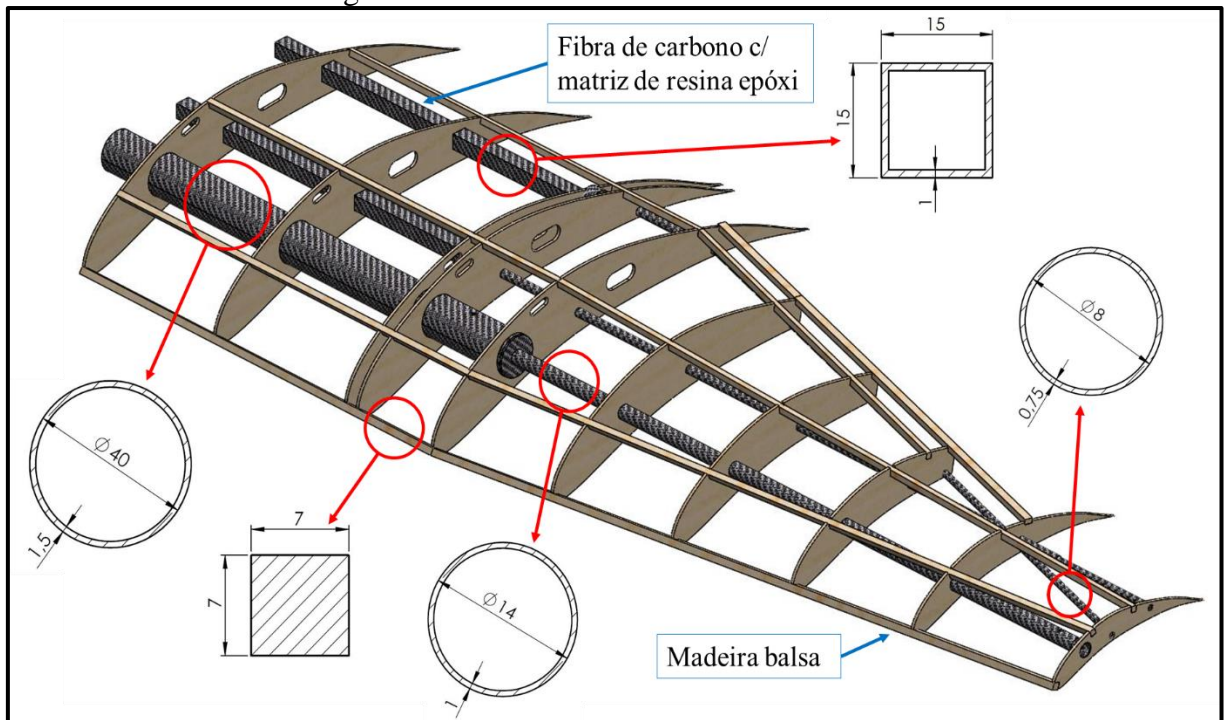
Figura 17 - Propriedades da madeira balsa

Properties of Outline Row 5: Madeira balsa				
	A	B	C	D E
1	Property	Value	Unit	<input checked="" type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>
2	Material Field Variables	Table		
3	Density	120	kg m ⁻³	<input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>
4	Isotropic Elasticity			<input type="checkbox"/>
5	Derive from	Young's M...		
6	Young's Modulus	2500	MPa	<input type="checkbox"/>
7	Poisson's Ratio	0,29		<input type="checkbox"/>
8	Bulk Modulus	1,9841E+09	Pa	<input type="checkbox"/>
9	Shear Modulus	9,6899E+08	Pa	<input type="checkbox"/>

Fonte: Autor (2020).

Os modelos empregados nestas análises foram obtidos junto à equipe Aerosul, e modelados no *software SolidWorks®*. As Figuras 18 e 19 apresentam as estruturas das asas referentes às aeronaves 2018 e 2019, respectivamente, indicando o perfil da seção transversal e o material que compõem sua estrutura.

Figura 18 - Estrutura da asa da aeronave 2018

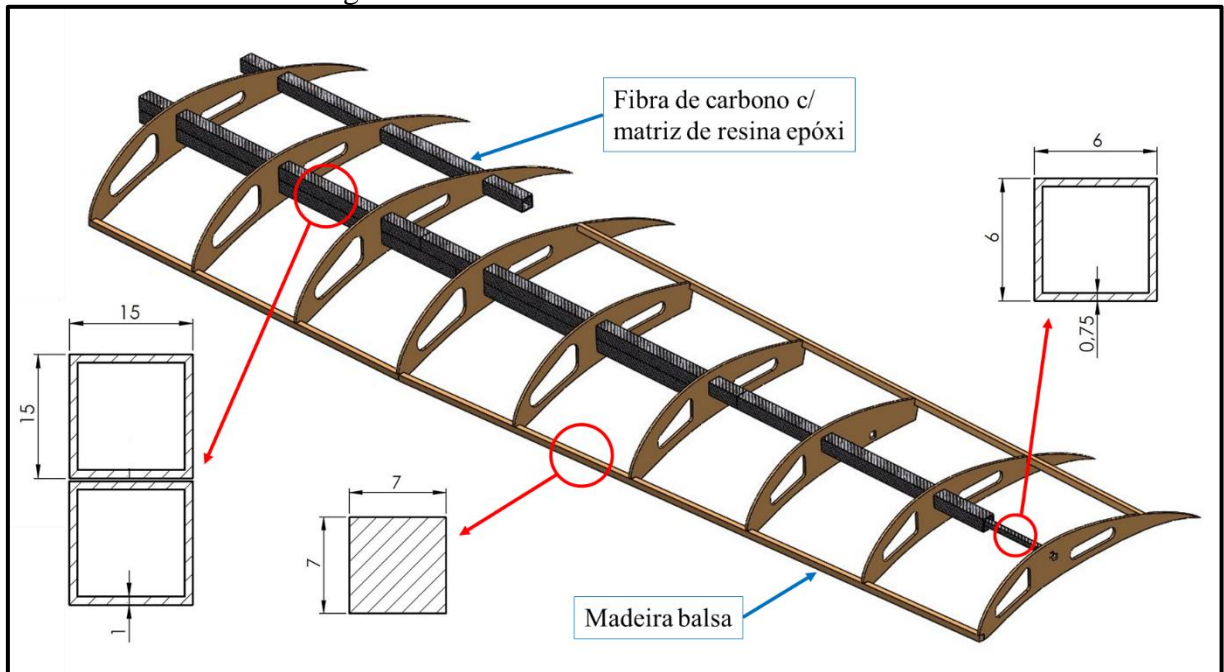


Fonte: Autor (2020).

A partir dos sólidos gerados pelo *SolidWorks®*, a geometria foi importada para o módulo *SpaceClaim* do *ANSYS®* no formato *.x_t*, onde inicialmente foi promovida uma

simplificação do modelo, removendo elementos não relevantes à análise, como os *ailerons*. Além disso também foi removido todo e qualquer detalhe que não fosse útil para a análise, tal como os furos de fixação de componentes, recortes de alívio de material e passagem de cabeamento. Com isso o tempo de processamento, a quantidade de elementos e os erros devido à distorção da malha nessas regiões foram reduzidos.

Figura 19 - Estrutura da asa da aeronave 2019



Fonte: Autor (2020).

Uma vez realizada a limpeza da geometria, o passo seguinte foi a extração dos elementos de viga (*beam*) e casca (*shell*) da geometria sólida. Definiu-se que a malha seria gerada a partir desses elementos devido à baixa espessura dos componentes, o que implicaria em um elevado refino de malha e capacidade de processamento caso fossem utilizados os elementos sólidos. Dessa forma para as nervuras foram extraídas as superfícies médias formando os elementos de casca, e para as longarinas, as seções transversais para formação dos elementos de viga. Finalizados os ajustes no *SpaceClaim*, o compartilhamento de superfícies foi ativado, visando garantir que as regiões de intersecção entre os elementos de viga e casca compartilhassem os nós quando da geração da malha.

Esta geometria, agora devidamente ajustada, foi importada para o módulo *Workbench* do *ANSYS®* para realização das análises modal e estrutural estática. Após as propriedades dos materiais serem devidamente cadastradas e referenciadas com seus respectivos elementos, foi estabelecida a condição de contato entre os corpos como *bonded*, garantindo assim que não haja escorregamento entre eles.

Para a geração da malha utilizou-se o método de curvatura, que tem por característica um refino da malha onde há um estreitamento da geometria. Um procedimento de convergência de malha foi realizado, afim de obter um ponto ideal onde o seu refino não apresentasse mais diferença nos resultados. Iniciou-se com uma malha grosseira, com tamanho de elemento da ordem de 15 mm e, ao chegar em 4 e 3 mm, observou-se uma convergência nos resultados de tensão máxima. A Figura 20 apresenta os parâmetros de malha empregados e a Figura 21 ilustra as malhas geradas com elementos de 15 e 3 mm.

Figura 20 - Parâmetros de malha

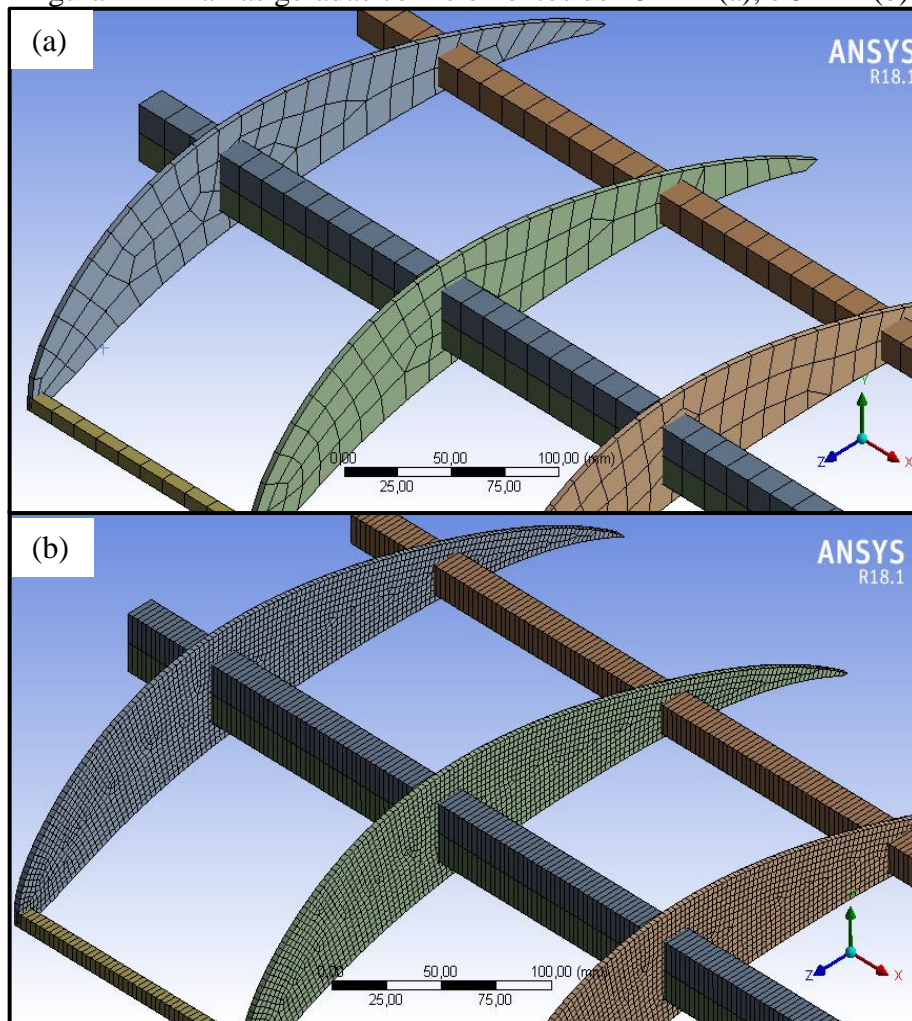
Details of "Mesh"	
[-] Defaults	
Physics Preference	Mechanical
<input type="checkbox"/> Relevance	0
Element Order	Program Controlled
[-] Sizing	
Size Function	Curvature
Use Uniform Size Function For Sheets	No
Relevance Center	Medium
Span Angle Center	Medium
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (30,0 °)
<input type="checkbox"/> Min Size	3,0 mm
<input type="checkbox"/> Max Face Size	3,0 mm
<input type="checkbox"/> Growth Rate	Default
Automatic Mesh Based Defeaturing	On
<input type="checkbox"/> Defeature Size	Default (1,50 mm)
Minimum Edge Length	2,0703e-003 mm

Fonte: Autor (2020).

A qualidade da malha gerada também foi verificada através do parâmetro *Skewness*, que mede a assimetria dos elementos, e indica o quão próximo do ideal eles estão. Um valor próximo de zero indica um elemento equilátero e próximo de 1, um elemento completamente deformado, que vai implicar em cálculos equivocados de tensão e deformação. A Figura 22 apresenta os resultados obtidos, onde a média apresenta o valor de 0,079, muito próximo de zero, indicando que os elementos possuem pouca deformação.

Uma vez que a malha ideal foi obtida, foram então definidas as condições de contorno. A Figura 23 apresenta o diagrama de corpo livre, onde a posição A representa a raiz da asa engastada, restringindo o movimento nos três eixos, as posições de B até J indicam as forças de sustentação obtidas pelo método de Schrenk e distribuídas ao longo da envergadura da asa a $\frac{1}{4}$ da corda (CA) de cada nervura.

