

**CENTRO FEDERAL DE EDUCAÇÃO TECNOLÓGICA CELSO SUCKOW DA  
FONSECA  
DEMEC- DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA  
ENGENHARIA MECÂNICA**

**THALES GONÇALVES DE QUEIROZ  
VINÍCIUS BORGES LOPES DE OLIVEIRA**

**PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE NÃO TRIPULADA PARA  
MONITORAMENTO DE LINHAS DE TRANSMISSÃO**

**TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO**

**RIO DE JANEIRO  
2023**

**THALES GONÇALVES DE QUEIROZ  
VINÍCIUS BORGES LOPES DE OLIVEIRA**

**PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE NÃO TRIPULADA  
PARA MONITORAMENTO DE LINHAS DE TRANSMISSÃO**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado como requisito parcial à obtenção do título de Bacharel em engenharia mecânica, do departamento de engenharia mecânica, do Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca.

Orientador: Prof. Dr. Alexandre Alves Santiago

Co-orientador: Prof. Dr. Juan Bautista Villa Wanderley

**RIO DE JANEIRO  
2023**

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Central do CEFET/RJ

- Q3 Queiroz, Thales Gonçalves de  
Projeto conceitual de uma aeronave não tripulada para monitoramento de linhas de transmissão / Thales Gonçalves de Queiroz [e] Vinícius Borges Lopes de Oliveira – 2023.  
107f.: il. (algumas color.) , enc.
- Projeto Final (Graduação). Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca, 2023.  
Bibliografia: f. 106-107.  
Orientador: Alexandre Alves Santiago.  
Co-orientador: Juan Bautista Villa Wanderley.
1. Engenharia mecânica. 2. Veículo aéreo não tripulado (VANT). 3. Linhas de Transmissão – Monitoramento. I. Oliveira, Vinícius Borges Lopes de. II. Santiago, Alexandre Alves (Orient.). III. Wanderley, Juan Bautista Villa (Co-orient.). IV. Título.

CDD 620.1

Dedicamos este trabalho a todos que nos apoiaram e se fizeram presentes ao longo de toda esta caminhada.

## **AGRADECIMENTOS**

Os autores desejam expressar profunda gratidão às suas famílias e namoradas, cujo apoio inabalável, incentivo e paciência foram a âncora que os manteve firmes ao longo dessa longa jornada acadêmica, permitindo a profunda concentração para o desenvolvimento deste projeto.

Além disso, não poderiam ter alcançado esse momento sem o apoio constante de seus amigos, cujo ânimo e encorajamento foram fundamentais nos momentos desafiadores. Por fim, os autores reconhecem a contribuição inestimável de seus orientadores, cujos ensinamentos e conhecimentos foram fundamentais para o sucesso desta jornada. Todos esses pilares de apoio desempenharam um papel fundamental na realização deste importante marco em suas vidas.

As invenções são, sobretudo, o resultado  
de um trabalho teimoso.  
(DUMONT, Alberto)

## RESUMO

QUEIROZ, Thales, OLIVEIRA, Vinícius. **Projeto Conceitual de uma Aeronave não Tripulada para Monitoramento de Linhas de Transmissão**. 2023. 109 páginas. Trabalho de Conclusão de Curso – Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca. Rio de Janeiro. Rio de Janeiro, 2023.

O objetivo deste estudo foi propor o desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado como uma inovadora solução para aprimorar a manutenção e a inspeção das linhas de transmissão de energia elétrica, fundamentais para o fornecimento energético, mas que enfrentam desafios significativos no ambiente em que operam. Este veículo, com aproximadamente 78 quilos, envergadura de 5,2 metros e comprimento de 3 metros, foi especificamente projetado para realizar inspeções ao longo de grandes distâncias, adquirindo dados cruciais por meio da tecnologia embarcada. Sua capacidade de decolagem em pistas curtas e improvisadas permite operações em áreas remotas e de difícil acesso, proporcionando uma autonomia de voo de cerca de 3 horas e uma cobertura de até 250 km. Essas características foram alinhadas com as atribuições definidas pelo órgão regulador, a Agência Nacional de Energia Elétrica (ANEEL), que estabelece a obrigatoriedade da inspeção anual das linhas de transmissão, enfatizando a verificação de elementos como o estado geral da linha, a integridade dos cabos, estais, cadeias de isoladores, proximidade da vegetação e invasão da faixa de servidão. Portanto, o veículo proposto se mostra promissor para atender às demandas essenciais dessas inspeções regulares, visando garantir a segurança e eficiência das linhas de transmissão no país e, conseqüentemente, a integridade do Sistema Interligado Nacional.

**Palavras-chave:** Veículo aéreo não tripulado. Manutenção. Inspeção. Linhas de Transmissão. Agência Nacional de Energia Elétrica.

## ABSTRACT

QUEIROZ, Thales, OLIVEIRA, Vinícius. **Conceptual Project of an Unmanned Aircraft for Transmission Lines Inspections**. 2023. 109 pages. Final Project – Federal Center of Technological Education - Rio de Janeiro. Rio de Janeiro, 2023.

The aim of this study was to propose the development of an unmanned aerial vehicle as an innovative solution to improve the maintenance and inspection of electricity transmission lines, which are fundamental to energy supply but face significant challenges in the environment in which they operate. This vehicle, weighing approximately 78 kilos, with a wingspan of 5.2 meters and a length of 3 meters, has been specifically designed to carry out inspections over long distances, acquiring crucial data through on-board technology. Its ability to take off from short, improvised runways allows it to operate in remote, hard-to-reach areas, providing a flight autonomy of around 3 hours and coverage of up to 250 km. These characteristics were aligned with the attributions defined by the regulatory body, the National Electric Energy Agency (ANEEL), which establishes the mandatory annual inspection of transmission lines, emphasizing the verification of elements such as the general state of the TL, the integrity of the cables, stakes, insulator chains, proximity to vegetation and encroachment on the right-of-way. Therefore, the proposed vehicle is promising for meeting the essential demands of these regular inspections, in order to guarantee the safety and efficiency of the country's transmission lines and, consequently, the integrity of the National Interconnected System.

**Keywords:** Unmanned Aerial Vehicle. Maintenance. Inspection. Transmission Lines. National Electric Energy Agency



## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1- Distribuição das Linhas de Energia Elétrica .....	13
Figura 2- Drones de Asa Fixa e Multirotor.....	16
Figura 3 - Plataforma de Voo Acauã. ....	19
Figura 4 - VANTs Semelhantes.....	22
Figura 5 - VANTs Semelhantes.....	22
Figura 6 - Modelo Atobá.....	23
Figura 7 - Gráfico do n° de Linhas de Transmissão pela extensão em km .....	25
Figura 8 - Exemplos de Gimbal (esquerda) e LIDAR (direita) .....	26
Figura 9 - Missão da Aeronave .....	29
Figura 10 - Gráfico para Carga Alar e Potência Requerida.....	34
Figura 11 - Perfil Aerodinâmico .....	38
Figura 12 – Ângulo de Ataque.....	39
Figura 13: Modelos de HLD.....	42
Figura 14 - Clmáx x Cli.....	44
Figura 15 - Tipos de empenagens.....	46
Figura 16- Dimensões do Estabilizador Horizontal.....	48
Figura 17- Estabilizador Vertical.....	48
Figura 18- Perfil NACA 0012.....	49
Figura 19 - SP-170 TS ROS.....	55
Figura 20 - Modelo Hélice .....	57
Figura 21 - Forças Atuantes .....	59
Figura 22 - Gráfico da Tração Requerida .....	61
Figura 23 - Gráfico da Potência Requerida .....	63
Figura 24- Configurações Existentes para Diversas Aeronaves. a) Grandes Aeronaves de Carga, b) Aviões de Caça, c) Aviões Gerais Leve, d) Planadores. ....	64
Figura 25- Arranjo Interno do VANT.....	66
Figura 26 - Vistas Ortográficas da Aeronave.....	66
Figura 27 - Vista em Perspectiva da Aeronave .....	67
Figura 28 - Esboço da Vista Traseira .....	70
Figura 29 - Parâmetros Envolvidos no Dimensionamento do Trem de Pouso .....	71
Figura 30 - Análise da Folga Traseira da Fuselagem Durante a Rotação da Decolagem .....	71
Figura 31 - Diagrama de Corpo Livre do VANT.....	72
Figura 32 - Curvas Tração Disponível x Altitude .....	77
Figura 33 - Gráfico da Tração Requerida x Altitude .....	78
Figura 34 - Curvas de Potência Disponível x Altitude .....	80
Figura 35 - Gráfico da Potência Requerida x Altitude .....	81
Figura 36 - DCL em fase de subida.....	82
Figura 37 - DCL em voo de planeio.....	85

Figura 38 - Gráfico $R_d \times V_h$ .....	86
Figura 39 - Representação da etapa de planeio .....	88
Figura 40 - Variação da distância horizontal em função da altura .....	89
Figura 41 - DCL para o pouso .....	90
Figura 42 - Comprimento de pista em função do coeficiente de atrito .....	93
Figura 43 - Diagrama V-n .....	96
Figura 44 - DCL para voo em curva .....	98

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Dados de Aeronaves Semelhantes .....	21
Tabela 2 - Frações do peso em relação as etapas da missão .....	30
Tabela 3 - Parâmetros para cálculo do peso vazio .....	31
Tabela 4 - Valores obtidos para cálculo do peso máximo de decolagem.....	32
Tabela 5 – Parâmetros necessários para cálculo da área alar e potência requerida	32
Tabela 6 - Valores referentes à área alar e potência requerida .....	35
Tabela 7 - Parâmetros calculados para selecionar o perfil da asa .....	43
Tabela 8 – Razão de Aspecto de acordo com o Tipo de Aeronave .....	45
Tabela 9 - Resultados para o Dimensionamento da Empenagem .....	47
Tabela 10 - Dados para Calcular o Gráfico Polar de Arrasto .....	50
Tabela 11 - Dados Para Calcular a Eficiência Máxima .....	52
Tabela 12 - Características dos modelos a combustão interna.....	54
Tabela 13 - Diâmetros encontrados .....	58
Tabela 14 - Dados para o Dimensionamento do Tanque de Combustível .....	65
Tabela 15 - Resultados dos Esforços da Aeronave no Solo .....	72
Tabela 16 - Resultados para o Cálculo da Altura do Trem de Pouso.....	73
Tabela 17 - Velocidades de máximo alcance em função da altitude.....	79
Tabela 18 - Velocidades de máxima autonomia em função da altitude .....	81
Tabela 19 - Dados obtidos para o voo de planeio .....	87
Tabela 20 - Coeficiente de atrito em relação ao tipo de solo .....	91
Tabela 21 - Fatores de carga limites típicos.....	94
Tabela 22 - Faixa de velocidades.....	97
Tabela 23 - Dados para desempenho em curva .....	100

## LISTA DE SIGLAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ANATEL	Agência Nacional de Telecomunicações
ANEEL	Agência Nacional de Energia Elétrica
BVLOS	Beyond Visual Line of Sight
CR	Controle de Reativo
DECEA	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
EPE	Empresa de Pesquisa Energética
EVLOS	Extended Visual Line of Sight
FAR	Federal Aviation Administration
INCRA	Instituto Nacional de Colonização e Reforma Agrária
LIDAR	Light Detection And Ranging
LT	Linhas de Transmissão
MG	Módulo Geral
PV	Parcela Variável
RAP	Receita Anual Permitida
RBAC	Regulamento Brasileiro de Aviação Civil
RPAS	Remotely Piloted Aircraft System
TR	Transformação
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
VANT	Veículo Aéreo Não-Tripulado
VLOS	Visual Line of Sight
HLD	High Lift Device

## SIMBOLOGIA

$\sigma_c$	Razão entre a massa específica do ar e a do nível do mar
$\rho$	Massa específica do ar
$\rho_0$	Massa específica do ar ao nível do mar
$\mu$	Coeficiente de atrito
$\gamma$	Ângulo de planeio
$\Phi$	Fator de efeito solo
$\varphi$	Ângulo de inclinação
$\Delta C_{LHLD}$	Variação do Coeficiente de sustentação para High Lift Device
$\Delta S$	Variação do deslocamento
$a$	Aceleração
$A$	Fator de correção do Peso Vazio
$b$	Envergadura
$\bar{c}$	Corde média aerodinâmica
$c$	Expoente para cálculo do Peso Vazio
$C$	Consumo específico de combustível
$C_D$	Coeficiente de arrasto total
$C_{Di}$	Coeficiente de arrasto pela geração de sustentação
$C_{D0}$	Coeficiente de arrasto sem sustentação
$C_{Do}$	Coeficiente de arrasto parasita
$C_{Dw}$	Coeficiente de arrasto de onda
$C_{DG}$	Coeficiente de arrasto no solo
$C_L$	Coeficiente de sustentação da aeronave
$C_{LC}$	Coeficiente de sustentação ideal para a etapa de voo de cruzeiro
$C_{LCw}$	Coeficiente de sustentação ideal de asa para a etapa de voo de cruzeiro
$C_{LMáx}$	Coeficiente máximo de sustentação
$C_{li}$	Coeficiente ideal de sustentação da asa
$C_{LMáx_w}$	Coeficiente máximo de sustentação para asa
$C_{lMáx_gross}$	Coeficiente máximo de sustentação bruto do aerofólio da asa
$C_{Lp}$	Coeficiente de sustentação da hélice
$C_{LR}$	Coeficiente de sustentação na decolagem
$D$	Arrasto

$F_N$	Reação vertical do solo no trem de pouso frontal
$F_M$	Reação vertical do solo no trem de pouso principal
$h$	Altura
$h_{asa}$	Altura da asa em relação ao solo
$h_c$	Folga
$I_{HT}$	Distância entre o CG da aeronave e o CA horizontal da empenagem
$I_{VT}$	Distância entre o CG da aeronave e o CA vertical da empenagem
$K$	Fator de arrasto induzido
$K_{us}$	Variável para asa fixa
$L_p$	Sustentação do propulsor
$(L/D)_{max}$	Eficiência aerodinâmica máxima
$m$	Massa
$n$	Fator de carga
$\eta_P$	Eficiência do propulsor
$P$	Potência
$P_d$	Potência disponível
$P_e$	Potência disponível no eixo do motor
$P_r$	Potência requerida
$R$	Alcance
$R$	Raio de curvatura
$R$	Força de Atrito
$R_{mínimo}$	Raio de curvatura mínimo
$RA$	Razão de aspecto
$Rd$	Razão de descida
$ROC$	Razão de subida
$ROC_{max}$	Razão máxima de subida
$S$	Área alar
$S_p$	Área total da hélice
$Sto$	Comprimento de decolagem
$S_{HT}$	Área da superfície horizontal da empenagem
$S_{HT}$	Área da superfície vertical da empenagem
$t$	Tempo
$t_{descida}$	Tempo na descida
$t_{subida}$	Tempo na subida

$T$	Empuxo
$T_r$	Empuxo requerido
$V$	Velocidade de voo
$V_{av}$	Velocidade média do ar na hélice
$V_C$	Velocidade de cruzeiro
$V_{inicial}$	Velocidade inicial
$V_{final}$	Velocidade final
$V_{max}$	Velocidade máxima
$V_S$	Velocidade de estol
$W$	Peso da aeronave
$W_{avg}$	Peso médio durante o cruzeiro
$W_{TO}$	Peso máximo de decolagem
$W_{PL}$	Peso da carga útil
$W_C$	Peso da tripulação
$W_e$	Peso vazio
$W_F$	Peso do combustível
$W_1$	Peso no início da missão
$W_2$	Peso ao final da decolagem e início da subida
$W_3$	Peso ao final da subida e início da 1ª etapa de cruzeiro
$W_4$	Peso ao final da 1ª etapa de cruzeiro e início do retorno
$W_5$	Peso ao final do retorno e início da 2ª etapa de cruzeiro
$W_6$	Peso ao final da 2ª etapa de cruzeiro e início da descida
$W_7$	Peso ao final da descida e início do pouso
$W_8$	Peso ao final da missão
$(W/P)$	Razão Peso/potência
$(W/S)$	Razão Peso/Área Alar
$O_{CG}$	Distância do ponto O ao centro de gravidade da aeronave
$A_{CG}$	Distância do ponto A ao centro de gravidade da aeronave
$\alpha_C$	Ângulo de folga
$\alpha_{TO}$	Ângulo de rotação
$CG$	Centro de gravidade
$CA$	Centro aerodinâmico

## SUMÁRIO

<b>1 INTRODUÇÃO</b>	<b>13</b>
1.1 MOTIVAÇÃO PARA O PROJETO	14
1.2 MISSÃO DA AERONAVE	17
1.3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	17
1.4 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO	19
<b>2 PARÂMETROS DE PROJETO</b>	<b>21</b>
2.1 PESQUISAS DE AERONAVES SEMELHANTES	21
2.2 CONCEPÇÃO INICIAL	23
2.3 REQUISITOS DE DESEMPENHO	24
2.4 REQUISITOS TÉCNICOS	27
2.5 NORMAS E REGULAMENTOS APLICÁVEIS	35
<b>3 AERODINÂMICA</b>	<b>38</b>
3.1 FUNDAMENTOS DE AERODINÂMICA	38
3.2 CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICA DOS PERFIS DA ASA	39
3.3 EMPENAGEM	45
3.4 POLAR DE ARRASTO	49
<b>4 PROPULSÃO</b>	<b>53</b>
4.1 GRUPO MOTOR-PROPULSOR E SELEÇÃO DE HÉLICE	53
4.2 FORÇAS ATUANTES, TRAÇÃO E POTÊNCIA	58
4.2.1 Tração Disponível e Requerida	60
4.2.2 Potência Disponível e Requerida	62
<b>5 FUSELAGEM</b>	<b>64</b>
5.1 CONCEPÇÃO DA FUSELAGEM	65
<b>6 TREM DE POUSO</b>	<b>68</b>
6.1 REQUISITOS DE PROJETO DO TREM DE POUSO	68
6.1.1 Configuração Do Trem de Pouso	69
6.1.2 Altura, Carga e Distância Entre Eixos	69
<b>7 DESEMPENHO</b>	<b>75</b>
7.1 INFLUÊNCIA DA VARIAÇÃO DA ALTITUDE	75
7.1.1 Desempenho de Subida	82
7.2 VOO DE PLANEIO	84
7.3 DESEMPENHO DE POUSO	89
7.4 DIAGRAMA V-N DE MANOBRA	94
7.5 DESEMPENHO EM CURVA	97
7.6 ESTIMATIVA DE TEMPO PARA A MISSÃO	101
<b>8 CONSIDERAÇÕES FINAIS</b>	<b>104</b>
8.1 RESULTADOS OBTIDOS	104
8.2 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	105

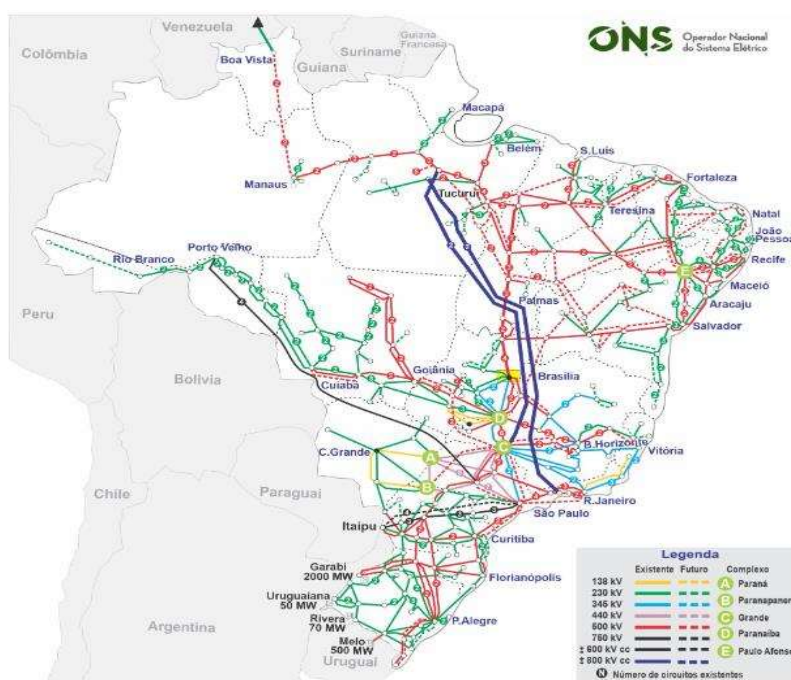


<b>REFERÊNCIAS.....</b>	<b>106</b>
-------------------------	------------

## 1 INTRODUÇÃO

Nas sociedades contemporâneas, é impossível imaginar a ausência da energia elétrica no cotidiano da vida do ser humano. Nas residências, nos comércios, nas indústrias e em muitos outros setores, ela é fundamental para sustentar o estilo de vida da atualidade. Nesse contexto, manter em ideal funcionamento as instalações encarregadas pela transmissão desse tipo de energia é mais do que necessário para o desenvolvimento de um país.

