

UNIVERSIDADE DO ESTADO DO AMAZONAS
ESCOLA SUPERIOR DE TECNOLOGIA

YURI LEANDRO DE AQUINO SILVA

AVALIAÇÃO DO PROJETO DA ESTRUTURA PRIMÁRIA DE ASA
DESTINADA A AERONAVES DE AERODESIGN

Manaus
2023

YURI LEANDRO DE AQUINO SILVA

**AVALIAÇÃO DO PROJETO DA ESTRUTURA PRIMÁRIA DE ASA
DESTINADA A AERONAVES DE AERODESIGN**

Projeto de pesquisa desenvolvido durante a disciplina de Trabalho de Conclusão de Curso II e apresentada à banca avaliadora do Curso de Engenharia Mecânica da Escola Superior de Tecnologia da Universidade do Estado do Amazonas, como pré-requisito para obtenção do título de Engenheiro Mecânico.

Orientador: Prof. Arlindo Pires Lopes, Ph.D.

Manaus

2023

Ficha Catalográfica

Ficha catalográfica elaborada automaticamente de acordo com os dados fornecidos pelo(a) autor(a).
Sistema Integrado de Bibliotecas da Universidade do Estado do Amazonas.

S586aa Silva, Yuri Leandro de Aquino
a AVALIAÇÃO DO PROJETO DA ESTRUTURA
PRIMÁRIA DE ASA DESTINADA A AERONAVES DE
AERODESIGN / Yuri Leandro de Aquino Silva. Manaus
: [s.n], 2023.
53 f.: color.; 30 cm.

TCC - Graduação em Engenharia Mecânica -
Universidade do Estado do Amazonas, Manaus, 2023.
Inclui bibliografia
Orientador: Prof. Arlindo Pires Lopes, Ph.D.

1. Estrutura. 2. Aerodesign. 3. Análise. I. Prof.
Arlindo Pires Lopes, Ph.D. (Orient.). II. Universidade do
Estado do Amazonas. III. AVALIAÇÃO DO PROJETO
DA ESTRUTURA PRIMÁRIA DE ASA DESTINADA A
AERONAVES DE AERODESIGN

Elaborado por Jeane Macelino Galves - CRB-11/463

YURI LEANDRO DE AQUINO SILVA

AVALIAÇÃO DO PROJETO DA ESTRUTURA PRIMÁRIA DE ASA
DESTINADA A AERONAVES DE AERODESIGN

Projeto de pesquisa desenvolvido durante a disciplina de Trabalho de Conclusão de Curso II e apresentada à banca avaliadora do Curso de Engenharia Mecânica da Escola Superior de Tecnologia da Universidade do Estado do Amazonas, como pré-requisito para obtenção do título de Engenheiro Mecânico.

Nota obtida: 9,0 (NOVE)

Aprovado em 03/04/2023

Área de concentração: Engenharia Aeronáutica

BANCA EXAMINADORA

Arlindo Pires Lopes

Orientador: Prof. Arlindo Pires Lopes, Ph.D.

Edry Antonio Garcia Cisneros

Avaliador: Prof. Edry Antonio Garcia Cisneros, Dr.

João Evangelista Neto

Avaliador: Prof. João Evangelista Neto, Dr.

Manaus

2023

Dedico aos meus pais, Clovis Luís Leandro e Silva e Francisca Edna de Aquino
Aos meus irmãos Phellipe Leandro de Aquino e Siva e Nabelly Sophia de Aquino Silva
Aos meus amigos de longa data
À equipe Urutau AeroDesign.

AGRADECIMENTO

Agradeço á minha família, que sempre proporcionaram condições adequadas para crescer na vida pessoal e profissional, em especial meus pais que sempre fizeram de tudo para dar boa educação, um ambiente saudável e relaxado para que pudéssemos explorar nossos sonhos.

Agradeço ao meu orientador, Arlindo Pires Lopes, por aceitar dar todo o apoio e orientação para esse trabalho, além de seus valiosos conselhos oriundos de sua vida pessoal e profissional trilhados.

Ao professor Dr. Rubelmar Maia de Azevedo Cruz Neto por cativar meu interesse sobre o assunto de otimização e sempre estar pesquisando e produzindo conteúdo que foi importante para a produção desse trabalho.

Aos meus amigos de longa do IFAM data que trilharam mesmo caminho que o meu, dividindo as dificuldades e dando apoio sempre que parecia que a trilha não tinha fim.

A Equipe Urutau AeroDesign pela estrutura, material e experiência, além de propiciarem um ambiente que pudesse concretizar meus projetos, através dessa oportunidade que pude entrar no mercado de trabalho com conhecimento e ética.

RESUMO

A competição SAE Brasil Aerodesign se trata de um desafio lançado aos estudantes de Engenharia que tem como principal objetivo propiciar a difusão e o intercâmbio de técnicas e conhecimentos de Engenharia Aeronáutica. Nesse contexto a Urutau Aerodesign é uma equipe formada por estudantes e professores de engenharia da Universidade do Estado do Amazonas, com o objetivo de, através da construção da aeronave para participar desta competição, difundir o conhecimento na região. O presente trabalho aborda o aprofundamento da pesquisa voltada a otimização das estruturas primárias de uma asa de uma aeronave cargueira rádio controlada da equipe Urutau Aerodesign com foco a competição SAE Brasil Aerodesign. O fator preponderante para a execução do trabalho foi o sentimento de criar um guia para o desenvolvimento de estruturas mais seguras e competitivas para equipe, o que foi perdido no decorrer dos anos deixando em baixas colocações. Para o desenvolvimento do trabalho foi seguido a linha de desenvolvimento de projetos aeronáuticos seguido pela equipe alinhando com conhecimento estrutural até então consolidado na competição.

Palavras chave: Estrutura; Aerodesign.

ABSTRACT

The SAE Brasil Aerodesign competition is a challenge launched to Engineering students whose main objective is to promote the dissemination and exchange of Aeronautical Engineering techniques and knowledge. In this context, Urutau Aerodesign is a team made up of engineering students and professors from the University of the State of Amazonas, with the objective of, through the construction of the aircraft to participate in this competition, to spread knowledge in the region. The present work deals with the deepening of the research aimed at optimizing the primary structures of a wing of a radio-controlled cargo aircraft of the Urutau Aerodesign team, focusing on the SAE Brasil Aerodesign competition. The preponderant factor for the execution of the work was the feeling of creating a guide for the development of safer and more competitive structures for the team, which was lost over the years leaving them in low rankings. For the development of the work, the line of development of aeronautical projects was followed by the team, aligning with structural knowledge until then consolidated in the competition.

Keywords: Structure; Aerodesign.

Lista de Figuras

1	Equipes participantes da SAE Brasil Aerodesign 2018.	16
2	Três fases do projeto de aeronaves.	17
3	Fases de projeto: longarina da asa dianteira.	18
4	Fases de projeto estrutural	19
5	Diagrama V-n de manobra	20
6	Fatores de carga máximo e mínimo.	20
7	Estrutura de classificação de compósitos	23
8	Representação de materiais isotrópicos e anisotrópicos deformados	25
9	fluxograma da metodologia utilizada.	28
10	Aeronave de 2018 da equipe Urutau Aerodesign.	29
11	Aeronave de 2018 da equipe Urutau Aerodesign.	30
12	Laminas de balsa 0,25g.	30
13	Modelagem da superfície usando o Autodesk Inventor.	32
14	Geometria importada para o FEMAP.	33
15	Setup do material no FEMAP.	33
16	Setup da propriedade do material no FEMAP.	34
17	Parâmetros de input no programa do Apêndice A em arquivo txt.	35
18	Diagrama V-n.	35
19	Parâmetros de input no programa do Apêndice B em arquivo txt.	36
20	Distribuição de sustentação aproximada na asa	37
21	Detalhamento da estrutura da asa.	38
22	Análise estática da longarina da asa.	39

Lista de Tabelas

1	Propriedades de alguns materiais compósitos unidirecionais utilizados em estruturas.	24
2	Propriedades Mecânicas da balsa $0,25 \text{ g/mm}^3$	31
3	Velocidades de projeto da aeronave.	36

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	13
1.1	Objetivo	14
1.1.1	Objetivo Geral	14
1.1.2	Objetivo Específico	14
1.2	Divisão da Pesquisa	15
1.3	Justificativa	15
2	REFERENCIAL TEÓRICO	16
2.1	Aerodesign	16
2.1.1	Competição	16
2.2	Metodologia DE Projeto	17
2.3	Projeto Estrutural	19
2.4	Material Compósito	22
2.4.1	Mecânica dos Materiais Compósitos	24
2.4.2	CrITÉrios de Falhas para Compósitos	26
3	METODOLOGIA	28
3.1	Método	28
3.2	Materiais	29
3.2.1	Geometria	29
3.2.2	Madeira Balsa	30
3.3	Procedimentos	31
3.3.1	Análise de Cargas	31
3.3.2	Modelagem da Superfície	32
3.3.3	Análise	32
4	RESULTADOS	35
4.1	Diagrama V-n	35
4.2	Análise de Cargas	36
4.3	Distribuição de Sustentação	37
4.4	Análise com FEM	37
5	CONCLUSÃO	40
6	SUGESTÃO DE TRABALHOS FUTUROS	41
	REFERÊNCIAS	42

APÊNDICE A - ALGORITMO PARA AUTOMATIZAR O CÁLCULO DO DIAGRAMA V-n	44
APÊNDICE B - ALGORITMO PARA AUTOMATIZAR O CÁLCULO DA DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO	49

1 INTRODUÇÃO

A Competição SAE AeroDesign é um programa estudantil criado e realizado pela SAE International desde 1986, sendo as primeiras edições ocorrendo nos Estados Unidos. A partir de 1999, a competição passou a ser implementada nos programas estudantis no Brasil sendo conhecido como SAE Brasil AeroDesign, onde, ganhou notoriedade pela grande adesão dos estudantes, projetos inscritos e qualidade, consequência das exigências técnicas demandadas pelas regras da competição, tendo uma crescente visibilidade ao longo de sua existência. Hoje é possível observar a evolução das aeronaves através dos métodos construtivos de projeto, sendo a cada edição, desenvolvida ferramentas sofisticadas para desenvolvimento e construção criadas pelas próprias equipes.

Como a competição restringe que todos os projetos de aeronaves seja de asa fixa, para (RODRIGUES, 2014), a estrutura de uma aeronave de asa fixa pode ser dividida em cinco partes principais: fuselagem, asas, estabilizadores, superfícies de controle e trem de pouso. As asas de uma aeronave são superfícies desenhadas para produzir sustentação. O projeto particular para uma dada aeronave depende de uma série de fatores, tais como: tamanho, peso, aplicação da aeronave, velocidade desejada em voo e no pouso, e razão de subida desejada.

Observando a anatomia de uma asa, sua estrutura interna consiste de longarinas ao longo da envergadura e nervuras no sentido da corda, linha ao longo da nervura. As longarinas são os membros estruturais principais da asa, o revestimento é preso aos membros internos e poderá suportar parte das tensões da asa. As longarinas suportam toda a carga distribuída e também os pesos concentrados, tais como a fuselagem, o trem de pouso e os motores. Podendo ser fabricadas em madeira, material metálico e, com o avanço tecnológico, podendo ser até com material compósito como: fibra de carbono laminado em camadas e resina epóxi, entremeado a núcleo de baixa densidade, formando estruturas sanduíches. Em sua maioria, esses materiais são formados por um componente que funciona como matriz, que possui menor resistência mecânica, sendo reforçado por outro componente de maior resistência, e este sendo responsável por suportar as solicitações no qual o material é submetido (PETERS, 1998).

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 (GÜRDAL RAPHAEL T. HAFTKA, 1999). Afim de uma representação fiel dos fenômenos que ocorrem na estrutura, é necessário adotar um critério de falha.

Segundo (PANOSSO, 2011), critérios de falha para materiais isotrópicos dúcteis, como o critério da tensão normal máxima (Rankine), tensão de cisalhamento máxima

(Tresca), energia de distorção máxima (von Mises) e assim por diante, estão atualmente muito bem consolidados. Teorias de falha para materiais compósitos foram sendo adaptados através de teorias para materiais isotrópicos somando anisotropia na rigidez e nos limites de resistência dos compósitos. (AZZI; TSAI, 1965) adaptaram a teoria de (HILL, 1948), criada para materiais homogêneos, dúcteis e anisotrópicos para heterogêneos e frágeis, criando assim a conhecida teoria de falha de Tsai-Hill, (TSAI; WU, 1971) introduziram mais tarde o método iterativo, muito utilizado atualmente, conhecido como teoria de Tsai-Wu.

Vigas são elementos geralmente prismáticos retos longo e na maioria dos casos, as forças são perpendiculares ao eixo da viga, esse carregamento transversal provoca flexão pura e cisalhamento na viga. Quando as forças não estão em ângulo reto com o eixo da viga, elas podem produzir forças axiais sobre ela.(BEER E. RUSSELL JOHNSTON JR., 2011). O comportamento de uma viga sanduíche pode ser modelado a partir dos conceitos das teorias clássicas de vigas, desde que a diferença de propriedades dos materiais e o efeito de cisalhamento transversal nos deslocamentos sejam respeitados durante os cálculos.

Por tanto, um grande desafio da indústria como um todo quando se trata de projetos de engenharia, está relacionado ao desenvolvimento de estruturas ou elementos confiáveis, eficientes com peso reduzido, tudo isso aliado ao menor tempo de desenvolvimento possível. Devido a isso, este trabalho visa empregar os conceitos metodológicos de projeto de estruturas aeronáutica alinhado a softwares de CAD(Desenho Auxiliado por Computador) e CAE(Engenharia Auxiliada por Computador) para se obter uma linha de projeto que possa ser utilizado por gerações futuras no Aerodesign.

1.1 Objetivo

1.1.1 Objetivo Geral

O presente trabalho tem como objetivo geral elaborar uma avaliação do projeto da estrutura primária de asa destinada a aeronaves de aerodesign, competição que visa o desenvolvimento de uma aeronave radio controlada cargueira. A pesquisa visa obter uma linha de projeto para ter uma aeronave mais confiável estruturalmente.