Figura 21 - Malhas geradas com elementos de 15 mm (a), e 3 mm (b)



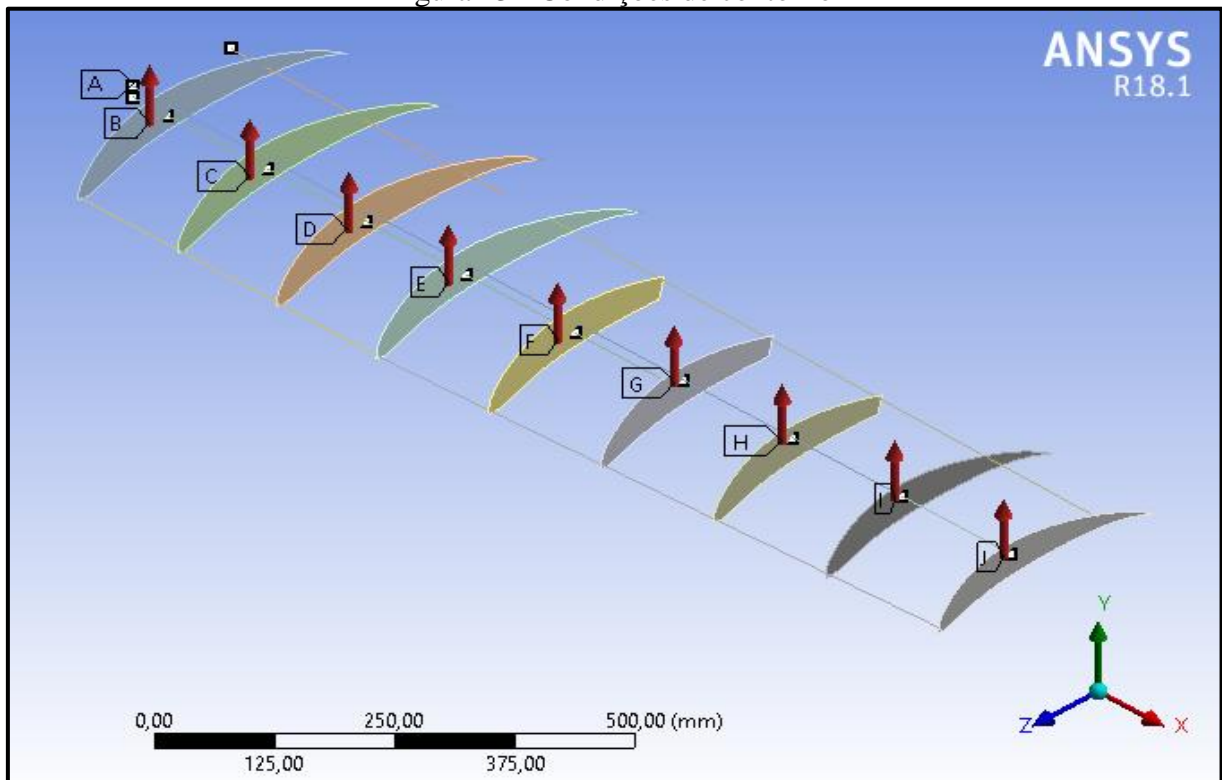
Fonte: Autor (2020).

Figura 22 - Parâmetro *skewness* para qualidade de malha

Quality	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
Error Limits	Standard Mechanical
<input type="checkbox"/> Target Quality	Default (0.050000)
Smoothing	Medium
Mesh Metric	Skewness
<input type="checkbox"/> Min	1,245e-003
<input type="checkbox"/> Max	0,93264
<input type="checkbox"/> Average	7,9363e-002
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	9,0978e-002
Inflation	
Advanced	
Statistics	
<input type="checkbox"/> Nodes	10284
<input type="checkbox"/> Elements	8385

Fonte: Autor (2020).

Figura 23 - Condições de contorno



Fonte: Autor (2020).

3.6. DETERMINAÇÃO DA VELOCIDADE CRÍTICA DE FLUTTER

Para análise estrutural dinâmica foi determinada a velocidade crítica de *flutter*, que pode ser obtida através de diferentes metodologias. Neste trabalho foi empregado o método *k*, também chamado método *V-g*, que é um dos mais práticos e baratos computacionalmente. Esse método realiza a análise de uma seção típica com dois graus de liberdade, e possui como variável a frequência reduzida. A partir disso obtém-se os autovalores que permitem encontrar o amortecimento para cada valor da frequência, considerando-se que a estrutura está submetida ao fenômeno de *flutter* quando o amortecimento gerado for nulo.

Ponderando que este método não é o objetivo principal do trabalho, e devido a sua grande extensão, foram apenas relatadas acima suas principais definições, e no Apêndice D está anexado o *script* feito no *MATLAB*® do método utilizado para obtenção da velocidade crítica de *flutter*. O modelo matemático e seu equacionamento podem ser vistos em detalhes em Dowell (2004).

4. RESULTADOS E DISCUSSÃO

Este capítulo tem como finalidade apresentar e discorrer sobre os resultados obtidos.

4.1. DETERMINAÇÃO DO DIAGRAMA V-N

A partir da norma FAR-23 (FAA, 2002), das equações indicadas no capítulo anterior e com auxílio de uma planilha do *Excel*, foram gerados os diagramas V-n para as aeronaves 2018 (Fig. 24) e 2019 (Fig. 25) cujos parâmetros mais relevantes são apresentados na Tabela 5.

O limite aerodinâmico que é representado pela curva AB do envelope, e engloba a velocidade de estol, $v_{est} = 13,6 \text{ m/s}$ para a aeronave 2018 e $v_{est} = 12,3 \text{ m/s}$ para a 2019, essa é a menor velocidade necessária para manter a aeronave em voo, nesta condição o fator de carga equivale a 1 pois o peso é igual a força de sustentação.

A velocidade de manobra v^* representa uma situação de voo onde a aeronave esteja com um alto ângulo de ataque, atingindo o maior coeficiente de sustentação e por consequência alcançando o fator de carga limite, no envelope de voo esta velocidade é obtida quando o ponto B é alcançado, que para a aeronave 2018 equivale a $v^* = 19,2 \text{ m/s}$, e $v^* = 17,3 \text{ m/s}$ para a 2019. Segundo Rodrigues (2011) o avião pode voar com esta velocidade, desde que os coeficientes de sustentação estejam abaixo do $C_{Lm\acute{a}x}$, não ultrapassando o valor de $n_{m\acute{a}x} = 2,0$ que é limitado pela linha BC.

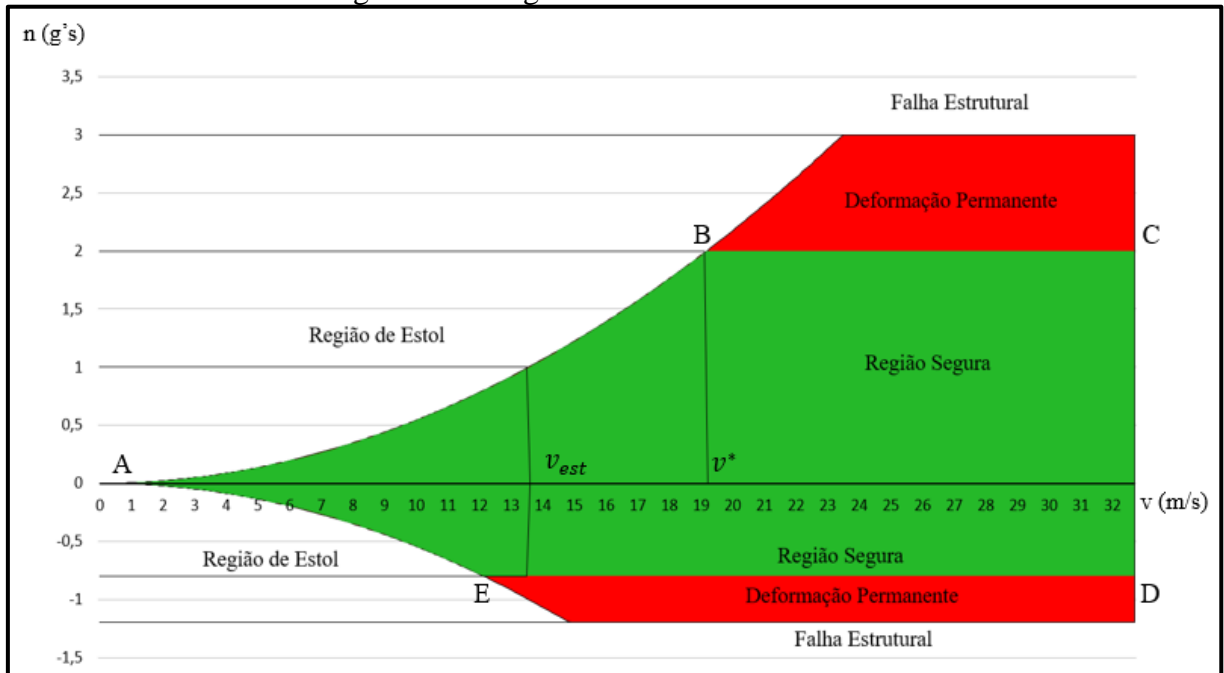
Já a velocidade de mergulho v_d que é a maior velocidade suportada pela estrutura da aeronave e jamais deve ser ultrapassada, é representada pela reta CD do diagrama, onde que $v_d = 32,5 \text{ m/s}$ para a aeronave 2018 e $v_d = 27,5 \text{ m/s}$ para a aeronave 2019.

Tabela 5 - Pontos importantes do diagrama V-n

Dados	Aeronave 2018	Aeronave 2019
Velocidade de estol (m/s)	13,6	12,3
Velocidade de manobra (m/s)	19,2	17,3
Velocidade de mergulho (m/s)	32,5	27,5
$n_{m\acute{a}x}$	2,0	2,0
n_{ult+}	3,0	3,0

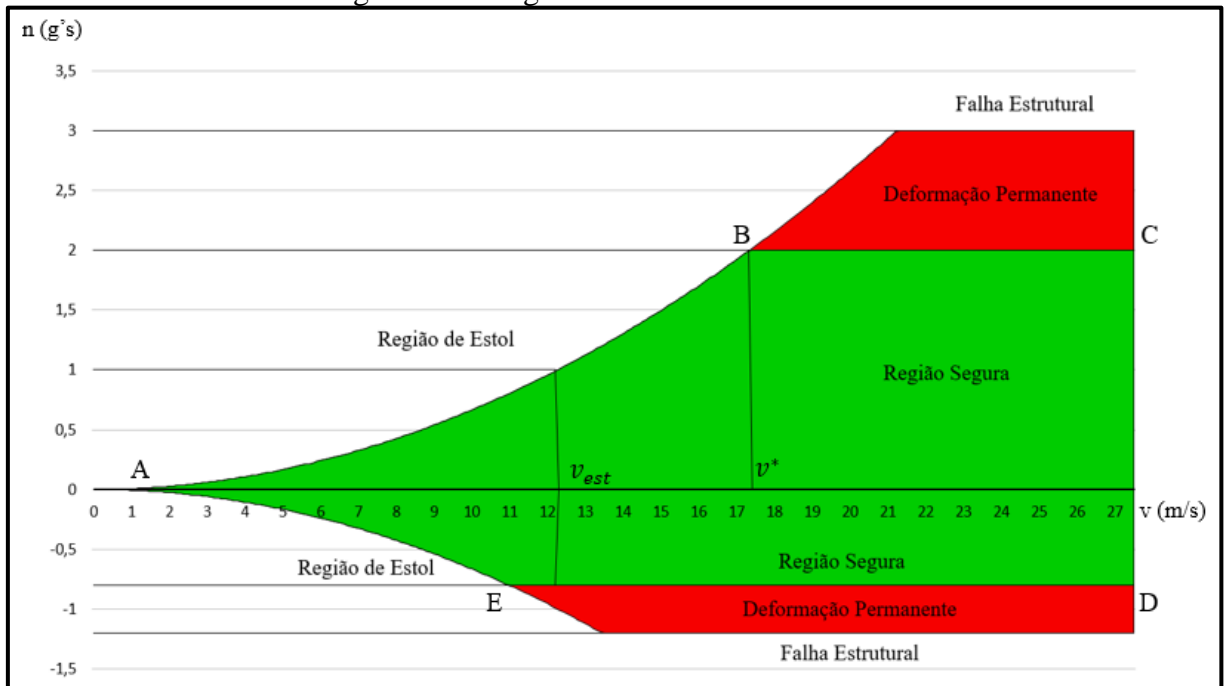
Fonte: Autor (2020).

Figura 24 - Diagrama V-n da aeronave 2018



Fonte: Autor (2020).

Figura 25 - Diagrama V-n da aeronave 2019



Fonte: Autor (2020).

4.2. DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO DA ASA

A partir das informações dispostas na seção 3.4 foram obtidos os coeficientes de sustentação ao longo da envergadura. A Tabela 6 apresenta os valores calculados para cada uma

das aeronaves em questão. Os resultados referem-se à sustentação de meia envergadura onde a posição 1 se refere à raiz da asa, e o aumento da numeração se dá para a sua ponta. Estes resultados são de grande importância, pois são utilizados como condições de contorno dentro das análises do método de elementos finitos.

É possível observar que as forças são maiores na região da raiz e vão decrescendo ao longo da envergadura até a sua ponta, convergindo com o que foi encontrado na literatura. No entanto, nota-se que as forças não são continuamente decrescentes, ocorrendo uma oscilação nos resultados. Isso é devido ao espaçamento entre os perfis ao longo da envergadura da asa não ser constante, fazendo com que a integração da distribuição de pressão pelo comprimento de cada seção entre os perfis reflita essa variação nos resultados de força resultante em cada posição.

Tabela 6 - Força de sustentação distribuída ao longo da meia envergadura da asa

Posição	Aeronave 2018 (N)	Aeronave 2019 (N)
1	14,55	17,46
2	28,44	20,47
3	15,30	19,98
4	9,17	20,57
5	19,25	20,54
6	21,12	18,98
7	18,75	17,10
8	13,89	14,48
9	14,11	5,62
10	6,42	-
Σ	161,00	155,20

Fonte: Autor (2020).

4.3. ANÁLISE ESTRUTURAL DAS ASAS

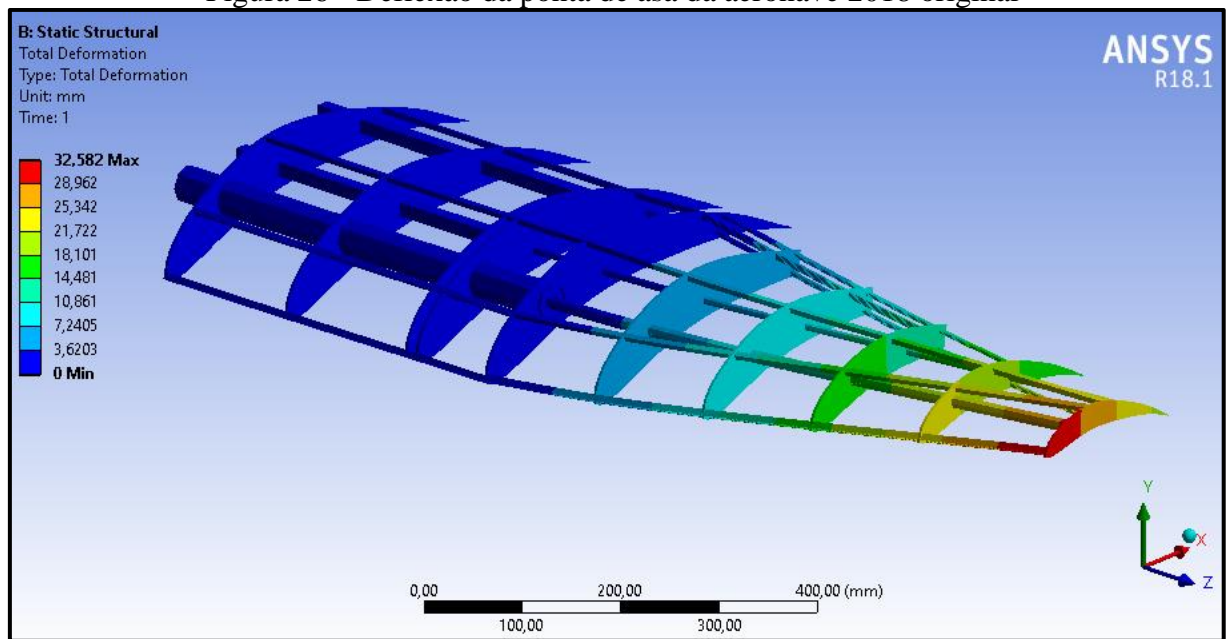
Uma vez que a metodologia foi definida, o pré-processamento e o processamento executados, pode-se realizar uma avaliação mais detalhada dos resultados adquiridos dentro do pós-processamento. As análises realizadas tiveram o objetivo de verificar as frequências de vibração, as tensões e deformações da estrutura da asa. Os resultados obtidos são apresentados a seguir.