As linhas de transmissão são os ativos responsáveis pela função mencionada acima, conectando as unidades geradoras aos polos de distribuição. Elas podem ser classificadas de acordo com sua disposição física no espaço, em subterrâneas e aéreas, sendo esta última o foco do presente trabalho. A partir de levantamento realizado pelo Operador Nacional do Sistema Elétrico (ONS), em 2020, no Brasil, havia mais de 160 mil quilômetros de linhas de transmissão espalhadas pelo país, sendo possível, na Figura 1, verificar a distribuição desta malha ao longo de todo o território nacional.



**Figura 1- Distribuição das Linhas de Energia Elétrica**  
Fonte: ONS, 2022

Localizadas em áreas expostas a ações da natureza, como corrosão, avanço de vegetação, descargas atmosféricas e outras adversidades, estão sempre sujeitas

a falhas que podem interromper o fornecimento da energia elétrica (MEDEIROS, 2018). Além disso, os locais onde as torres são fixadas costumam ser de difícil acesso e, devido a isso, realizar seu monitoramento torna-se uma tarefa desafiadora e custosa.

De acordo com a Agência Nacional de Energia Elétrica (ANEEL), em sua Resolução Normativa nº 906/2020, o requisito mínimo para a manutenção das linhas de transmissão é a realização das atividades de inspeção a cada 12 meses, ou seja, no mínimo uma vez por ano, sendo elas a verificação dos seguintes quesitos:

- Estado geral da LT
- Integridade dos cabos para-raios e condutores
- Cadeias de isoladores
- Estais e estabilidade das estruturas
- Proximidade da vegetação aos cabos e à própria linha
- Invasão da faixa de servidão

Mediante a esses fatores, o vigente estudo propõe o desenvolvimento do projeto de um veículo aéreo não tripulado (VANT) para permitir a obtenção de imagens e modelos que evidenciem as condições das linhas de transmissão, reduzindo os custos das manutenções e melhorando a disponibilidade do fornecimento de energia.

## 1.1 MOTIVAÇÃO PARA O PROJETO

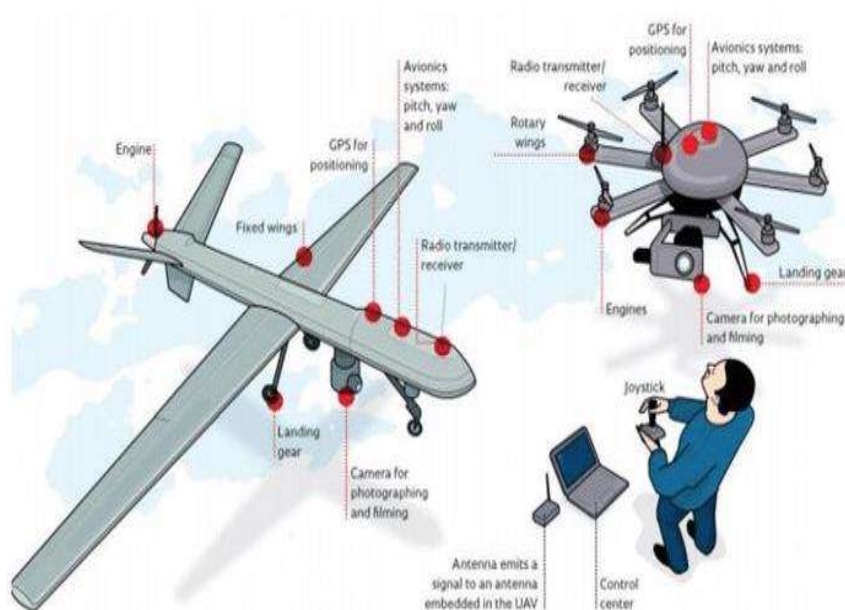
No Brasil, com o objetivo de aprimorar a qualidade da prestação de serviços no âmbito da transmissão, foi desenvolvido pela Agência Nacional de Energia Elétrica um mecanismo capaz de apurar o fornecimento por parte das concessionárias, que consiste na aplicação de um desconto sobre a remuneração das funções de transmissão, sendo elas CR, LT, MG e TR (SANTOS, 2008). Este mecanismo é chamado de Parcela Variável (PV) e está diretamente ligado à indisponibilidade das linhas.

Delineando a menor incidência desta PV sobre a Receita Anual Permitida (RAP), são amplamente realizadas, para as linhas de transmissão, inspeções a partir de helicópteros tripulados e viagens à campo por parte dos funcionários encarregados, consagrando-se, portanto, como as principais atividades responsáveis pela conservação da efetividade do sistema energético e acréscimo nas taxas de

disponibilidade destes ativos, em decorrência da redução nos números de seus desligamentos. (WAVRIK et al., 2013)

Com o avanço da tecnologia, o mercado dos veículos aéreos não tripulados vem conquistando cada vez mais espaço e adeptos ao redor de todo o mundo, desde os setores da segurança civil aos simples serviços de lazer e entretenimento. No âmbito do suprimento de energia elétrica não poderia ser diferente, a utilização desses equipamentos tem sido parte cada vez mais ativa do cotidiano dos técnicos, graças às suas inúmeras vantagens, como a circulação em locais de difícil acesso.

Comumente denominados de drones, os VANTs ou UAVs (*unmanned aerial vehicle*) diferem-se entre si de acordo com a configuração de sua plataforma, sendo classificados em dirigíveis, helicópteros, asa fixa e multirotores, onde os dois últimos são os mais conhecidos e utilizados. Como os próprios nomes salientam, os VANTs de asa fixa são aqueles cujas configurações assemelham-se aos aviões convencionais, ou seja, apresentam asas que proporcionam sua sustentação a partir do escoamento de ar incidente. Já os multirotores são constituídos de inúmeras hélices que promovem sustentação a partir das forças geradas pelo movimento rotativo destas “asas” em relação à um eixo vertical, permitindo, conseqüentemente, decolagem e pouso a partir de um ponto fixo, evidenciada como uma vantagem em relação aos de asa fixa (JOHNSON, 2013). Suas características podem ser evidenciadas abaixo:



**Figura 2- Drones de Asa Fixa e Multirotor**  
**Fonte: Research Gate, 2018**

Entretanto, por mais que a categoria de asa fixa, dependendo de sua configuração, necessite de áreas maiores para decolagem quando comparados aos seus “irmãos”, suas vantagens, por outro lado, afloram no que se refere a levantamentos para áreas consideravelmente maiores, tendo em vista que possuem maior autonomia, maior velocidade e principalmente, maior alcance de voo.

A partir desta concepção e levando-se em consideração a densa extensão da malha transmissora, é perceptível que a utilização da categoria dos UAVs de asa fixa contribuiria significativamente para levantamentos mais precisos acerca de algumas das condições especificadas pelo agente regulador. A presença de sensores RGB e infravermelho embarcados na fuselagem da aeronave, permite a obtenção de imagens no espectro visível e termal, além de modelos digitais a partir do levantamento de nuvens de pontos, que auxiliam na detecção da aproximação da vegetação aos cabos e às estruturas, na identificação das invasões às faixas de servidão e das anomalias muitas vezes imperceptíveis nas demais inspeções, que possam vir a prejudicar o efetivo funcionamento do sistema.

Vale ressaltar que a utilização de tal dispositivo não viria a substituir as atuais atividades de monitoramento realizadas a partir dos helicópteros tripulados, mas sim complementar essas atividades para coleta de informações, proporcionando desta forma, planejamento mais eficaz e objetivo das manutenções em campo, reduzindo

seus custos e evitando a perda de receita ou incidência de multa por eventuais desligamentos inesperados.

## 1.2 MISSÃO DA AERONAVE

A partir da contextualização proporcionada nas seções anteriores, faz-se necessário definir um objetivo de trabalho para a aeronave em questão, em outras palavras, a missão que irá desempenhar. Sendo assim, sua principal finalidade é a realização de voos para obtenção dos modelos e imagens que manifestem a aproximação da vegetação para com os componentes das LTs, mediante alto risco de desligamentos e queimadas, aliado ao mapeamento e detecção das invasões nas faixas de servidão.

A aeronave, por sua vez, realizará a decolagem a partir de pistas destinadas à esta função ou até mesmo improvisadas, como estradas de chão ou rodovias, permitindo que se aproxime e realize o aerolevante em velocidade de cruzeiro ao longo de toda a extensão da linha, realizando, ao final, manobra de retorno para que pouse no mesmo local da decolagem ou próximo ao fim do trajeto.

## 1.3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Os modelos de VANTs que existem atualmente começaram a surgir em meados dos anos 60, porém o desenvolvimento dessas aeronaves se intensificou com o avançar da guerra fria, por volta da década de 80. A partir de 2006, o uso dessas máquinas deixou de ser uma exclusividade militar e passaram a ser utilizadas para outras funções, tais como a vigilância de fronteiras e a pulverização agrícola (MARINHA DO BRASIL, 2019).

Em relação as distintas nomenclaturas para uma aeronave não-tripulada, pode-se citar: Drone, VANT e RPAS. O primeiro é o termo utilizado de forma coloquial e popular para se referir aos equipamentos remotamente pilotados, cuja tradução significa “zangão”, devido ao típico ruído que esses equipamentos costumam produzir em voo. Já VANT é a sigla para Veículo Aéreo Não Tripulado (tradução do termo *Unmanned Aerial Vehicle*), e é a classificação utilizada para se referir a todo e qualquer equipamento que acesse o espaço aéreo sem que haja a presença de um

ser humano a bordo. No entanto, de acordo com a Organização da Aviação Civil Internacional (OACI), este termo já pode ser considerado como obsoleto. Por fim, RPAS, *Remotely Piloted Aircraft System*, é o termo técnico e padronizado internacionalmente por essa instituição para se referir aos sistemas de aeronaves remotamente pilotadas utilizadas com propósitos não recreativos (DECEA, 2019).

No Brasil, o agronegócio é um ramo bastante interessado na utilização desta tecnologia para realização das mais diversas operações pertinentes (MAISSOJA, 2019). Nesse setor, pode-se encontrar artigos na literatura que demonstram otimismo em relação ao uso dessas aeronaves. Elas podem receber uma câmera termal acoplada e com isso verificar a previsão do estresse hídrico nas culturas, o planejamento da irrigação, a detecção de doenças e patógenos nas plantas, além de inúmeras outras utilizações (VIANA et al., 2018).

Em 2004, através do IAE (Instituto de Aeronáutica e Espaço), o Brasil realizou testes para demonstrar em voo novas tecnologias de guiamento e controle para veículos autônomos. O primeiro projeto desenvolvido foi o VANT-SNC (Sistema de Navegação e Controle), onde foi desenvolvido um sistema de voo completamente automático, capaz de permitir a aeronave Acauã voar através de referências geográficas enviadas do solo pelo piloto responsável pela missão. O projeto, coordenado pelo IAE e com a participação de órgãos do Ministério da Defesa, foi financiado pela Financiadora de Estudos e Projetos (FINEP), sendo concluído com sucesso em junho de 2010, após a realização de 59 voos de ensaio na área da Academia da Força Aérea (AFA), em Pirassununga/SP.

Com o sucesso do projeto VANT-SNC, foi desenvolvido o segundo grande projeto com a plataforma de voo Acauã, denominado DPA-VANT (Decolagem e Pousos Automáticos). Utilizando o sistema de voo autônomo previamente desenvolvido, foi possível realizar o taxiamento, a decolagem e o pouso totalmente autônomos, apenas com a supervisão externa de um piloto na estação de solo. O projeto foi concluído com sucesso em junho de 2014.

A plataforma de voo Acauã, Figura 3, também serve como modelo para a pesquisa aplicada de novos sistemas de controle de aeronaves, que atendam aos desafios da aviação nas próximas décadas. Os novos métodos e arquiteturas têm sido apresentados e submetidos em importantes fóruns internacionais e revistas de relevância, como é o caso do AIAA – Instituto Norte-Americano de Aeronáutica e Astronáutica (IAE, 2019).



**Figura 3 - Plataforma de Voo Acauã.**  
**Fonte: IAE, 2019**

#### 1.4 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

Tendo em vista a complexidade acerca do tema abordado, o vigente estudo é dividido em 8 tópicos, que apresentarão também as subdivisões acerca de tal abordagem.

No início deste estudo é apresentado o capítulo introdutório cujo objetivo é situar os leitores, de forma sucinta, a respeito de alguns dos ativos responsáveis pela transmissão de energia elétrica no Brasil e certas atividades que os envolvem. Além desta contextualização, são abordadas também a motivação dos autores para o desenvolvimento de tal conteúdo, repassando a missão da aeronave a ser desenvolvida e a revisão bibliográfica, que traz consigo um pouco do desenvolvimento desta tecnologia ao longo do tempo e algumas aplicações para as quais são projetados.

No Capítulo 2 inicia-se, de fato, a fase de concepção da aeronave, sendo esta etapa a mais importante. Sua enorme relevância está, conseqüentemente, atrelada à obtenção e escolha dos parâmetros de projeto que servirão para nortear os demais capítulos que virão em seguida. A pesquisa de aeronaves semelhantes permite visualizar e compreender características presentes em outras aeronaves, contribuindo



para a elaboração da concepção inicial do veículo, dos requisitos e critérios necessários ao desempenho. São abordados, também, as regulamentações e órgãos responsáveis por reger tais atividades no país.

O Capítulo 3, referente à Aerodinâmica aborda os fundamentos básicos deste tema e fornece embasamento para a seleção dos perfis da asa e da empenagem, assim como o dimensionamento destes elementos estruturais. Além disso, realizou-se o cálculo da polar de arrasto onde possibilitou-se encontrar o valor da eficiência aerodinâmica máxima da aeronave projetada.

As análises desta seção fundamentam-se principalmente em abordagens empíricas derivadas do extenso conhecimento proporcionado pelo progresso contínuo do setor aeronáutico, permitindo simplificar fenômenos reais para uma interpretação matemática.

No Capítulo 4 será abordada a escolha do conjunto motor-propulsor, responsável por transformar a energia oriunda da queima do combustível em energia cinética, proporcionando o voo desta aeronave. Além disso apresentará as forças atuantes, a tração e a potência envolvidas.

O Capítulo 5 versará sobre a concepção da fuselagem onde será feita a escolha do tipo dessa estrutura e o arranjo interno do VANT. O capítulo seguinte tratará a respeito do dimensionamento do trem de pouso, dando ênfase na segurança do avião durante o procedimento de decolagem e pouso. No Capítulo 7, serão apresentadas as análises acerca do desempenho do projeto.

Já o último tópico, o Capítulo 8, é o responsável por realizar o fechamento do presente trabalho, a partir dos resultados alcançados em uma metodologia preliminar e empírica, denominada de projeto conceitual, relativos à aeronave escolhida. Nele serão apresentados também, oportunidades para estudos posteriores que possam vir a surgir nesta instituição de ensino.

## 2 PARÂMETROS DE PROJETO

### 2.1 PESQUISAS DE AERONAVES SEMELHANTES

Para iniciar o projeto, foi realizada uma pesquisa de aeronaves semelhantes no mercado a fim de se obter referências para a configuração da aeronave que cumprirá a missão.

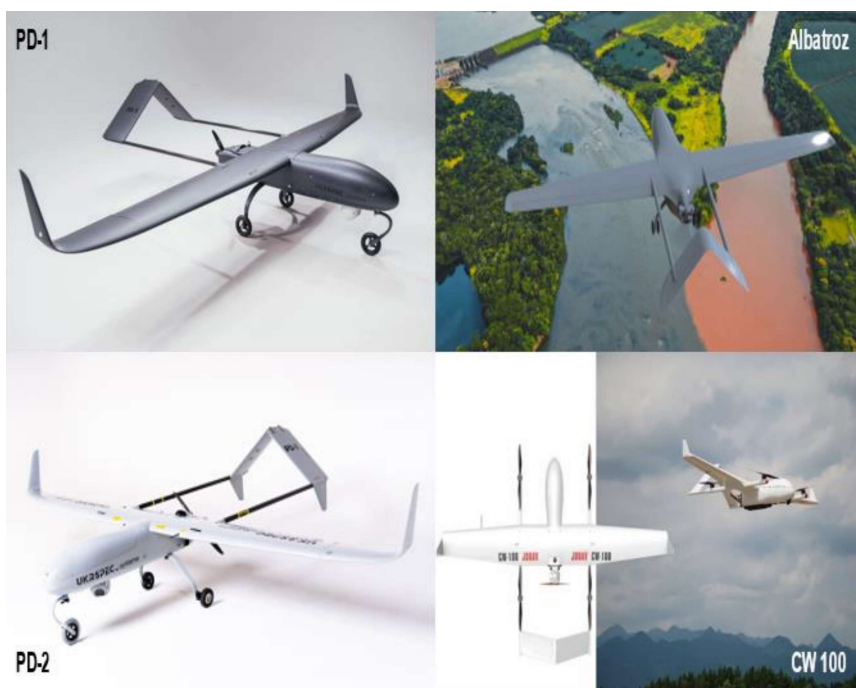
Como o intuito é inspecionar linhas de transmissão bastante extensas, é natural que se deseje uma aeronave com elevada autonomia e confiabilidade, porém não tão robusta quanto os veículos de aplicação militar, visto que a intenção é equilibrar esses fatores e projetar uma aeronave com características intermediárias, que atenda aos requisitos da missão.