1.1.2 Objetivo Específico

- Revisar a bibliografia aeronáutica sobre o assunto
- Utilizar linguagem de programação para automatizar processos;
- Compreender os carregamentos aplicados à asa da equipe Urutau Aerodesign de 2018;
- Utilizar softwares com tecnologia CAD para gerar um modelo;

- Utilizar softwares com tecnologia CAE;
- Promover simulações numéricas estruturais;
- Criar uma linha de raciocínio para o desenvolvimento do projeto estrutural da equipe URUTAU AERODESIGN

1.2 Divisão da Pesquisa

Este trabalho está organizado nas seguintes partes:

Capítulo 1: Referencial Teórico. Nesta seção apresenta todo o material teórico utilizados durante a pesquisa.

Capítulo 2: Metodologia: Esta seção mostra em detalhes os materiais, métodos e procedimentos utilizando durante a monografia.

Capítulo 3: Resultados Obtidos. Este capítulo detalha os resultado da execução dos programas utilizados e análise feitas com software de FEM apresentado.

Capítulo 4: Conclusão. Relata as dificuldades encontradas no decorrer do trabalho. Aborda considerações em relação ao procedimento adotado e os resultados obtidos com o emprego da metodologia.

1.3 Justificativa

A SAE Brasil Aerodesign é uma competição anual de projeto aeronáutico que premia a equipe capaz de desenvolver a melhor aeronave que atenda aos requisitos estabelecidos no regulamento, para isso a cada ano as equipes implementam técnicas mais sofisticadas para atingir os melhores resultados finais. Com o passar do tempo o desenvolvimento da aeronave foi se ficando mais fácil e especializada a medida que os integrantes mais velhos iam se tornando mais experientes, devido a rotatividade na universidade, a equipe de Aerodesign não conseguiu reter o conhecimento desse recurso humano passando a obter colocações mais baixas. Com o intuito de documentar parte crucial do processo de design estrutural da asa da aeronave da equipe Urutau Aerodesign foi estabelecido objetivos específicos já comentados por esse trabalho para se obter uma linha de raciocínio que pudesse ser acompanhado por integrantes futuros.

2 REFERENCIAL TEÓRICO

2.1 Aerodesign

O AeroDesign é um programa lançado pela SAE BRASIL a estudantes de Engenharia com intensão de difundir e efetuar troca de técnicas e conhecimentos de Engenharia Aeronáutica, por meio das dinâmicas entre equipes. Ao participar da competição, os integrantes se envolvem em um caso real no desenvolvimento de um projeto aeronáutico.

2.1.1 Competição

A competição visa formar equipes, exposto na figura 1 as equipes participantes da SAE Brasil Aerodesign 2018, que representarão suas respectivas Universidades, que, anualmente, serão submetidas a desafios variados, expostos por regulamentos, baseados no dia a dia dos desafios dos projetos aeronáuticos como por exemplo: otimização multidisciplinar para atendimento de requisitos conflitantes, redução de peso através de otimização estrutural, instrumentação e ensaios em voo dos protótipos.

Figura 1 – Equipes participantes da SAE Brasil Aerodesign 2018.

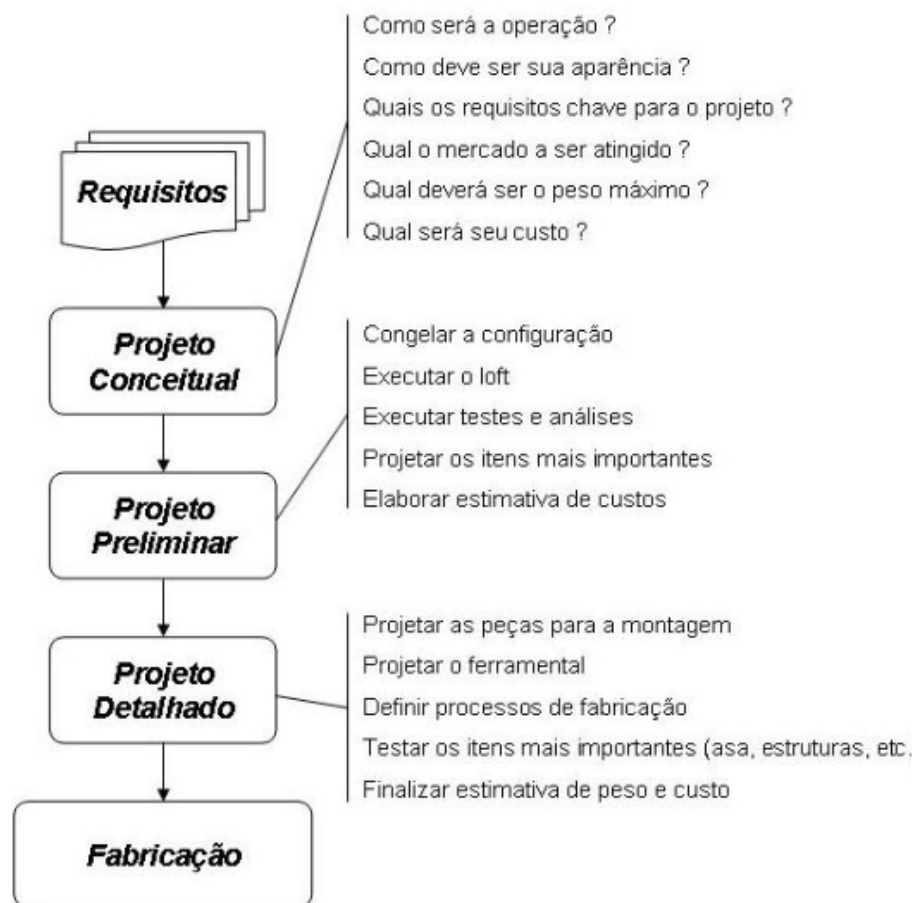


Fonte: (BASSETO, 2023).

2.2 Metodologia DE Projeto

Segundo (BRANCO, 2006) é consenso das literaturas ligadas ao projeto de aeronaves que a determinação exata do ponto inicial de qualquer projeto aeronáutico é muito difícil, para o projetista o processo começa com uma nova concepção da aeronave, já para os especialistas em dimensionamento, o projeto só se inicia quando já se tenha estabelecido uma estimativa do peso da aeronave. Para (RAYMER, 2018), um dos autores consagrados sobre o assunto, o projeto de aeronaves pode ser dividido em três fases principais, assim exposto pela figura 2.

Figura 2 – Três fases do projeto de aeronaves.



Fonte: Adaptado de (RAYMER, 2018).

(BARROS, 2001) define 5 pontos básicos a serem questionados e preenchidos sobre os requisitos para então começar as fases de projeto:

- Finalidade da aeronave;
- Desempenho almejado;
- Missões típicas;
- Características pretendidas;

- Requisitos.

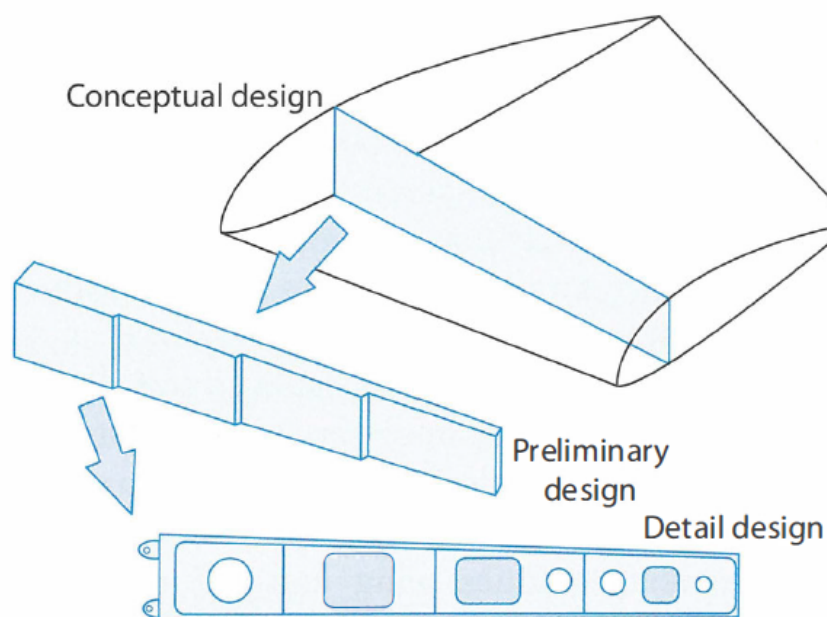
(VENSON, 2013) define que na fase conceitual, questões básicas sobre o arranjo da configuração, dimensionamento, pesos e desempenho da aeronave deverão ser respondidas, como por exemplo, o cálculo do peso máximo de decolagem ou se a empenagem a ser utilizada será em T ou canard.

(ABDALLA, 2009) evidencia que na fase preliminar, uma ou mais potenciais aeronaves selecionadas no conceitual estarão sujeitas a avaliações mais rigorosas. Os grupos de engenharia entram em ação, os aerodinamicistas pesquisam perfis aerodinâmicos para as superfícies analisados, o grupo de estruturas passa a definir as formas básicas estruturais e o grupo de propulsão analisam motores e hélices, o nível de detalhes no projeto aumenta, mas ainda não o suficiente para ser executado.

(RAYMER, 2018) relata que na fase detalhada, as peças reais são projetadas, incluindo todos os componentes estruturais individuais e todos os sistemas, incluindo trem de pouso, hidráulico, elétrico, pneumático, combustível, propulsão e todo o resto. Esses layouts de design de peças incluem os menores detalhes, como o raio exato do canto de um recorte de bolso em uma nervura de asa e os locais e dimensões dos orifícios que devem ser perfurados para fixadores. Além disso, todas as "pequenas peças" nem mesmo consideradas durante o projeto preliminar devem ser projetadas nesta fase.

A figura 3 retrata o passar entre as fases de projeto conceitual, preliminar e detalhamento de uma longarina da asa dianteira de uma aeronave. É possível notar que o nível de detalhamento do projeto aumenta constantemente.

Figura 3 – Fases de projeto: longarina da asa dianteira.



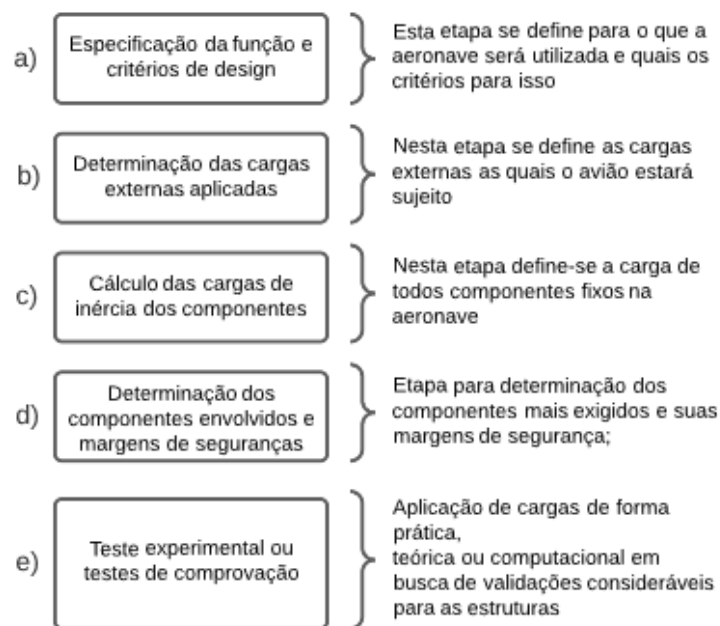
Fonte: (RAYMER, 2018).

2.3 Projeto Estrutural

De acordo com NIU (1995), citado por (OLIVEIRA, 2020), as estruturas hoje em dia são projetadas considerando fatores como: carga estática, força residual estática e tempo de fadiga da estrutura já danificada. Buscando sempre atingir máxima margem de segurança e um tempo de vida adequado para cada estrutura.

A tradução de (OLIVEIRA, 2020) revela as fases de projeto estrutural resumidas, na adaptação da figura 4, sugerida por NIU (1995):

Figura 4 – Fases de projeto estrutural



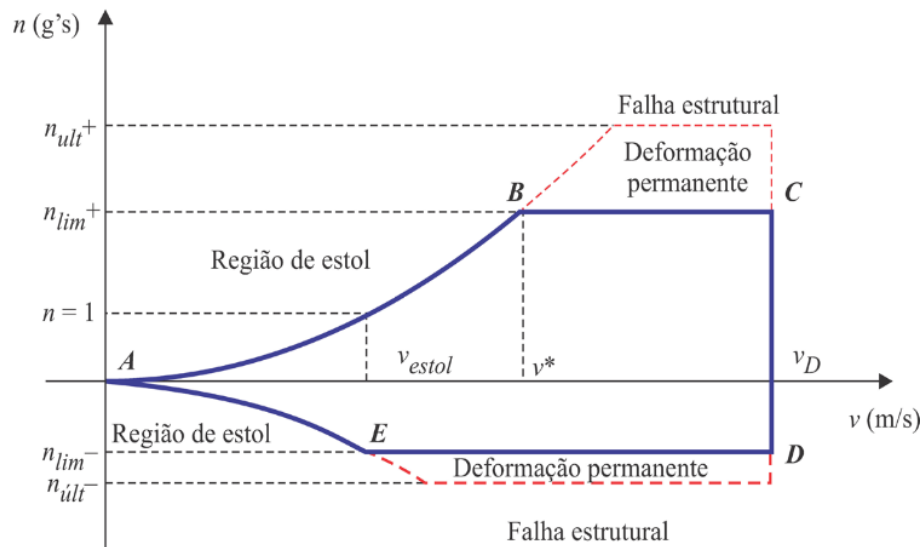
Fonte: (OLIVEIRA, 2020)

(CASTRO, 2018) propõe que o projeto estrutural de uma aeronave de aero-design pode ser dividido em três etapas básicas, o que o projeto da longarina da asa corresponde, são estas: definição dos componentes estruturais da aeronave; diagrama v-n e análise das cargas atuantes nos componentes:

1. Os componentes estruturais considerados são:
 - Longarina, perfis da asa e revestimento;
 - Longarinas, perfis das empenagens e revestimento;
 - Trem de Pouso;
 - Suporte do motor;
 - Fuselagem.
2. Diagrama v-n:

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).