4.3.1. Aeronave 2018

Iniciou-se com a análise da estrutura original da asa, ou seja, a concebida no projeto da equipe Aerosul, que possui massa total de 1040 g, e é apresentada em detalhes na Figura 16 do capítulo 3. A Figura 26 mostra a deflexão da ponta de asa equivalente a 32,6 mm. A máxima tensão principal obtida foi de 176,5 MPa, exatamente onde ocorre a alteração abrupta da seção transversal da longarina principal, com diâmetro externo de 40 mm, reduzido para 14 mm, apresentada na Figura 27.

Tais níveis de tensão levam a um fator de segurança da ordem de 6,3, haja visto que o ensaio de tração realizado, conforme a norma ASTM D3039 (Anexo A), da fibra de carbono indicou uma resistência média de 1106 MPa.

Figura 26 - Deflexão da ponta de asa da aeronave 2018 original



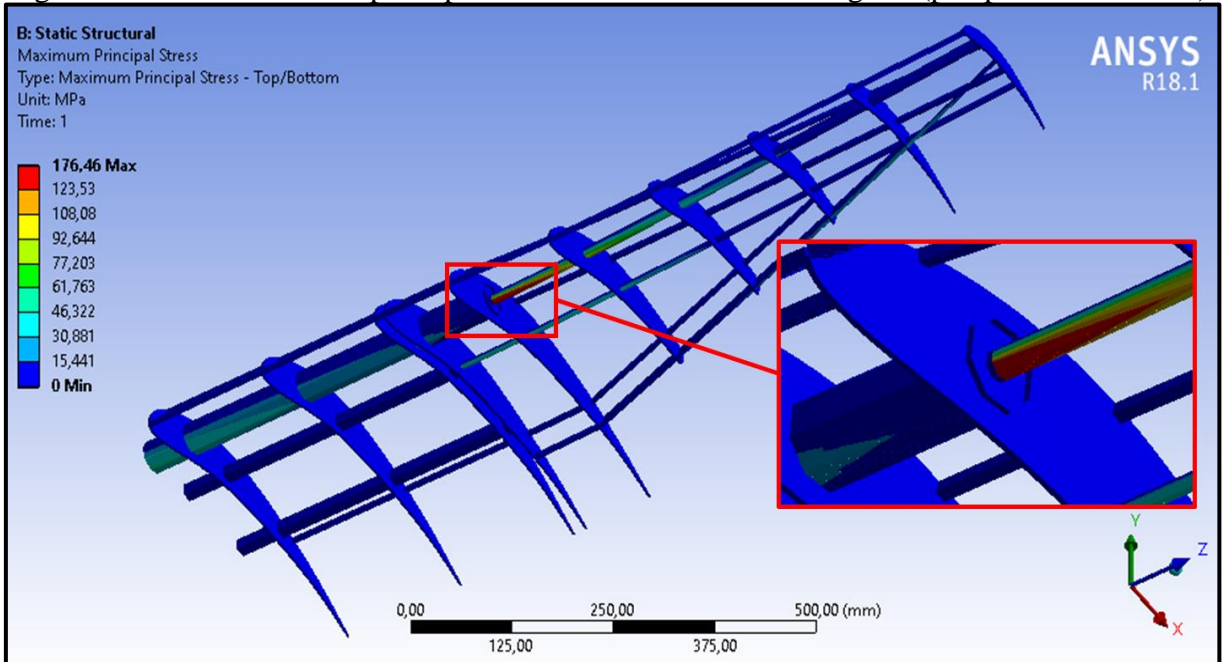
Fonte: Autor (2020).

A estrutura também foi submetida à análise modal onde foram extraídas as suas frequências naturais de flexão e torção para posterior análise dinâmica e obtenção da velocidade crítica de ocorrência do fenômeno de *flutter*. As Figuras 28 e 29 apresentam as frequências de flexão (27,2 Hz) e torção (45,6 Hz), respectivamente.

Uma vez que as respectivas frequências naturais foram obtidas, utilizou-se o método V-g de análise de *flutter* para determinação da velocidade crítica de ocorrência do fenômeno. O resultado da evolução do amortecimento artificial g com o aumento da velocidade para os dois graus de liberdade (flexão e torção), conforme Dowell (2004), só possui significado físico

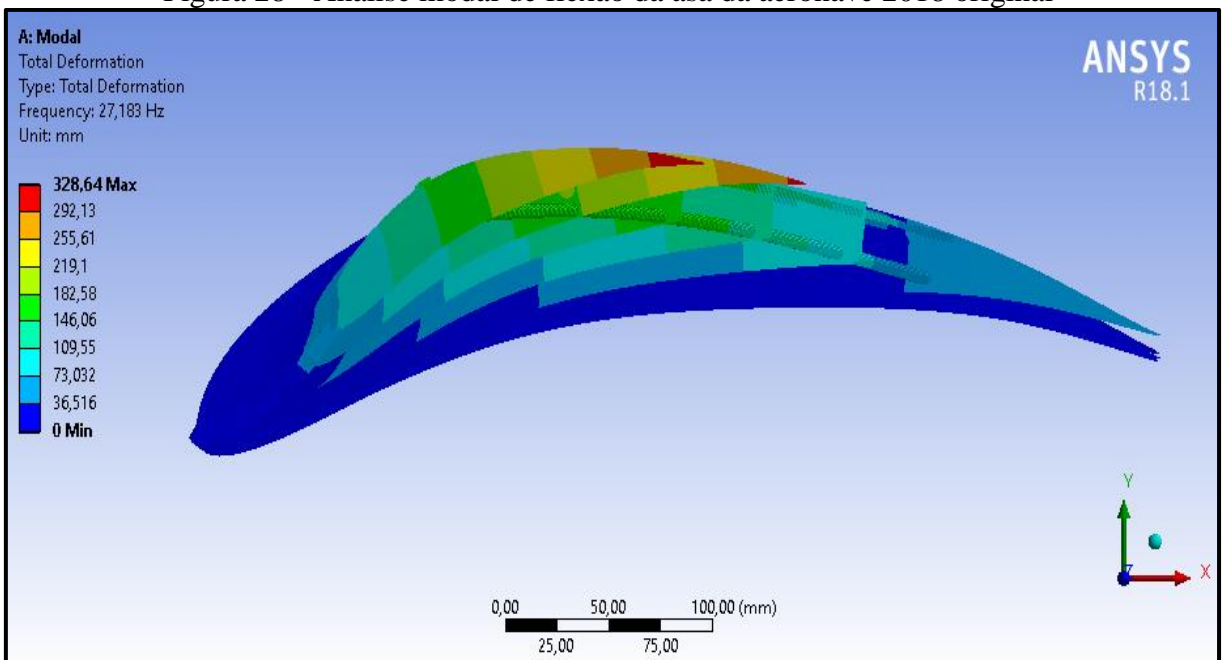
quando o amortecimento artificial for nulo, apresentando uma solução harmônica simples. Neste ponto é previsto ocorrência de *flutter*, observando o gráfico da Figura 30 visualiza-se que, para essa configuração estrutural da asa, a velocidade crítica de *flutter* é de 148 m/s.

Figura 27 - Tensão máxima principal da asa da aeronave 2018 original (perspectiva invertida)



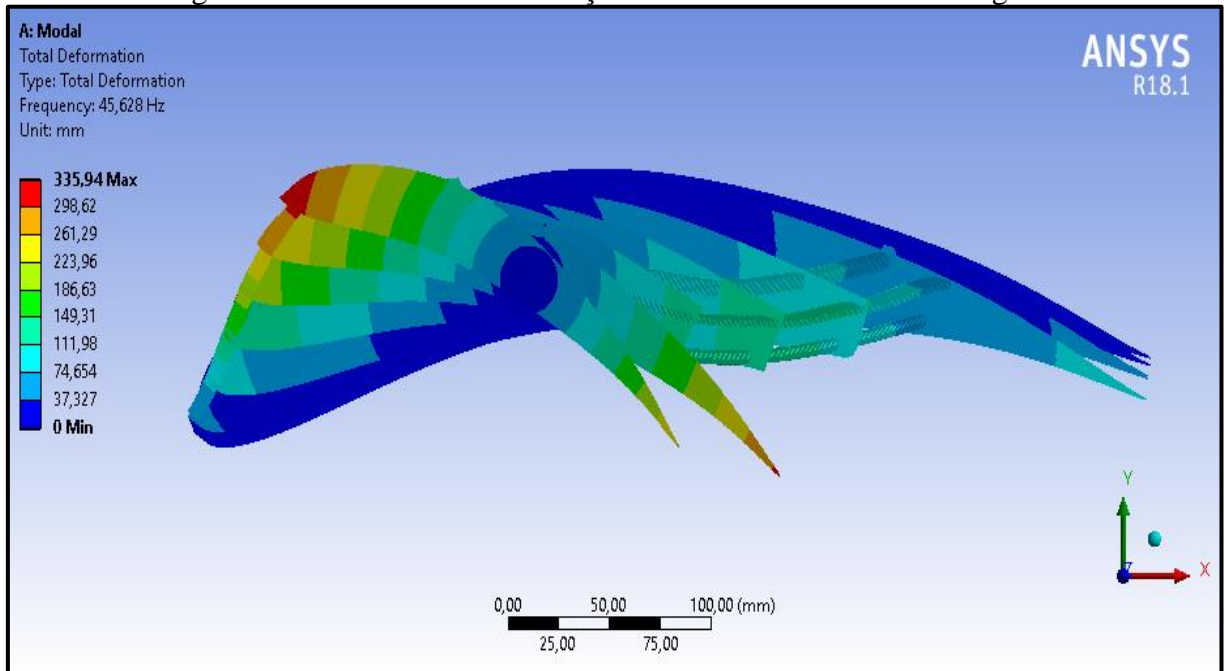
Fonte: Autor (2020).

Figura 28 - Análise modal de flexão da asa da aeronave 2018 original



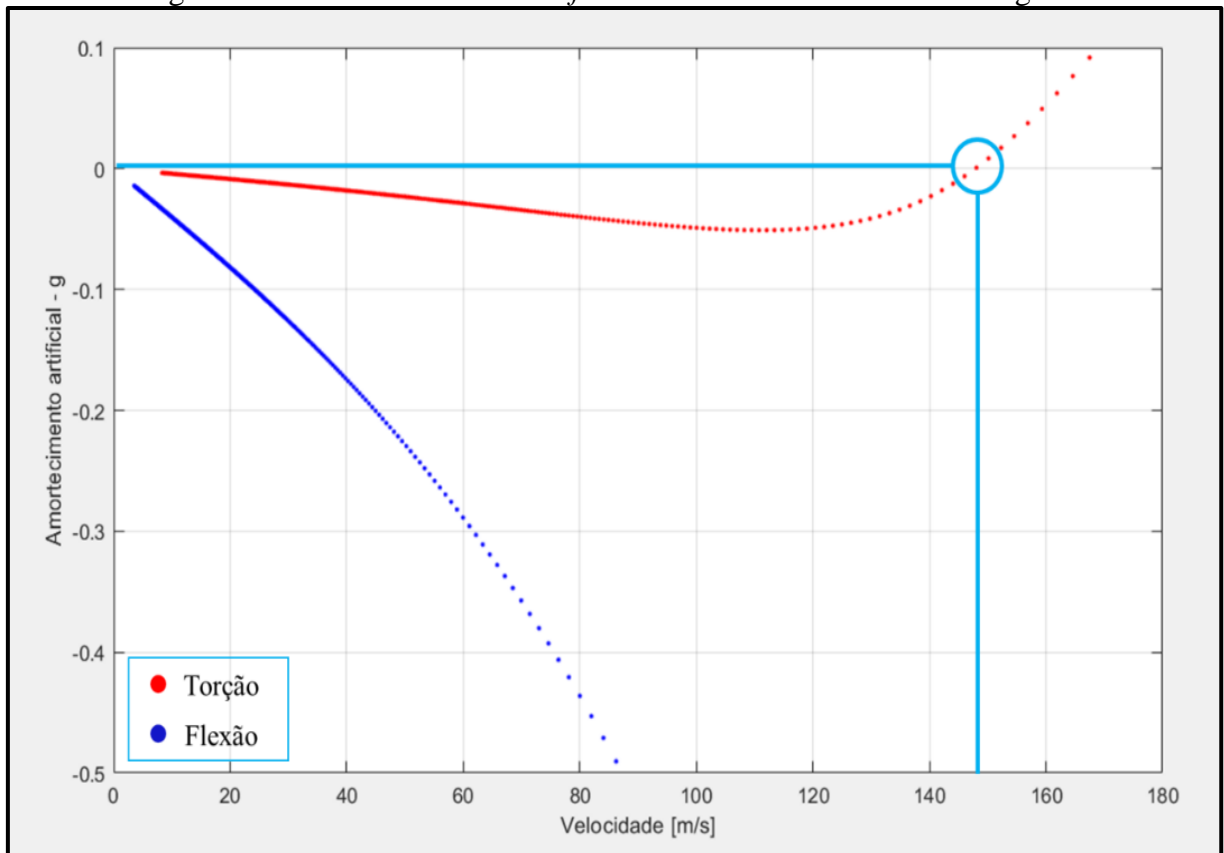
Fonte: Autor (2020).

Figura 29 - Análise modal de torção da asa da aeronave 2018 original



Fonte: Autor (2020).