Após as pesquisas de mercado, foi possível confeccionar uma tabela que agrega dados valiosos a respeito de um número considerável de veículos que podem ser utilizados para atividades de inspeção e monitoramento. Tais dados podem, juntamente com a demonstração de alguns destes VANTs, serem visualizados na Tabela 1 e nas Figuras 4 e 5.

**Tabela 1 - Dados de Aeronaves Semelhantes**

Aeronave	Fabricante	Comprimento (m)	Envergadura (m)	Peso Máximo de Decolagem (kg)	Carga Paga (kg)	Vcruzeiro	Vstol	Potência	Alcance (km)
Deltaquad Pro (Países)	Deltaquad	0,9	2,35	6,2	1,2	65 km/h	43 km/h	-	120
Albatross (EUA)	Applied Aeronautics	-	3	10	4,4	68 km/h	-	-	250
UAV Raybird-3 (Ucrânia)	Skyeton	1,8	3	20	5	110 km/h	-	3,5 hp	250
PD-1 (Ucrânia)	Ukrspec Systems	2,54	4	40	10	95 km/h	50 km/h	-	100
PD-2 (Ucrânia)	Ukrspec Systems	2,85	4	45	11	100 km/h	-	-	200
CW-40 (China)	JOUAV	2,3	4,6	45	10	90 km/h	-	-	200
CW-100 (China)	JOUAV	3,03	5,15	110	25	100 km/h	-	-	200
Albatroz (Brasil)	Stella	4	7	150	6	120 km/h	-	25 hp	250
Atobá (Brasil)	Stella	8	11	500	150	120 km/h	-	60 hp	250

Fonte: Autores



**Figura 4 - VANTs Semelhantes**  
**Fonte: Fabricantes, 2023**

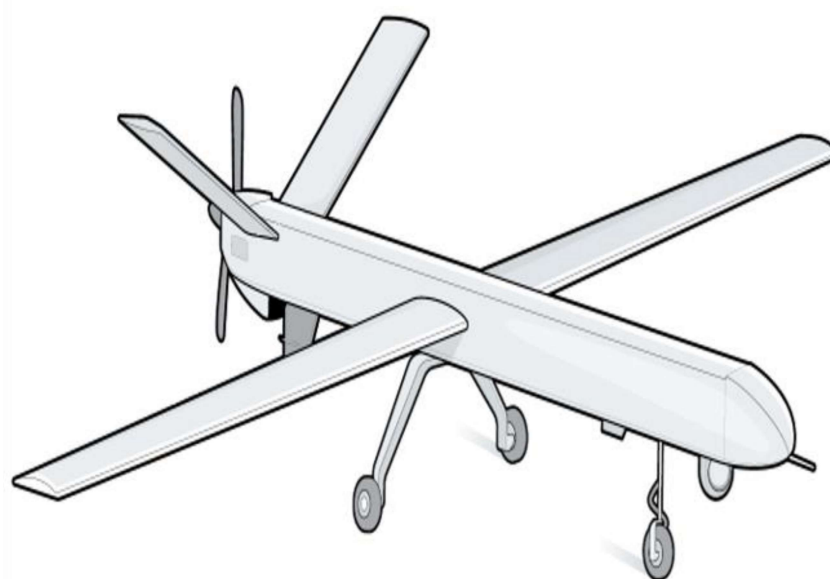


**Figura 5 - VANTs Semelhantes**  
**Fonte: Fabricantes, 2023**

## 2.2 CONCEPÇÃO INICIAL

A partir da pesquisa por aeronaves semelhantes, realizada na seção acima, torna-se possível dar início ao projeto conceitual deste veículo, visto que, agora, se tem maior conhecimento acerca das configurações utilizadas por diferentes fabricantes e que atendam as mais diversas necessidades.

Como o intuito do projeto é a realização do levantamento não apenas de nuvens de pontos, mas também de imagens por meio de câmeras, é evidente que a configuração deste veículo seja propícia para tal atividade, de modo que os demais componentes da fuselagem não venham a obstruir as imagens realizadas. Dessa forma, dando maior destaque ao mercado brasileiro, optou-se por uma concepção similar ao adotado pela Stella Tecnologia, em seu modelo Atobá, porém em menores proporções, exemplificado na Figura 6 abaixo.



**Figura 6 - Modelo Atobá**  
**Fonte: FAPESP, 2021**

Tal escolha é justificada pela presença da câmera na parte frontal da fuselagem, permitindo maior raio de captura, baixas vibrações nas imagens provocadas pelo motor e menor aquecimento devido a propulsão. Os trens de pouso são fixos e simplificam a fuselagem. O LIDAR, responsável pelas nuvens de pontos,

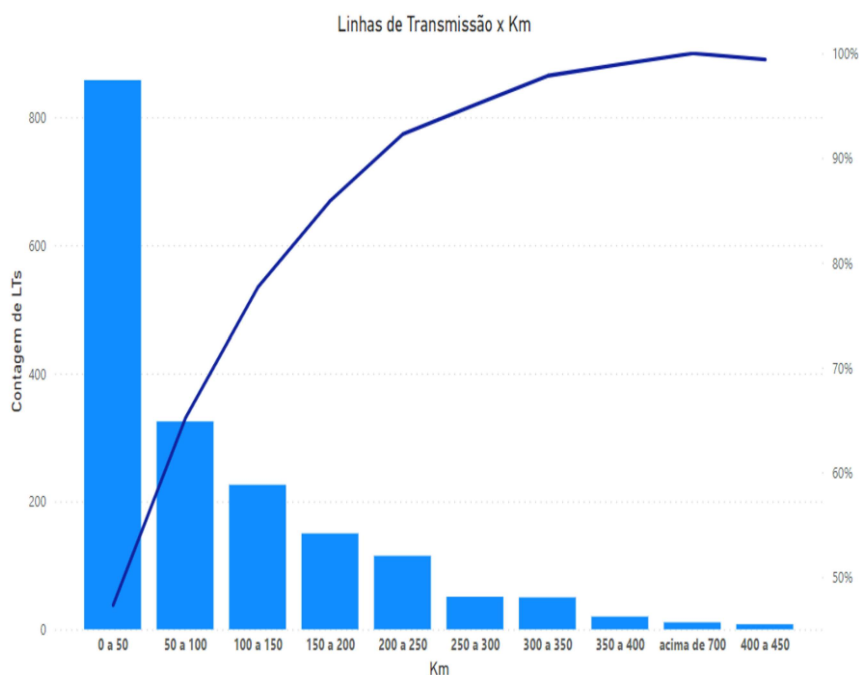
por sua vez, poderá ser posicionado na parte central da aeronave, tendo em vista o espaço existente entre o sistema do trem de pouso.

O ponto inicial para um projeto é a realização de uma concepção preliminar, seguindo as seguintes etapas: escolha da configuração das asas e da empenagem, seleção do propulsor e, por último, da configuração do trem de pouso (SADRAEY, 2013). Essas etapas serão, conseqüentemente, abordadas ao longo do presente trabalho em suas respectivas seções, de modo a abordar mais detalhadamente os conceitos e características acerca de sua utilização.

### 2.3 REQUISITOS DE DESEMPENHO

Conhecida a missão da aeronave, é necessário estipular alguns parâmetros de projeto que serão utilizados como base para a obtenção dos dados que irão reger o comportamento desse veículo, tais como o alcance, carga paga, velocidade de cruzeiro e altitude máxima.

Tendo em vista a enorme malha de linhas de transmissão vigentes no país, com as mais diversas características e quilometragens, faz-se necessário que seu alcance possa abranger boa parte do sistema elétrico existente. Para isso, a partir do webmap disponibilizado no site da EPE (Empresa de Pesquisa Energética), foi possível extrair os dados a respeito da base existente de linhas de transmissão, permitindo a confecção do seguinte gráfico:



**Figura 7 - Gráfico do nº de Linhas de Transmissão pela extensão em km**  
**Fonte: Webmap EPE, 2023**

A partir de sua análise, torna-se perceptível a presença de um comportamento baseado no diagrama de Pareto, o qual pode ser entendido como uma ponderação estatística a partir de um padrão confiável de comportamento (KOCH, 2015). Tal ponderação é largamente utilizada no âmbito da produção, já que aparentemente 80% das adversidades estão relacionadas à 20% das causas. Paralelamente, tal conceito pôde ser inserido no contexto do presente estudo, de forma a auxiliar na tomada de decisão do alcance do veículo não tripulado, visto que a partir desses dados evidenciou-se que a maior parte das linhas de transmissão existentes possui menor quilometragem, representando a parcela mais significativa, enquanto uma menor parcela detêm extensões mais elevadas. Dessa forma, o desenvolvimento de uma aeronave com alcance de 250 km é suficiente para auxiliar as necessidades de manutenção da maior parte desses ativos.

Para estimativa da carga paga (payload), ou seja, o peso máximo a ser carregado pela aeronave, além de uma análise baseada nos demais veículos apontados na Tabela 1, efetuou-se uma pesquisa de mercado de modo a encontrar especificações de ferramentas para monitoramento que poderão ser embarcadas na aeronave em questão, mais especificamente, uma plataforma gimbal, para a captura das imagens, e um sensor LIDAR para o levantamento das nuvens de pontos a partir da emissão de feixes de laser infravermelho. Desta forma, evidenciou-se que com o

avanço crescente da tecnologia, esses equipamentos vêm ficando cada vez mais leves e eficientes. Portanto, partindo desta concepção e de modo a não restringir a escolha dos equipamentos, estipulou-se uma carga paga de 10 kg como suficiente para atender aos propósitos e requisitos do projeto. Na Figura 8, é possível exemplificar ambas as tecnologias que serão utilizadas.



**Figura 8 - Exemplos de Gimbal (esquerda) e LIDAR (direita)**  
**Fonte: Fabricantes ViewPro UAV e Phoenix LIDAR Systems, 2023**

Em relação a velocidade de tal VANT, optou-se por utilizar velocidades semelhantes às utilizadas por aeronaves semelhantes de monitoramento, sendo, portanto, utilizado o valor de 25 m/s, equivalente a 90 km/h.

Como o intuito deste projeto é viabilizar um equipamento versátil e de fácil utilização, visto que o contexto prático da manutenção das linhas de transmissão é bastante complexo, é preciso que o VANT em questão possa decolar em um curto comprimento de pista. Para isso, foi estipulado o valor de 100 metros como sendo ideal para atender a tais requisitos.

Além dos parâmetros mencionados acima, outro de extrema importância é a altitude a qual o veículo poderá ser submetido. Dessa forma, tendo em vista que este projeto objetiva a elaboração de uma aeronave com atuação em território nacional, optou-se por adotar uma altitude máxima superior à da cidade mais elevada do Brasil, Campos do Jordão no estado de São Paulo, com 1600 m de altitude (IBGE, 2011).

Portanto, considerou-se o valor de 2000 metros como o máximo a ser alcançado por este modelo. No entanto, vale ressaltar que para a supervisão dos ativos do setor elétrico, ele deverá percorrer baixas altitudes, ou seja, o mais próximo possível da LT, visto que a acurácia da nuvem de pontos levantada pelo sensor LIDAR é inversamente proporcional ao incremento da altitude. (N. A. Fuad et al, 2018).

## 2.4 REQUISITOS TÉCNICOS

O primeiro passo para prosseguir na confecção do projeto é calcular a estimativa do peso máximo de decolagem, pois é nessa etapa do voo que a aeronave está sujeita aos maiores esforços durante o percurso. Com isso, devido a essa criticidade, o peso máximo de decolagem serve como parâmetro para garantir que cada componente do avião, como a asa e cauda, suporte esse esforço sem falhar. (SADRAEY,2013)

Para se calcular o peso máximo de decolagem, utiliza-se a seguinte equação:

$$W_{TO} = W_{PL} + W_C + W_F + W_E \quad (1)$$

Em que:

$W_{to}$  – Peso máximo de decolagem

$W_{PL}$  – Peso da carga útil

$W_C$  – Peso da tripulação

$W_F$  – Peso do combustível

$W_E$  – Peso vazio

Por se tratar de um VANT, o termo correspondente a parcela de peso da tripulação é desconsiderado. Um outro aspecto relevante é o fato de o peso da carga útil ser independente do peso máximo, já que é previamente definido, ao contrário do peso vazio e do peso de combustível, que dependem do peso máximo de decolagem. Com isso, pode-se escrever:

$$W_F = \frac{W_F}{W_{TO}} W_{TO} \quad (2)$$

$$W_E = \frac{W_E}{W_{TO}} W_{TO} \quad (3)$$



Substituindo,

$$W_{TO} = W_{PL} + \frac{W_F}{W_{TO}} W_{TO} + \frac{W_E}{W_{TO}} W_{TO} \quad (4)$$

Manipulando algebricamente, pode-se chegar ao seguinte resultado:

$$W_{TO} = \frac{W_{PL}}{\left(1 - \frac{W_F}{W_{TO}} - \frac{W_E}{W_{TO}}\right)} \quad (5)$$

Para encontrar o peso máximo de decolagem é necessário encontrar o valor da carga paga, a fração de combustível e a fração de peso vazio. Os dois primeiros são obtidos com precisão, porém o último é estimado estatisticamente. (SADRAEY, 2013)

O valor da carga paga, no presente projeto, por se tratar de um veículo não tripulado, irá se limitar apenas ao peso dos componentes da câmera e sensor e, conforme apresentado na seção de requisitos de projeto, é utilizado o valor de 10kg.

Em relação ao peso de combustível, o seu cálculo é baseado no tipo de missão da aeronave, nas suas características, no design aerodinâmico, e no consumo específico do motor sendo, inicialmente, necessário definir a natureza da tarefa. Como, para a captação dos dados é necessário um voo sobre as linhas de transmissão, a etapa de cruzeiro será a mais longa do trajeto, uma vez que é nela que as imagens e nuvens de pontos serão obtidas.

Primeiramente, são definidas 8 fases do voo. A primeira, de nº 1, será a decolagem, e seguindo a ordem na sequência numérica, há a subida, cruzeiro, retorno, cruzeiro, descida e pouso, conforme a Figura 9.

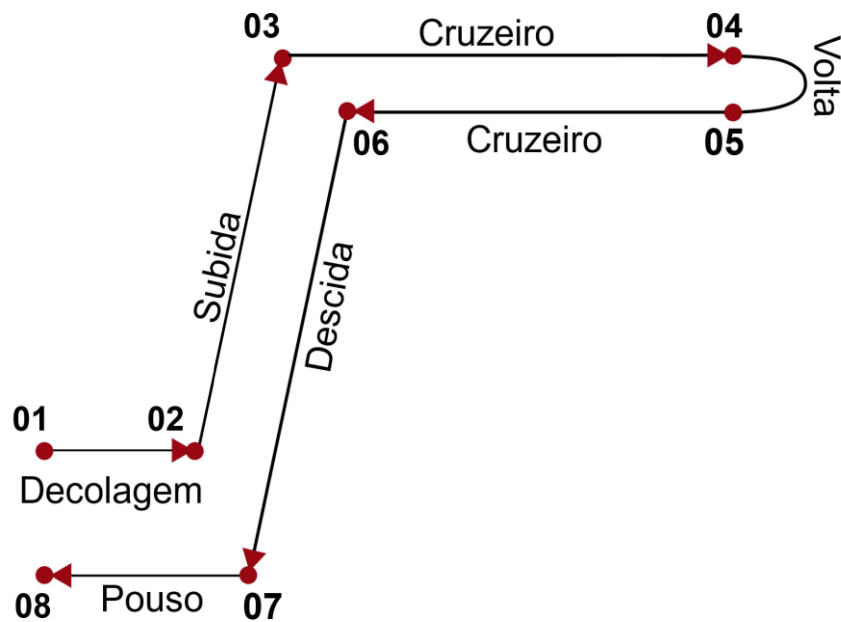


Figura 9 - Missão da Aeronave  
Fonte: Autores

Ainda no cálculo do peso de combustível, utilizam-se as seguintes notações (SADRAEY, 2013):

- $W_1$  – Peso no início da etapa decolagem
- $W_2$  – Peso ao final da etapa decolagem
- $W_3$  – Peso ao final da etapa de subida
- $W_4$  – Peso ao final da 1ª etapa de cruzeiro
- $W_5$  – Peso ao final da etapa de retorno
- $W_6$  – Peso ao final da 2ª etapa de cruzeiro
- $W_7$  – Peso ao final da etapa de descida
- $W_8$  – Peso ao final da missão

De posse dessas definições, o peso de combustível pode ser calculado da seguinte forma:

$$W_F = W_{TO} - W_8 \quad (6)$$

Além disso, para qualquer trecho da missão “i”, a fração de peso do segmento da missão  $W_{1+i} / W_i$  pode ser estimada, de acordo com a Tabela 2. Sendo

desconsiderada do cálculo, ou seja, adotado valor igual a 1, para a fração de retorno, tendo em vista tempo demasiadamente curto para a realização de tal manobra.

**Tabela 2 - Frações do peso em relação as etapas da missão**

<b>Etapa</b>	<b>Fração <math>W(i + 1)/W_i</math></b>
Taxiamento e Decolagem	0,98
Subida	0,97
Descida	0,99
Aproximação e Pouso	0,997

Fonte: SADRAEY,2013

Manipulando a Eq. 6, tem-se:

$$\frac{W_F}{W_{TO}} = 1 - \frac{W_8}{W_{TO}} \quad (7)$$

onde,

$$\frac{W_8}{W_{TO}} = \frac{W_2}{W_{TO}} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \frac{W_7}{W_6} \frac{W_8}{W_7} \quad (8)$$

No cálculo do peso de combustível, acrescenta-se ainda um adicional de combustível com a finalidade de garantir a segurança do voo, conforme recomendação da FAA (*Federation Aviation Administration*). Assim, a Eq. 8 é escrita como:

$$\frac{W_F}{W_{TO}} = 1,05 \left( 1 - \frac{W_8}{W_{TO}} \right) \quad (9)$$

Ao longo do percurso, algumas frações do peso são calculadas estatisticamente, como a decolagem e taxiamento, subida, descida, aproximação e pouso. Porém, na etapa de cruzeiro, esse valor é obtido matematicamente, de acordo com a equação abaixo para um avião movido à hélice (SADRAEY, 2013).

$$\frac{W_{i++}}{W_i} = e^{\left( \frac{-RC}{\eta_P \left( \frac{L}{D} \right)_{Máx}} \right)} \quad (10)$$

onde,

$R$  – Alcance

$C$  – Consumo específico de combustível

$\eta_p$  – Eficiência do propulsor

$\left(\frac{L}{D}\right)_{Máx}$  – Eficiência aerodinâmica máxima

O valor de 250 km para o alcance foi definido nos requisitos de desempenho. O consumo específico, razão máxima de planeio e eficiência do propulsor foram extraídos da literatura, cujos valores podem ser encontrados na Tabela 4.