Figura 5 – Diagrama V-n de manobra



Fonte: (OLIVEIRA, 2020)

Para o fator de carga limite depende do modelo e da função a qual a aeronave é destinada. Para as aeronaves em operação atualmente, (RODRIGUES, 2014) sugere a seguinte tabela contida na figura 6 para a determinação de n.

Figura 6 – Fatores de carga máximo e mínimo.

Modelo e aplicação	n_{pos}	n_{neg}
Pequeno porte	$2,5 \leq n \leq 3,8$	$-1 \leq n \leq -1,5$
Acrobático	6	-3
Transporte civil	$3 \leq n \leq 4$	$-1 \leq n \leq -2$
Caças militares	$6,5 \leq n \leq 9$	$-3 \leq n \leq -6$

Fonte: (RODRIGUES, 2014)

É a perceber que os valores dos fatores de carga negativos são inferiores aos positivos. A determinação dos fatores de carga negativos representa uma decisão de projeto, que está refletida no fato que raramente uma aeronave voa em condições de sustentação negativa, e, como será apresentado no decorrer dessa seção, os catálogos de normas recomenda que $n_{neg} \geq 0,4n_{pos}$.

O fator de carga é uma variável que reflete diretamente no dimensionamento estrutural da aeronave, dessa forma, percebe-se que quanto maior for o seu valor, mais rígida deve ser a estrutura da aeronave e conseqüentemente maior será o peso estrutural.

3. Cargas:

(RAYMER, 1992) separa as cargas em categorias, sendo elas:

- a) cargas aéreas: provenientes dos efeitos aerodinâmicos da aeronave e deflexão de superfícies de controle;
- b) cargas de aterrissagem;
- c) cargas durante a decolagem;
- d) cargas de empuxo e propulsão;
- e) cargas de taxiamento, manobras em solo; e
- f) cargas inerciais: devido as acelerações e desacelerações da aeronave.

Apenas as cargas aéreas e inerciais que geram influência no modelo de asa proposto. Para o dimensionamento estrutural da asa da aeronave, faz-se necessário encontrar o modelo de distribuição de carga alar ao longo de sua superfície (RODRIGUES, 2014).

A força de sustentação máxima a que a aeronave estará sujeita pode ser obtida pela equação 1, (RODRIGUES, 2014):

$$L = \eta_{m\acute{a}x} \cdot W \quad (1)$$

onde,

$\eta_{m\acute{a}x}$: é o fator de carga máximo, obtido pela análise do diagrama v-n;

W : é o peso total da aeronave.

A distribuição de sustentação não é homogênea sobre a asa da aeronave, ela segue a média aritmética da distribuição elíptica e da distribuição retotrapezoidal, esse procedimento é chamado de aproximação de Schrenk (RODRIGUES, 2014):

$$LS(y) = \frac{LE(y) + LRT(y)}{2} \quad (2)$$

onde,

1. $LE(y)$: é a distribuição elíptica de sustentação, capaz de ser encontrada por meio da equação 3;
2. $LRT(y)$: é a distribuição retotrapezoidal, que se baseia na variação geométrica da asa, ao longo da envergadura, equação 4.

$$LE(y) = \frac{4.L}{b.\pi} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2.y}{b}\right)^2} \quad (3)$$

$$LRT(y) = \frac{L.c(y)}{S} \quad (4)$$

onde,

b : é a envergadura da asa da aeronave;

y : é a posição em análise;

$c(y)$: é a corda da asa em função da envergadura, obtido por meio de avaliação geométrica da asa, explicitado na equação 5;

S : é a área de sustentação da asa.

$$c(y) = \begin{cases} cr & y \leq \frac{br}{2} \\ ct + \frac{(b-2.y).(cr-ct)}{b-br} & y > \frac{br}{2} \end{cases} \quad (5)$$

onde,

cr : é a corda na raiz da asa, a corda da região reta; ct : é a corda na ponta da asa;

br : é a envergadura da parte reta.

Realizando-se a integração da equação 3 para uma determinada região da asa, terá a força de sustentação para aquela sessão. Assim sendo, é possível obter a força de sustentação para cada nervura que componha a asa.(RODRIGUES, 2014)

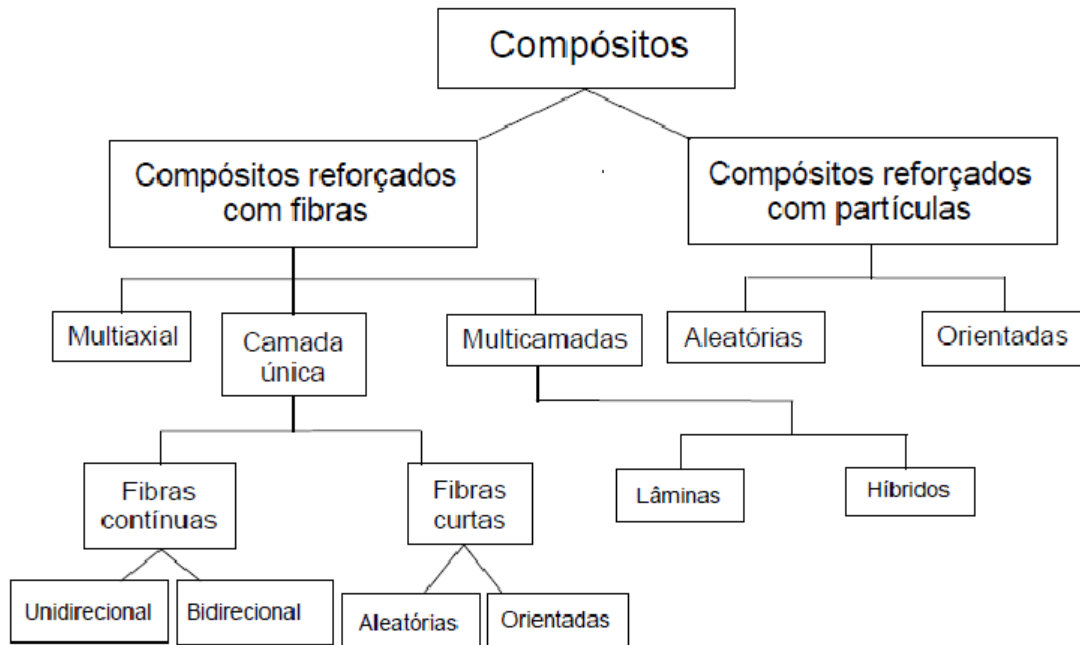
2.4 Material Compósito

Materiais compósitos podem ser definidos como um arranjo multifásico de dois ou mais constituintes devidamente separados por uma interface bem definida. Geralmente constituído de um componente chamado matriz e outro chamado de reforço, as propriedades mecânicas são obtidas a partir do efeito de combinação de ambos (PETERS, 1998). Alguns exemplos comuns dessa classe de materiais incluem a madeira natural, constituída basicamente de fibras de celulose dispersas numa matriz de lignina, polímeros reforçados com fibras de carbono ou de vidro (GIBSON, 2016).

(NETO; PARDINI, 2016) afirmam o processamento adequado de materiais torna possível a obtenção de produtos com propriedades como: Baixa massa específica, resistência mecânica elevada, alta tenacidade, resistência à corrosão, resistência química, estabilidade térmica e resistência a fadiga.

A figura 7 retrata a estrutura de classificação do compósito organizada por (NETO; PARDINI, 2016).

Figura 7 – Estrutura de classificação de compósitos



Fonte: (NETO; PARDINI, 2016)

Para efeito comparativo, a tabela 3 mostra diversas propriedades físicas, elásticas e mecânicas de alguns dos principais tipos de materiais estruturais utilizados para compor chapas sanduíches.

Tabela 1 – Propriedades de alguns materiais compósitos unidirecionais utilizados em estruturas.

PROPRIEDADES	E-glass/ Epoxy	S-glass/ Epoxy	Kevlar/ Epoxy Aramida 149	Carbon/ Epoxy AS4/3501-6
Fração Volumétrica de Fibras	0,55	0,5	0,6	0,63
Densidade (g/cm^3)	2,10	2,00	1,38	1,58
Módulo de Young Longitudinal (GPa)	39	43	87	142
Módulo de Young Transversal (GPa)	8,6	8,9	5,5	10,3
Módulo de Cisalhamento Longitudinal [G_{12}] (GPa)	3,8	4,5	2,2	7,2
Razão de Poisson [ν_{12}]	0,28	0,27	0,34	0,27
Razão de Poisson [ν_{13}]	0,06	0,06	0,02	0,02
Resistência à Tração Longitudinal (MPa)	1080	1280	1280	2280
Resistência à Tração Transversal (MPa)	39	49	30	57
Resistência à Compressão Longitudinal (MPa)	620	690	335	1440
Resistência à Compressão Transversal (MPa)	128	158	158	228
Resistência ao Cisalhamento (MPa)	89	69	49	71

Fonte: (MATWEB, 27 de Outubro de 2015)

2.4.1 Mecânica dos Materiais Compósitos

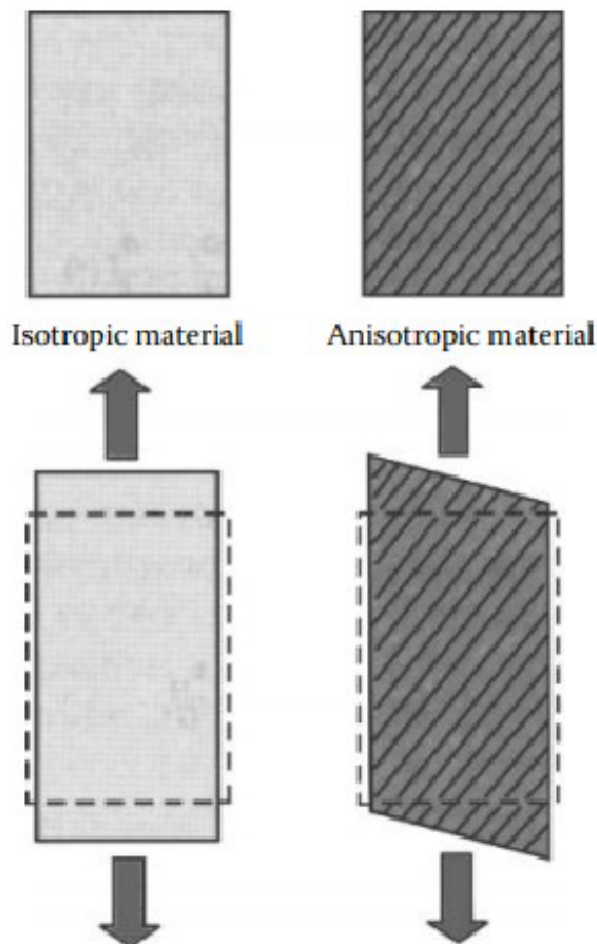
A maioria das ligas metálicas utilizadas em projetos de engenharia são materiais homogêneos e isotrópicos, onde suas propriedades se mantêm as mesmas em todas as direções em qualquer ponto. Já os materiais compósitos são normalmente heterogêneos e anisotrópicos, o que confere a eles diferentes propriedades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

Segundo (SILVA, 2019), é necessário que se saiba as características mecânicas, além das geométricas, de uma mistura de reforço e matriz após a cura, que é a estrutura básica dos materiais compósitos. Em alguns materiais, a anisotropia não é observada

em todas as direções, sendo o caso dos materiais ortotrópicos. Uma lâmina pode ser considerada como ortotrópica com duas direções ortogonais principais de material em seu próprio plano: paralela à direção das fibras, direção longitudinal; e perpendicular à direção das fibras, direção transversal.

Os efeitos da anisotropia são visto através da deformação de uma amostra consistindo em carregar uma placa de material anisotrópico em seu próprio plano. A figura 8 ilustra as deformações sob carga, respectivamente, de uma placa isotrópica e anisotrópica. É possível notar que na placa anisotrópica, as linhas oblíquas na mesma figura 8 representam as fibras de reforço, e a carga longitudinal aplicada à placa isotrópica cria uma extensão na direção longitudinal e uma contração na direção transversal, já aplicando a mesma carga na placa anisotrópica cria uma distorção angular, além da extensão longitudinal clássica e da contração transversal.

Figura 8 – Representação de materiais isotrópicos e anisotrópicos deformados



Fonte: (GAY, 2022)

Por fim, devido à complexidade dos laminados, os mecanismos e modos de falha de um compósito levaram ao desenvolvimento de inúmeros critérios de falhas, porém

nenhum é suficientemente assertivo em suas previsões para ser utilizado sozinho nos mais diversos tipos de análise. (KAW, 2005)

2.4.2 Critérios de Falhas para Compósitos

Segundo (OLIVEIRA et al., 2020), os critérios de falha mais utilizados para materiais compósitos laminados são: critério de tensão máxima, critério de deformação máxima, critério de Tsai-Wu e como nesse trabalho iremos utilizar o critério de Tsai-Hill, iremos abordar tais critérios em seguida. Tendo como principais causas de falha em compósitos laminados: instabilidade, rompimento da fibra, rompimento da matriz, delaminação ou ainda a combinação destes fatores. Abaixo comentaremos sobre os critérios mencionados.

1. Critério de tensão máxima:

O critério da máxima tensão, o qual não considera as interações existentes entre os componentes tensoriais, determina que a falha ocorre se qualquer das tensões atuantes nos eixos principais do material exceder o correspondente limite de resistência (obtido em ensaio uniaxial)(SOUZA, 2003). Assim, estima-se a condição de falha seguindo sentenças das inequações 6:

$$\begin{aligned} \sigma_i \geq X_i^T \text{ ou } \sigma_i \leq -X_i^C \quad i = 1, 2, 3 \\ \text{ou } |\sigma_i| \geq S_{ij} \quad i, j = 1, 2, 3 \quad i \neq j \end{aligned} \quad (6)$$

onde:

σ_i : tensões de tração ou compressão aplicadas nas direções principais do material;
 σ_{ij} : tensões de cisalhamento atuantes nos planos de simetria do material;
 $X_i^{T,C}$: resistência do material à tração ou à compressão em suas direções principais;
 S_{ij} : resistência ao cisalhamento nos planos de simetria do material.