Figura 30 - Velocidade crítica de flutter da asa da aeronave 2018 original



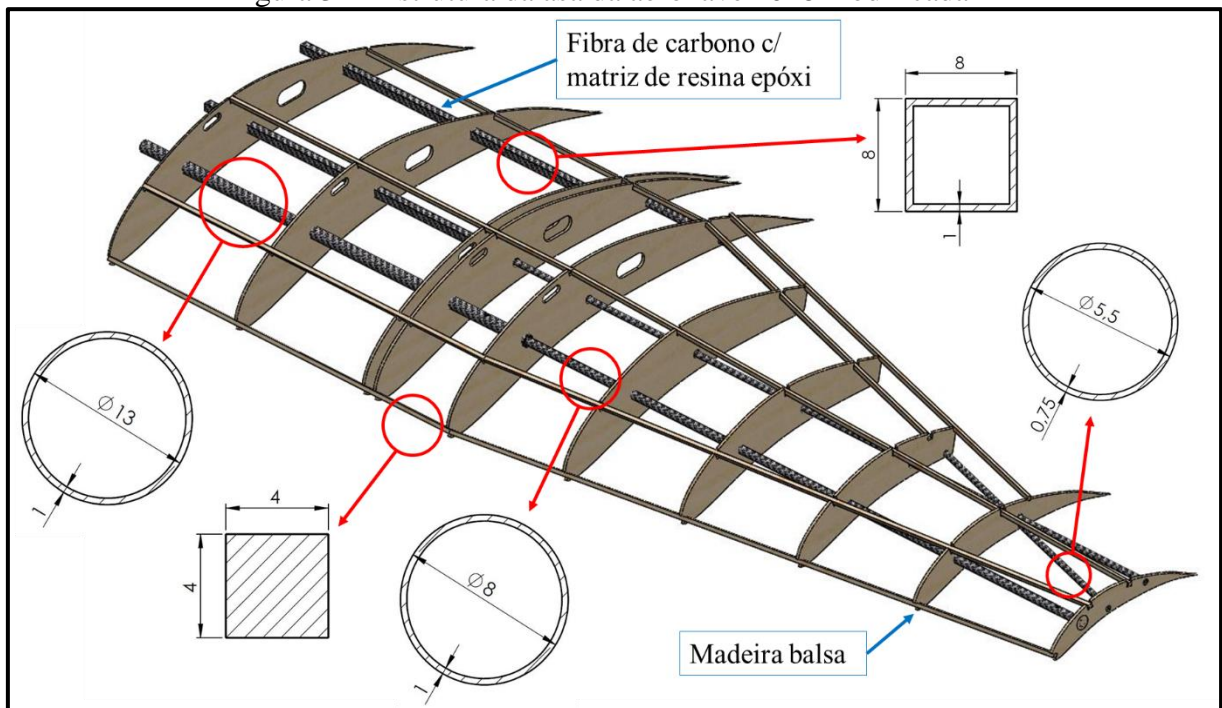
Fonte: Autor (2020).

A partir dos requisitos estabelecidos para a execução deste trabalho, observa-se que a asa da aeronave 2018 original está superdimensionada, de tal forma que possui um elevado coeficiente de segurança (6,3), o ângulo de deflexão é apenas de $1,6^\circ$ e a velocidade do fenômeno de *flutter* está 455% acima do valor estipulado nos requisitos.

Visualizando uma excelente possibilidade de redução de massa estrutural, iniciou-se algumas modificações das geometrias da asa. Afim de não descaracterizar o modelo e possibilitar a comparação entre ambos, optou-se então por promover alterações apenas nas seções transversais das longarinas de fibra de carbono e dos reforçadores de balsa instalados paralelamente a elas, sem alterar o seu posicionamento e espaçamento.

Diante das diversas possibilidades de modificação dos componentes presentes na estrutura, optou-se inicialmente por alcançar apenas um dos requisitos de projeto e, a partir dele, analisar o comportamento das demais variáveis. Iniciou-se as alterações objetivando um fator de segurança de 1,5. Esta análise foi denominada 2018 modificada 1. Após algumas tentativas e modificações das geometrias, obteve-se um coeficiente de 1,6 com a configuração dimensional de longarinas e reforçadores apresentados na Figura 31.

Figura 31 - Estrutura da asa da aeronave 2018 modificada 1

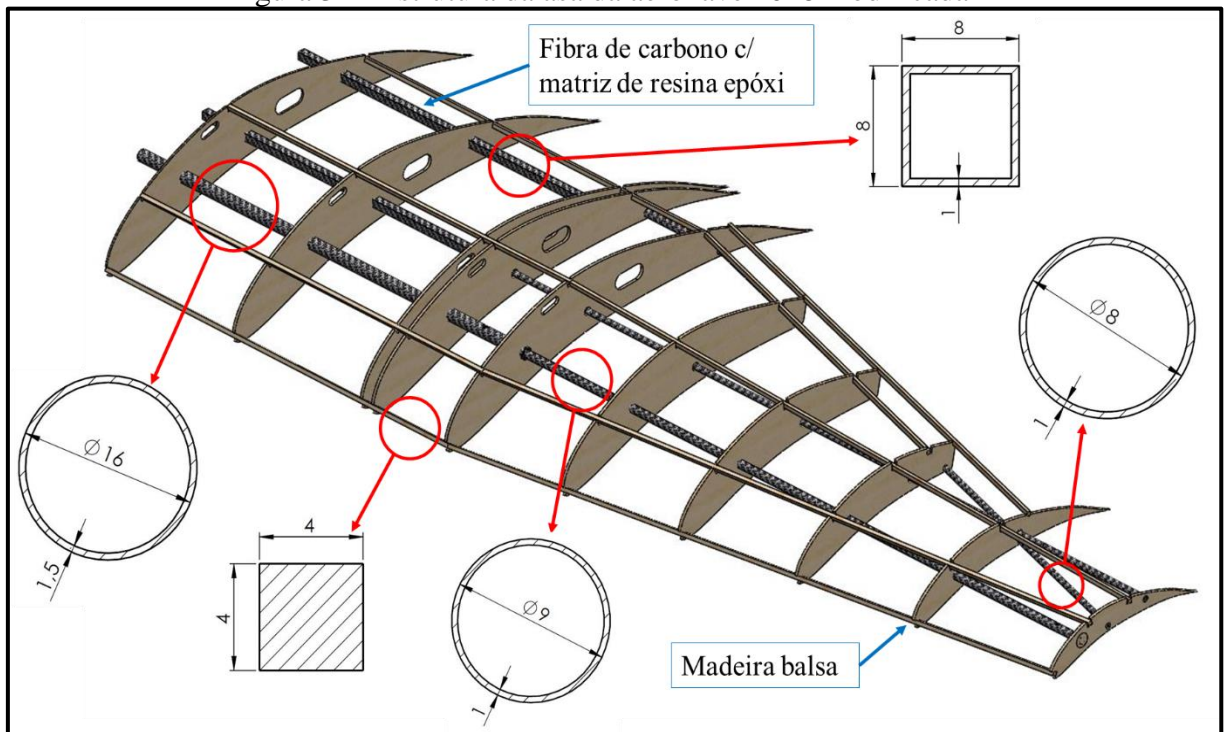


Fonte: Autor (2020).

No entanto, apesar do coeficiente de segurança alcançado estar adequado, a deflexão da ponta de asa aumentou demasiadamente para 321,8 mm, o que já era esperado, devido à elevada redução da seção transversal e, por consequência, do seu momento de inércia à flexão.

A partir desse resultado, o critério de projeto alvo foi então alterado afim de obter uma deflexão máxima de 180 mm. Esta análise foi denominada de 2018 modificada 2. Após algumas iterações chegou-se à deflexão de 170,7 mm com a configuração de longarinas e reforçadores apresentados na Figura 32. A máxima tensão principal obtida nesta análise foi de 349,4 MPa, resultando em um coeficiente de segurança de 3,2.

Figura 32 - Estrutura da asa da aeronave 2018 modificada 2



Fonte: Autor (2020).

Ambas as estruturas modificadas apresentaram uma redução da velocidade crítica de *flutter* e de massa total quando comparadas a da asa da aeronave original. No entanto a estrutura modificada 1 apresentou uma elevada deflexão de ponta de asa, não atendendo aos requisitos de projeto. Já a estrutura modificada 2 atendeu todos eles e apresentou uma redução de 37,9% de massa com relação ao modelo original.

A Tabela 7 resume os resultados obtidos para as respectivas análises realizadas na estrutura da asa da aeronave 2018.

Tabela 7 - Resultados das análises na aeronave 2018

	2018 original	2018 modificada 1	2018 modificada 2
Deflexão da asa (mm)	32,6	321,8	170,7
Ângulo de deflexão (°)	1,6	15,5	8,4
Máx. tensão princ. (MPa)	176,5	676,5	349,4
Fator de segurança	6,3	1,6	3,2
Frequência natural à flexão (Hz)	27,2	12,6	14,9
Frequência natural à torção (Hz)	45,6	29,6	31
Velocidade de <i>flutter</i> (m/s)	148	63	75
% acima da v_d	455	194	231
Massa total da asa (g)	1040	550	645
% redução de massa	-	47,1	37,9

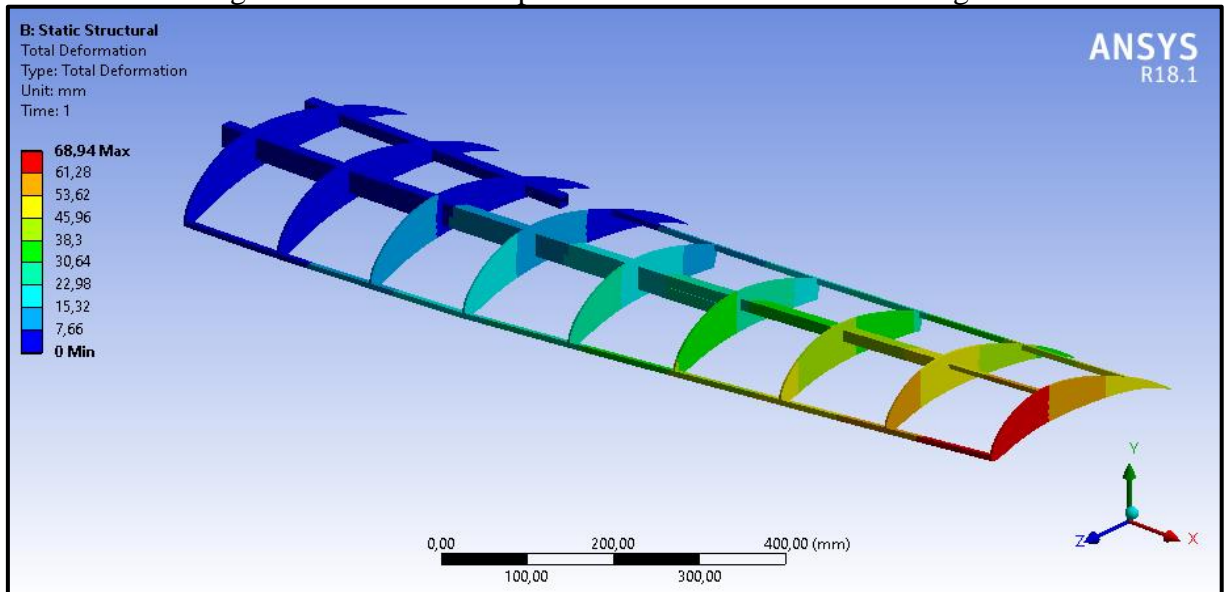
Fonte: Autor (2020).

4.3.2. Aeronave 2019

A asa original da aeronave 2019 construída pela equipe Aerosul possui uma massa total de 810 g, e sua configuração estrutural foi apresentada na Figura 17 do capítulo 3. Segundo Aerosul (2019), um valor de deflexão máxima de 91 mm foi obtido para a ponta de asa, considerando que toda a estrutura fosse reduzida à longarina principal. A análise realizada neste trabalho foi considerando a estrutura por completo. A Figura 33 mostra a deflexão da ponta de asa equivalente a 68,9 mm, uma redução de 25% para o cálculo original. Considerando que o fator de carga e as forças de sustentação empregadas em ambas as análises foram exatamente as mesmas, fica evidente a contribuição dos demais elementos estruturais na rigidez da asa.

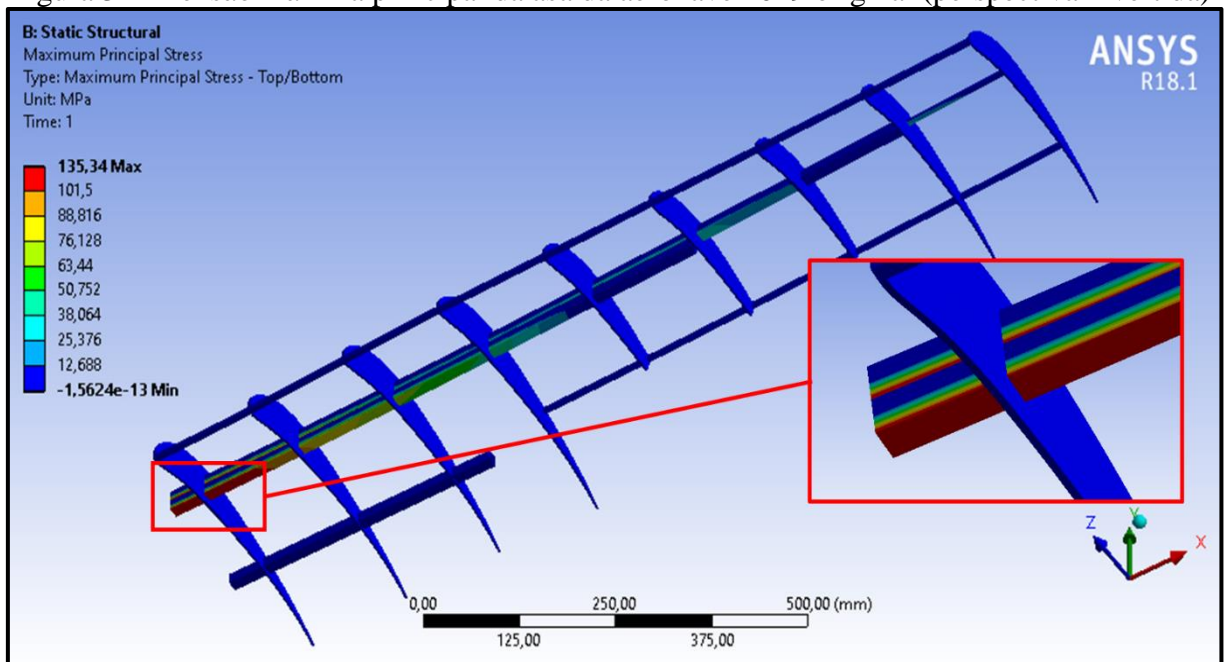
A máxima tensão principal obtida foi de 135,3 MPa, o que resulta em um coeficiente de segurança de 8,2, onde a maior tensão encontra-se na proximidade da raiz da asa, o que já era esperado, devido ao momento fletor ser maior nessa região. A Figura 34 apresenta a distribuição de tensões. Conforme Aerosul (2019) o valor obtido na análise de tensões com a estrutura da asa reduzida à longarina principal apresentou um valor de 192 MPa. Isso evidencia ainda mais que reduzir toda estrutura da asa a uma única longarina é adotar uma postura muito conservadora, e com isso agregar massa desnecessária à estrutura da asa.

Figura 33 - Deflexão da ponta de asa da aeronave 2019 original



Fonte: Autor (2020).