De posse desses dados, é possível calcular a fração de combustível. Porém, para encontrar o peso máximo de decolagem, falta a fração de peso vazio cujo cálculo, segundo Raymer (1992), é dado pela seguinte equação:

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = AW_{TO}^C K_{US} \quad (11)$$

Os coeficientes são dados conforme a Tabela 3:

**Tabela 3 - Parâmetros para cálculo do peso vazio**

<b>Aeronave</b>	<b>A</b>	<b>C</b>
Planador sem propulsão	0,86	-0,05
Planador com propulsão	0,91	-0,05
Caseiro (metal/madeira)	1,19	-0,09
Caseiro (materiais compósitos)	0,99	-0,09
Aviação Geral - propulsão única	2,36	-0,18
Aviação Geral - propulsão múltipla	1,51	-0,1
Agricultura	0,74	-0,03
Múltiplas turbinas à hélice	0,96	-0,05
Anfíbio	1,09	-0,05
Caça para treino	1,59	-0,1
Caça para combate	2,34	-0,13

Fonte: RAYMER, 1992

Como o veículo em questão não é devidamente representado na Tabela 3, considerou-se, aproximadamente, a aeronave como um *Sailplane Powered*

(Motoplanador) para facilitar os cálculos, uma vez que das aeronaves apresentadas esta é a que mais se assemelha ao projeto. Serão utilizados, portanto, os valores de seus coeficientes para o cálculo da fração do peso vazio, considerando também,  $K_{us}$  igual a 1, devido ao design do VANT em projeto ser de asa fixa.

A partir destas informações é possível criar a Tabela 4 com os valores encontrados nos cálculos:

**Tabela 4 - Valores obtidos para cálculo do peso máximo de decolagem**

<b>Grandeza</b>	<b>Valor</b>
Consumo Específico de Combustível	$6,62 \times 10^{-7} \text{ m}^{-1}$
Eficiência do sistema de propulsão	0,7
Eficiência Aerodinâmica Máxima	6
Alcance	250 km
Fração do peso para os trechos de cruzeiro	0,96
Fração de Peso de Combustível	0,14
Fração do Peso Vazio	0,73
Peso Máximo de Decolagem	78 kg

Fonte: Autores

Agora, portanto, temos um dos parâmetros fundamentais para a fase de projeto conceitual, que é o peso máximo de decolagem. Prosseguindo, o próximo passo para avançar em seu desenvolvimento é determinar a área da asa ( $S$ ) e a potência do motor ( $P$ ), requeridos ao ideal funcionamento deste veículo. Ao contrário do cálculo do peso máximo de decolagem, no qual os resultados são baseados em estatísticas, para esses dois parâmetros o cálculo é feito analiticamente e fornece valores precisos. (SADRAEY, 2013)

Nesta etapa, o dimensionamento necessita de alguns requisitos de desempenho anteriormente mencionados, e outros obtidos a partir da literatura, sendo eles:

**Tabela 5 – Parâmetros necessários para cálculo da área alar e potência requerida**

Velocidade de Cruzeiro ( $V$ )	25 m/s
Velocidade de Estol ( $V_s$ )	14,4 m/s
Velocidade Máxima ( $V_{max}$ )	32,5 m/s

Comprimento de decolagem ( $Sto$ )	100 m
Altura Máxima ( $hc$ )	2000 m
Razão máxima de Subida ( $ROC_{max}$ )	5,18 km/h
Massa específica do ar ( $\rho$ )	0,961 kg/m <sup>3</sup>
Massa específica do ar ao nível do mar ( $\rho_0$ )	1,225 kg/m <sup>3</sup>
Razão entre massas específicas ( $\sigma_c$ )	0,784
Coefficiente de Sustentação ( $Cl_{max}$ )	1,4
Coefficiente de atrito ( $\mu$ )	0,3
Fator de arrasto induzido ( $K$ )	0,141
Coefficiente de sustentação na decolagem ( $C_{LR}$ )	0,05
Coefficiente de arrasto sem sustentação ( $C_{Do}$ )	0,045
Coefficiente de arrasto no solo ( $C_{DG}$ )	-0,049

Fonte: Autores

De posse desses dados, é preciso agora definir outros 2 parâmetros, a carga alar e a razão peso/potência. O primeiro é a relação entre o peso por unidade de área da asa e o segundo, entre peso por unidade de potência. Para calcular esses valores, as seguintes equações serão utilizadas (SADRAEY, 2013).

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_S} = \frac{1}{2} \rho V_S^2 C_{L_{máx}} \quad (12)$$

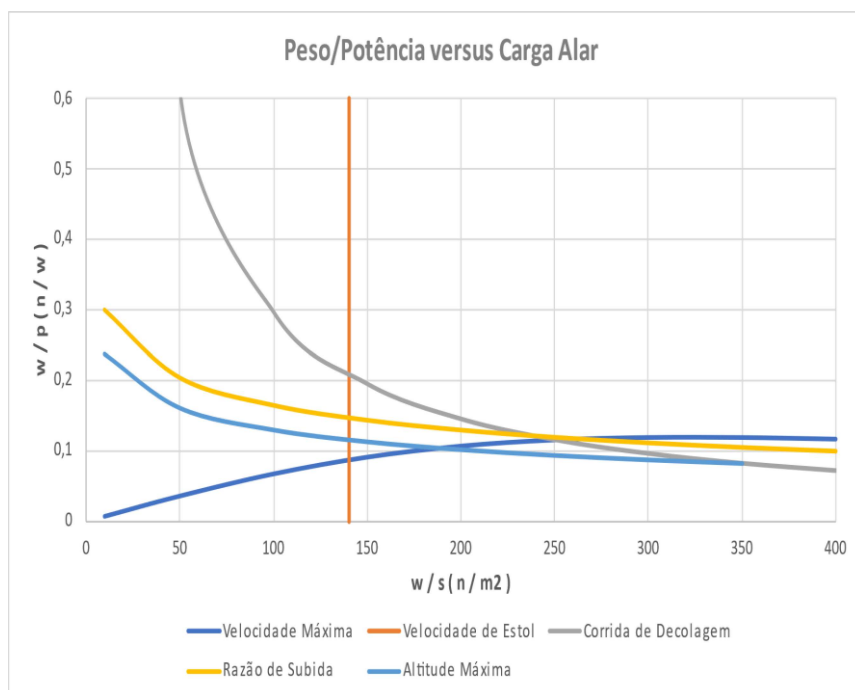
$$\left(\frac{W}{P}\right)_{V_{Máx}} = \frac{\eta_P}{\frac{(\frac{1}{2} \rho C_{Do}) V_{Máx}^3}{(\frac{W}{S})} + \frac{(\frac{2K}{\rho})}{V_{Máx}} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (13)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}} = \frac{1 - \exp\left(0,6 \rho g C_{DG} S_{TO} \frac{1}{W}\right)}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{DG}}{C_{LR}}\right) \left[\exp\left(0,6 \rho g C_{DG} S_{TO} \frac{1}{W}\right)\right]} \quad (14)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_p} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{Do}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1,155}{\left(\frac{L}{D}\right)_{Máx} \eta_P}\right)} \quad (15)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_c = \frac{\sigma_c}{\frac{ROCC}{\eta_p} + \sqrt{\frac{2}{\rho_c \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1,155}{\left(\frac{L}{D}\right)_{Máx} \eta_P}}\right)} \quad (16)$$

Com base nessas informações, cria-se o gráfico abaixo, entre razão peso/potência pela carga alar e plotam-se as curvas das respectivas equações indicadas acima:



**Figura 10 - Gráfico para Carga Alar e Potência Requerida**  
Fonte: Autores

Dessa forma, encontra-se a região que satisfaz os requisitos do projeto e o ponto de operação (*Design Point*) que terá a menor potência possível pertencente a ela, para reduzir os custos de operação. Assim, obtêm-se os seguintes valores para carga alar e razão peso/potência:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_d = 0,087 \frac{N}{W} \quad (17)$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_d = 140,03 \frac{N}{m^2} \quad (18)$$

Desse modo é necessário, agora, calcular a área da asa e a potência do motor de acordo com as equações abaixo. Após tais cálculos estarem devidamente

realizados, foi possível construir a Tabela 6, que engloba os valores que serão utilizados em etapas mais adiante.

$$S = \frac{W_{TO}}{\left(\frac{W}{S}\right)_d} \quad (19)$$

$$P = \frac{W_{TO}}{\left(\frac{W}{P}\right)_d} \quad (20)$$

**Tabela 6 - Valores referentes à área alar e potência requerida**

$(W/P)_d$	0,087 N/W
$(W/S)_d$	140,03 N/m <sup>2</sup>
$W_{TO}$	765,18 N
S	5,45 m <sup>2</sup>
P	12 HP

Fonte: Autores

## 2.5 NORMAS E REGULAMENTOS APLICÁVEIS

Assim como toda as atividades com impacto social, não se pode deixar de comentar a respeito das normas e regulamentos que visam gerir, de forma correta e segura, a efetiva utilização e desempenho do comportamento humano e das mais diversas tecnologias existentes. No quesito das aeronaves não tripuladas, no Brasil, os principais órgãos responsáveis por tais atividades são a ANAC, o DECEA, o Ministério da Defesa e a ANATEL.

Aeronaves Remotamente Pilotadas (RPAS), conforme definido na revisão bibliográfica, são todas aquelas em que o controle se dá a partir de uma estação de pilotagem remota e cujo propósito diverge dos aerodelos, ou seja, não são para fins de entretenimento dos indivíduos. As RPAs são, portanto, o foco das regulamentações que serão abordadas no presente estudo, tendo em vista a maior complexidade e os maiores riscos acerca de seu uso quando comparadas com os modelos recreativos. O RBAC-E nº 94 da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) aborda os requisitos gerais de aplicação e homologação acerca destes veículos, classificando-os de acordo com seu peso máximo de decolagem em:

- Classe 1:  $W_{TO} > 150$  kg



- Classe 2:  $25 \text{ kg} < W_{TO} \leq 150 \text{ kg}$
- Classe 3:  $W_{TO} \leq 25 \text{ kg}$

Concomitante a isso, outra forma de classificá-los faz referência ao tipo de operação visual a qual serão submetidos, podendo ser divididos em VLOS, EVLOS ou BVLOS. Operações dentro da linha de visada visual, ou seja, em contato visual direto com a aeronave e sem auxílio de instrumentos ou observadores que reportem informações ao piloto, são chamadas de VLOS (*Visual Line of Sight*). Quando, sem o auxílio de instrumentos, mas com a necessidade de assistência por parte de observadores treinados, a operação denomina-se EVLOS (*Extended Visual Line of Sight*). Já a BVLOS (*Beyond Visual Line of Sight*) é a operação em que as duas categorias anteriores não atendam à missão, visto que irá além da visada visual do piloto. Portanto, a partir da ANAC obtêm-se a classificação da RPA em projeto, sendo uma classe 2 com operação BVLOS.

O DECEA, Departamento de Controle do Espaço Aéreo, possui como regulamentação abrangente para este tipo de aeronave o ICA 100-40 de 2020, que têm por finalidade permitir que tais veículos tenham acesso ao espaço aéreo brasileiro de forma segura e controlada, através de regras, procedimentos e autorizações. Por mais que não seja diretamente atrelada ao âmbito das RPAs, outra regulamentação pertencente a este departamento é o ICA 100-12 de 2016, que trata a respeito das regras do ar vigentes, sendo seu entendimento, portanto, de suma importância para a realização de uma missão bem-sucedida e segura.

Em relação à obtenção de dados por aerolevanteamento, no Brasil, o órgão responsável por regulamentar tal atividade é o Ministério da Defesa. De acordo com o Decreto nº 2278 de 1997, aerolevanteamento pode ser entendido, para o contexto deste trabalho, como a atividade técnica responsável pela obtenção e captação de dados referentes às partes aéreas, terrestres e marítimas a partir dos sensores instalados na aeronave. Em portaria de nº 3703, este órgão discorre a respeito das permissões e procedimentos necessários para a realização destas atividades em território nacional, valendo ressaltar a necessidade de a empresa responsável estar inscrita no Estado-Maior das Forças Armadas (EMFA).

Além dos órgãos apresentados acima, há também a Agência Nacional de Telecomunicações (ANATEL) e que, como o próprio nome sugere é responsável por

regular o setor de telecomunicações existentes no país, tal como as radiofrequências e restrições em seu uso.

De extrema importância na comunicação para com os sistemas remotamente monitorados, ou seja, onde há a substituição da mão de obra humana pela máquina, a radiofrequência enquadra-se como a faixa limitada de frequências eletromagnéticas factíveis à comunicação (ANATEL, 2020). É por meio dela que atividades como a navegação marítima e aeroespacial se tornaram possíveis, sendo aprimoradas constantemente. Dessa forma, tendo em vista sua expressiva importância, cabe a este órgão, em suas resoluções, legitimar, certificar e regulamentar o acesso a esta “mercadoria”. As resoluções nº 506 e 635 de 2008 e 2014, respectivamente, tem por objetivo regulamentar e instruir a respeito dos equipamentos de radiocomunicação de radiação restrita, e permissões necessárias para o uso de determinadas radiofrequências.

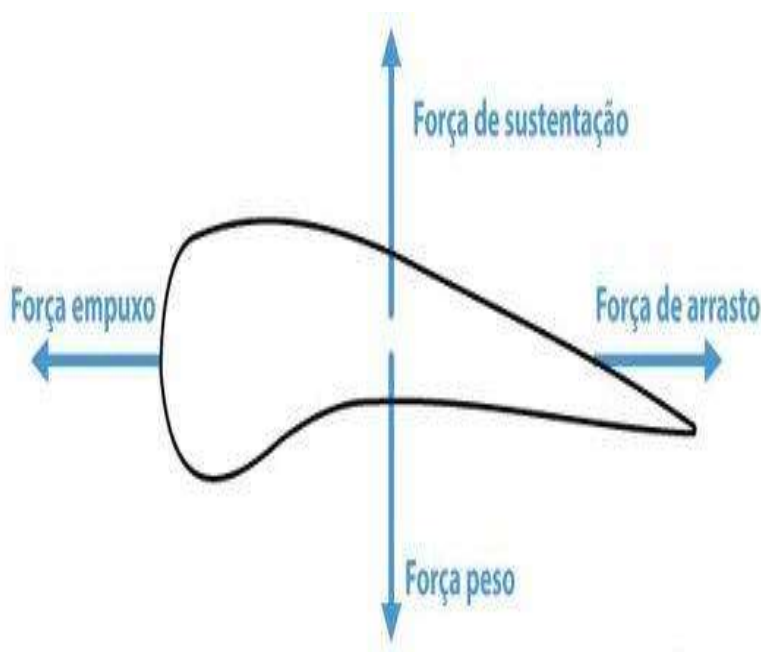
Percebe-se, portanto, que a regulamentação deste tipo de atividade, no Brasil, é algo relativamente recente quando comparado às inúmeras outras atividades já enraizadas na sociedade. Este fato revela aspecto positivo na disseminação destas tecnologias em território nacional, valendo ressaltar que surgirão novas regulamentações e mudanças à medida que sua evolução e desenvolvimento avancem.

### 3 AERODINÂMICA

#### 3.1 FUNDAMENTOS DE AERODINÂMICA

A aerodinâmica é a área da engenharia que estuda o movimento do ar e os efeitos físicos nos objetos imersos no seu interior. Contextualizando esse tema e o aplicando para o propósito deste projeto, é essencial conhecer os principais fundamentos da aerodinâmica, tais como:

**Arrasto:** O arrasto é uma força resistiva que atua na direção oposta ao movimento de um objeto em relação ao fluido, podendo ser evidenciado na Figura 11. Ele é causado pela interação entre o objeto e as moléculas do fluido em movimento. A redução do arrasto é sempre benéfica, pois a amenização dessa força melhora a performance e a eficiência da aeronave.

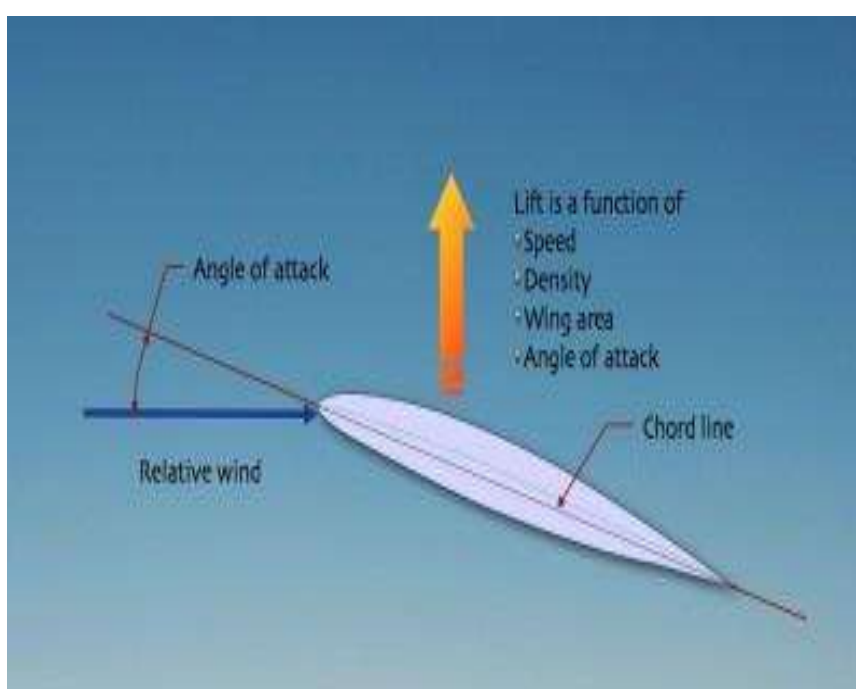


**Figura 11 - Perfil Aerodinâmico**  
Fonte: Brasil Escola, 2023

**Sustentação:** A sustentação é a força que age perpendicularmente ao escoamento de ar e é responsável por manter a aeronave em voo. Ela é gerada devido à diferença de pressão entre a parte superior e inferior de uma superfície aerodinâmica, como as asas do avião.

Perfil aerodinâmico: Um perfil aerodinâmico é a forma da superfície de um objeto que estará em contato com o fluido em movimento.

Ângulo de ataque: É o ângulo entre a corda de um perfil aerodinâmico e a direção do escoamento de ar incidente. Esse parâmetro afeta a geração de sustentação e o arrasto, pois um aumento no ângulo de ataque pode aumentar a sustentação, mas em ângulos muito altos, pode ocorrer o fenômeno de estol que provoca a diminuição abrupta da sustentação. Uma melhor compreensão pode ser obtida a partir da análise do perfil da Figura 12



**Figura 12 – Ângulo de Ataque**  
**Fonte: Aviation Performance Solutions, 2023**

### 3.2 CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICA DOS PERFIS DA ASA

A asa é uma das estruturas mais importantes de uma aeronave, pois além de garantir a sustentação, ela também garante a estabilidade e o conforto durante o voo (NUNES, B. et al, 2016)

Baseado nessa ideia, o primeiro passo para projetar a asa é definir a sua posição na fuselagem e para isso será necessário avaliar a aplicabilidade de cada configuração ao tipo de missão do avião. Como se deseja uma aeronave mais leve e com boa manobrabilidade, escolhe-se a asa baixa para configuração da aeronave.

Além disso, tal configuração permite a decolagem utilizando um menor comprimento de pista.