2. Critério de deformação máxima:

(SOUZA, 2003) descreve que o critério da máxima deformação é análogo ao da máxima tensão. Desta forma, para o estado plano de deformações na lâmina, o critério da deformação máxima se resume em cinco subcritérios, ou limites, cada um correspondendo a um dos cinco modos de falhas fundamentais, exposto pelas inequações 7. Se um desses limites é excedido, pela correspondente deformação nos eixos principais do material, considera-se a ocorrência da falha:

$$\varepsilon_1 \geq \hat{\varepsilon}_{1T} \text{ ou } \varepsilon_1 \leq -\hat{\varepsilon}_{1C} \text{ ou } \varepsilon_2 \geq \hat{\varepsilon}_{2T} \text{ ou } \varepsilon_2 \leq -\hat{\varepsilon}_{2C} \text{ ou } |\gamma_{12}| \geq \hat{\gamma}_{12} \quad (7)$$

onde:

ε_1 : deformação na direção longitudinal às fibras;

ε_2 : deformação na direção transversal às fibras;
 γ_{12} : distorções angulares no plano da lâmina;
 $\hat{\varepsilon}_{iT,iC}$: deformação limite à tração ou à compressão (longitudinal para o índice $i=1$ e transversal para o índice $i=2$).

3. Critério de Tsai-Wu:

A forma reduzida do critério de Tsai-Wu, apresentado pela equação 8, para o caso do estado plano de tensões, quando aplicado no sistema principal de coordenadas pelo material, e desconsiderando-se todos os termos nulos fica:

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_6^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 = 1 \quad (8)$$

Para a determinação do termo remanescente de interação entre as tensões normais σ_1 e σ_2 F_{12} , necessita-se de algum tipo de teste biaxial, ou seja, que a falha do material seja provocada pelas duas componentes de tensão normal. Esta forma de teste é mais complexa e envolve mais custos. Teoricamente, um único par de valores σ_1 e σ_2 seria suficiente para a determinação de F_{12} . Porém, na prática, uma série de valores de tensões normais combinadas devem ser estudados, incluindo tensões de tração e de compressão, e assim determina-se o coeficiente F_{12} mais adequado para o caso em estudo. (SOUZA, 2003)

4. 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 9 for maior que 1. (KAW, 2005)

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{s}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2}\right) < 1 \quad (9)$$

onde:

σ_1 e σ_2 são as tensões normais;

τ_{12} é a tensão cisalhante;

X resistências da lâmina à tração e/ou compressão na direção longitudinal;

Y resistências da lâmina à tração e/ou compressão na direção transversal;

s é a resistência ao cisalhamento no plano da lâmina.

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

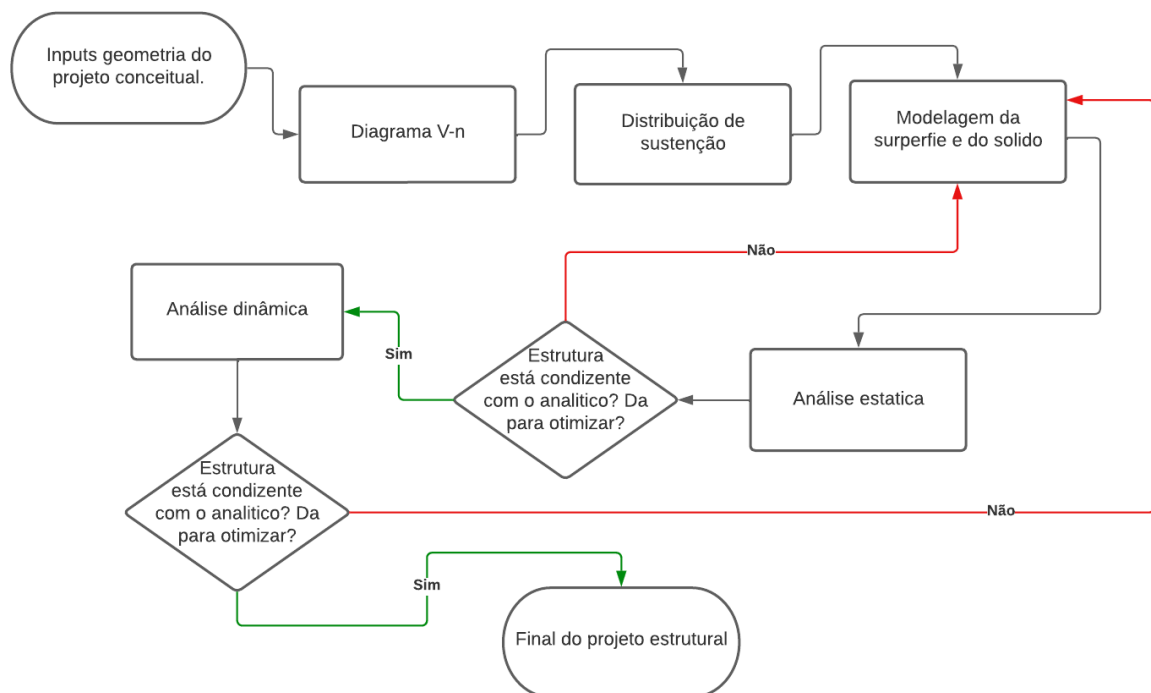
3 METODOLOGIA

Neste capítulo é descritos o métodos de estudo utilizado, afim de proporcionar uma linha de raciocínio clara, onde discorre as etapas realizadas para alcançar os objetivos propostos.

3.1 Método

A metodologia usual para o projeto estrutural usada pela equipe Urutau Aerodesign, é apresentada em (CASTRO, 2018) e é uma sintetização baseada (NIU, 1995), e consiste do recebimento de dados geométricos da aeronave depois de definidos pelos setores de aerodinâmica, estabilidade e controle, e desempenho, determinação das cargas de inercia com os diagrama V-n, distribuição de cargas na asa, para, por fim, fazer o dimensionamento da longarina. O intuito deste trabalho não é fazer um projeto de cargas completo, e sim mostrar como se chegam ao dimensionamento da estrutura principal da asa. A figura 9 a seguir mostra um fluxograma da metodologia utilizada para o seguimento do trabalho.

Figura 9 – fluxograma da metodologia utilizada.



Fonte: Autoria própria.

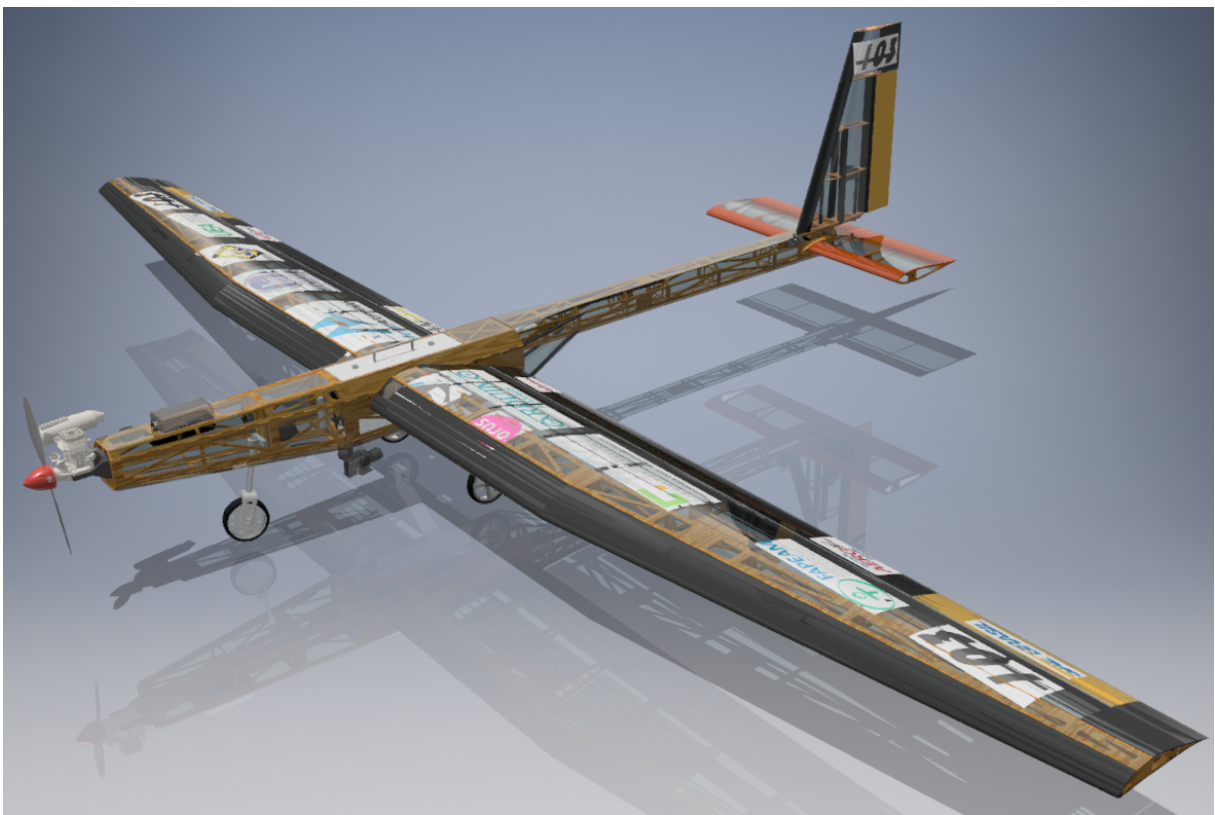
Como um dos objetivos desse trabalho é dispor de uma linha de pensamento que possa ser repetido pela equipe, visa-se o dimensionamento direto sem otimização e

apenas com a análise estática de modo a confirmar que a estrutura não ocorrerá falha, verificada por critério de Tsai–Wu, que com a documentação a equipe tenha uma base forte para projetos posteriores e certeza dos recursos computacionais.

3.2 Materiais

Os materiais utilizados para o desenvolvimento desse trabalho contou com o projeto conceitual do avião utilizado na competição de Aerodesign de 2018, figura 10, pela equipe Urutau AeroDesign.

Figura 10 – Aeronave de 2018 da equipe Urutau Aerodesign.

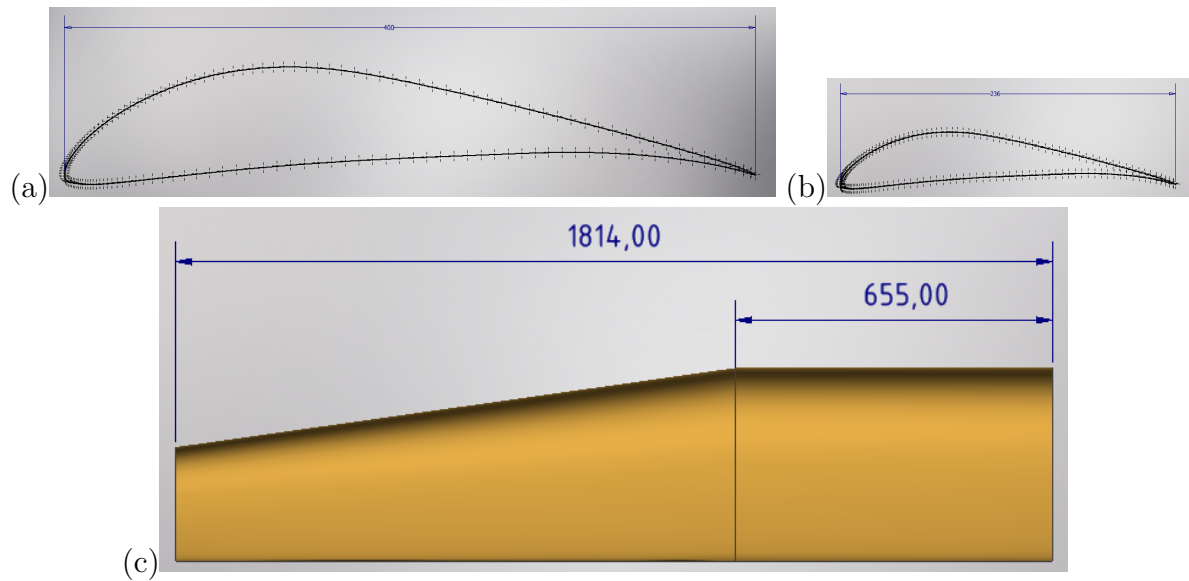


Fonte: Urutau Aerodesign, 2018

3.2.1 Geometria

A geometria conceitual da figura 11 (c) é composta pelos perfis: central, 11 (a) de corda = 400 mm e de ponta 11 (b) de corda = 236 mm, com um enflexamento depois de 655 mm da nervura da raiz.

Figura 11 – Aeronave de 2018 da equipe Urutau Aerodesign.



Fonte: Autoria própria.

3.2.2 Madeira Balsa

A madeira Balsa, figura 12, também conhecida como pau-de-balsa (*Ochroma pyramidale*) é uma espécie de madeira que apresenta baixa densidade, alta resistência específica e elevada taxa de crescimento. Atualmente é considerada a madeira comercial mais leve e de crescimento mais rápido em todo o mundo, já tendo sua utilização consagrada nos ramos náutico e aeronáutico (FERNÁNDEZ, 2010). Muito utilizada na construção de elementos estruturais de aeronaves do tipo AeroDesign.

Figura 12 – Laminas de balsa 0,25g.



Fonte: (FONSECA, 2019)

De acordo com os resultados obtidos por (MARTINS et al., 2011), a balsa é empregada em compósitos poliméricos tendendo a compor um conjunto mais resistente, pois apresenta um alto índice cristalinidade, estabilidade térmica e boa interface polímero-fibra. Além disso, contribui diretamente para a construção de superfícies sustentadoras mais leves, uma vez que sua densidade pouco varia de acordo com sua idade, conforme apontado por (SETTER et al., 2017), usualmente considera-se que seja cerca de 0,256 g/cm. A tabela 2 mostra as propriedades mecânicas usadas para efeito de cálculo relacionadas a balsa.

Tabela 2 – Propriedades Mecânicas da balsa 0,25 g/mm³.