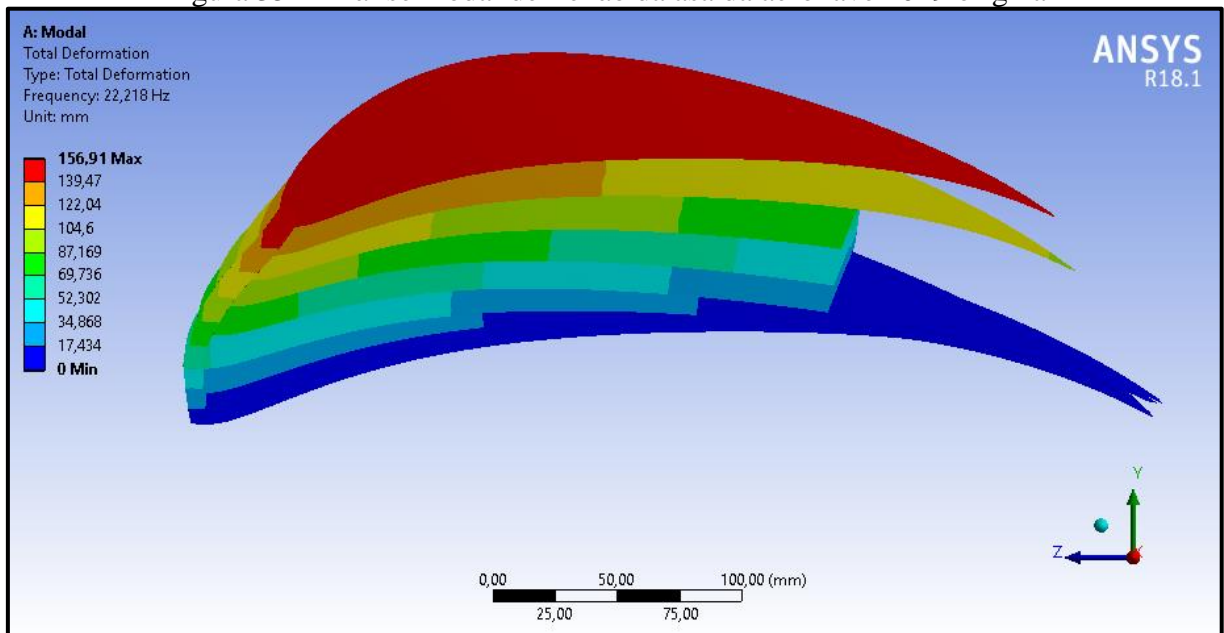
Figura 34 - Tensão máxima principal da asa da aeronave 2019 original (perspectiva invertida)



Fonte: Autor (2020).

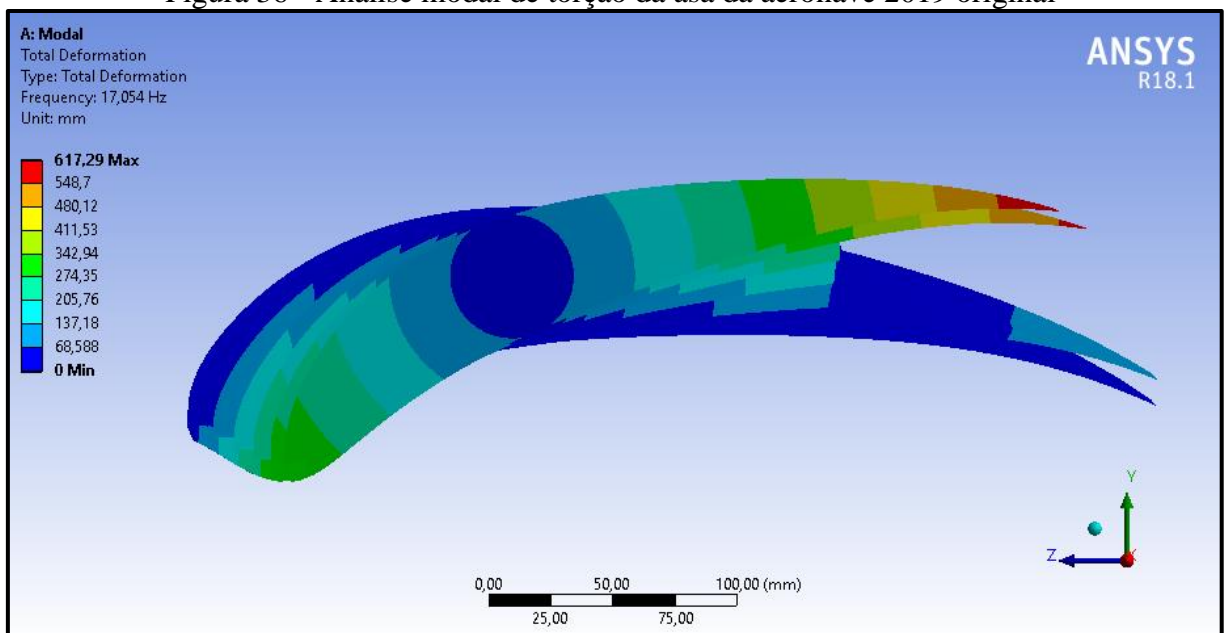
Na sequência a estrutura foi submetida à análise modal, onde foram extraídas as suas frequências naturais de flexão e torção para posterior análise dinâmica e obtenção da velocidade crítica de ocorrência do fenômeno de *flutter*. As Figuras 35 e 36 apresentam as frequências de flexão (22,2 Hz) e torção (17,1 Hz), respectivamente.

Figura 35 - Análise modal de flexão da asa da aeronave 2019 original



Fonte: Autor (2020).

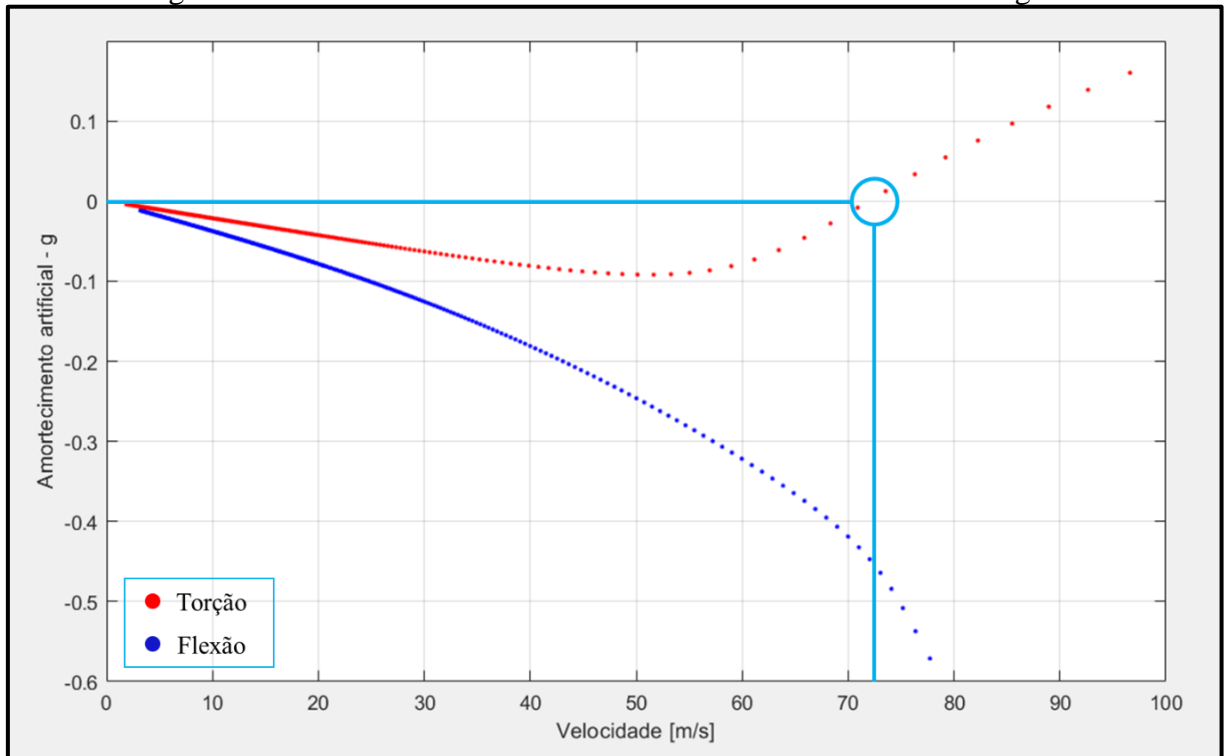
Figura 36 - Análise modal de torção da asa da aeronave 2019 original



Fonte: Autor (2020).

De posse das frequências naturais e utilizando o método V-g, obteve-se para essa configuração estrutural da asa a velocidade crítica de ocorrência do fenômeno de *flutter* de 73 m/s, segundo a Figura 37.

Figura 37 - Velocidade crítica de flutter da asa da aeronave 2019 original



Fonte: Autor (2020).

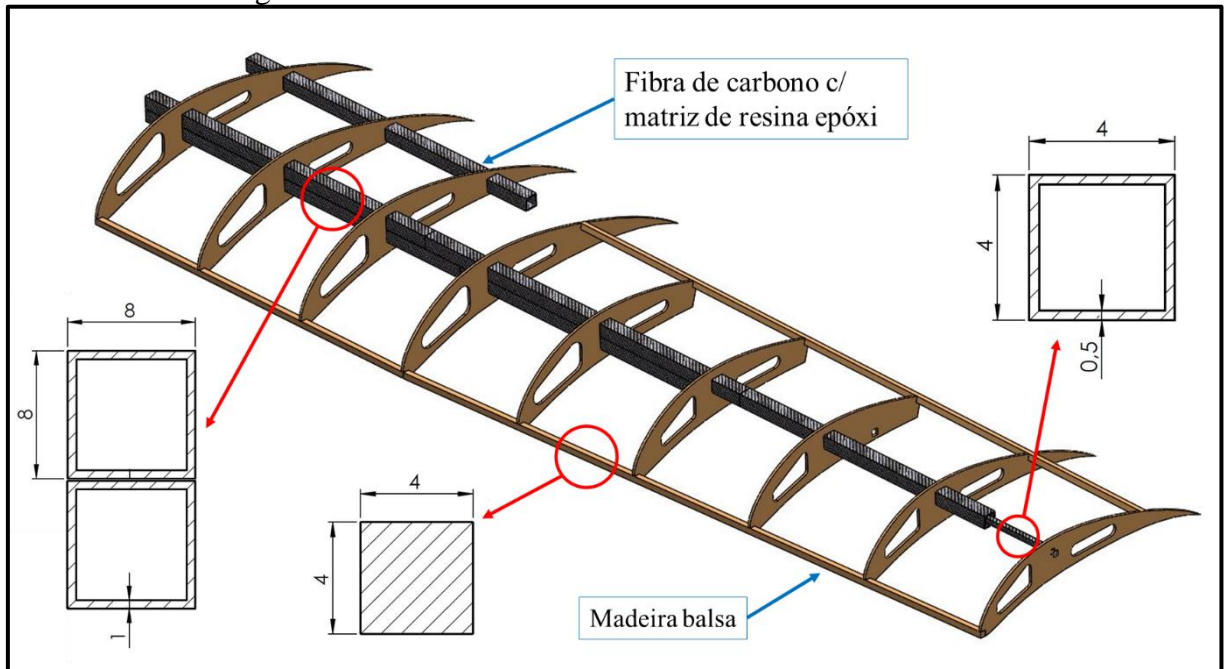
Comparando-se com os requisitos de projeto estabelecidos no capítulo anterior, observa-se que a asa da aeronave 2019 original, assim como a 2018 original, está superdimensionada, possui um elevado coeficiente de segurança (8,2), um baixo ângulo de deflexão de apenas $3,1^\circ$ e a velocidade de *flutter* está 265% acima da velocidade máxima da aeronave.

Afim de buscar melhores resultados visando uma redução de massa, foram promovidas algumas modificações nas seções transversais das longarinas de fibra de carbono e reforçadores de madeira balsa.

Iniciou-se as alterações objetivando um fator de segurança de 1,5. Após realizadas algumas modificações obteve-se 1,7 de fator de segurança, sendo a análise nomeada de 2019 modificada 1 e a sua configuração estrutural é ilustrada na Figura 38.

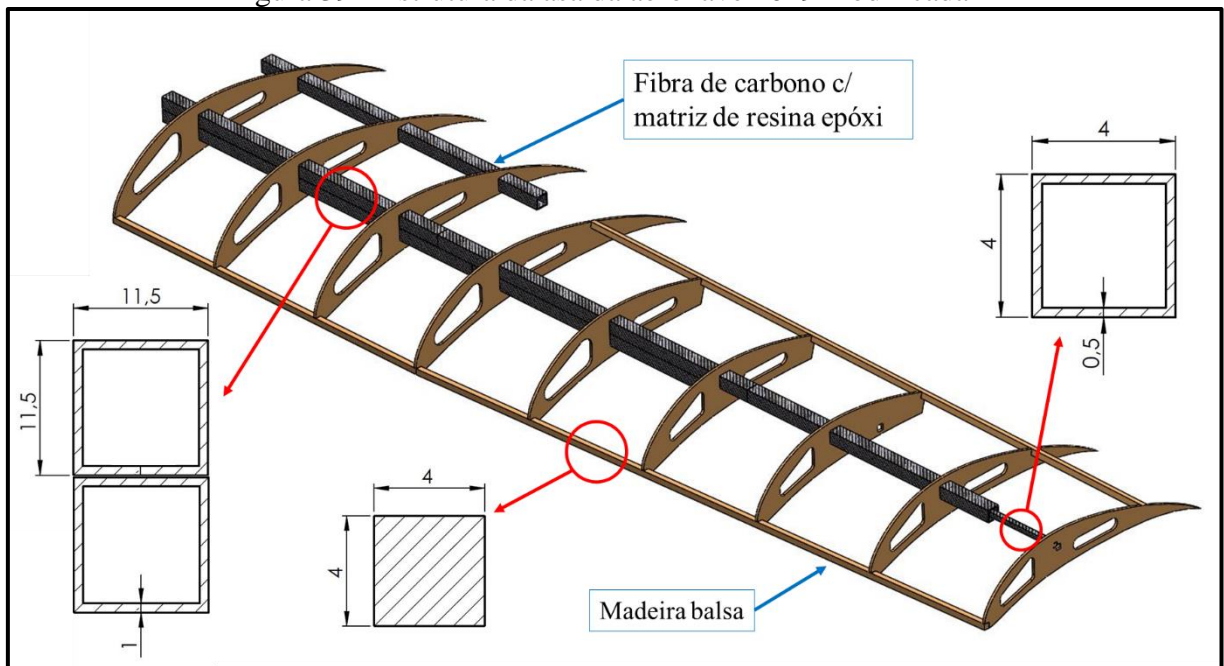
Apesar do coeficiente de segurança estar próximo do desejável, a deflexão da ponta de asa, por sua vez, extrapolou em 246% o requisito estabelecido. Uma segunda análise foi elaborada, agora fixando como requisito principal a deflexão máxima em 200 mm, que foi denominada de 2019 modificada 2. A Figura 39 apresenta o modelo da estrutura que gerou 197,8 mm de deflexão na ponta da asa.

Figura 38 - Estrutura da asa da aeronave 2019 modificada 1



Fonte: Autor (2020).