Outro aspecto a ser considerado é a forma geométrica das asas. A asa retangular apresenta uma baixa eficiência aerodinâmica e alto arrasto induzido, porém é a de mais fácil fabricação e a de menor custo. A elíptica proporciona a melhor relação entre sustentação e arrasto, mas é de difícil confecção e cara. Dessa forma, o formato selecionado é o trapezoidal, pois apresenta equilíbrio entre os fatores mencionados e um satisfatório custo-benefício.

A partir de agora, o próximo passo para o projeto da asa é a escolha do perfil do aerofólio. Considerando os perfis da NACA e da Eppler disponíveis, e a necessidade de escolher um que se adequa ao projeto, os seguintes passos serão desenvolvidos (SADRAEY, 2013):

1. Determinar o peso médio da aeronave durante o voo de cruzeiro:

$$W_{avg} = \frac{(W_i + W_f)}{2} \quad (21)$$

onde,

$W_i$  – Peso da aeronave no início da etapa de cruzeiro

$W_f$  – Peso da aeronave no final da etapa de cruzeiro

2. Calcular o coeficiente ideal de sustentação da aeronave durante o voo de cruzeiro:

$$C_{Lc} = \frac{2W_{avg}}{\rho V_c^2 S} \quad (22)$$

onde,

$\rho$  – Massa específica do ar

$S$  – Área alar

$V_c$  – Velocidade de cruzeiro

3. Calcular o coeficiente de sustentação da asa para o voo de cruzeiro:

Nesse aspecto, é importante mencionar que além da asa, outros componentes da aeronave também contribuem para a sustentação, como a

empenagem e a fuselagem. Como até o momento a geometria dos demais componentes ainda não foi definida, a seguinte expressão aproximada é utilizada:

$$C_{L_{c_w}} = \frac{C_{L_c}}{0,95} \quad (23)$$

4. Calcular o coeficiente ideal de sustentação do aerofólio da asa:

Como na fase atual o perfil da asa não é definido, será utilizada a seguinte expressão aproximada:

$$C_{l_i} = \frac{C_{L_{c_w}}}{0,9} \quad (24)$$

5. Calcular o coeficiente máximo de sustentação da aeronave:

$$C_{L_{máx}} = \frac{2W_{TO}}{\rho_0 V_s^2 S} \quad (25)$$

onde,

$\rho_0$  – Massa específica do ar ao nível do mar

$V_s$  – Velocidade de estol

6. Calcular o coeficiente máximo de sustentação para a asa:

$$C_{L_{max\_w}} = \frac{C_{L_{max}}}{0,95} \quad (26)$$

7. Calcular o coeficiente máximo de sustentação bruto do aerofólio da asa:

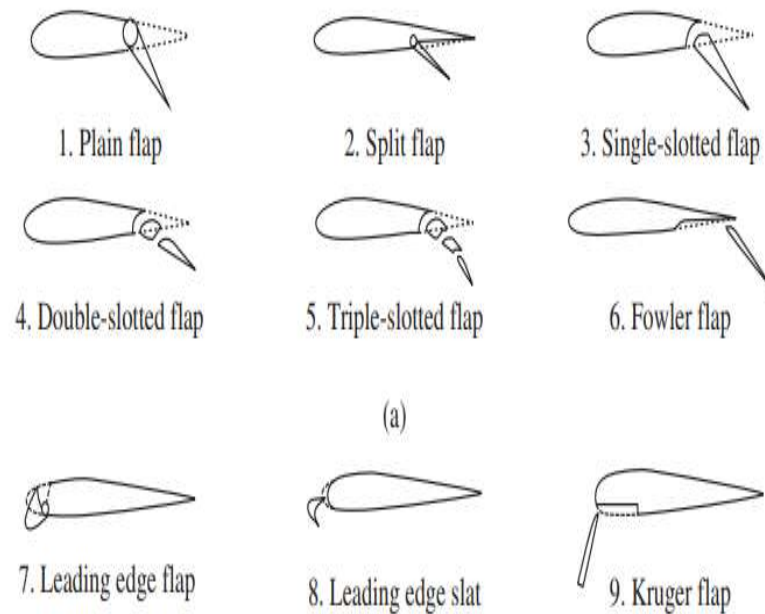
$$C_{l_{max\_gross}} = \frac{C_{L_{max\_w}}}{0,9} \quad (27)$$

O qual representa o coeficiente máximo de sustentação do aerofólio no qual o efeito de HLD (*High-Lift Device*), por exemplo o flap, está incluso.

8. Selecionar o HLD, ou seja, o tipo, geometria e a máxima deflexão:

O uso do HLD, ou seja, o flap, é essencial para aumentar o coeficiente de sustentação máximo, pois com isso é possível reduzir a velocidade de estol e tornar

as operações de voo e decolagem mais seguros. Há diversos modelos de flaps, conforme a Figura 13:



**Figura 13: Modelos de HLD**  
**Fonte: SADRAEY, 2013**

Como o intuito do projeto é desenvolver uma aeronave com capacidade suficiente para atender os requisitos de projeto de forma mais simplificada possível, o tipo de flap escolhido para integrar a estrutura da asa é o *Plain Flap*, uma vez que promove um satisfatório aumento no coeficiente de sustentação, além de ser o de mais fácil fabricação.

9. Determinar a contribuição do HLD para coeficiente máximo de sustentação da asa ( $\Delta C_{l_{HLD}}$ ).

Para uma deflexão máxima de até  $60^\circ$ , que será adotada no projeto, a contribuição do flap para a sustentação varia entre 0,7 até 0,9 (SADRAEY, 2013). Nesse caso, será adotado um valor de 0,7

10. Calcular o coeficiente de sustentação líquido máximo do aerofólio da asa:

$$C_{l_{max}} = C_{l_{max\_gross}} - \Delta C_{l_{HLD}} \quad (28)$$

11. Identificar o aerofólio que fornece os valores desejáveis  $C_{li}$  (Etapa 4) e  $C_{l_{\max}}$  (Etapa 10).

Utilizando as equações acima e os parâmetros da aeronave, é possível montar a Tabela 7:

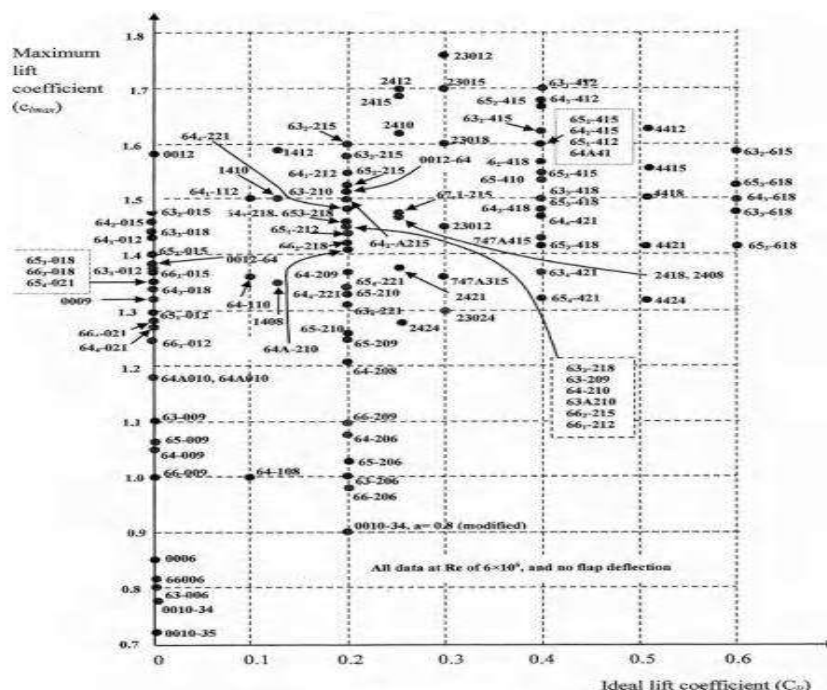
**Tabela 7 - Parâmetros calculados para selecionar o perfil da asa**

$W_{\text{avg}}$ (kg)	64,63
$C_{LC}$	0,02
$C_{LCW}$	0,02
$C_{li}$	0,03
$C_{L\text{máx}}$	1,18
$C_{L\text{máx}_w}$	1,24
$C_{l\text{máx}_{\text{gross}}}$	1,38
$\Delta C_{IHDL}$	0,70
$C_{l\text{máx}}$	0,68

**Fonte: Autores**

De posse desses dados, será utilizada a relação entre coeficiente de sustentação líquido máximo da asa e o coeficiente ideal de sustentação da asa. A partir disso, por comparação, será escolhido o perfil mais próximo dos dados do projeto com base no gráfico abaixo com os perfis NACA (SADRAEY, 2013).





**Figura 14 - Clmáx x Cli**  
**Fonte: SADRAEY, 2013**

Desse modo, o perfil de aerofólio indicado para cumprir os requisitos de projeto é o NACA 0010-35, uma vez que é o que mais coincide com os parâmetros calculados anteriormente.

Após a especificação do tipo da seção do fólio, é necessário especificar o ângulo de incidência da asa. De acordo com Raymer (1992), as asas das aeronaves de um modo geral possuem uma angulação de  $2^\circ$ , logo será esse o valor do ângulo de incidência para o VANT.

Outro parâmetro essencial para o cálculo, é determinar a razão de aspecto (RA). Essa grandeza é definida como uma relação entre a envergadura e o comprimento da corda do perfil de asa. Tal parâmetro determina diversas características da aeronave, pois com uma razão de aspecto maior, tem-se uma melhor eficiência aerodinâmica (SADRAEY, 2023). Basta observar a geometria das asas dos planadores, que são bastante compridas e com a corda reduzida.

Por outro lado, essa característica torna os movimentos de rolamento mais difíceis devido ao elevado momento de inércia, além de demandar um maior reforço estrutural por conta do alto momento fletor na raiz da asa. Enquanto uma asa de menor razão de aspecto proporciona as características inversas, sendo utilizada principalmente para aeronaves de maior mobilidade e baixo peso, como os aviões da segunda guerra mundial.

Para o projeto do VANT, será consultada Tabela 8:

**Tabela 8 – Razão de Aspecto de acordo com o Tipo de Aeronave**

Tipo de Aeronave	Razão de Aspecto
Planador	20-40
Subsônica de Transporte	6-9
Aeronaves Caseiras	4-7
Jatos de Treinamentos	4-8
Aviação em Geral	5-9

Fonte: SADRAEY, 2013

Como o projeto, para tais características, está fora do escopo de um planador e de um avião de transporte, será utilizada uma razão de aspecto fora das faixas desses tipos. Portanto, será adotado um valor de 5, evidenciado na aviação geral.

Com isso, é possível calcular a envergadura do VANT. Como se trata de uma asa trapezoidal, em que a razão de afilamento é de 0,82, tem-se:

$$RA = \frac{b^2}{S} \quad (29)$$

Em que:

$RA$  – Razão de Aspecto

$b$  – Envergadura

$S$  – Área Alar

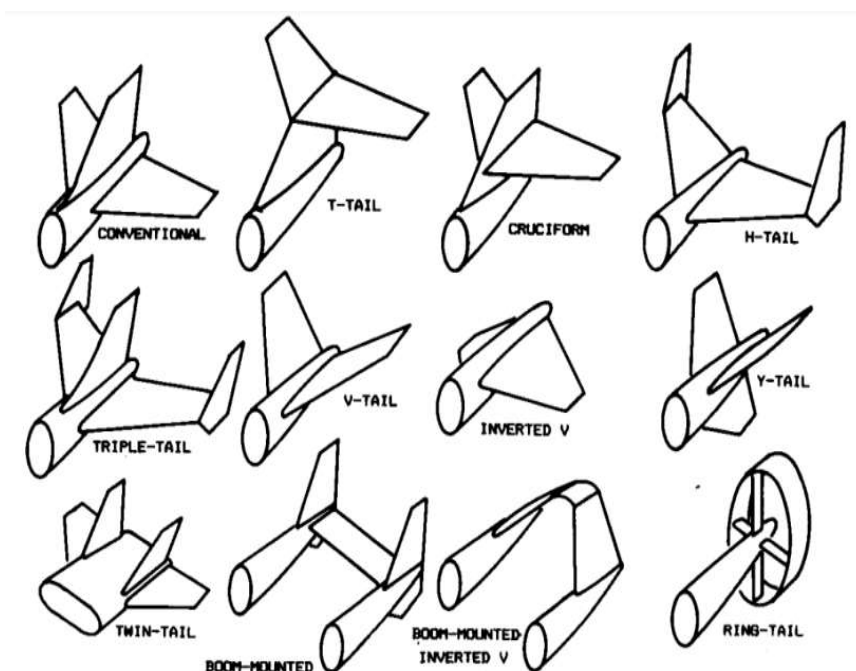
Sendo assim, tem-se o valor da envergadura:

$$b = 5,2 \text{ m} \quad (30)$$

### 3.3 EMPENAGEM

Após a escolha do perfil da asa, a empenagem (*Tail*), conhecida popularmente como cauda, é outro componente fundamental no projeto da aeronave. Ela possui

como função principal estabilizar e controlar o avião durante o percurso, proporcionando a condição de trimagem que é o equilíbrio dinâmico durante o voo. A cauda, geralmente, é dividida em duas superfícies, a horizontal que contém o profundor e é responsável pela estabilidade e controle longitudinal da aeronave e a vertical que é responsável pela estabilidade e controle direcional da aeronave (RODRIGUES, 2014). A Figura 15 apresenta alguns formatos para essa estrutura:



**Figura 15 - Tipos de empenagens**  
 Fonte: RAYMER, 1992

“A configuração convencional geralmente é a utilizada em praticamente 70% dos aviões, este modelo é favorecido pelo seu menor peso estrutural quando comparada às outras configurações citadas e possui boas qualidades para se garantir a estabilidade e o controle da aeronave” (RODRIGUES, 2014). Portanto, a princípio, a empenagem escolhida será do tipo convencional. Além disso, conforme o autor, para se garantir estabilidade e a controlabilidade, as forças de sustentação nessas superfícies devem ser inferiores as aplicadas nas asas. Portanto, sugere-se a utilização de perfis simétricos para compor a empenagem.

O projeto da cauda é fundamentado em um processo empírico em que são utilizados dados experimentais para dimensionar os componentes da empenagem, dois desses dados são o  $V_{HT}$  (Volume de Cauda Horizontal) e o  $V_{VT}$  (Volume de Cauda

Vertical) que possuem a função de estimar as dimensões mínima para um desempenho satisfatório de seu objetivo.

$$V_{HT} = \frac{I_{HT} S_{HT}}{\bar{c} S} \quad (31)$$

$$V_{VT} = \frac{I_{VT} S_{VT}}{b S} \quad (32)$$

onde,

$S_{HT}$  – Área necessária para a superfície horizontal da empenagem

$\bar{c}$  – Corda média aerodinâmica da asa

$S_{VT}$  – Área necessária para a superfície vertical da empenagem

$I_{HT}$  – Distância entre o  $C_G$  da aeronave e o  $C_A$  da superfície horizontal

$I_{VT}$  – Distância entre o  $C_G$  da aeronave e o  $C_A$  da superfície vertical

Alguns parâmetros são conhecidos, como a envergadura, a área alar e a corda média. O volume da cauda horizontal varia entre 0,35 e 0,5, enquanto o vertical de 0,04 até 0,06. No entanto, os demais são arbitrados pelo projetista (RODRIGUES, 2014). Por conta disso, consultou-se a exemplos no livro do referido autor e através de comparações foram escolhidos os dados para produzir a Tabela 9:

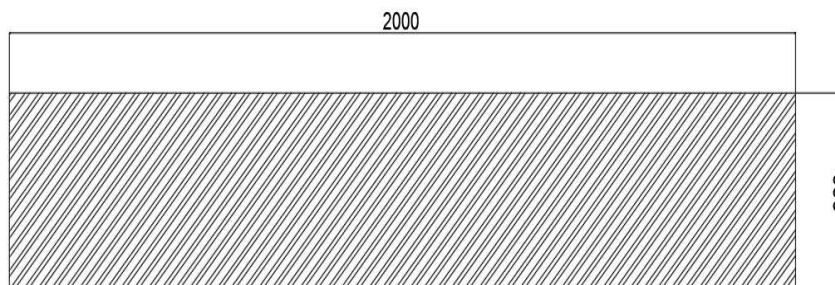
**Tabela 9 - Resultados para o Dimensionamento da Empenagem**

<b>I<sub>HT</sub></b>	<b>2,3 m</b>
<b>S<sub>HT</sub></b>	<b>0,73m<sup>2</sup></b>
<b><math>\bar{c}</math></b>	<b>0,77m</b>
<b>S</b>	<b>5,45m<sup>2</sup></b>
<b>I<sub>VT</sub></b>	<b>2,1m</b>
<b>S<sub>VT</sub></b>	<b>0,54m<sup>2</sup></b>
<b>b</b>	<b>5,2m</b>
<b>V<sub>HT</sub></b>	<b>0,4</b>
<b>V<sub>VT</sub></b>	<b>0,04</b>

Fonte: Autores

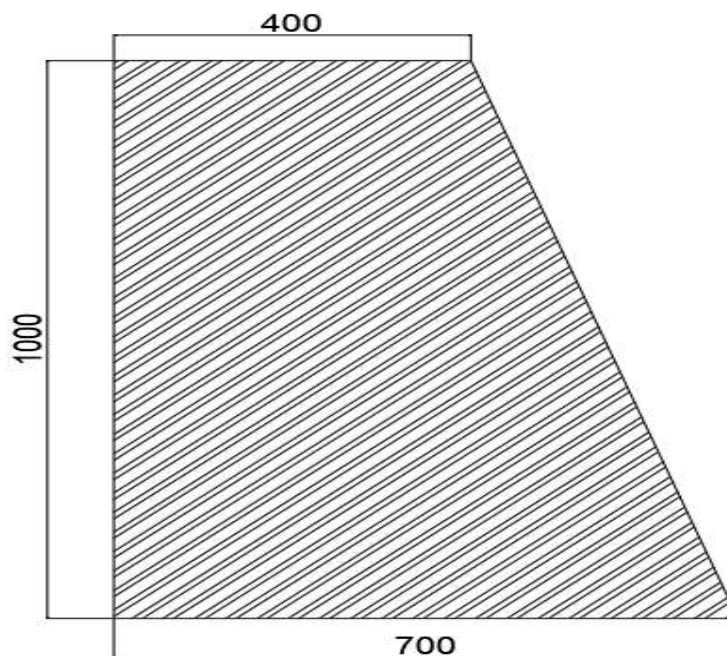
Com base nesses resultados, é possível dimensionar os estabilizadores. Começando pelo horizontal, e o considerando com um formato retangular dotado de

uma razão de aspecto numericamente igual a 4, já que essa medida varia de 3 até 5 (SADRAEY, 2013), pode-se chegar à concepção abaixo:



**Figura 16- Dimensões do Estabilizador Horizontal**  
Fonte: Autores

Da mesma maneira, pode-se calcular o estabilizador vertical, admitindo que ele seja da forma trapezoidal. Para isso, irá ser admitido um valor de 0,35 para a razão de afilamento, com base em uma análise do valor dessa grandeza em outras aeronaves. Sendo assim, encontra-se a seguinte representação:



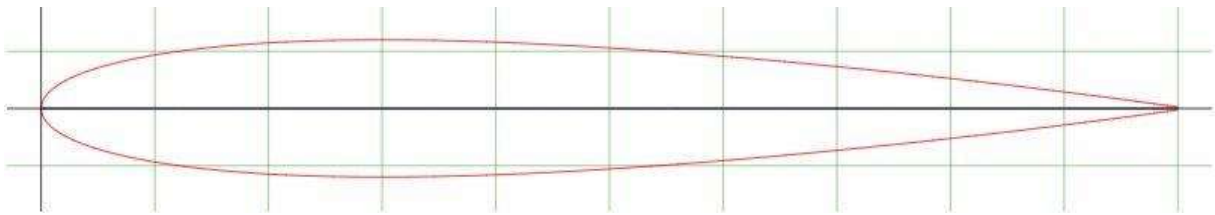
**Figura 17- Estabilizador Vertical**  
Fonte: Autores

Por fim, é preciso selecionar o perfil das empenagens horizontais e verticais. O estabilizador horizontal demanda um aerofólio capaz de produzir a sustentação necessária minimizando o arrasto e momento de arfagem. À medida que a aeronave

experimenta diversas situações de voo e sofra variações na localização do seu centro de gravidade, é necessário que a empenagem horizontal seja capaz de produzir tanto sustentação positiva quanto sustentação negativa, adaptando-se às diferentes condições de voo. Portanto, é essencial que o desempenho do perfil seja consistente tanto na geração de sustentação positiva quanto negativa, o que torna os perfis simétricos uma escolha sólida para a configuração da cauda horizontal.