PROPRIEDADES	VALOR
Módulo de Elasticidade Longitudinal [E_1] (MPa)	6380
Módulo de Elasticidade Transversal [E_2] (MPa)	13
Módulo de Cisalhamento no Plano [G] (MPa)	250
Coefficiente de Poisson no Plano [ν]	0,3
Limite de Tração Longitudinal [X_T] (MPa)	31
Limite de Compressão Longitudinal [X_C] (MPa)	20
Limite de Tração Longitudinal [Y_T] (MPa)	3
Limite de Compressão Longitudinal [Y_C] (MPa)	6
Limite de Cisalhamento (S)	3,25
Densidade (ton/mm ³)	2,5E-10
BondShr Allow (MPa)	13
Tsai Wu Interaction [F_{12}]	4,73E-3

Fonte: (FEMAP..., 2020)

3.3 Procedimentos

O procedimento para execução do trabalho contou com uso de algoritmos e software especializados com CAD (Desenho Auxiliado por Computador) e CAE (Engenharia Auxiliado por Computador) para automatizar processos de análise de cargas, design das seções a ser analisadas e os cálculos com FEM (Método de Elementos Finitos).

3.3.1 Análise de Cargas

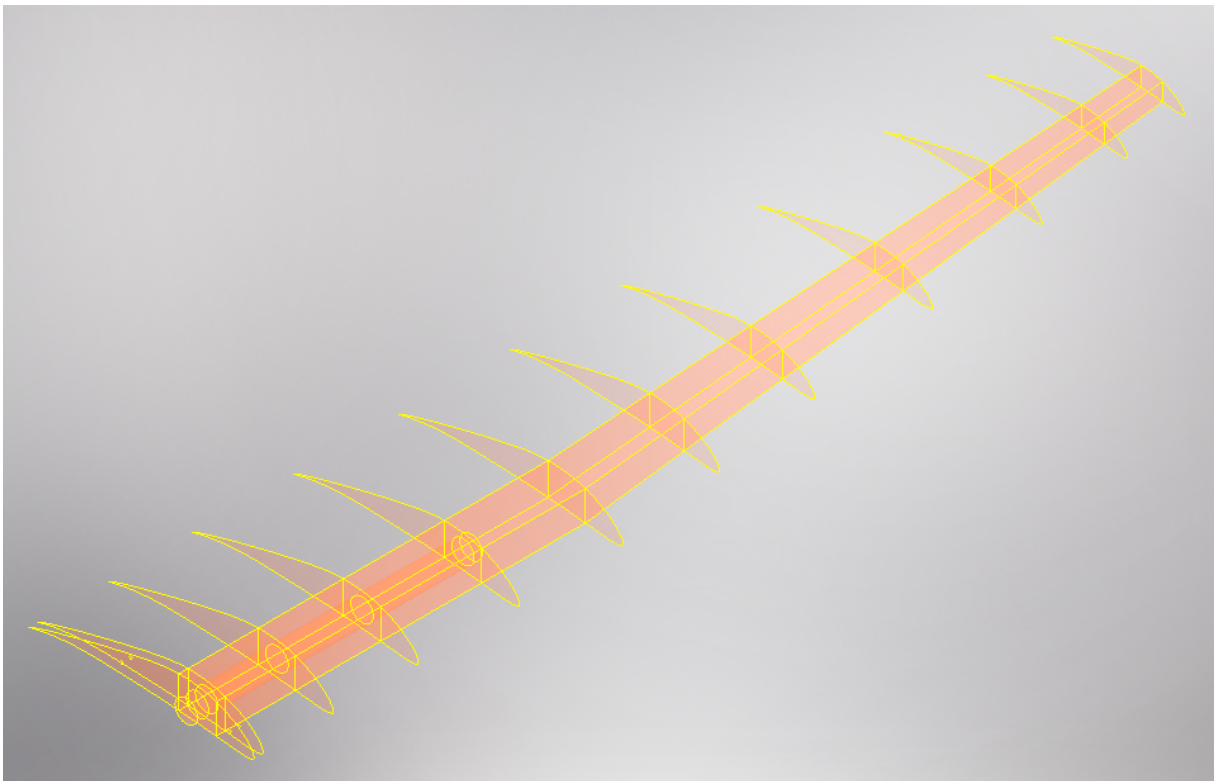
Utilizou-se para a construção do diagrama V-n e distribuição de sustentação dois programas em python, que estão no apêndice A e B, respectivamente, do presente trabalho, que recebem os inputs dispostos em arquivos .txt no formato CSV.

3.3.2 Modelagem da Superfície

Foi utilizado o software CAD 3D Autodesk Inventor, que oferece ferramentas profissionais para projeto mecânico, documentação e simulação de peças e estruturas para modelar a estrutura que posteriormente é analisada pelo software Simcenter FEMAP.

É importante destacar que foi necessário que a estrutura fosse modelada em superfície e que onde houvesse junção de peças fosse modelado como uma superfície independente, separando os bordos de ataque e de fuga das paredes da longarina, além de ser modelada apenas metade da asa pois os ocorridos acontecem de forma simétrica. A superfície modelada é vista na figura 13.

Figura 13 – Modelagem da superfície usando o Autodesk Inventor.

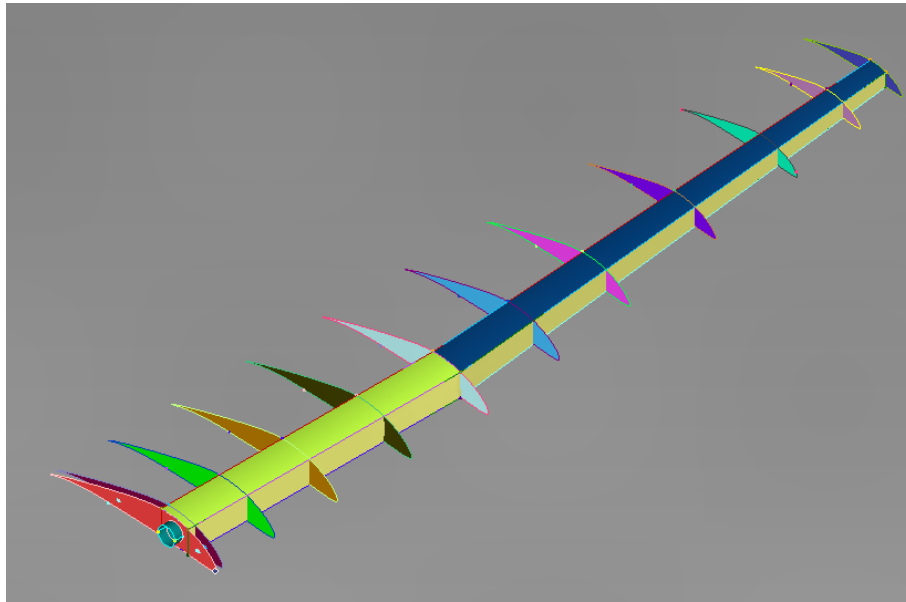


Fonte: Autoria própria.

3.3.3 Análise

O Simcenter Femap é reconhecido como software para análise de elementos finitos em engenharia avançada, ele fornece uma solução de modelagem FEA que dá conta das tarefas mais complexas com facilidade e precisão. Para análise, foi realizada a importação e medição, para saber se esta na escala correta, da geometria na extensão .x_t parassolid, visto pela figura 14.

Figura 14 – Geometria importada para o FEMAP.



Fonte: Autoria própria.

Após a importação, foi realizado o set de material no tipo ortotrópico 2D e espessura 5,4 mm, apresentado pela figura 15, o setup da propriedade, exposto pela figura 16.

Figura 15 – Setup do material no FEMAP.

Define Material - 2D ORTHOTROPIC

ID 1 Title Balsa

Color 55 Layer 1 Material Type...

General Function References Nonlinear Creep Electrical/Optical Phase

Stiffness (E)

1	6380,
2	13,

Shear (G)

12	250,
1z	250,
2z	250,

Poisson Ratio(nu)

12	0,3
----	-----

Limit Stress/Strain

Stress Limits Strain Limits

Dir 1	Dir 2
Tension 31,	3,
Compression 20,	6,
Shear 3,25	

Specific Heat, Cp 0,

Mass Density 2,5E-10

Damping, 2C/Co 0,

Reference Temp 0,

Tsai-Wu Interaction 0,00473

Thermal Expansion (A)

1	0,
2	0,

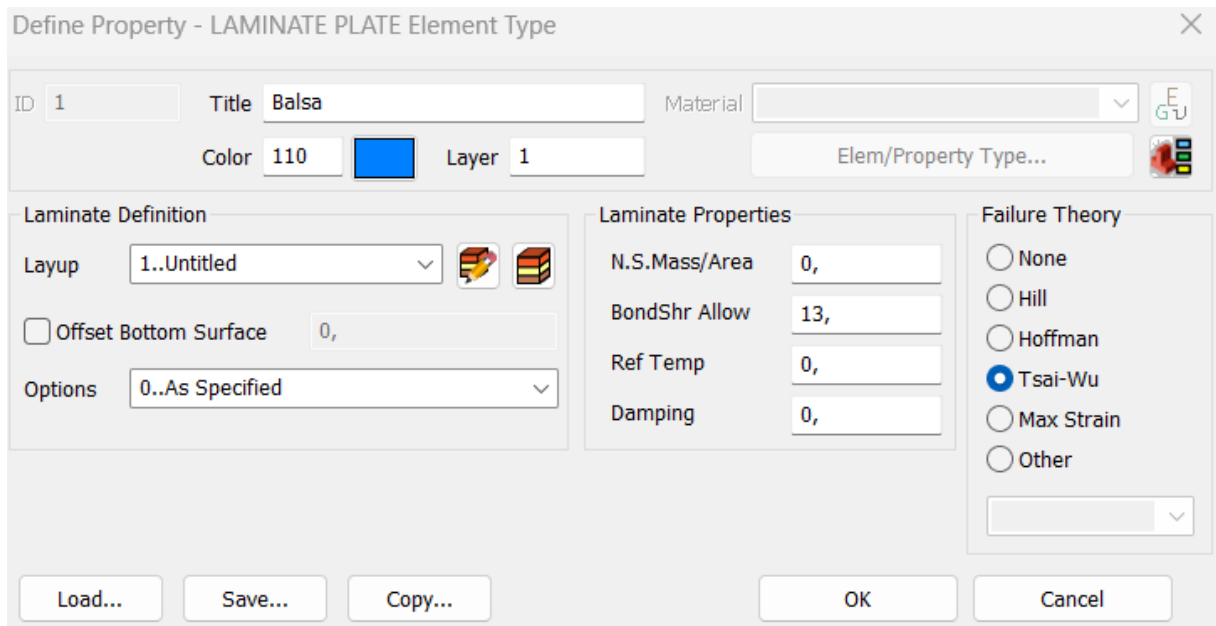
Thermal Conductivity (k)

0,	0,	0,
symmetric	0,	0,
		0,

fy Load... Save... Copy... OK Cancel

Fonte: Autoria própria.

Figura 16 – Setup da propriedade do material no FEMAP.



Fonte: Autoria própria.

Por fim, a malha foi distribuída igualmente sobre todas as superfícies através de elementos quadriláteros de 5 mm, o carregamento utilizado foi o distribuído triangular de intensidade de 100 N/m de modo que pudesse simplificar o processo no software e foi posto condições de contorno de engaste na extremidade da raiz e de apoio a 327,5 mm da raiz.

4 RESULTADOS

4.1 Diagrama V-n

Para o cálculo do diagrama V-n, foi disposto o algoritmo Vxn.py em python, no apêndice A, o algoritmo requer a entrada de parâmetros, em um arquivo .txt, para fazer o cálculo e traçar diagrama. Os parâmetros mencionados encontram-se na figura 17, o diagrama é traçado sempre em consideração a carga máxima a ser carregada.

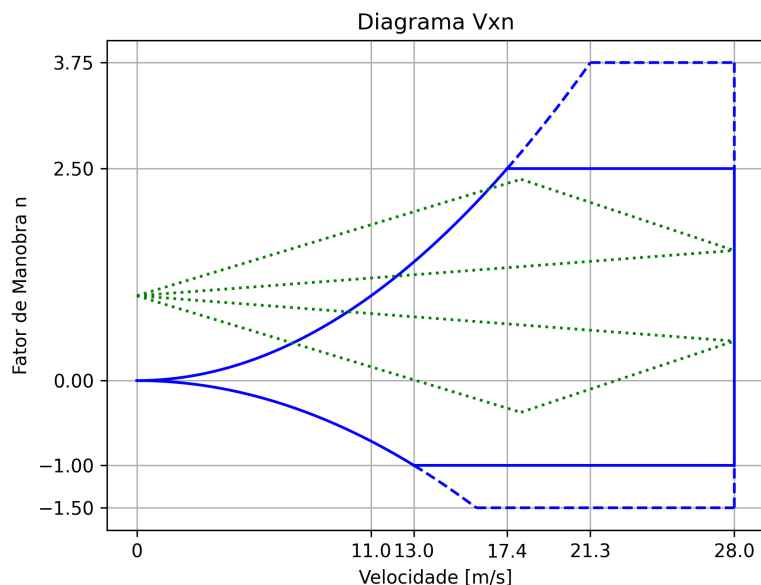
Figura 17 – Parâmetros de input no programa do Apêndice A em arquivo txt.

```
VARIAVEL;PARAMETRO;COMENTARIO
MTOW;20;#Massa avião + CP [kg]
S;1.4;#Área da asa [m^2]
CMA;0.378;#Corda média aerodinâmica [m]
C_lmax_p;2.1;#Cl máximo positivo da asa
C_lmax_n;-1.5;#Cl máximo negativo da asa
v_max;20;#Velocidade máxima voo reto e nivelado nível do mar [m/s]
rho_ar;1.108;#Densidade do Ar [kg/m^3]
g;9.81;#Aceleração da gravidade [m/s^2]
a;3.4875;#Inclinação da curva de Cl por radiano [cl/rad]
v_rajada_cruzeiro;8;#Velocidade de rajada do vento com a aeronave em velocidade de cruzeiro [m/s]
v_rajada_mergulho;2;#Velocidade de rajada do vento com a aeronave em velocidade de mergulho [m/s]
n_lim_p;2.5;#Fator de Carga Limite ultimo
```

Fonte: Autoria própria.

Após a compilação do programa, chega-se ao diagrama, pretendido, o diagrama V-n combinado de rajada e manobra que pode ser visto na figura 18. É possível ver que o fator de carga fica compreendido entre $-1 \leq \eta \leq 2,5$.

Figura 18 – Diagrama V-n.



Fonte: Autoria própria.

Tabela 3 – Velocidades de projeto da aeronave.