Figura 39 - Estrutura da asa da aeronave 2019 modificada 2



Fonte: Autor (2020).

A Tabela 8 apresenta os resultados das três análises realizadas para a asa da aeronave 2019 e os seus respectivos resultados obtidos. A análise 2019 modificada 1 atendeu muito bem ao requisito do coeficiente de segurança e da velocidade de *flutter*, com uma redução de 56,8% de massa comparada a 2019 original, porém possui uma exagerada deflexão da asa, não atendendo ao requisito estabelecido. A análise 2019 modificada 2, por sua vez, atende a todos

os requisitos, com uma deflexão máxima de 197,8 mm, coeficiente de segurança de 3,1 e velocidade de *flutter* de 47 m/s. Aliado a tudo isso ainda proporciona uma redução de massa de 42% com relação ao modelo original.

Tabela 8 - Resultados das análises na aeronave 2019

	2019 original	2019 modificada 1	2019 modificada 2
Deflexão da asa (mm)	68,9	492,5	197,8
Ângulo de deflexão (°)	3,1	20,9	8,7
Máx. tensão princ. (MPa)	135,3	634,5	312,7
Fator de segurança	8,2	1,7	3,5
Frequência natural à flexão (Hz)	22,2	12	17,4
Frequência natural à torção (Hz)	17,1	15,1	16,4
Velocidade de <i>flutter</i> (m/s)	73	33	47
% acima da v_d	265	120	171
Massa total da asa (g)	810	350	470
% redução de massa	-	56,8	42

Fonte: Autor (2020).

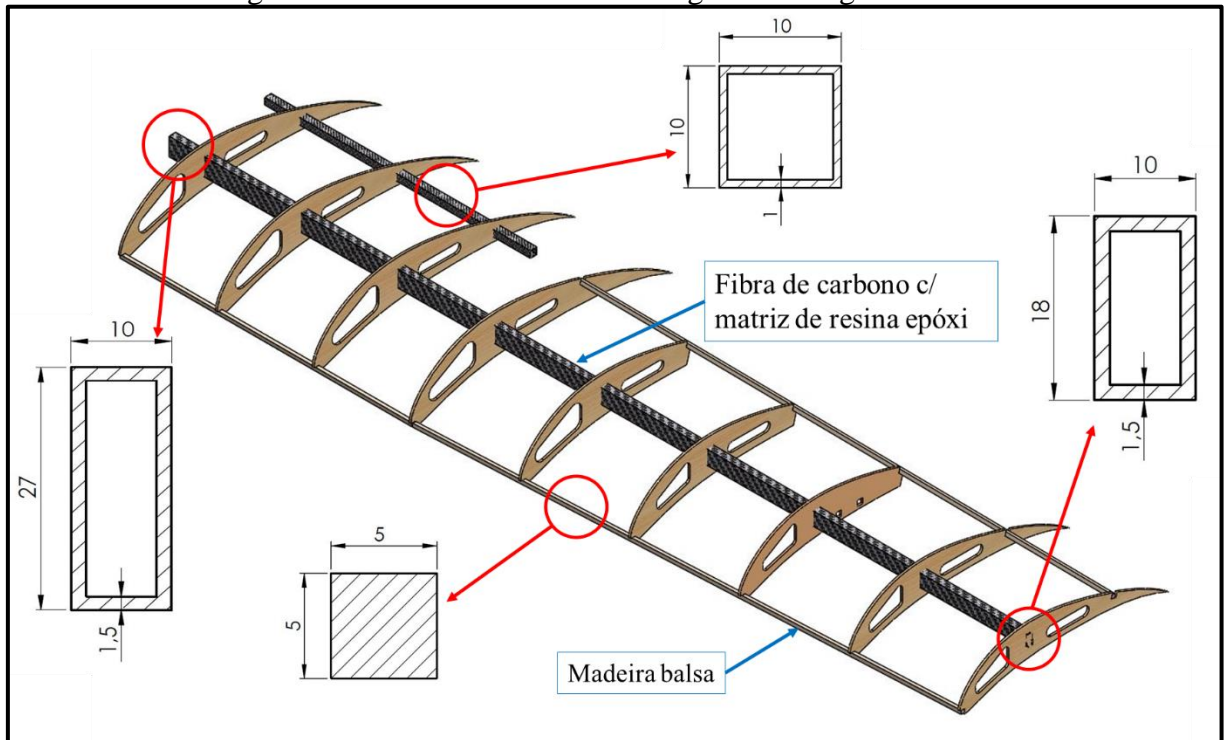
4.3.3. Proposta de Estruturas com Seções Variáveis

Diante das análises realizadas nas aeronaves 2018 e 2019, e dos aprendizados observados a partir das mudanças promovidas, propôs-se implementar uma estrutura que possuísse uma longarina de seção variável para atender às solicitações dos carregamentos, sob os pontos de vista de deflexões e tensões. Com o objetivo de atender ao máximo os requisitos de projeto estipulados, foram propostos dois modelos distintos, um com a longarina retangular afilada e outro com a longarina de seção cônica.

4.3.3.1. Longarina Retangular Afilada

A longarina retangular afilada foi modelada a partir de dois retângulos de tamanhos distintos nas extremidades da asa (raiz e ponta), unidos harmonicamente criando uma peça 3D utilizando o recurso *loft* do *software SolidWorks®*. Após algumas tentativas e erros obteve-se uma configuração estrutural que atendeu aos requisitos de projeto e é apresentada na Figura 40.

Figura 40 - Estrutura da asa com longarina retangular afilada



Fonte: Autor (2020).

A asa com a longarina retangular afilada possui semelhança com a original 2019, porém sua seção transversal na raiz da asa foi diminuída, o que diminui também seu momento de inércia, proporcionando uma maior deflexão na ponta da asa, 184,8 mm, que representa 8,2°.

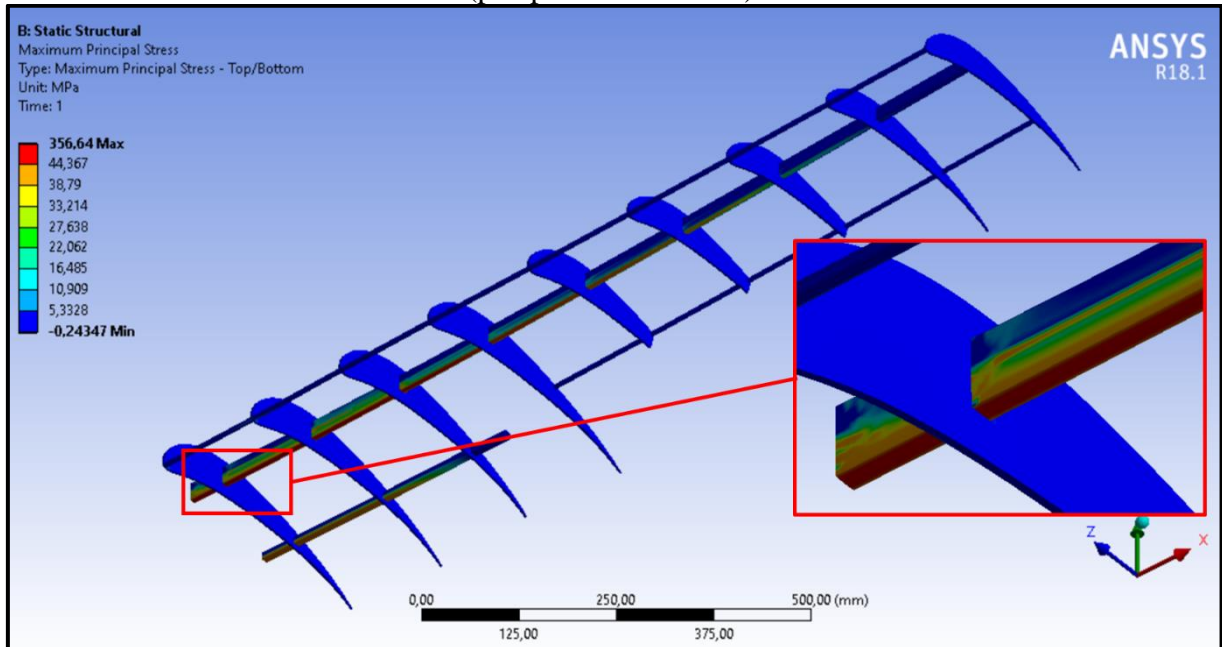
Houve também um aumento das tensões, com a máxima principal sendo de 356,6 MPa, localizada na região da raiz da asa, correspondendo a um coeficiente de segurança 3,1. Além disso, devido ao afilamento, houve uma melhor distribuição dessas tensões, de tal forma que um percentual maior da longarina foi exposto a valores mais elevados de tensão quando comparado à longarina da asa 2019 original, otimizando a utilização dos materiais empregados, como pode ser visualizado na Figura 41.

Já a velocidade crítica de ocorrência de *flutter* ficou 153% acima da v_d , que é maior do que o valor estipulado nos requisitos do projeto, porém é aceitável, pois garante que a aeronave não estará exposta a esse tipo de fenômeno catastrófico em seu envelope de voo.

Aliado a todas essas informações apresentadas está o real objetivo do projeto. Obteve-se uma redução de massa de 27,7% com relação a da aeronave 2019 original. O requisito de projeto de redução de 30% não foi alcançado, porém essa redução é significativa, pois atende todos os demais requisitos, garantindo uma eficiência estrutural de modo que a aeronave possa desempenhar todas as funções a qual ela foi projetada sem que haja falha da estrutura. Os

resultados dessa análise podem ser vistos em detalhes na Tabela 9 (p. 65), junto aos do próximo modelo.

Figura 41 - Máxima tensão principal da asa com longarina retangular afilada (perspectiva invertida)



Fonte: Autor (2020).

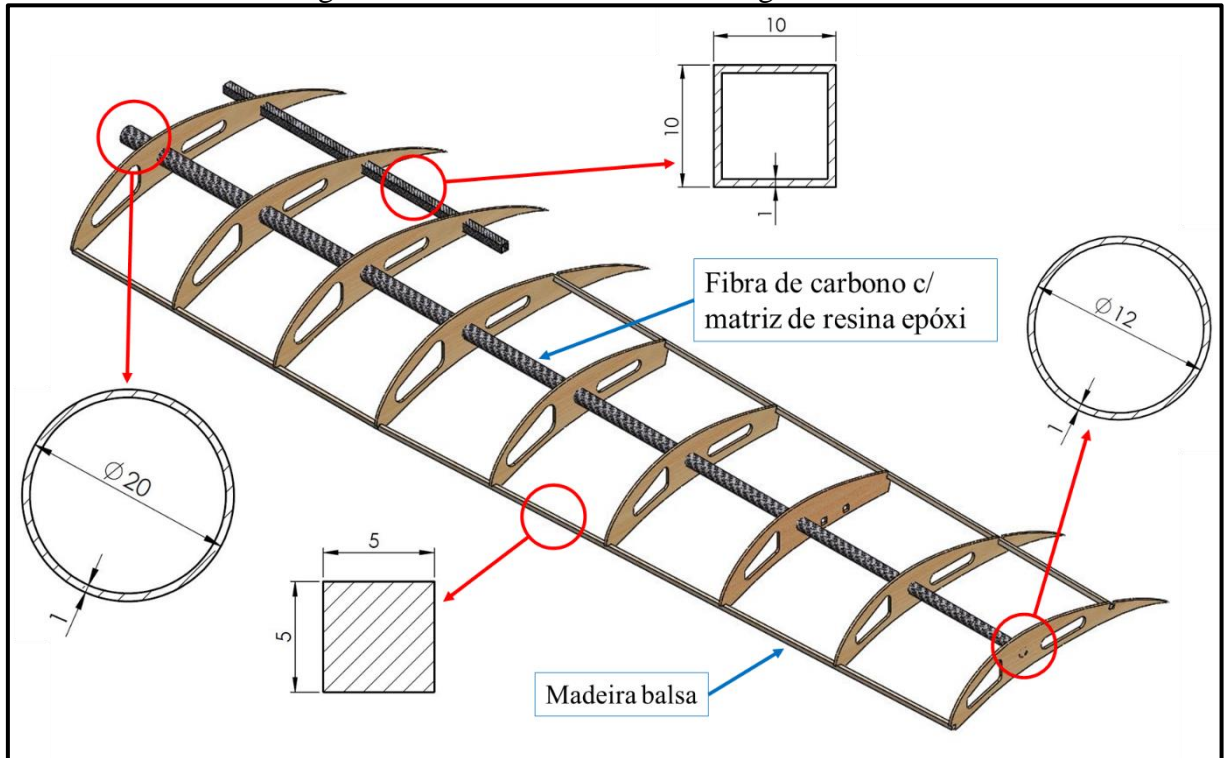
4.3.3.2. Longarina Cônica

Para a análise da longarina cônica determinou-se um diâmetro para raiz e um menor para a ponta de asa, conectados através do recurso de *loft* do *software* de CAD, que promoveu uma transição entre as duas seções formando um tubo cônico. O modelo estrutural foi então analisado e algumas modificações dos diâmetros, tanto da raiz quanto da ponta de asa, foram feitas sistematicamente até que fosse obtido um resultado que atendesse aos requisitos do projeto. A Figura 42 apresenta as geometrias da estrutura da asa com longarina cônica que apresentou os melhores resultados.

A partir desta análise obteve-se uma deflexão máxima de 181,5 mm para a ponta de asa, atendendo ao requisito de projeto que estabelecia um limite máximo de 200 mm. No âmbito das tensões, o maior valor encontrado foi de 554,9 MPa na região da raiz da asa, conferindo à estrutura um coeficiente de segurança equivalente a 2. Um ponto importante a ser considerado é que, igualmente à longarina retangular afilada, esta também possui uma melhor distribuição de tensões ao longo da sua envergadura, quando comparada a da aeronave 2019. Fato este que se deve à relação da variação de sua seção, o que é muito interessante sob ponto de vista da

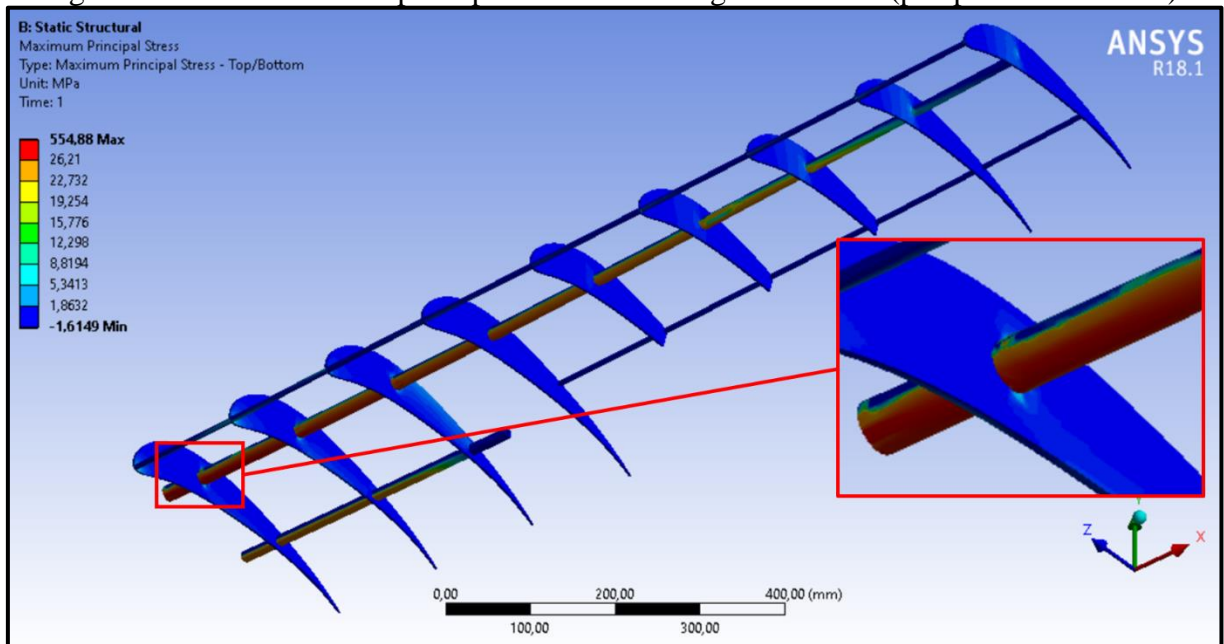
eficiência estrutural, que é tão importante para o *AeroDesign*. A Figura 43 apresenta a distribuição de tensões para a estrutura com a longarina cônica.