Em relação ao estabilizador vertical, os mesmos requisitos impostos anteriormente servem para esse componente, uma vez que se deseja garantir uma condição de voo retilíneo onde não haja diferença de pressão entre o extradorso e o intradorso. Logo, um perfil simétrico também é recomendável para esse caso.

O perfil NACA 0012, Figura 18, é um dos mais utilizados para compor a empenagem (SADRAEY, 2013) e, portanto, esse será o escolhido para o projeto.



**Figura 18- Perfil NACA 0012**  
**Fonte: Airfoiltools, 2023**

### 3.4 POLAR DE ARRASTO

De acordo com Rodrigues (2014), a polar de arrasto representa o gráfico de uma curva que demonstra a relação entre o coeficiente de arrasto ( $C_D$ ) e o coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) de uma aeronave.

Esse gráfico mostra informações aerodinâmicas necessárias para uma análise de desempenho do projeto. O arrasto total é calculado somando o arrasto parasita com o arrasto de onda e com o arrasto devido à geração de sustentação no avião, assim, a equação que define o arrasto total em função dos coeficientes aerodinâmicos é expressa da seguinte forma:

$$C_D = C_{D0} + C_{Dw} + C_{Di} \quad (33)$$

onde,

$C_D$  – Coeficiente de arrasto total da aeronave

$C_{Do}$  – Coeficiente de arrasto parasita

$C_{DW}$  – Coeficiente de arrasto de onda

$C_{Di}$  – Coeficiente de arrasto devido a geração de sustentação

Como o projeto do VANT prevê velocidades subsônicas, o arrasto de onda pode ser desprezado (RODRIGUES, 2014). Sendo assim, o coeficiente de arrasto total pode ser rescrito da seguinte forma:

$$C_D = C_{Do} + KC_L^2 \quad (34)$$

O segundo termo representa o arrasto provocado pela sustentação, e a constante de proporcionalidade  $K$  pode ser definida como:

$$K = \frac{1}{\pi \varepsilon_o RA} \quad (35)$$

onde:

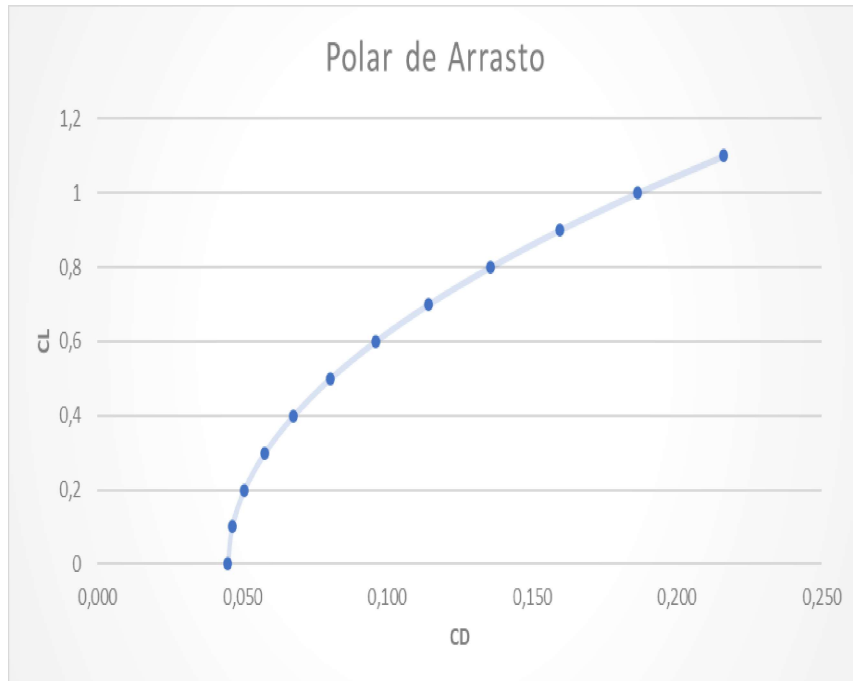
$\varepsilon_o$  – Coeficiente de Oswald

Diante dessa equação e com base nos dados da Tabela 10, é possível plotar o gráfico da relação entre  $C_L$  e  $C_D$ , e através dele extrair o ponto de projeto que corresponde a melhor eficiência aerodinâmica.

**Tabela 10 - Dados para Calcular o Gráfico Polar de Arrasto**

Coeficiente de Arrasto Parasita ( $C_{Do}$ )	0,045
Fator de Eficiência de Oswald ( $\varepsilon_o$ )	0,45
Razão de Aspecto (RA)	5
Constante de Proporcionalidade (K)	0,14

Fonte: Autores



**Figura 19- Curva Polar de Arrasto**  
**Fonte: Autores**

Cada ponto na curva polar de arrasto do gráfico acima, representa um determinado ângulo de ataque que fornece os respectivos valores do coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) e do coeficiente de arrasto ( $C_D$ ). O ponto de projeto onde a relação entre  $C_L$  e  $C_D$  é máxima pode ser calculado conforme a equação mostrada abaixo:

$$\tan \theta_{m\acute{a}x} = \frac{C_L^*}{C_D^*} = L/D_{max} \quad (36)$$

$C_L^*$  e  $C_D^*$  são, respectivamente, os coeficientes de sustentação e de arrasto no ponto de máxima eficiência aerodinâmica. Para efetuar os cálculos, serão utilizadas as equações abaixo e plotada a Tabela 11:

$$C_L^* = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} \quad (37)$$

$$C_D^* = C_{D0} + KC_L^{*2} \quad (38)$$



**Tabela 11 - Dados Para Calcular a Eficiência Máxima**

Constante de Proporcionalidade ( $K$ )	0,14
Coeficiente de Sustentação ( $C_L^*$ )	0,53
Coeficiente de Arrasto ( $C_D^*$ )	0,09
Eficiência Aerodinâmica Máxima ( $L/D_{max}$ )	6

**Fonte: Autores**

## 4 PROPULSÃO

### 4.1 GRUPO MOTOR-PROPULSOR E SELEÇÃO DE HÉLICE

Responsável por vencer o arrasto produzido e proporcionar forças que permitam a geração de sustentação por outros componentes da aeronave, o sistema de propulsão é fundamental para mantê-las em voo, já que sem sua presença tais veículos apenas apresentam capacidade para atividades de planeio.

A partir do método de plotagem do gráfico realizado na etapa dos requisitos técnicos, foi possível identificar a região e, conseqüentemente, o ponto ideal que fornecesse os valores mínimos necessários ao desempenho do VANT em projeto, proporcionando a potência de 12 HP que será utilizada para guiar a seleção dos componentes responsáveis por sua propulsão. Este sistema, por sua vez, pode ser classificado em 3 categorias: os não convencionais, os de foguete e os aspirados.

Os não convencionais são aqueles cuja utilização é bastante limitada e pouco presente no cenário da aviação. Nesta classe estão presentes os sistemas movidos pela força humana, cuja utilização está amplamente atrelada a superação de recordes, e os motores elétricos, que vem ganhando cada vez mais espaço com o crescente avanço da tecnologia.

Com potências assustadoramente elevadas e que proporcionam velocidades estratosféricas, os motores utilizados no nicho aeroespacial, diferentemente dos utilizados para voos aéreos, utilizam oxidantes líquidos na mistura combustível, os chamados *Oxidizers*. Assim como o combustível, o oxidante é pressurizado e injetado na câmara de combustão, onde há a mistura e ignição, gerando a força responsável por impulsionar tal equipamento a partir de sua ejeção a altas velocidades.

Os motores classificados como aspirados, aproveitam-se da admissão do ar presente no meio em que estão inseridos para a mistura com o combustível, por isso a nomenclatura. Amplamente utilizados no setor aeronáutico, esses motores divergem-se entre si quanto as características, sendo sua escolha, portanto, crucial para o bom funcionamento e performance das aeronaves. Os principais motores utilizados são:

- Motores a pistão
- Turbojet

- Turbofan
- Turboprop
- Turboshaft

Partindo do princípio de que tal veículo deve apresentar versatilidade e eficácia para a realização da missão para a qual está sendo desenvolvido, os fatores principais para a escolha do motor que integrará o sistema de propulsão, são as dimensões geométricas e seu peso. Dentre os tipos de motores citados acima, o motor a pistão, por mais que seja relativamente mais pesado, é o que apresenta menor complexidade, menor frequência de manutenção e menor preço, sendo a opção ideal quando comparados com os demais rivais aspirados. Mas, e quando comparados aos elétricos?

De acordo com Mohammed Sadraey (2013), a tecnologia da propulsão elétrica ainda sofre quanto à sua massa total, já que por mais que o motor em si seja mais leve do que o maquinário a combustão interna, quando adicionada a bateria responsável por sua alimentação, esta particularidade é incrementada consideravelmente e, dessa forma, acaba ultrapassando os motores a pistão e seus tanques de combustíveis. Seu ponto positivo está diretamente atrelado às suas dimensões geométricas que, para mesmas potências, são inferiores do que as de seu concorrente.

No entanto, por mais que ambos apresentem suas vantagens e desvantagens, optou-se pela utilização de uma máquina a combustão interna, visto que são mais confiáveis, sua manutenção mais barata e conhecida, possuem menor preço e são mais utilizados para este tipo de atividade. Vale ressaltar ainda, que com o rápido avanço desta tecnologia é apenas questão de tempo para que os elétricos ingressem mais efetivamente neste setor.

Com o tipo de motor determinado, é preciso, agora, escolher de fato qual modelo será utilizado. Para isso recorreu-se à pesquisa de mercado, de forma a encontrar aqueles que atendessem aos requisitos anteriormente estabelecidos. Os modelos encontrados e suas características básicas podem ser visualizados abaixo.

**Tabela 12 - Características dos modelos a combustão interna**

<b>Motor/Fabricante</b>	<b>Potência (hp)</b>	<b>Dimensões (mm)</b>	<b>Massa (kg)</b>
DF140/RCV engines	11,5	261x187x218	6,3

<b>Motor/Fabricante</b>	<b>Potência (hp)</b>	<b>Dimensões (mm)</b>	<b>Massa (kg)</b>
DA 120 EFI MIL/Desert Aircraft	11,7	301x158x147	6,03
DLE 120/DLEngine	12	250x186x156	3,19
SP-170 TS ROS/SKYPOWER	12,6	-	4,56
DLE 170/DLEngine	17,5	288x212x169	4,65

**Fonte: Fabricantes**

O motor selecionado para o desenvolvimento de tais atividades foi o SP-170 TS ROS da fabricante SKYPOWER, com disposição conforme a Figura 19 e potência de 12,6 HP, superior à mínima estabelecida. Após estudos paramétricos, o fator determinante para sua escolha foi justamente o fato de que as características da hélice, principalmente o diâmetro, devem estar em conformidade com o estipulado pelo fabricante e, ainda, existir no mercado, já que de nada adianta caso seja estipulado um produto inexistente.



**Figura 19 - SP-170 TS ROS**  
**Fonte: SKYPOWER**

Dando continuidade a escolha dos componentes do sistema de propulsão, o próximo passo é determinar o diâmetro necessário para a seleção da hélice que atuará em conjunto com o motor selecionado. Vulgarmente apelidados de asas rotativas, estes componentes são responsáveis por transformar o torque proporcionado pelo

motor em força suficiente para permitir seu deslocamento, denominada empuxo. Ao entrar em rotação, as hélices deslocam a massa de ar incidente em sua parte frontal, intradorso, para a parte traseira da aeronave e, em decorrência da terceira lei de Newton, a qual afirma que para toda ação há uma reação oposta e de mesma magnitude, geram o empuxo necessário para vencer o arrasto e a inércia, deslocando a aeronave para frente (FRANK E. HITCHENS, 2015).

Dessa forma, fundamentado na concepção de que as hélices possuem comportamento similar ao adotado pelas asas do veículo há, por conseguinte, a geração de sustentação por parte destes elementos. No entanto, diferentemente do que ocorre com os perfis alares, a geração de sustentação desenrola-se no mesmo eixo do seu deslocamento e que, portanto, é equivalente ao empuxo mencionado anteriormente. As equações que governam o comportamento destas forças podem ser visualizadas abaixo.

$$T = \frac{P * \eta_P}{V_C} \quad (39)$$

$$L_p = \frac{\rho * V_{av}^2 * S_p * Cl_p}{2} \quad (40)$$

onde,

$T$  – Empuxo

$P$  – Potência

$\eta_P$  – Eficiência

$V_C$  – Velocidade de cruzeiro

$L_p$  – Sustentação

$\rho$  – Massa específica do ar

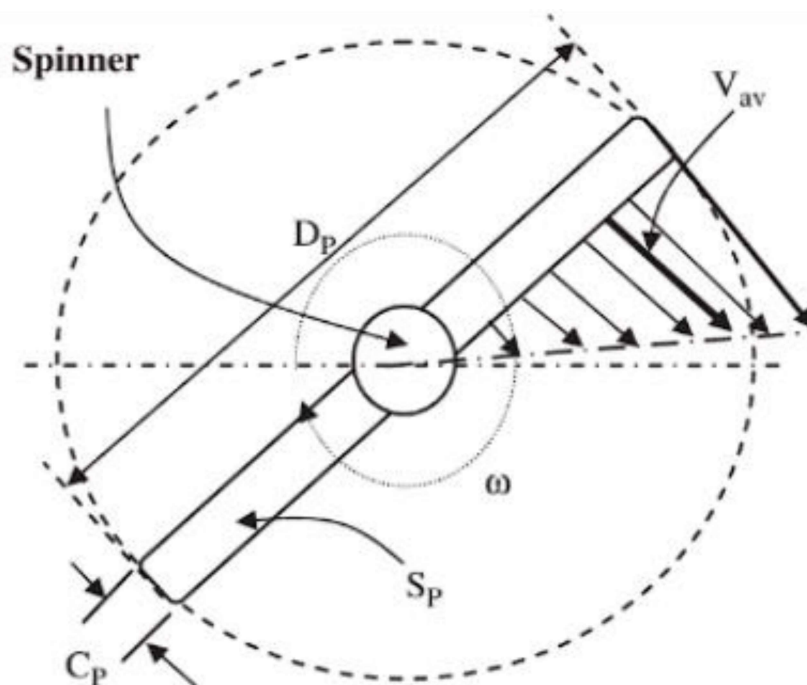
$V_{av}$  – Velocidade média do ar na hélice

$S_p$  – Área total da hélice

$Cl_p$  – Coeficiente de sustentação da hélice

De forma a simplificar a metodologia acerca do cálculo de seu diâmetro, a hélice é modelada geometricamente como um retângulo formado por suas duas pás e, portanto, o termo referente a sua área pode ser calculado a partir da multiplicação do comprimento total pela altura. Nota-se que as extremidades destas duas pás

acabam descrevendo uma circunferência, cujo diâmetro equivale, conseqüentemente, ao seu comprimento total.



**Figura 20 - Modelo Hélice**  
**Fonte: SADRAEY, 2013**

A partir da Figura 20, manipulando-se as equações apresentadas e adicionando o termo referente à razão de aspecto (ARp) deste componente, que equivale a razão entre o comprimento e a altura, é possível encontrar a equação que define o comportamento de seu diâmetro, sendo esta:

$$Dp = \sqrt{\frac{2P * \eta_P * ARp}{\rho * V_{av}^2 * Clp * Vc}} \quad (41)$$

No entanto, tendo em vista que as hélices bipás não são as únicas presentes no setor aeronáutico, um fator de correção pode ser adicionado a equação acima. Baseado no número de pás, tal fator, de acordo com a literatura, pode ser encontrado a partir da interpolação dos valores para 2 e 6 pás que equivalem, respectivamente, a 1 e 0,72. Na Tabela 13, podem ser encontrados os valores dos diâmetros mínimos obtidos para hélices bipas e tripás, baseadas em seus materiais.

Tabela 13 - Diâmetros encontrados

<b>Material base</b>	<b>Dp para 2 pás (inch)</b>	<b>Dp para 3 pás (inch)</b>
Metal de alta performance	25,12	22,30
Metal	28,84	25,61
Compósito	31,14	27,66
Madeira	37,08	32,92
Plástico para modelo RC	51,91	46,09

Fonte Autores

Com os valores estipulados, foi necessário recorrer a pesquisa de mercado para encontrar o componente ideal para a aplicação em projeto. Dessa forma, observou-se determinada tendência e maior abundância de hélices confeccionadas a partir de materiais compósitos, uma vez que apresentam resistência similar ou até superior aos metais, mas com menor peso. Tendo em vista as recomendações do fabricante do motor quanto ao diâmetro e passo, e aliado a maior dificuldade para encontrar hélices compatíveis, fabricadas em materiais distintos dos compósitos, optou-se pela utilização do modelo BIELA 32x10, de duas pás e em fibra de carbono. Vale ressaltar, portanto, que o modelo adotado é o que mais se aproxima dos diâmetros encontrados.