-	Estol	Cruzeiro	Manobra	Mergulho
Velocidades[m/s]	11	19	17,4	28

Fonte: Autoria própria.

4.2 Análise de Cargas

A distribuição de sustentação, principal carregamento a ser considerado no dimensionamento da longarina da asa, foi obtida a partir da integral da distribuição dos coeficientes de sustentação ao longo da asa. Os dados deste carregamento consideram a aeronave em voo nivelado e sobre eles foi adicionado o fator de carga de 2,5.

Para o cálculo da distribuição de sustentação, foi disposto o algoritmo `DistribuicaoSustentacao.py` em python, no apêndice B, o algoritmo requer a entrada de parâmetros, em um arquivo `.txt`, para fazer o cálculo e traçar o gráfico com a distribuição. Os parâmetros mencionados encontram-se na figura 19, o diagrama é traçado sempre em consideração a carga máxima a ser

Figura 19 – Parâmetros de input no programa do Apêndice B em arquivo `txt`.

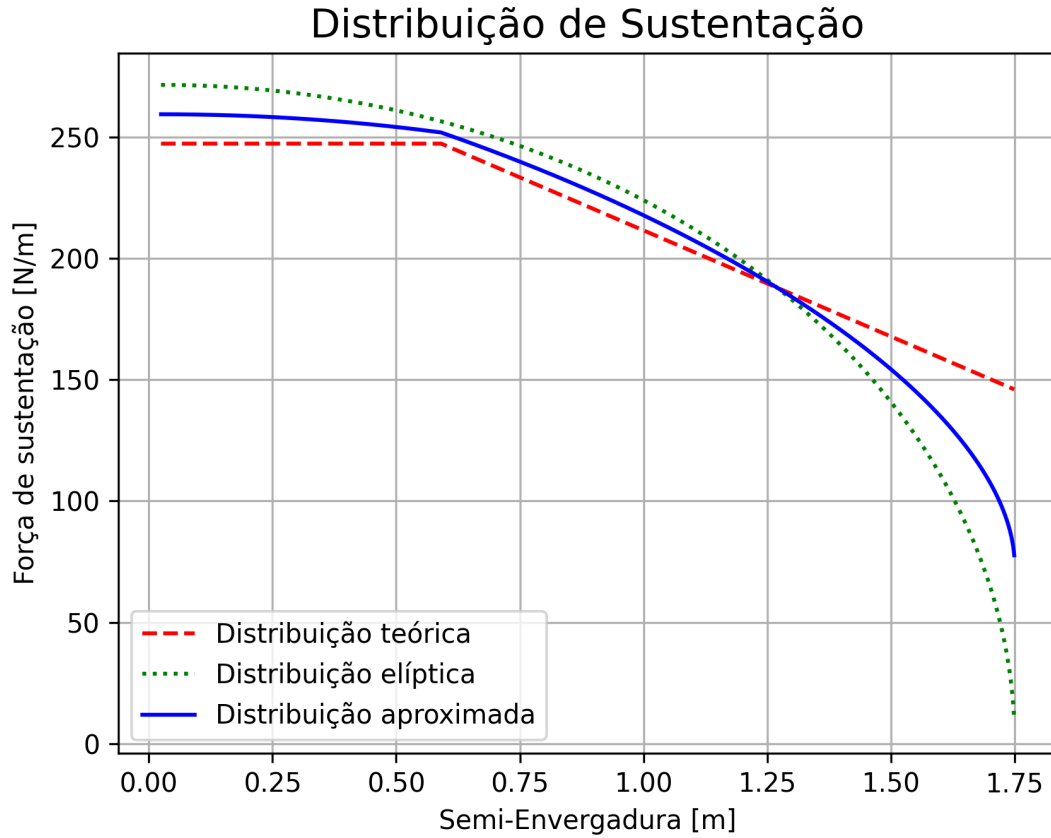
```
VARIAVEL;PARAMETRO;COMENTARIO
b_asa;3.5;#Envergadura da asa [m]
b_reta;1.182;#Envergadura da parte reta [m]
b_f_0;0.050;#Envergadura da parte central sem perfil [m] (Sustentação Zero)
Cr;0.400;#Corda da raiz [m]
Cp;0.236;#Corda de ponta de asa [m]
C_lmax_p;2.1;#Cl máximo positivo da asa
W_max;20;#Máximo peso de decolagem da aeronave [kg]
g;9.81;#Aceleração da gravidade [m/s^2]
rho_ar;1.108;#Densidade do Ar [kg/m^3]
v_mergulho;25;#Máxima velocidade de projeto [m/s] (Velocidade de mergulho)
fs;1.5;#Fator de segurança
n_max;2.5;#Fator de manobra
reta;0;#Asa reta, corda constante. Caso positivo, igual a 1
trapezoidal;0;#Asa trapezoidal, corda com variação constante. Caso positivo, igual a 1
mista;1;#Asa mista, corda constante. Caso positivo, igual a 1
```

Fonte: Autoria própria.

A figura 20 mostra o gráfico da distribuição de sustentação na asa a $1/4$ da corda da asa tendo o valor máximo para: 1. Distribuição teórica = 259,43 N/m; 2. Distribuição elíptica = 271,53 N/m; 3. Distribuição aproximada = 247,33 N/m.

4.3 Distribuição de Sustentação

Figura 20 – Distribuição de sustentação aproximada na asa

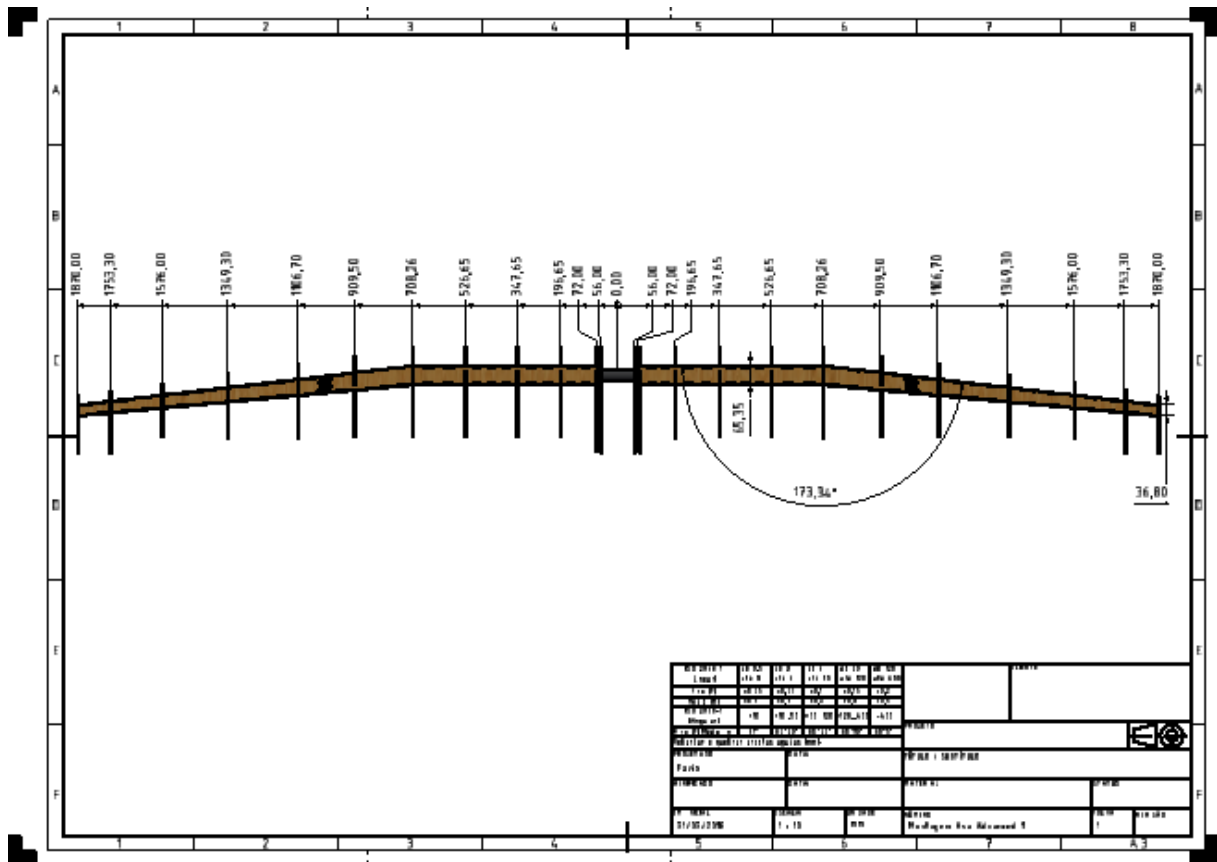


Fonte: Autoria própria.

4.4 Análise com FEM

A estrutura da asa analisada é a da figura 21, mostra o detalhamento posterior da estrutura simulada. Todos os materiais que contem a estrutura é de madeira balsa tendo dimensões da seção transversal da raiz de 66,7 mm x 56,4 mm (LxA) e da ponta 37,9 mm x 33,5 mm (LxA.)

Figura 21 – Detalhamento da estrutura da asa.



Fonte: Autoria própria.

Devido os recursos e humanos serem limitados, para que pudesse seguir com a análise foi feito simplificações de modo o software processasse. Foi removido da simulação os bordos de ataque e de fuga, além de aplicar um carregamento distribuído triangular para simular a distribuição de sustentação, restrições de fixação na raiz para remeter ao contato com a fuselagem e apoio a 327,5mm para simular o contato com tubo de montagem central que fica na fuselagem visto na figura 22. Neste caso, o carregamento foi de 200 N/mm na raiz e 0 na ponta, carga equivalente aos 20 kg que a equipe concorreu no ano de 2018.

Figura 22 – Análise estática da longarina da asa.



Fonte: Autoria própria.

A figura 22 deixa bem claro que a estrutura está superdimensionada em sua maior parte. Tem uma deformação total de 18,97 mm e o índice de falha de critério de Tsai-Wu aponta que o maior índice foi de 2,0835 na face restringida, o que é condizente, porém na estrutura real existe o tubo central que fica na fuselagem que contribui na rigidez, e não pode ser representado, o que causaria uma alteração substancial e faz minimizar o valor fornecido na região, em demais a estrutura podia ser otimizada.

5 CONCLUSÃO

A partir da revisão bibliográfica, foi possível compreender o andamento processual de desenvolvimento do projeto aeronáutico, as características estruturais e a validação da aviação em geral, bem como para as que participam da competição SAE Brasil Aerodesign.

Uma vez estabelecido o envelope de voo da aeronave, foram obtidas as forças de sustentação utilizando o método de Schrenk através de algoritmo em python. 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 Simcenter FEMAP, foi feita uma simplificação da estrutura analisando apenas a estrutura primária devido os recursos computacionais, raiz da asa foi engastada, representando a conexão com a fuselagem de uma aeronave real. 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.

É visto também que duzir 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.

Como resultados, é possível notar que só com a análises estáticas já é possível ter um norte com relação ao estado tensional que a geometria se encontra, dadas as suas cargas distribuídas e suas margens de segurança. Todavia, a estrutura analisada se mostra muito superdimensionada e em competições de desafio de transporte de carga paga, uma estrutura de peso mínimo com margem de segurança abaixo de 1 deve ser levado em consideração, o que deixa a caracterizar a estrutura escolhida ruim.

Por fim, os resultados obtidos comprovaram que de fato, a estrutura projetada estava superestimada, com exceção da raiz devido o método de apoio, e uma otimização traria muitos ganhos ao projeto, entre eles redução de peso, redução de custo e até mesmo destaque entre os demais projetos presentes na competição. Uma mudança pequena, como a redução das dimensões da longarina ou no diâmetro das varetas já se mostraram suficientes para observar ganhos estruturais. Os objetivos deste trabalho foram cumpridos, a análise estrutural foi feita, permitindo a validação da segurança da estrutura, junto à uma revisão de projeto.

6 SUGESTÃO DE TRABALHOS FUTUROS

Para trabalhos futuros, visto a potencialidade da linha instrutiva desse trabalho para a competição de aerodesign e para gerações futuras da equipe urutau, sugere-se os seguintes trabalhos complementares:

1. Realizar ensaio de material laminado;
2. Fazer análise para vários ângulos de sentido das fibras las laminas dos matriais;
3. Fazer análise para estrutura completa com: duas semi-asas, nervuras, longarina de suporte das superfícies de controle e base para servos motores;
4. Implementar um algoritmo automatizar as cargas nas nervuras;
5. Fazer análise vibracional para saber os estados nodais da estrutura;
6. Implementar um algoritmo otimizador para o dimensionamento da longarina e das nervuras.

REFERÊNCIAS

- ABDALLA, A. M. *OMPP para projeto conceitual de aeronaves, baseado em heurísticas evolucionárias e de tomadas de decisões*. Tese (Doutorado) — Universidade de São Paulo, 2009.
- AZZI, V.; TSAI, S. W. Anisotropic strength of composites: Investigation aimed at developing a theory applicable to laminated as well as unidirectional composites, employing simple material properties derived from unidirectional specimens alone. *Experimental mechanics*, Springer, v. 5, p. 283–288, 1965.
- BARROS, C. P. Uma metodologia para o desenvolvimento de projeto de aeronaves leves e subsônicas. *Belo Horizonte*, 2001.
- BASSETO, M. *Equipes participantes da SAE Brasil Aerodesign 2018*. 2023. Disponível em: <https://aeroin.net/eesc-usp-aerorio-albatroz-aerodesign-2018>.
- BEER E. RUSSELL JOHNSTON JR., J. T. D. D. F. M. F. P. *Mecânica dos Materiais*. 5ª. ed. AMGH, 2011. ISBN 978-85-8055-008-5. Disponível em: <http://gen.lib.rus.ec/book/index.php?md5=375408b510eee07a42c381fd18f0eec1>.
- BRANCO, F. A. d. O. A. L. Projeto conceitual de veículo aéreo não tripulado configurado como alvo aéreo. X Encontro Latino Americano de Iniciação Científica e VI Encontro Latino Americano de Pós-Graduação – Universidade do Vale do Paraíba, 2006.
- CASTRO, E. d. S. d. Projeto de componentes estruturais de uma aeronave de aerodesign. Rio de Janeiro, RJ, 2018.
- FEMAP Com materiais compósitos - Ortotrópico — Elementos finitos — samt engenharia. YouTube, 2020. Disponível em: <https://www.youtube.com/watch?v=ZbqX9EepdL4&list=PLXWhEem-smurfOiXYgBEA0MnH0bMJDG5Z>.
- FERNÁNDEZ, M. *Avaliação dos processos de polpação soda-antraquinona e bissulfito-base magnésio para bambu*. Tese (Doutorado) — Dissertação (Mestrado em Recursos Florestais)–Escola Superior de Agricultura . . . , 2010.
- FONSECA, L. M. d. O. Projeto estrutural e construção da longarina de aeronave utilizando compósito carbono/vidro e madeira balsa. Centro Multidisciplinar de Caraúbas, 2019.
- GAY, D. *Composite materials: design and applications*. [S.l.]: CRC PRESS, 2022.
- GIBSON, R. F. *Principles of composite material mechanics*. [S.l.]: CRC press, 2016.
- GÜRDAL, Z.; HAFTKA, R. T.; HAJELA, P. *Design and optimization of laminated composite materials*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 1999.
- GÜRDAL RAPHAEL T. HAFTKA, P. H. Z. *Design and Optimization of Laminated Composite Materials*. 1. ed. Wiley-Interscience, 1999. ISBN 9780471252764. Disponível em: <http://gen.lib.rus.ec/book/index.php?md5=529ABA9B841E232CB11CF8B89300CFD8>.
- HILL, R. A theory of the yielding and plastic flow of anisotropic metals. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, The Royal Society London, v. 193, n. 1033, p. 281–297, 1948.