Figura 42 - Estrutura da asa com longarina cônica



Fonte: Autor (2020).

Figura 43 - Máxima tensão principal da asa com longarina cônica (perspectiva invertida)



Fonte: Autor (2020).

Com relação à velocidade crítica de ocorrência do fenômeno de *flutter* (53 m/s), foi maior do que a encontrada para a longarina retangular afilada (42 m/s). Explica-se devido ao momento de inércia à torção da seção transversal circular ser maior do que o da retangular, fazendo com que a frequência natural do modo de torção seja mais elevada, o que realmente ocorre.

Na perspectiva do objetivo principal do trabalho, a estrutura com longarina cônica proporcionou o melhor resultado, com uma redução de 52% de massa (de 810 g para 389 g). A Tabela 9 apresenta os resultados obtidos para as duas longarinas avaliadas em contraponto com o modelo 2019 original.

Tabela 9 - Resultados para estrutura com longarina de seção variável

	2019 original	Retangular afilada	Cônica
Deflexão da asa (mm)	68,9	184,8	181,5
Ângulo de deflexão (°)	3,1	8,2	8
Máx. tensão princ. (MPa)	135,3	356,6	554,9
Fator de segurança	8,2	3,1	2
Frequência natural à flexão (Hz)	22,2	10,6	15,3
Frequência natural à torção (Hz)	17,1	16,3	25,1
Velocidade de <i>flutter</i> (m/s)	73	42	53
% acima da v_d	265	153	192
Massa total da asa (g)	810	586	389
% redução de massa	-	27,7	52

Fonte: Autor (2020).

4.4. COMPARATIVO HISTÓRICO

Afim de reforçar o aprendizado obtido e alcançar uma visão mais ampliada sobre o quão importante é um bom projeto estrutural, realizou-se um apanhado histórico sobre alguns dados importantes das aeronaves já construídas. A partir destes dados criou-se um coeficiente que permitisse comparar a rigidez de forma global, dividindo a deflexão da ponta de asa pela multiplicação do fator de carga com a envergadura e o seu peso máximo de decolagem (MTOW, da sigla em inglês). O resultado é um coeficiente de análise da rigidez expresso em mm/Nm, como é apresentado na Equação 12.

$$\text{Coeficiente de Rigidez} = \frac{\text{deflexão da ponta de asa}}{n \cdot b \cdot MTOW} \quad (12)$$

Quanto maior for este coeficiente menor será a rigidez da estrutura e por consequência, menor será sua massa. A Tabela 10 apresenta os dados históricos disponíveis de 2009 até 2019, incluindo os resultados das análises obtidas neste trabalho que atenderam aos requisitos de projeto.

Tabela 10 - Apanhado histórico das aeronaves projetadas pela equipe Aerosul

Ano	MTOW (N)	Peso vazio (N)	Fator de Carga	Enver- gadura (m)	Deflexão na ponta da asa		Coeficiente de rigidez (mm/Nm)
					Valor (mm)	Baseado na	
2009	150	35	3,0	2,88	ND	ND	-
2010	162	35	2,5	2,40	79	asa	0,0813
2011	165	33	2,5	2,90	ND	ND	-
2012	145	28	2,5	2,63	193	asa	0,202
2013	138	23	2,5	2,10	37	longarina	0,051
2014	105	24	2,5	1,86	37	longarina	0,076
2017	151	31	2,5	2,10	90	longarina	0,114
2018	161	38	2,5	2,32	72	longarina	0,077
2018 original	161	38	2,0	2,32	33	asa	0,044
2018 mod. 2	161	34	2,0	2,32	171	asa	0,229
2019	155	34	2,0	2,58	91	longarina	0,114
2019 original	155	34	2,0	2,58	69	asa	0,086
2019 mod. 2	155	30	2,0	2,58	198	asa	0,247
2019 afilada	155	32	2,0	2,58	185	asa	0,226
2019 cônica	155	30	2,0	2,58	181	asa	0,230

ND = dado não disponível

Fonte: Autor (2020).

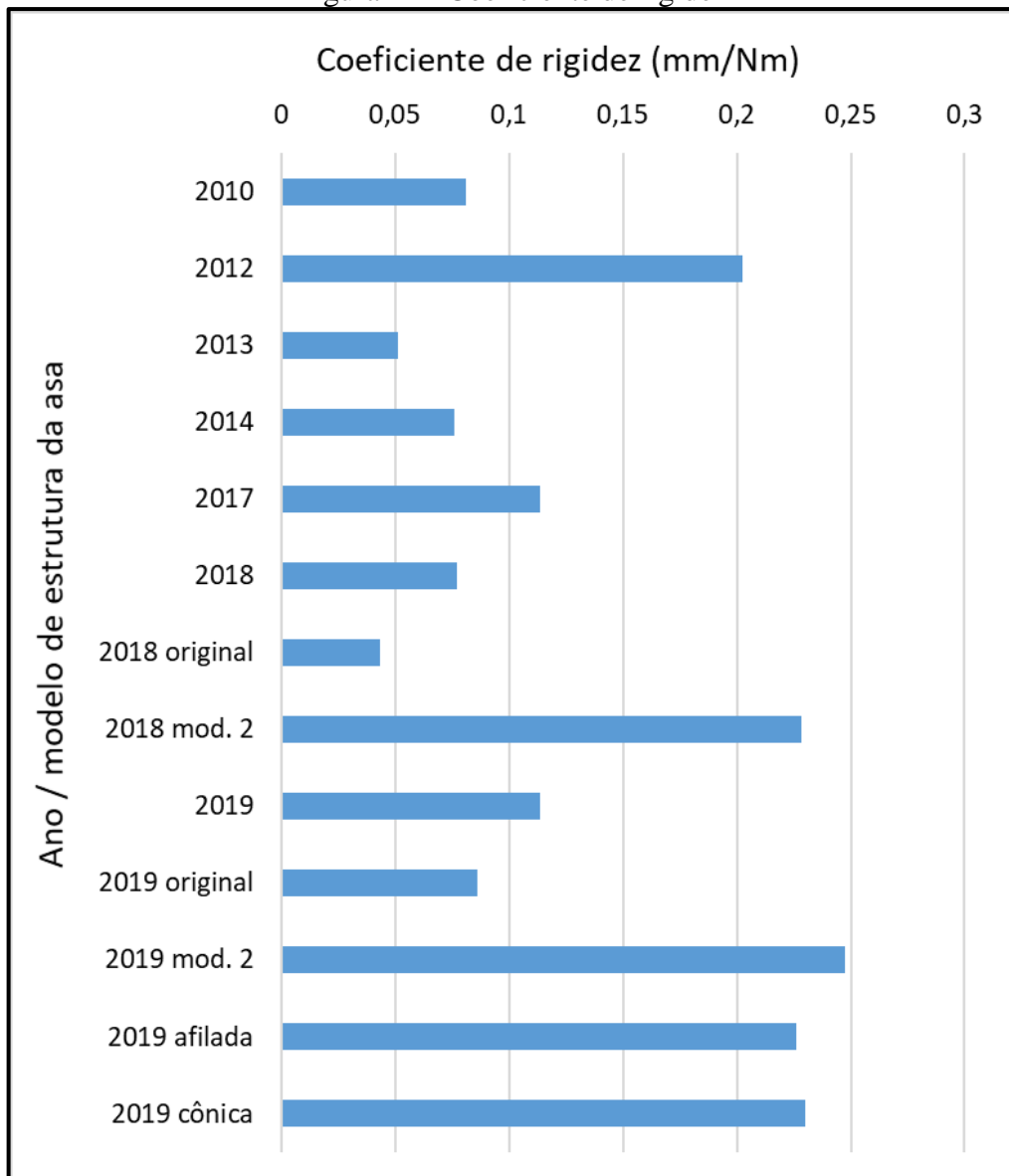
Nos anos 2015 e 2016 a equipe não participou da competição e, portanto, não existem relatórios.

A Figura 44 apresenta de forma gráfica a comparação deste coeficiente de rigidez versus os modelos estruturais das asas das aeronaves. A partir dela é possível observar que as

aeronaves 2018 e 2019, avaliadas apenas sob ponto de vista da longarina principal, possuem coeficientes de rigidez maiores do que as calculadas neste trabalho (2018 original e 2019 original), confirmando que tais estruturas são efetivamente mais rígidas e, por consequência, com maiores coeficientes de segurança e massas.

As estruturas 2018 modificada 2, 2019 modificada 2, 2019 retangular afilada e 2019 cônica, por sua vez, apresentam os maiores coeficientes. Ao comparar as massas dessas estruturas com as originais 2018 e 2019, observa-se que todas apresentaram redução de massa considerável, variando de 27,7% a 52%. Outro ponto que se destaca é a aeronave 2012, com um coeficiente muito próximo ao das estruturas desenvolvidas neste trabalho. Curiosamente foi com ela que a equipe Aerosul obteve sua melhor colocação (10^a) até hoje.

Figura 44 - Coeficiente de rigidez



Fonte: Autor (2020).

5. CONCLUSÃO

A partir da revisão bibliográfica, foi possível compreender as características estruturais e os fenômenos que ocorrem nas asas das aeronaves da aviação em geral, bem como para as que participam da competição SAE Brasil *Aerodesign*. O estudo das normas que regulamentam a aviação também trouxe importantes contribuições para o correto dimensionamento e estabelecimento dos requisitos de projeto, pois estes levam em consideração toda história da aviação e sua evolução, padronizando procedimentos e impondo limites para que as aeronaves sejam seguras. Diante das filosofias de projeto, o conceito *safe life* é o mais apropriado para o *Aerodesign* pois garante a melhor relação entre a integridade estrutural e a massa da aeronave, através da utilização de um coeficiente de segurança.

Uma vez estabelecido o envelope de voo da aeronave, foram obtidas as forças de sustentação utilizando o método de Schrenk e um algoritmo desenvolvido no MATLAB®. O carregamento obtido refere-se à condição mais severa a qual a aeronave estará exposta durante o voo, que representa uma situação de elevado ângulo de ataque e velocidade próxima da de manobra.

Na análise por elementos finitos foi utilizado o *software* ANSYS®, a raiz da asa foi engastada, representando a conexão com a fuselagem de uma aeronave real, com restrição de movimento em todos os eixos. A força de sustentação obtida foi aplicada ao longo da envergadura, representando a interação do escoamento do ar sobre a superfície da asa. Após realizados o pré-processamento e o processamento, realizou-se o pós-processamento com a análise e interpretação dos resultados. Primeiramente concluiu-se que reduzir a estrutura da asa a uma simples longarina não é uma abordagem adequada quando se trata de um projeto estrutural. Além de se estar sendo conservador em demasia, não é possível avaliar e compreender os demais pontos de interesse, como seu estado de tensões, deflexão, e a rigidez, que influencia diretamente na ocorrência do fenômeno de *flutter*.

Observou-se que as estruturas das asas das aeronaves 2018 e 2019 estão severamente superdimensionadas, impossibilitando a equipe de ser competitiva. Nota-se que a massa da asa 2018 (1040 g) equivale a 27,4% da massa total dessa aeronave (3800 g). Já a 2019 (3400 g) possui uma asa com (810 g), representando 23,8% da massa total. Fica evidente então que a asa é um componente que merece realmente muita atenção e um projeto especial.

Dentre os critérios de projeto estabelecidos, a deflexão de ponta de asa foi o que era ultrapassado com mais facilidade comparado aos demais, sendo assim o limitador das análises.

Este fato fez com que se propusesse estruturas com longarinas de seção variável, com maiores momentos de inércia à flexão e torção na região da raiz.

A estrutura da asa da aeronave 2019 com longarina cônica foi a que apresentou os melhores resultados, atendendo satisfatoriamente aos requisitos de projeto e entregando uma redução de massa de 52% comparada à estrutura original.

O coeficiente de rigidez definido mostrou-se útil ao comparativo histórico entre as estruturas das aeronaves já construídas. A partir dele foi possível observar que as modificações estruturais realizadas ao longo deste trabalho elevaram o coeficiente para valores superiores ao obtido para a aeronave 2012, até então a de maior valor até agora, e que possibilitou à equipe Aerosul alcançar a melhor colocação da sua história.

Por fim, os resultados obtidos a partir deste trabalho são considerados satisfatórios, visto que os objetivos propostos foram atendidos. Além disso, espera-se que este trabalho seja referência para equipe Aerosul dar início ao projeto completo da estrutura da asa, uma vez que os resultados mostram que este é um campo que pode ser mais explorado e trazer bons frutos para o grupo.

Com base no desenvolvimento e evolução deste trabalho, são listadas abaixo algumas sugestões para trabalhos futuros:

- validar os resultados por meio de ensaios experimentais;
- investigar a influência e os impactos da elevada deflexão na ponta de asa;
- desenvolver uma metodologia para otimização estrutural com base nos requisitos de projeto;
- analisar o efeito da estrutura dos materiais compósitos nas simulações de elementos finitos, afim de obter resultados mais realistas;
- avaliar a viabilidade para manufatura de componentes estruturais com seção variável;
- analisar as posições relativas entre os centros de CG, CA e centro de torção da asa.