#### 4.2 FORÇAS ATUANTES, TRAÇÃO E POTÊNCIA

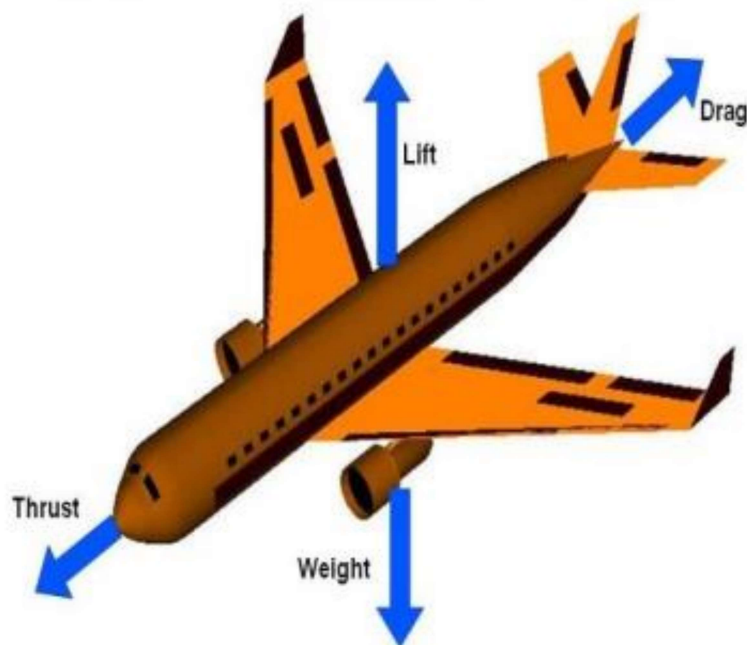
Dando continuidade ao projeto, esta seção abordará as forças atuantes em uma aeronave que estará sujeita a voo nivelado com velocidade constante, ou seja, em condições de equilíbrio dinâmico, na qual seu somatório é igual a zero. As quatro forças do voo, como podem ser apelidas, são aquelas que irão reger o comportamento do veículo para a condição acima citada, sendo elas a Tração, o Arrasto, a Sustentação e o Peso, sendo cada par, respectivamente, atuante paralela e perpendicularmente ao escoamento de ar incidente (ANDERSON, 1999).

Proporcionada pela diferença de pressão entre a parte inferior e superior dos perfis aerofólios que constituem a asa, a força de Sustentação (L) é responsável por permitir que a aeronave levante voo e se mantenha no ar, estando diretamente ligada a eficiência do componente alar, abordado no Capítulo 3. Localizada no eixo vertical,

ela é compensada pelo Peso ( $W$ ) da aeronave pertencente ao mesmo eixo, porém em sentidos opostos, já que devido a ação da gravidade essa força “puxa” o veículo em direção ao solo (RODRIGUES, 2014).

O próximo par incidente é formado pelas forças que atuam no mesmo eixo de deslocamento e do escoamento de ar sobre o VANT, o eixo horizontal no qual o Arrasto ( $D$ ) e a Tração requerida ( $Tr$ ), assim como as demais mencionadas acima, também possuem sentidos opostos, balanceando-se entre si. A Tração por sua vez, nada mais é do que a força de empuxo gerada pela hélice a partir do torque fornecido pelo sistema de propulsão que permite, como efeito, o deslocamento da aeronave. Já a força de arrasto é aquela que se opõe ao empuxo gerado, ou seja, pode ser definida como a resistência provocada pelo deslocamento de um corpo sólido em contato com o meio em que está inserido, mais precisamente o ar.

Percebe-se, portanto, que uma boa relação entre estas grandezas físicas é essencial para o bom desempenho e segurança das aeronaves. Segue abaixo esquema das forças presentes para a condição de voo.



**Figura 21 - Forças Atuantes**  
Fonte: NASA, 2022

Como o somatório das forças nos eixos X e Y são iguais a zero:

$$L = W \text{ e } Tr = D \quad (42)$$



Logo, com as equações da sustentação e arrasto:

$$W = L = \frac{\rho * v^2 * S * Cl}{2} \quad (43)$$

$$Tr = D = \frac{\rho * v^2 * S * Cd}{2} \quad (44)$$

Dividindo-as entre si, verifica-se que:

$$Tr = \frac{W}{Cl/Cd} \quad (45)$$

Partindo-se destas equações é possível realizar uma análise referente a algumas características de voo do VANT em projeto, mais precisamente a tração e potência, que auxiliarão no desenvolvimento do tópico referente ao seu desempenho (RODRIGUES, 2014).

#### 4.2.1 Tração Disponível e Requerida

A tração disponível pode ser definida como a força fornecida pelo sistema de propulsão durante a realização da missão para a qual será designado e, em vista disso, está diretamente ligada às particularidades do motor escolhido, já que será ele o responsável por disponibilizar a potência necessária para a geração do empuxo.

No entanto, por mais que ela possa ser obtida matematicamente, a ausência de dados técnicos que não são fornecidos pelo fabricante, impossibilitam análises precisas e assertivas sobre tal grandeza física, já que a propagação dos erros disfarçaria o seu real comportamento. Desta forma, a melhor maneira de se contornar tal obstáculo, indicada preferencialmente pela literatura, é a realização de estudos práticos para obtenção dos dados, a partir de sensores acoplados durante os testes de bancada. No entanto para o escopo o trabalho, esta atividade acaba por apresentar-se inviável e, conseqüentemente, sua análise não será realizada.

Em contrapartida, um estudo acerca da tração necessária, ou requerida, para a eficácia desta aeronave pode ser realizada a partir das equações apresentadas neste capítulo, uma vez que depende exclusivamente das forças apontadas. Na Eq. 44 evidencia-se a presença do coeficiente de arrasto total da aeronave também conhecida como polar de arrasto, representada pela variável abaixo.

$$C_d = C_{do} + k * C_l^2 \quad (46)$$

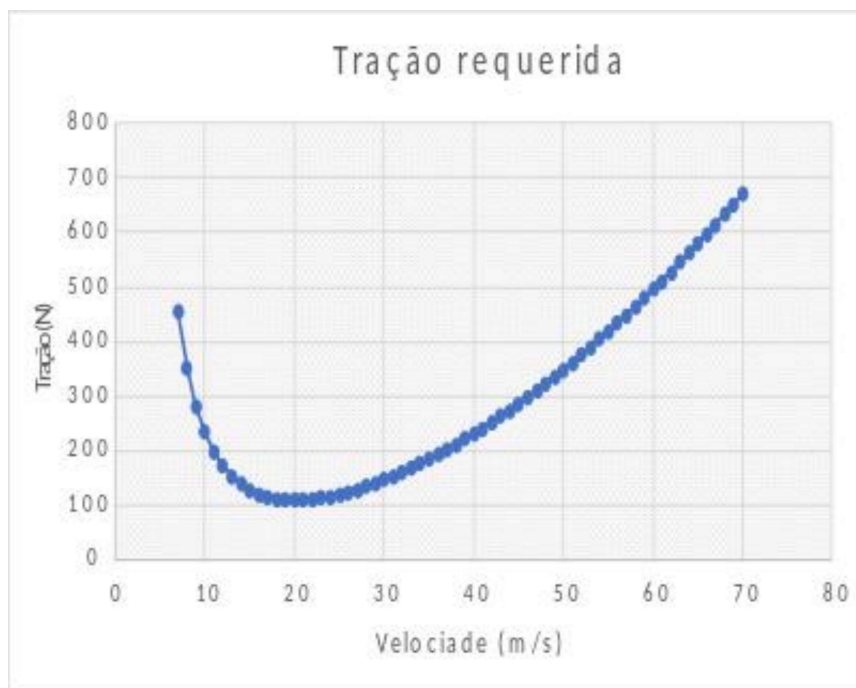
Manipulando a Eq. 44 a partir da polar de arrasto, obtêm-se que:

$$Tr = \frac{\rho * v^2 * S}{2} * \left( C_{Do} + \frac{C_L^2}{\pi * e * AR} \right) \quad (47)$$

onde,

$$C_L = \frac{2 * L}{\rho * v^2 * S} = \frac{2 * W}{\rho * v^2 * S} \quad (48)$$

Após análises destas equações, percebe-se que a velocidade do veículo é um dado crucial para a obtenção desta força de tração e que, portanto, ao realizar um estudo paramétrico é possível confeccionar um gráfico e obter seu comportamento para inúmeros valores de velocidade a qual poderá ser submetido.



**Figura 22 - Gráfico da Tração Requerida**  
Fonte: Autores

Plotado o gráfico acima, evidencia-se a presença de um ponto mínimo na curva acima que, por sua vez, está relacionado à velocidade de máxima eficiência para a aeronave, ou seja, para a qual ela apresentará a menor tração necessária para se manter em voo. Sua máxima eficiência é explicada em função do comportamento dos arrastos evidentes, sendo estes o arrasto induzido e o parasita, que possuem

menor influência no desempenho da aeronave, justamente no ponto no qual ocorre a menor tração requerida, permitindo que o veículo obtenha máximo alcance.

Este ponto, conforme evidenciado ocorre para uma velocidade igual a 20 m/s, bem próxima à velocidade de cruzeiro (25 m/s) e que, portanto, apresentará ótima eficiência para o projeto em decorrência da baixa tração requerida para esta etapa da missão.

#### 4.2.2 Potência Disponível e Requerida

Assim como na seção acima, a potência disponível pelo sistema de propulsão também não será abordada durante o presente estudo, visto que, por depender dos valores que compõem a curva da tração disponível, não é possível construí-la devido à ausência de dados técnicos essenciais para tal análise. Como a potência pode ser obtida pelo produto entre a tração e velocidade momentâneas, sua relação pode ser exemplificada conforme a equação abaixo.

$$Pd = Td * v \quad (49)$$

Com a relação entre estas grandezas e os modelos matemáticos evidenciados na literatura, é possível encontrar a potência requerida de forma similar a utilizada para obtenção da curva das trações. Portanto, assim como na potência disponível e manipulando-se as Eqs. 44 e 49, obtêm-se que:

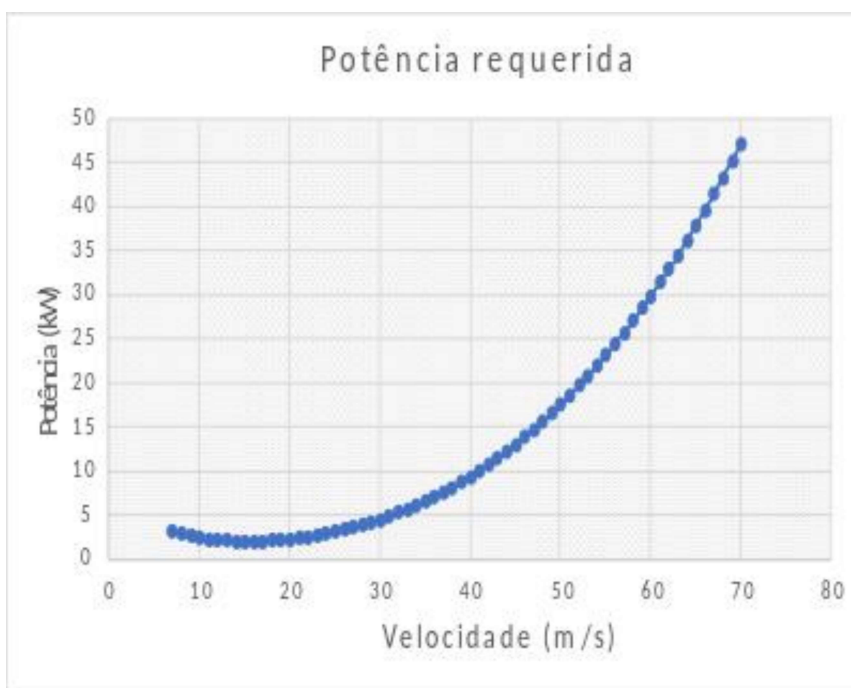
$$Pr = \frac{W}{(Cl/Cd)} * v \quad (50)$$

$$v = \sqrt{\frac{2 * W}{\rho * S * Cl}} \quad (51)$$

Logo,

$$Pr = \sqrt{\frac{2 * W^3 * Cd^2}{\rho * S * Cl^3}} \quad (52)$$

Ao realizar novamente um estudo paramétrico com a variação da velocidade desta aeronave, alcança-se o seu comportamento para o mesmo intervalo já anteriormente analisado, conforme gráfico abaixo.



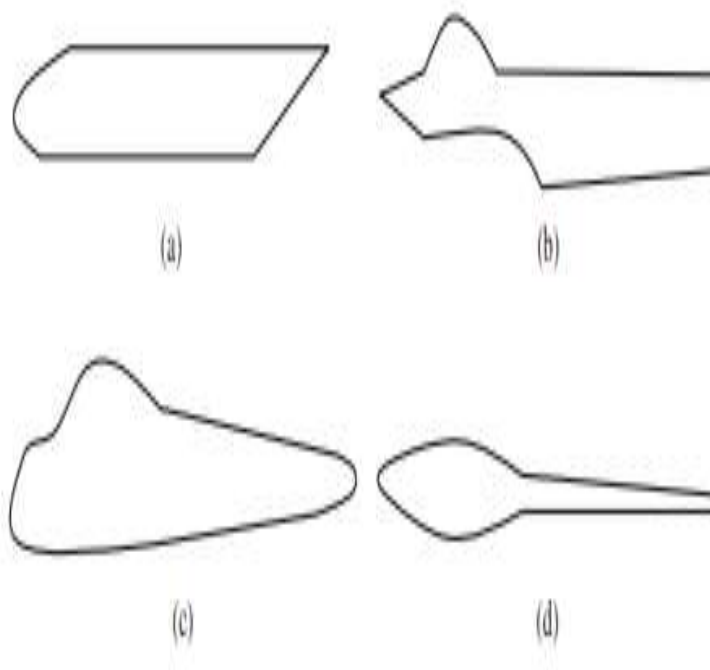
**Figura 23 - Gráfico da Potência Requerida**  
Fonte: Autores

Assim como na tração requerida, o gráfico da potência também demonstra o ponto para máxima eficiência do desempenho da aeronave, demandando menor valor para execução de suas atividades. No entanto, diferentemente do que ocorre para o ponto mínimo da força de tração, no qual é proporcionado o máximo alcance, o ponto de menor potência necessária permitirá que a aeronave atue em regime de menor consumo de combustível, permanecendo maior tempo no ar. Após sua análise, é perceptível que a velocidade referente ao ponto mínimo para a potência, 15 m/s ou 54 km/h, é menor do que a velocidade para a mínima tração, o que corrobora a afirmação acima, já que velocidades maiores permitirão cobrir maior distância em detrimento de menor autonomia (RODRIGUES, 2014).

Portanto, com os resultados obtidos nota-se que a velocidade para a situação abordada está bem próxima da velocidade de estol, na qual inicia-se a perda de sustentação do veículo. Isso significa que atuar a esta velocidade reduziria a segurança da missão, maximizando os riscos. Porém, dados otimistas podem ser obtidos ao se comparar a velocidade na qual ocorrerá suas principais atribuições com o comportamento da curva acima, já que a diferença entre o ponto de menor consumo e o ponto para as etapas de cruzeiro não apresenta drástica variação, permitindo que a aeronave apresente boa autonomia de combustível.

## 5 FUSELAGEM

De acordo com Sadraey (2013), a fuselagem é o terceiro componente mais importante da estrutura de um avião, ficando atrás apenas da asa e da empenagem. Sua função primária é acomodar a carga útil, porém seu design deve propiciar um baixo arrasto, alta sustentação, além de possuir baixo peso. Como o projeto se trata de um avião não tripulado, será dispensável planejar a fuselagem com o intuito de satisfazer os requisitos para a tripulação, enquanto a carga útil se limitará apenas ao tanque de combustível e aos componentes mecânicos, hidráulicos e elétricos da aeronave.



S

**Figura 24- Configurações Existentes para Diversas Aeronaves. a) Grandes Aeronaves de Carga, b) Aviões de Caça, c) Aviões Gerais Leve, d) Planadores.**

Fonte: SADRAEY, 2013.

Para ser capaz de corresponder aos requisitos de projeto e de armazenar a carga útil, existem 6 principais exigências a serem satisfeitas no projeto da fuselagem:

- Manter a fuselagem a mais compacta possível;
- O arranjo deve ser o mais simétrico possível em relação à vista superior;
- Deve haver espaço suficiente para acomodar todos os itens;
- Cargas consumidas, como combustível, devem ser acomodadas próximas ao centro de gravidade da aeronave;

- O arranjo interno deve proporcionar que o centro de gravidade do avião esteja próximo da asa e do centro aerodinâmico da fuselagem.

## 5.1 CONCEPÇÃO DA FUSELAGEM

Conforme as concepções de fuselagens mostradas na Figura 24, e com base na análise de outras aeronaves não tripuladas, opta-se pela configuração de grandes aviões de carga com 3 metros de comprimento, mas sem a necessidade de cumprir requisitos para a boa visibilidade dos pilotos e de espaço para tripulantes.

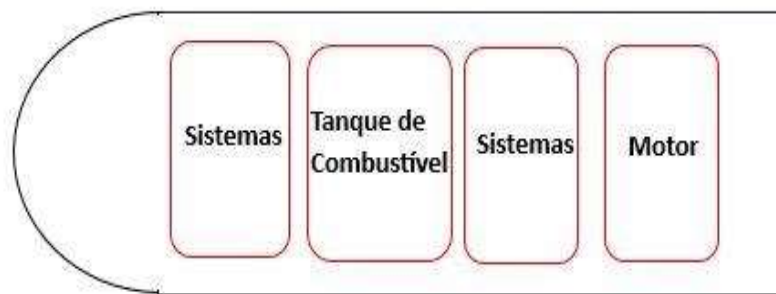
Como uma das funções primárias da fuselagem é a organização do arranjo interno, tem-se a necessidade de definir o que ocupará o interior do VANT, já que não havendo transporte de cargas e nem de tripulantes, o espaço interior será ocupado apenas pelo tanque de combustível e pelos sistemas elétricos, hidráulicos e mecânicos, conforme Figura 25. Sendo assim, o primeiro passo é dimensionar o tanque de combustível.

Na Tabela 4, foi calculado a fração de peso de combustível e o peso máximo de decolagem, dessa forma é possível encontrar um valor de 10,88kg para a massa de combustível presente no tanque cheio. Na Seção 4.1, realizou-se a seleção do grupo-propulsor e concluiu-se que o combustível a ser utilizado no mesmo era a gasolina. De acordo com a ANP (Agência Nacional do Petróleo), a massa específica mínima da gasolina é  $715\text{kg/m}^3$ , o que fornece um volume de combustível de 15,22L. Portanto, acrescentando por segurança um volume de pelo menos 20% superior ao volume de combustível, obtém-se um tanque de combustível de 20L (aproximadamente um tanque de dimensões 50 cm x 20 cm x 20 cm).