- KAW, A. K. *Mechanics of composite materials*. [S.l.]: CRC press, 2005.
- MARTINS, M. et al. Caracterização das fibras amazônicas de pupunha, babaçu e balsa através de drx, tg e rnm. In: IN: CONGRESSO BRASILEIRO DE POLÍMEROS-CBPOL, 11., 2011, CAMPOS DO JORDÃO . . . [S.l.], 2011.
- MATWEB. *Material Property Data*. [s.n.], 27 de Outubro de 2015. Disponível em: <http://www.matweb.com>.
- MENDONÇA, P. d. T. R. de. *Materiais compostos e estruturas-sanduiche: projeto e análise*. [S.l.]: Manole, 2005.
- NETO, F. L.; PARDINI, L. C. *Compósitos estruturais: ciência e tecnologia*. [S.l.]: Editora Blucher, 2016.
- OLIVEIRA, J. R. S. d. Análise estrutural do conjunto asa-fuselagem de uma aeronave de aerodesign. Joinville, SC, 2020.
- OLIVEIRA, J. R. S. d. et al. Análise estrutural do conjunto asa-fuselagem de uma aeronave de aerodesign. Joinville, SC, 2020.
- PANOSSO, G. B. *Análise de Critérios de Falha Baseados em Fenômenos Físicos para Materiais Compósitos Laminados*. Tese (Doutorado) — Master's thesis, UNICAMP-Universidade Estadual de Campinas, 2011.
- PETERS, S. T. P. S. T. *Handbook of Composites*. Springer US, 1998. ISBN 978-0-412-54020-2,978-1-4615-6389-1. Disponível em: <http://gen.lib.rus.ec/book/index.php?md5=0daf793e7efd44cbf5131a38dd24ceee>.
- RAYMER, D. *Aircraft Design. A Conceptual Approach*. 2. ed. [s.n.], 1992. Disponível em: <http://gen.lib.rus.ec/book/index.php?md5=43f69841e1d32743d86852bbeed08fff>.
- RAYMER, D. P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. 6. ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2018. ISBN 1624104908,9781624104909. Disponível em: <http://gen.lib.rus.ec/book/index.php?md5=8e99fee364e7004f557a7823f8572a53>.
- RODRIGUES, L. Fundamentos da engenharia aeronáutica com aplicações ao projeto sae-aerodesign: Estabilidade e estruturas. *1a. edição, Edição do Autor, Salto*, 2014.
- SETTER, C. et al. Propriedades físico-mecânicas de painéis cimentícios com adição de madeira de pau-de-balsa. Universidade Federal de Mato Grosso, 2017.
- SILVA, I. P. Proposta didática de ensaio experimental para o ensino-aprendizagem de caracterização mecânica de materiais compósitos. Universidade Federal de Uberlândia, 2019.
- SOUZA, G. P. d. *Avaliação de critérios de falhas de compósitos poliméricos reforçados aplicados a vigas sob carregamento de flexão*. Tese (Doutorado) — Universidade de São Paulo, 2003.
- TSAI, S. W.; WU, E. M. A general theory of strength for anisotropic materials. *Journal of composite materials*, Sage Publications Sage CA: Thousand Oaks, CA, v. 5, n. 1, p. 58–80, 1971.
- VENSON, G. G. Processo de desenvolvimento de aeronaves - slides no powerpoint. coletânea pessoal para projetos de aeronaves. Curso de Graduação em Engenharia Aeronautica – Faculdade de Engenharia Mecânica – UFU. Uberlândia, 2013.

APÊNDICE A - ALGORITMO PARA AUTOMATIZAR O CÁLCULO DO DIAGRAMA V-n

```

1 import numpy as np
2 import matplotlib.pyplot as plt
3 import pandas as pd
4 import math
5
6 ##ALGORITMO PARA CALCULO DO DIAGRAMA V-n:
7
8 #âParmetros de entrada:
9 tabela=pd.read_csv("Parametros_Entrada_1.txt", sep=";") #Importa
    valores do arquivo .txt
10 MIOW = tabela["PARAMETRO"][0] #Massa ãavio + CP [kg]
11 S = tabela["PARAMETRO"][1] #Área da asa [m^2]
12 CMA = tabela["PARAMETRO"][2] #Corda émdia áaerodinmica [m]
13 C_lmax_p = tabela["PARAMETRO"][3] #Cl ámximo positivo da asa
14 C_lmax_n = tabela["PARAMETRO"][4] #Cl ámximo negativo da asa
15 v_max = tabela["PARAMETRO"][5] #Velocidade ámxima voo reto e nivelado
    ínel do mar [m/s]
16 rho_ar = tabela["PARAMETRO"][6] #Densidade do Ar [kg/m^3]
17 g = tabela["PARAMETRO"][7] #çãAceleráo da gravidade [m/s^2]
18 a = tabela["PARAMETRO"][8] #çãInclináo da curva de Cl por radiano [Cl
    /rad]
19
20 #Parametros definidos por literatura:
21
22 v_rajada_cruzeiro = tabela["PARAMETRO"][9] #Velocidade de rajada do
    vento com a aeronave em velocidade de cruzeiro [m/s]
23 v_rajada_mergulho = tabela["PARAMETRO"][10] #Velocidade de rajada do
    vento com a aeronave em velocidade de mergulho [m/s]
24
25 #áClculo do fator de Carga:
26 n_lim_p = tabela["PARAMETRO"][11]
27 n_ult_p = 1.5*n_lim_p
28 n_lim_n = -0.4*n_lim_p
29 n_ult_n = 1.5*n_lim_n
30
31
32 #áClculo das Velocidades:
33 v_estol = np.sqrt((2*g*MIOW)/(rho_ar*S*C_lmax_p))
34 v_cruzeiro = 0.9*v_max

```

```

35 v_mergulho = 1.4*v_max
36 v_manobra = v_estol*np.sqrt(n_lim_p)
37
38 # áClculo do diagrama de Manobra:
39 #Fator de carga positivo:
40
41 v_aux_AB = np.arange(0, v_manobra, 0.01)
42 n_pos_AB = (rho_ar*(v_aux_AB**2)*S*C_lmax_p)/(2*g*MOW)
43 v_aux_BC = np.arange(v_aux_AB[len(v_aux_AB)-1], v_mergulho, 0.01)
44 n_pos_BC = np.repeat(n_lim_p, len(v_aux_BC))
45 v_n_ult_p = np.sqrt((2*g*MOW*n_ult_p)/(rho_ar*S*C_lmax_p))
46 v_aux_BF = np.arange(v_aux_AB[len(v_aux_AB)-1], v_n_ult_p, 0.01)
47 n_pos_BF = (rho_ar*(v_aux_BF**2)*S*C_lmax_p)/(2*g*MOW)
48 v_aux_FG = np.arange(v_aux_BF[len(v_aux_BF)-1], v_mergulho, 0.01)
49 n_pos_FG = np.repeat(n_ult_p, len(v_aux_FG))
50
51 #Fator de carga negativo:
52
53 v_n_lim_n = np.sqrt((2*g*MOW*n_lim_n)/(rho_ar*S*C_lmax_n))
54 v_aux_AE = np.arange(0, v_n_lim_n, 0.01)
55 n_neg_AE = (rho_ar*v_aux_AE**2*S*C_lmax_n)/(2*g*MOW)
56 v_aux_ED = np.arange(v_aux_AE[len(v_aux_AE)-1], v_mergulho, 0.01)
57 n_neg_ED = np.repeat(n_lim_n, len(v_aux_ED))
58 v_n_ult_n = np.sqrt((2*g*MOW*n_ult_n)/(rho_ar*S*C_lmax_n))
59 v_aux_EI = np.arange(v_aux_AE[len(v_aux_AE)-1], v_n_ult_n, 0.01)
60 n_neg_EI = (rho_ar*v_aux_EI**2*S*C_lmax_n)/(2*g*MOW)
61 v_aux_IH = np.arange(v_aux_EI[len(v_aux_EI)-1], v_mergulho, 0.01)
62 n_neg_IH = np.repeat(n_ult_n, len(v_aux_IH))
63
64 #Final do ágrfico velocidade de mergulho:
65
66 vet_vel_aux1 = [v_mergulho, v_mergulho]
67 n_pos_GC = [n_pos_FG[len(n_pos_FG)-1], n_pos_BC[len(n_pos_BC)-1]]
68 n_CD = [n_pos_BC[len(n_pos_BC)-1], n_neg_ED[len(n_neg_ED)-1]]
69 n_neg_HD = [n_neg_IH[len(n_neg_IH)-1], n_neg_ED[len(n_neg_ED)-1]]
70
71 #Diagrama de Rajada:
72
73 v_aux_cruzeiro = np.arange(0, v_cruzeiro, 0.01)
74 v_aux_mergulho = np.arange(0, v_mergulho, 0.01)
75 mi = (2*(MOW/S))/(rho_ar*CMA*a)

```

```

76 K_g = (0.88*mi)/(5.3+mi)
77 aux = 2*(g*(MOW)/S)
78 n_rajada_cruzeiro_p = 1 + (v_aux_cruzeiro*rho_ar*a*K_g*
    v_rajada_cruzeiro)/aux
79 n_rajada_mergulho_p = 1 + (v_aux_mergulho*rho_ar*a*K_g*
    v_rajada_mergulho)/aux
80 n_rajada_cruzeiro_n = 1 - (v_aux_cruzeiro*rho_ar*a*K_g*
    v_rajada_cruzeiro)/aux
81 n_rajada_mergulho_n = 1 - (v_aux_mergulho*rho_ar*a*K_g*
    v_rajada_mergulho)/aux
82 vet_vel_aux2 = [v_cruzeiro , v_mergulho]
83 n_rajada_cru_mer_p = [n_rajada_cruzeiro_p [len(n_rajada_cruzeiro_p)
    -1], n_rajada_mergulho_p [len(n_rajada_mergulho_p) -1]]
84 n_rajada_cru_mer_n = [n_rajada_cruzeiro_n [len(n_rajada_cruzeiro_n)
    -1], n_rajada_mergulho_n [len(n_rajada_mergulho_n) -1]]
85
86 #Plot do gráfico:
87
88 plt.plot(v_aux_AB, n_pos_AB, 'b', 'LineWidth', 2)
89 plt.plot(v_aux_BC, n_pos_BC, 'b', 'LineWidth', 2)
90 plt.plot(v_aux_BF, n_pos_BF, 'b--', 'LineWidth', 2)
91 plt.plot(v_aux_FG, n_pos_FG, 'b--', 'LineWidth', 2)
92 plt.plot(v_aux_AE, n_neg_AE, 'b', 'LineWidth', 2)
93 plt.plot(v_aux_ED, n_neg_ED, 'b', 'LineWidth', 2)
94 plt.plot(v_aux_EI, n_neg_EI, 'b--', 'LineWidth', 2)
95 plt.plot(v_aux_IH, n_neg_IH, 'b--', 'LineWidth', 2)
96 plt.plot(vet_vel_aux1, n_pos_GC, 'b--', 'LineWidth', 2)
97 plt.plot(vet_vel_aux1, n_CD, 'b', 'LineWidth', 2)
98 plt.plot(vet_vel_aux1, n_neg_HD, 'b--', 'LineWidth', 2)
99 plt.plot(v_aux_cruzeiro, n_rajada_cruzeiro_p, 'g:', 'LineWidth', 2)
100 plt.plot(v_aux_mergulho, n_rajada_mergulho_p, 'g:', 'LineWidth', 2)
101 plt.plot(v_aux_cruzeiro, n_rajada_cruzeiro_n, 'g:', 'LineWidth', 2)
102 plt.plot(v_aux_mergulho, n_rajada_mergulho_n, 'g:', 'LineWidth', 2)
103 plt.plot(vet_vel_aux2, n_rajada_cru_mer_p, 'g:', 'LineWidth', 2)
104 plt.plot(vet_vel_aux2, n_rajada_cru_mer_n, 'g:', 'LineWidth', 2)
105
106 plt.title('Diagrama Vxn')
107 plt.xlabel('Velocidade [m/s]')
108 plt.ylabel('Fator de Manobra n')
109 plt.grid()
110 plt.xticks([0, v_estol, v_manobra, v_aux_AE[len(v_aux_AE)-1],v_aux_BF