REFERÊNCIAS

- ABDALLA, A.M. **OMPP para projeto conceitual de aeronaves baseado em heurísticas evolucionárias e de tomadas de decisões**. Tese de Doutorado, Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2009.
- AEROSUL. **Relatório de Aerodinâmica: 20ª competição SAE BRASIL AeroDesign**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2018.
- AEROSUL. **Relatório de Aerodinâmica: 21ª competição SAE BRASIL AeroDesign**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2019.
- AEROSUL. **Relatório de Estruturas: 20ª competição SAE BRASIL AeroDesign**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2018.
- AEROSUL. **Relatório de Estruturas: 21ª competição SAE BRASIL AeroDesign**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2019.
- AEROSUL. **Relatório de Projeto: 19ª competição SAE BRASIL AeroDesign**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2017.
- AEROSUL. **Relatório de Projeto: 16ª competição SAE BRASIL AeroDesign**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2014.
- AEROSUL. **Relatório de Projeto: 15ª competição SAE BRASIL AeroDesign**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2013.
- AEROSUL. **Relatório de Projeto: 14ª competição SAE BRASIL AeroDesign**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2012.
- AEROSUL. **Relatório de Projeto: 13ª competição SAE BRASIL AeroDesign**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2011.
- AEROSUL. **Relatório de Projeto: 12ª competição SAE BRASIL AeroDesign**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2010.
- AEROSUL. **Relatório de Projeto: 11ª competição SAE BRASIL AeroDesign**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2009.
- ALDERLIESTEN, R. C. **Introduction to Aerospace Structures and Materials**. Delft, The Netherlands: Tu Delft Open, 2018.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials**. West Conshohocken, Estados Unidos: ASTM, 2014.
- ANDERSON, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 2. ed. USA, McGraw Hill series in aeronautical and aerospace engineering, 1991.

AZEVEDO, A. F. M. **Método dos Elementos Finitos**. Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, 2003.

BARBOSA, L.M.; PINTO, R.L.; HARGREAVES, B.O.; GORI, L. Study of the Compromise of Aerodynamic and Structure Standpoints in a High-Aspect Ratio Wing Design. *In: 30TH CONGRESS OF THE INTERNATIONAL COUNCIL OF THE AERONAUTICAL SCIENCES*. 2016, DCC Daejeon, Korea.

BISPLINGHOFF, R. L.; ASHLEY, H.; HALFMAN, R. L. **Aeroelasticity**. 1. ed. New York: Addison-Wesley Publishing Co., 1955.

BOUÇANOVA, M. P.; MILFONT, F. G. A. Dimensionamento Estrutural da Longarina de Uma Asa para Competição Sae Brasil Aerodesign: Comparativo do Método Analítico Com o Numérico. **Revista de Engenharia e Pesquisa Aplicada**, v. 3, n. 2, Escola Politécnica da Universidade de Pernambuco. Recife-PE, Brasil. 10 abr. 2018.

BORREGA M.; GIBSON L. J. Mechanics of Balsa (*Ochroma Pyramidale*) Wood. **Mechanics of Materials** **84**. Elsevier, May 2015, 75–90.

BUFFONI, S. **Critérios de Falha**. Anotações de Aula da disciplina de Resistência dos Materiais. Universidade Federal Fluminense, 2015.

BURR, A. H.; CHEATHAM, J. B. **Mechanical Analysis and Design**. 2. ed. Englewood Cliffs: Prentice Hall, 1995.

DANIEL, I. M.; ISHAI, O. **Engineering Mechanics of Composite Materials**. 2. ed. Oxford University Press, 2006.

DOWELL, E. H.; CLARK, R.; COX, D.; CURTISS JR, H. C.; EDWARDS, J. W.; HALL, K. C.; PETERS, D. A.; SCANLAN, R.; SIMIU, E.; SISTO, F.; STRGANAC, T. W. **A Modern Course in Aeroelasticity**, 4. ed. Holanda: Kluwer Academic Publishers, 2004.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION **Federal Aviation Regulations: Part 23** Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes. U.S.A, 2002.

FISH, J.; BELYTSCHKO, T. **A First Course in Finite Elements**. John Wiley & Sons, 2007.

FUNG, I. C. **An Introduction to the Theory of Aeroelasticity**. 1. ed. New York: Dover, 1955.

GURDAL, Z.; HAFTKA, R.T.; HAJELA, P. **Design and Optimization of Laminated Composite Materials**. New York: John Wiley & Sons, 1999.

HUEBNER, K. H.; DEWHIRST, D. L.; SMITH, D. E.; BYROM, T. G. **The Finite Element Method for Engineers**. 4. ed. New York: John Wiley & Sons, 2001.

HOWE, D. **Aircraft Conceptual Design Synthesis**. London: Professional Engineering Pub., 2000.

ISCOLD, P. H. **Introdução às Cargas nas Aeronaves**. Belo Horizonte, Brasil: Universidade Federal de Minas Gerais, 2006.

KALINOWSKI, M. J. Structural Optimization of Box Wing Aircraft. **Archive of Mechanical Engineering**, 2015, Vol.62(1), pp.45-60

KAW, A. K. **Mechanics of Composite Materials**. 2. ed. Florida: Taylor and Francis Group, 2006.

KOVÁCS, J. **Filosofia de projeto: um roteiro para desenvolvimento de aeronaves**. São José dos Campos, Centro Técnico Espacial, 1986.

LOGAN, D. L. **A First Course in the Finite Element Method**. 4. ed. University of Wisconsin–Platteville: Thomson, 2007.

MEGSON, T. H. G. **Aircraft structures for engineering students**. 3. ed. Oxford: Elsevier, 1999.

MEGSON, T. H. G. **An Introduction to Aircraft Structural Analysis**. USA: Elsevier, 2010.

MENDONÇA, P.T.R. **Materiais Compostos & Estruturas Sanduíche**. 1. ed. Florianópolis, SC: Manole, 2005.

NIU, M.C.Y. **Composite Airframe Structures**. Hong Kong Conmilt Press ltd. Hong Kong, 1996.

PRITAMASHUTOSH. Stress Analysis in Wing and Fuselage. Disponível em: <<https://pritamashutosh.wordpress.com/2014/04/23/stress-analysis-in-wing-and-fuselage/>> Acesso em: 28 de setembro de 2019.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. AIAA, Washington, 1992.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica: Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign Volume Único**. Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, São Paulo, 2011.

RUMAYSHAH, K. K; PRAYOGA, A.; MOELYADI, M. A. Design of High Altitude Long Endurance UAV: Structural Analysis of Composite Wing using Finite Element Method. **Journal Of Physics: Conference Series**, [s.l.], v. 1005, p.1-11, abr. 2018. IOP Publishing. <http://dx.doi.org/10.1088/1742-6596/1005/1/012025>.

SAE BRASIL. Aerodesign. Disponível em: <<http://portal.saebrasil.org.br/programas-estudantis/sae-brasil-aerodesign>> Acesso em: 21 agosto de 2019.

SHIGLEY, J.E.; MISCHKE, C.R.; BUNDYNAS, R.G. **Projeto de Engenharia Mecânica**. 7. Ed. Porto Alegre: Bookman, 2005.

TORENBEEK, E.; WITTENBERG, H. **Flight Physics: Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology, with Historical Notes**. New York: Springer, 2009.

SILVA, G. N. F.; TITTON, C. C.; DUTRA, D. A. A. Determinação do diagrama v-n para VANTs a partir de simulação de voo com 6 graus de liberdade. *In: 6º FORUM SAE BRASIL AERODESING*. 2018, Universidade Paulista, São José dos Campos, São Paulo.

VOS, R.; FAROKHI, S. **Introduction to Transonic Aerodynamics**. Netherlands: Springer, 2015.

APÊNDICE A - ALGORITMO DO MATLAB® PARA OBTENÇÃO DAS FORÇAS DE SUSTENTAÇÃO UTILIZANDO O MÉTODO DE SCHRENK

```

clc, clear all, close all, format bank

%Dados de entrada
nmax=xlsread('Distribuicao de Sustentacao','Dados 2018','E5');%Fator de carga
W=xlsread('Distribuicao de Sustentacao','Dados 2018','E4');%Mtow
b=xlsread('Distribuicao de Sustentacao','Dados 2018','E10');%Envergadura da asa
cr=xlsread('Distribuicao de Sustentacao','Dados 2018','E11');%Corda na raiz
ct=xlsread('Distribuicao de Sustentacao','Dados 2018','E12');%Corda na ponta
S=xlsread('Distribuicao de Sustentacao','Dados 2018','E14');%Área total da asa
percent_br=xlsread('Distribuicao de Sustentacao','Dados 2018','E13');%Porcentagem
da parte reta da asa
yplot=0:0.001:b/2;
xbarra=0:0:b/2;
syms x y
br=percent_br*b;
Lmax=nmax*W;%Carga máxima na asa
c(y)=cr-(abs(y-br/2)+(y-br/2))/2*(cr-ct)/(b/2-br/2);%Declaração da resolução do
grafico

[LS] = Calculo_da_Distribuicao_de_Carga(Lmax,b,c,S);

%Calculo da força aplicada em cada posição das nervuras.
pos_nervuras=xlsread('Distribuicao de Sustentacao','Aeronave
2018','A3:A12');%Posições das nervuras

[L] = Calculo_das_Forcas(pos_nervuras,LS);

x=zeros(length(yplot));
figure(1)
plot(yplot,x,'-');grid on;hold on;
axis([-0.2 1.5 -3.5 1])
for i= 1:length(pos_nervuras)
plot(pos_nervuras(i),0,'*k')
quiver(pos_nervuras(i), 0, 0,-L(i)/10,'r','MaxHeadSize', 0.2);
text(pos_nervuras(i),-double(L(i))/10,['F',num2str(i),':
',num2str(round(100*double(L(i)))/100)]);
end

xlswrite('Distribuicao de Sustentacao.xlsx',[eval(L)],'Aeronave 2018','F3')

```

APÊNDICE B - FUNÇÃO DO MATLAB® PARA OBTENÇÃO DAS EQUAÇÕES DE DISTRIBUIÇÃO DE CARGA AO LONGO DA ENVERGADURA

```
function [LS] = Calculo_da_Distribuicao_de_Carga(Lmax,b,c,S)
syms x y
%x é a posição na corda em %, 0 para bordo de ataque e 1 para bordo de fuga.
%y é a posição ao longo da envergadura.

incr_env=b/500;%Incremento na envergadura

%Calculo da distribuição da carga, ao longo da envergadura
LE(y)=4*Lmax/b/pi*(1-(2*y/b)^2)^0.5;%Distribuição elíptica
LRT(y)=Lmax*c(y)/S;%Distribuição geométrica
LS(y)=(LE(y)+LRT(y))/2;%Distribuição pela aproximação de Schrenk

figure(2)
plot(0:incr_env:b/2,LE(0:incr_env:b/2),':')
hold on
plot(0:incr_env:b/2,LRT(0:incr_env:b/2),'--')
plot(0:incr_env:b/2,LS(0:incr_env:b/2))
grid on
xlabel('Meia Envergadura [m]')
ylabel('Carga [N/m]')
axis([0 b/2 0 Lmax/b*1.5])
legend('Distribuição Elíptica de Sustentação','Distribuição Geométrica de Sustentação','Distribuição de Schrenk')
```

APÊNDICE C - FUNÇÃO DO MATLAB® PARA OBTENÇÃO DA SUSTENTAÇÃO APLICADA EM CADA POSIÇÃO DAS NERVURAS

```
function [L] = Calculo_das_Forcas(pos_nervuras,LS)
syms y

L(1)=int(LS(y),y,0,(pos_nervuras(1)+pos_nervuras(2))/2);

for i=2:length(pos_nervuras)-1
    L(i)=int(LS(y),y,(pos_nervuras(i-1)+pos_nervuras(i))/2,(pos_nervuras(i)+pos_nervuras(i+1))/2);
end

L(i+1)=int(LS(y),y,(pos_nervuras(i)+pos_nervuras(i+1))/2,pos_nervuras(i+1));
```

APÊNDICE D - FUNÇÃO DO MATLAB® PARA DETERMINAÇÃO DA VELOCIDADE DE FLUTTER

```

clc; clear all;
% Dados para matriz de massa
ca=0.25*0.393; % centro aerodinâmico a 25% da corda [m]
cg=0.152; % centro de massa, com relação aobordo de ataque [m]
xth=cg/ca; % distancia adimensionalizada do cg até ca
I= 0.194; % momento de inércia de massa em torno do eixo elástico [kg.m²]
m= 0.389; % massa da asa [kg]
r= sqrt(I/m); % raio de giracão
b= 0.197; % semi-corda [m]
rth2= (r/b)^2; % raio de giracao adimensionalizado ao quadrado
% dados para matriz de rigidez
wf= 96,6; % frequencia angular do modo de flexão [rad/s]
wth= 157; % frequencia angular do modo de torção [rad/s]
R2= (wf/wth)^2; % razão entre as frequencias ao quadrado
fth=wth/(2*pi); % frequencia do modo de torção [Hz]
% dados para matriz aerodinâmica
a= cg; % localização do centro de cisalhamento [m]
p= 1.129; % densidade do ar [kg/m³]
mu= m/(pi*p*b^2); % razao de massa
i=sqrt(-1); % número imaginario
result1=zeros(2,1000);
result2=zeros(2,1000);
veloci=zeros(2,1000);
for kk=1000:-1:1; rk=kk*0.01;
% Calculo da funcao de Theordosen
C=0.5+0.0075/(i*rk+0.0455)+0.10055/(i*rk+0.3);

% Matriz de massa
ms=[ 1 xth
xth rth2];

% Matriz de rigidez
ks=[ R2 0
0 rth2];

% Matriz aerodinamica
lh=1-i*2*C/rk; % sustentação referente ao modo de flexao
la=.5-i*(1+2*C)/rk-2*C/rk/rk; % sustentação referente ao modo de torção
mh= 0.5 ; % momento referente ao modo de flexão
ma=3/8-i/rk; %momento referente ao modo de torção
aero=[ lh la-(.5-a)*lh
mh-(.5+a)*lh ma-(.5+a)*(la+mh)+(.5+a)*(.5+a)*lh]/mu; % matriz aerodinâmica

% aplicação do Método V-g
ddd=eig(inv(ks)*(aero+ms));
rrr=real(ddd); % parte real do autovalor
iii= imag(ddd); % parte imaginaria do autovalor
rst1(:,kk)=sqrt(1./rrr);
rst2(:,kk)=iii./rrr;
rstt(:,kk)=rst1(:,kk)*fth;
vel(:,kk)=sqrt(1./rrr)/rk;
vell(:,kk)=vel(:,kk)*b*wth;
end

% Gráficos e resultados
figure(1);
plot(vell(1,:),rstt(1:,:),'.b',vell(2,:),rstt(2:,:),'.r'),
axis([0.0 80.0 0 40]),xlabel('Velocidade [m/s]'),ylabel('Frequência [Hz]'),grid;

figure(2);
plot(vell(1,:),rst2(1:,:),'.b',vell(2,:),rst2(2:,:),'.r'),
axis([0 80 -0.6 0.2]),xlabel('Velocidade [m/s]'),ylabel('Amortecimento artificial - g'),grid;

```