```

```

[ len(v_aux_BF) - 1], v_mergulho ],
111         [0, round(v_estol,1), round(v_manobra,1), round(v_aux_AE[
len(v_aux_AE) - 1],1), round(v_aux_BF[ len(v_aux_BF) - 1],1), round(
v_mergulho,1) ])
112 plt.yticks([n_ult_n, n_lim_n, 0, n_lim_p, n_ult_p])
113 plt.show()
114
115 # Salvando dados no arquivo "Diagrama_Vxn.txt":
116 tabela_1 = pd.DataFrame({"v_aux_AB": pd.Series(v_aux_AB), "n_pos_AB":
pd.Series(n_pos_AB),
117                          "v_aux_BC": pd.Series(v_aux_BC), "n_pos_BC":
pd.Series(n_pos_BC),
118                          "v_aux_BF": pd.Series(v_aux_BF), "n_pos_BF":
pd.Series(n_pos_BF),
119                          "v_aux_FG": pd.Series(v_aux_FG), "n_pos_FG":
pd.Series(n_pos_FG),
120                          "v_aux_AE": pd.Series(v_aux_AE), "n_neg_AE":
pd.Series(n_neg_AE),
121                          "v_aux_ED": pd.Series(v_aux_ED), "n_neg_ED":
pd.Series(n_neg_ED),
122                          "v_aux_EI": pd.Series(v_aux_EI), "n_neg_EI":
pd.Series(n_neg_EI),
123                          "v_aux_IH": pd.Series(v_aux_IH), "n_neg_IH":
pd.Series(n_neg_IH),
124                          "vet_vel_aux1": pd.Series(vet_vel_aux1), "
n_pos_GC": pd.Series(n_pos_GC),
125                          "n_CD": pd.Series(n_CD), "n_neg_HD": pd.Series
(n_neg_HD),
126                          "v_aux_cruzeiro": pd.Series(v_aux_cruzeiro), "
n_rajada_cruzeiro_p": pd.Series(n_rajada_cruzeiro_p),
127                          "v_aux_mergulho": pd.Series(v_aux_mergulho), "
n_rajada_mergulho_p": pd.Series(n_rajada_mergulho_p),
128                          "n_rajada_cruzeiro_n": pd.Series(
n_rajada_cruzeiro_n), "n_rajada_mergulho_n": pd.Series(
n_rajada_mergulho_n),
129                          "vet_vel_aux2": pd.Series(vet_vel_aux2), "
n_rajada_cru_mer_p": pd.Series(n_rajada_cru_mer_p),
130                          "n_rajada_cru_mer_n": pd.Series(
n_rajada_cru_mer_n)})
131
132 tabela_1.to_csv("Diagrama_Vxn.txt", index = False, sep = ';')

```

```

133
134 # Salvando e Gerando Imagem do gráfico:
135 tabela_2 = pd.read_csv("Diagrama_Vxn.txt" , sep = ";", header = 0).
    to_numpy() # Lendo os dados do arquivo .txt localizado
136 # na mesma pasta deste arquivo .py
137
138 # Títulos, legendas e salvando a figura:
139
140 plt.title('Diagrama Vxn')
141 plt.xlabel('Velocidade [m/s]')
142 plt.ylabel('Fator de Manobra n')
143 plt.plot(tabela_2[:,0], tabela_2[:,1], 'b', 'LineWidth', 2)
144 plt.plot(tabela_2[:,2], tabela_2[:,3], 'b', 'LineWidth', 2)
145 plt.plot(tabela_2[:,4], tabela_2[:,5], 'b--', 'LineWidth', 2)
146 plt.plot(tabela_2[:,6], tabela_2[:,7], 'b--', 'LineWidth', 2)
147 plt.plot(tabela_2[:,8], tabela_2[:,9], 'b', 'LineWidth', 2)
148 plt.plot(tabela_2[:,10], tabela_2[:,11], 'b', 'LineWidth', 2)
149 plt.plot(tabela_2[:,12], tabela_2[:,13], 'b--', 'LineWidth', 2)
150 plt.plot(tabela_2[:,14], tabela_2[:,15], 'b--', 'LineWidth', 2)
151 plt.plot(tabela_2[:,16], tabela_2[:,17], 'b--', 'LineWidth', 2)
152 plt.plot(tabela_2[:,16], tabela_2[:,18], 'b', 'LineWidth', 2)
153 plt.plot(tabela_2[:,16], tabela_2[:,19], 'b--', 'LineWidth', 2)
154 plt.plot(tabela_2[:,20], tabela_2[:,21], 'g:', 'LineWidth', 2)
155 plt.plot(tabela_2[:,22], tabela_2[:,23], 'g:', 'LineWidth', 2)
156 plt.plot(tabela_2[:,20], tabela_2[:,24], 'g:', 'LineWidth', 2)
157 plt.plot(tabela_2[:,22], tabela_2[:,25], 'g:', 'LineWidth', 2)
158 plt.plot(tabela_2[:,26], tabela_2[:,27], 'g:', 'LineWidth', 2)
159 plt.plot(tabela_2[:,26], tabela_2[:,28], 'g:', 'LineWidth', 2)
160
161 plt.style.use("ggplot")
162 plt.grid()
163 plt.xticks([0, v_estol, v_manobra, v_aux_AE[len(v_aux_AE)-1], v_aux_BF
    [len(v_aux_BF)-1], v_mergulho],
164            [0, round(v_estol,1), round(v_manobra,1), round(v_aux_AE[
    len(v_aux_AE)-1],1), round(v_aux_BF[len(v_aux_BF)-1],1), round(
    v_mergulho,1)])
165 plt.yticks([n_ult_n, n_lim_n, 0, n_lim_p, n_ult_p])
166
167 plt.savefig('Diagrama_Vxn.png', dpi = 300)

```


APÊNDICE B - ALGORITMO PARA AUTOMATIZAR O CÁLCULO DA DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO

```

1 import numpy as np
2 import matplotlib.pyplot as plt
3 import pandas as pd
4 import math
5
6 # çÃAproximao de Schrenk na Asa:
7
8 # âParmetros de entrada:
9
10 tabela = pd.read_csv("Parametros_Entrada_2.txt", sep=";") #Importa
    valores do arquivo .txt
11 b_asa = tabela["PARAMETRO"][0] #Envergadura da asa [m]
12 b_reta = tabela["PARAMETRO"][1] #Envergadura da parte reta [m]
13 b_f_0 = tabela["PARAMETRO"][2] #Envergadura da parte central sem
    perfil [m] (çÃSustentao Zero)
14 Cr = tabela["PARAMETRO"][3] #Corda da raiz [m]
15 Cp = tabela["PARAMETRO"][4] #Corda de ponta de asa [m]
16 Cl_max_p = tabela["PARAMETRO"][5] #Cl ámximo positivo da asa
17 W_max = tabela["PARAMETRO"][6] #áMximo peso de decolagem da aeronave
    [kg]
18 g = tabela["PARAMETRO"][7] #çÃAceleracao da gravidade [m/s^2]
19 rho_ar = tabela["PARAMETRO"][8] #Densidade do Ar [kg/m^3]
20 v_mergulho = tabela["PARAMETRO"][9] #áMxima velocidade de projeto [m/
    s] (Velocidade de mergulho)
21 fs = tabela["PARAMETRO"][10] #Fator de çsegurana
22 n_max = tabela["PARAMETRO"][11] #Fator de manobra
23
24 #Tipo de asa:
25
26 reta = tabela["PARAMETRO"][12] #Asa reta, corda constante. Caso
    positivo, igual a 1
27 trapezoidal = tabela["PARAMETRO"][13] #Asa trapezoidal, corda com
    çãvariao constante. Caso positivo, igual a 1
28 mista = tabela["PARAMETRO"][14] #Asa mista, corda constante. Caso
    positivo, igual a 1
29
30 # çFora áMxima de çãSustentao:
31
32 f_sus = W_max*g*fs*n_max

```

```

33
34 #çãDistribuio íElptica de çãSustentao (Asa íElptica de Mesma Área e
    Envergadura)
35
36 Gamma_0 = (4 * f_sus) / (rho_ar * v_mergulho * (b_asa - b_f_0) * math
    . pi)
37
38 #Forma íelptica de çãsustentao:
39 vet_b = np.arange(b_f_0/2, b_asa/2, 0.001)
40 Gamma_b = Gamma_0 * np.sqrt(1 - ((vet_b - b_f_0/2)*2/(b_asa - b_f_0))
    **2)
41 sus_eliptica = Gamma_b * (rho_ar * v_mergulho)
42
43 #çãDistribuio Teorica de çãSustentao:
44
45 #Estimativa de carregamento na parte reta e na parte trapezoidal:
46
47 if (reta == 1):
48     sus_aux = f_sus / (b_asa - b_f_0);
49     sus_reta = (vet_b*0) + sus_aux ;
50
51     # çãAproximao de Schrenk (éMdia):
52     sus = (sus_eliptica + sus_reta)/2;
53
54 elif (trapezoidal == 1):
55     lambda_ = Cp / Cr;
56     aux = ((2 * f_sus) / ((1 + lambda_) * (b_asa - b_f_0)));
57     sus_trapezoidal = (1 + (((vet_b - b_f_0/2)*2 / (b_asa - b_f_0)) *
    (lambda_ - 1))) * aux;
58
59 # çãAproximao de Schrenk (éMdia):
60     sus = (sus_eliptica + sus_trapezoidal)/2;
61
62 elif (mista == 1):
63     A_reta = Cr * (b_reta - b_f_0);
64     A_trapezoidal = (Cr + Cp) * (b_asa - b_reta) / 2;
65     A_total = A_reta + A_trapezoidal;
66     f_sus_reta = f_sus * A_reta / A_total;
67     f_sus_trapezoidal = f_sus * A_trapezoidal / A_total;
68
69 #Parte reta:

```

```

70
71     vet_b_reta = np.arange(b_f_0/2, b_reta/2, 0.001);
72     sus_reta_aux = f_sus_reta / (b_reta - b_f_0);
73     sus_reta = np.repeat(sus_reta_aux, np.size(vet_b_reta)+1);
74
75 #Parte trapezoidal:
76     vet_b_trapezoidal = np.arange((b_reta/2)+0.001, b_asa/2, 0.001);
77     sus_ponta_asa = (2 * f_sus_trapezoidal / (b_asa - b_reta)) -
sus_reta_aux;
78     inclinacao = 2 * (sus_ponta_asa - sus_reta_aux) / (b_asa - b_reta
);
79     constante = sus_ponta_asa - inclinacao * b_asa / 2;
80     sus_trapezoidal = vet_b_trapezoidal * inclinacao + constante;
81
82 #çãConcatenao:
83     sus = np.concatenate([sus_reta, sus_trapezoidal]);
84
85 #çãAproximao de Schrenk (éMdia):
86     sus = (sus_eliptica + sus)/2;
87
88 #çãDistribuio aproximada:
89     sus_aprox = np.concatenate([sus_reta, sus_trapezoidal]);
90
91 #Plot do áGrfico:
92
93 if (reta == 1):
94     plt.plot(vet_b, sus_reta, 'r--', 'LineWidth', 2);
95     plt.plot(vet_b, sus_eliptica, 'g:', 'LineWidth', 2);
96     plt.plot(vet_b, sus, 'b', 'LineWidth', 2);
97     plt.grid(True, zorder=1);
98     plt.title("çãDistribuio de çãSustentao");
99     plt.xlabel("Semi-Envergadura [m]");
100    plt.ylabel("çFora de çãsustentao [N/m]");
101    plt.show();
102
103 elif (trapezoidal == 1):
104    plt.plot(vet_b, sus_reta, 'r--', 'LineWidth', 2);
105    plt.plot(vet_b, sus_eliptica, 'g:', 'LineWidth', 2);
106    plt.plot(vet_b, sus, 'b', 'LineWidth', 2);
107    plt.grid(True, zorder=1);
108    plt.title("çãDistribuio de çãSustentao");

```

```

109     plt.xlabel("Semi-Envergadura [m]");
110     plt.ylabel("çFora de çãsustentao [N/m]");
111     plt.show();
112
113 elif (mista == 1):
114     plt.plot(vet_b, sus_aprox, 'r--', 'LineWidth', 2);
115     plt.plot(vet_b, sus_eliptica, 'g:', 'LineWidth', 2);
116     plt.plot(vet_b, sus, 'b', 'LineWidth', 2);
117     plt.grid(True, zorder=1);
118     plt.title("çãDistribuio de çãSustentao");
119     plt.xlabel("Semi-Envergadura [m]");
120     plt.ylabel("çFora de çãsustentao [N/m]");
121     plt.show();
122
123 # Salvando a çãDistribuio de çãSustentao no arquivo "
124     Distribuicao_Sustentacao.txt"
125 tabela_3 = pd.DataFrame({"vet_b": vet_b, "sus": sus})
126 tabela_3.to_csv("Distribuicao_Sustentacao.txt", index = False, sep = ',
127     ;')
128
129 # Salvando os pontos para o ágrfico no arquivo "
130     Distribuicao_Sustentacao_Grafico.txt"
131 tabela_1 = pd.DataFrame({"vet_b": vet_b, "sus_aprox": sus_aprox, "
132     sus_eliptica": sus_eliptica, "sus": sus})
133 tabela_1.to_csv("Distribuicao_Sustentacao_Grafico.txt", index = False,
134     sep = ';')
135
136 # Salvando e Gerando Imagem do áGrfico:
137
138 tabela_2 = pd.read_csv("Distribuicao_Sustentacao_Grafico.txt", sep =
139     ";", header = 0).to_numpy() #Lendo os dados do arquivo .txt
140     localizado na mesma pasta deste arquivo .py
141 x = tabela_2[:,0] #definindo as ávariveis x que ãsero plotadas
142 y = tabela_2[:,1] #definindo as ávariveis y que ãsero plotadas
143 z = tabela_2[:,2] #definindo as ávariveis y' que ãsero plotadas
144 w = tabela_2[:,3] #definindo as ávariveis y" que ãsero plotadas
145 plt.plot(x,y, "--", color = 'red', label = "çãDistribuio óterica") #
146     plot dos pontos
147 plt.plot(x,z, ":", color = 'green', label = "çãDistribuio íelptica") #
148     plot dos pontos
149 plt.plot(x,w, color = 'blue', label = "çãDistribuio aproximada") #

```

```
    plot dos pontos
141
142 #Ítulos, legendas e salvando a figura
143 plt.legend(loc='best')
144 plt.xlabel("Semi-Envergadura [m]", size = 10)
145 plt.ylabel("çFora de çãsustentao [N/m]", size = 10)
146 plt.title("çãDistribuio de çãSustentao", size = 15)
147 plt.grid(True)
148 plt.savefig('çãçãDistribuio_Sustentao.png', dpi = 300)
```