**Tabela 14 - Dados para o Dimensionamento do Tanque de Combustível**

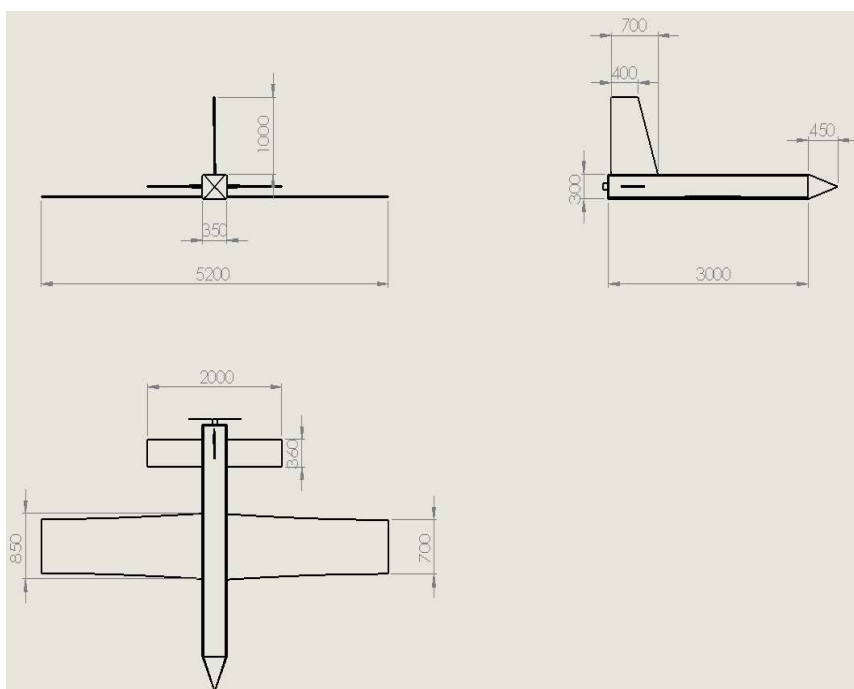
Fração de Combustível	0,14
Peso Máximo de Decolagem	78kg
Massa de Combustível	10,88kg
Volume de Combustível	15,22L
Massa específica Mínima da Gasolina (ANP)	$715\text{kg/m}^3$
Volume do Tanque de Combustível	20L

Fonte: Autores

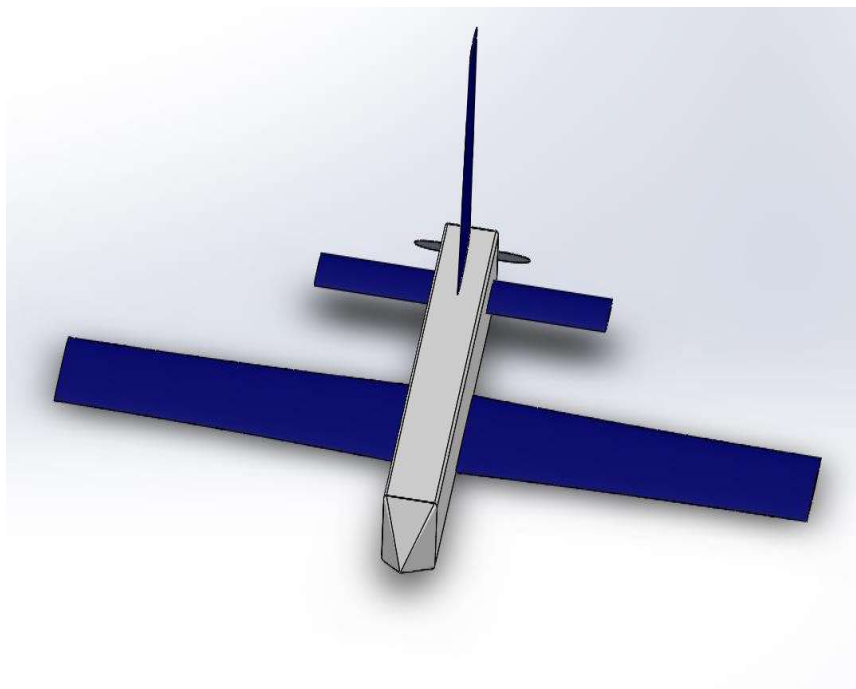


**Figura 25- Arranjo Interno do VANT**  
**Fonte: Autores**

Assim sendo, com os dados obtidos até o presente momento é possível realizar um esboço da configuração deste veículo de monitoramento, podendo ser evidenciada a partir das Figuras 26 e 27, abaixo.



**Figura 26 - Vistas Ortográficas da Aeronave**  
**Fonte: Autores**



**Figura 27 - Vista em Perspectiva da Aeronave**  
**Fonte: Autores**



## 6 TREM DE POUSO

De acordo com Sadraey (2013), o trem de pouso é o último componente principal a ser projetado, isto é, apenas depois da asa, fuselagem, empenagem e do grupo motor-propulsão, essa estrutura é projetada para atender aos requisitos da aeronave. As principais funções desse componente é suportar o avião quando está no solo, e permitir o taxiamento, a decolagem e o pouso com segurança. No presente trabalho, os aspectos estruturais detalhados do trem de pouso não serão abordados, no entanto, os parâmetros de projeto que impactam significativamente a configuração e a aerodinâmica da aeronave serão avaliados.

Para ser capaz de desempenhar satisfatoriamente a função para qual é projetado, o trem de pouso necessita cumprir os seguintes requisitos:

- Manter a aeronave estável no solo e durante as operações de carga, descarga e taxiamento;
- Permitir a manobrabilidade da aeronave durante o taxiamento;
- Fornecer uma distância segura entre os outros componentes, como a asa e a fuselagem, enquanto a aeronave encontra-se no solo para prevenir qualquer dano proveniente do contato com o piso;
- Absorver os choques oriundos do pouso;
- Facilitar a decolagem permitindo a aceleração e a rotação da aeronave com o menor atrito.

### 6.1 REQUISITOS DE PROJETO DO TREM DE POUSO

Para definir a natureza do trem de pouso, serão adotadas no projeto da aeronave as seguintes etapas, conforme descrito por Sadraey (2013):

- Definir a configuração do trem de pouso;
- Selecionar se o trem de pouso é retrátil ou fixo;
- Determinar a altura do trem de pouso;
- Determinar a distância entre o trem de pouso principal e o centro de gravidade da aeronave;
- Determinar a distância entre eixos.

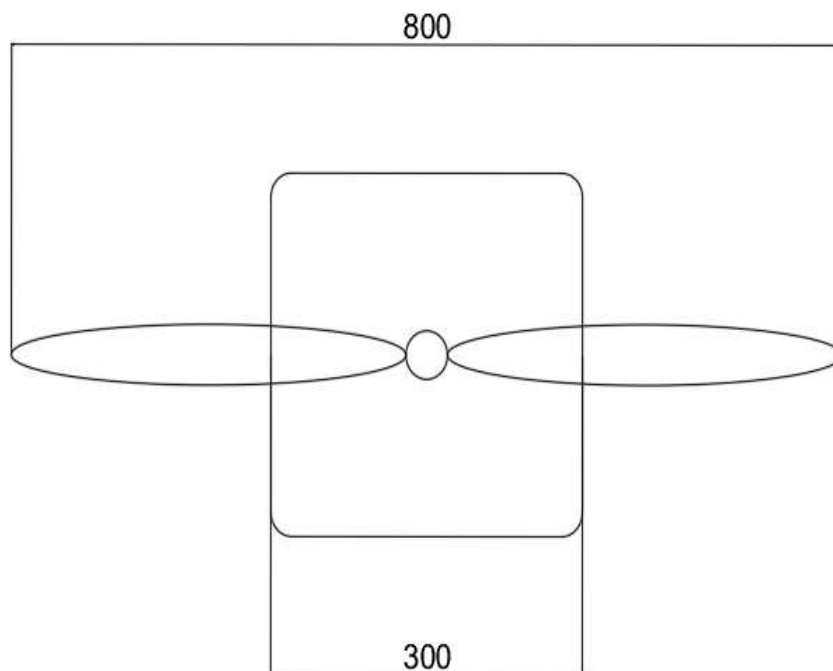
- Determinar a carga em cada roda

### 6.1.1 Configuração Do Trem de Pouso

A configuração de trem de pouso triciclo é a mais utilizada de acordo com Sadraey (2013), além de que, ao analisar os veículos aéreos não tripulados que exercem missões parecidas com o do presente projeto, é possível perceber que a maioria também utiliza esse modelo acoplado fixamente na fuselagem.

### 6.1.2 Altura, Carga e Distância Entre Eixos

A altura do trem de pouso é fundamental para garantir a integridade das estruturas do avião durante as operações de pouso e decolagem. Nesse contexto, é interessante definir o ponto crítico da aeronave, que é o de menor distância até o solo. De acordo com as especificações da fuselagem e da propulsão obtidas respectivamente nos Capítulos 5 e 4, tal ponto localiza-se na ponta da pá da hélice, conforme a Figura 28:



**Figura 28 - Esboço da Vista Traseira**  
**Fonte: Autores**

Dessa forma, a distância entre a ponta da hélice até o solo é 25 cm menor do que a distância da fuselagem até o chão. Logo, esse é o ponto crítico da aeronave. Conforme Sadraey (2013), para calcular um comprimento de trem de pouso que forneça segurança durante as operações de decolagem e pouso, utiliza-se o conceito de ângulo de folga, o qual deve ser maior ou igual ao ângulo de rotação do VANT durante o pouso e a decolagem.

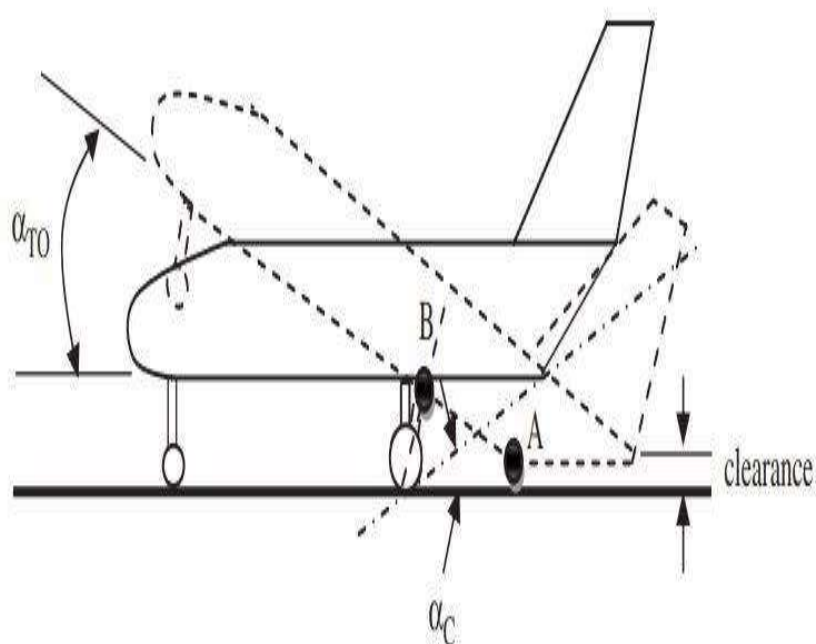


Figura 29 - Parâmetros Envolvidos no Dimensionamento do Trem de Pouso  
Fonte: SADRAEY, 2013

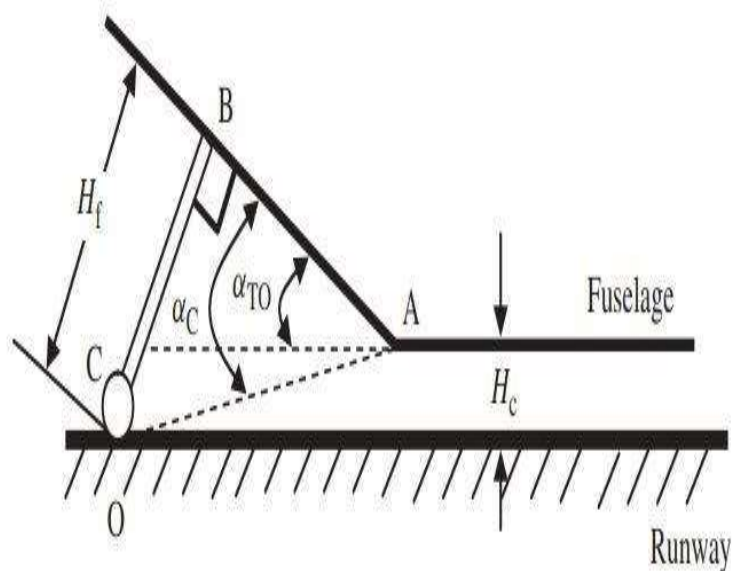
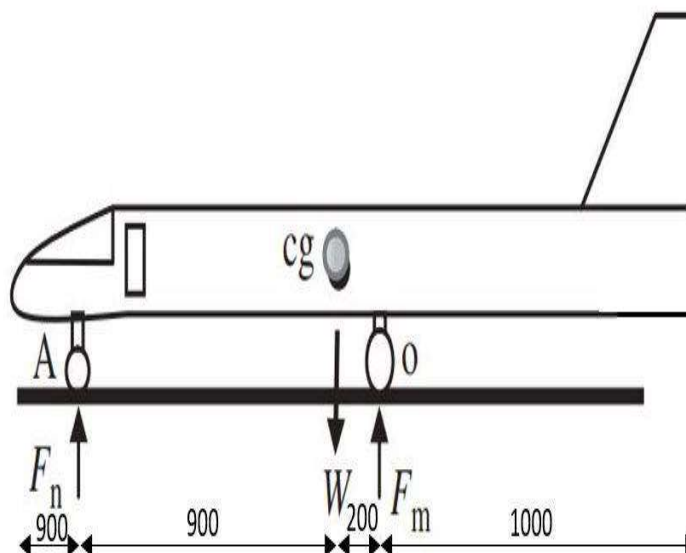


Figura 30 - Análise da Folga Traseira da Fuselagem Durante a Rotação da Decolagem  
Fonte: SADRAEY, 2013

Com as imagens apresentadas, é perceptível que o ponto A se localiza na região inferior da seção transversal da traseira da aeronave e o B é onde o trem de pouso está fixado. Para defini-lo, é necessário realizar a equação do equilíbrio de forças para o avião em repouso sobre o solo. De acordo com o autor, o esforço no

trem de pouso frontal deve ser de no máximo 20% do peso total da aeronave, com isso o diagrama de corpo livre do VANT apresenta a seguinte configuração:



**Figura 31 - Diagrama de Corpo Livre do VANT.**  
Fonte: Adaptação SADRAEY, 2013

De acordo com a Figura 31 e a partir das equações de equilíbrio para as forças e momentos, obtêm-se que:

$$-W + F_N + F_M = 0 \quad (53)$$

$$F_M \cdot OCG = F_N \cdot ACG \quad (54)$$

Como  $W$  equivale ao peso máximo de decolagem, pode-se chegar aos seguintes resultados:

**Tabela 15 - Resultados dos Esforços da Aeronave no Solo**

$F_N$	139,12N
$F_M$	626,05N
$F_N / (F_M + F_N)$	18,2%

Fonte: Autores

Dessa forma, a configuração adotada satisfaz o requisito definido na literatura, sendo a adotada para o projeto. Reitera-se ainda, o fato de que a relação entre a distância dos trens de pouso e o comprimento total da aeronave se enquadra em uma faixa similar à de outros modelos de VANTs e aeronaves.

Portanto, agora é possível realizar os cálculos da altura do trem de pouso conforme a Figura 30, pois a distância AB foi definida como sendo de 1 m no diagrama de corpo livre. Para garantir que não haja contato da fuselagem com o solo, o ângulo de folga deve ser maior ou igual ao ângulo de rotação durante os procedimentos de pouso e decolagem. Conforme Rodrigues (2014), a maioria dos perfis de asa perdem sustentação a partir de um ângulo de ataque superior a 15° quando não utilizam flaps, por isso por medidas de segurança, essa será a angulação de rotação considerada. Segundo Sadraey (2013), igualando-se esse valor com o ângulo de folga, a equação abaixo fornece os seguintes resultados:

$$\alpha_c = \tan^{-1}\left(\frac{H_f}{AB}\right) \quad (55)$$

onde,

$\alpha_c$  – Ângulo de folga

$H_f$  – Altura do trem de pouso

**Tabela 16 - Resultados para o Cálculo da Altura do Trem de Pouso**

$\alpha_c$	15°
$H_f$	28 cm
AB	1m

**Fonte: Autores**

No entanto, esse valor encontrado de 28 cm é para a traseira do avião ficar na iminência de se chocar com o solo, o que não extingue o risco à integridade da aeronave, além disso o ponto de maior proximidade ao solo é a hélice do propulsor. Dessa forma, a fim de considerar esse fator, é importante observar o regulamento da FAR na parte 3, Seção 23.925, que menciona haver uma folga mínima de 9 polegadas (Aproximadamente 23 cm) do propulsor ao solo durante a decolagem e o pouso. Considerando esse valor de folga como referência, acrescenta-se um valor de  $23/\text{Cos}(15^\circ)$  cm, equivalente a 23,8 cm, ao trem de pouso, onde 15° é o ângulo de

rotação, conforme abordado na literatura. Sendo assim, o comprimento final do trem de pouso é equivalente a 52 cm.

## 7 DESEMPENHO

Conforme mencionado anteriormente, as análises e resultados obtidos a partir da condição simplificadora de voo ao longo da Seção 4.2, contribuirão para inúmeras outras análises acerca do desempenho desta aeronave, levando em consideração, principalmente, as curvas da tração e potência adquiridas. Isso se deve ao fato de que, segundo John D. Anderson (1999), o desempenho destes veículos pode ser definido como a resposta às forças que incidem sobre eles, ditando distância, velocidade, altitude e outros aspectos que poderão atingir.

No entanto, vale ressaltar que ao fazer menção dos elementos acima, as análises das grandezas disponíveis também serão cruciais para o desenvolvimento deste capítulo e, como não puderam ser devidamente realizadas em decorrência da falta de dados cruciais, influenciarão diretamente em algumas etapas a seguir. Dessa forma, com o intuito de agregar conhecimento acerca do universo das aeronaves aos leitores do presente projeto, avaliações teóricas e exemplificadas serão demonstradas no decorrer deste capítulo

### 7.1 INFLUÊNCIA DA VARIAÇÃO DA ALTITUDE

Por dependerem diretamente do meio em que estão inseridas, as aeronaves são extremamente sensíveis a variações de altitude que venham a ocorrer ao longo de sua missão e, portanto, manifesta-se o seguinte questionamento: tais variações são benéficas ou maléficas para o seu desempenho?

Em decorrência da queda de pressão e temperatura do ar atmosférico com o acréscimo da altitude, é de conhecimento comum que, por estarem diretamente ligadas, sua massa específica também acompanha tal comportamento, ou seja, é inversamente proporcional à altura. Dessa forma, após o estudo acerca das forças que acometem estes veículos, fica evidente que a variação desta massa específica é crucial para o cálculo das trações e potências que regerão o funcionamento da aeronave em voo.

A tração disponível, conforme já visto anteriormente, é entendida como o empuxo gerado na direção do deslocamento da aeronave, impulsionando-a. Tal



concepção é de extrema importância para o entendimento dos gráficos que serão mostrados adiante, podendo ser visualizada abaixo a equação que aborda tal grandeza física.

$$Td = \frac{Pe * \eta_P}{V} * (\rho/\rho_0) \quad (56)$$

onde,

$P_e$  – Potência disponível no eixo do motor

$\eta_P$  – Eficiência do propulsor

$V$  – Velocidade

$\rho$  – Massa específica para a altitude da aeronave

$\rho_0$  – Massa específica ao nível do mar

Com a Eq. 56, é possível perceber que a tração disponível para a aeronave é influenciada negativamente pela redução da massa específica do ar, uma vez que o termo referente a razão entre as massas específicas sempre será menor do que aquela obtida para o nível do mar, cujas massas específicas serão iguais. Isso quer dizer que, mantendo-se os demais parâmetros, o empuxo proporcionado pelo sistema de propulsão reduzirá cada vez mais à medida que a aeronave eleva sua altitude. Com um estudo paramétrico acerca da velocidade, seu comportamento pode ser evidenciado de acordo com o exemplo da Figura 32.

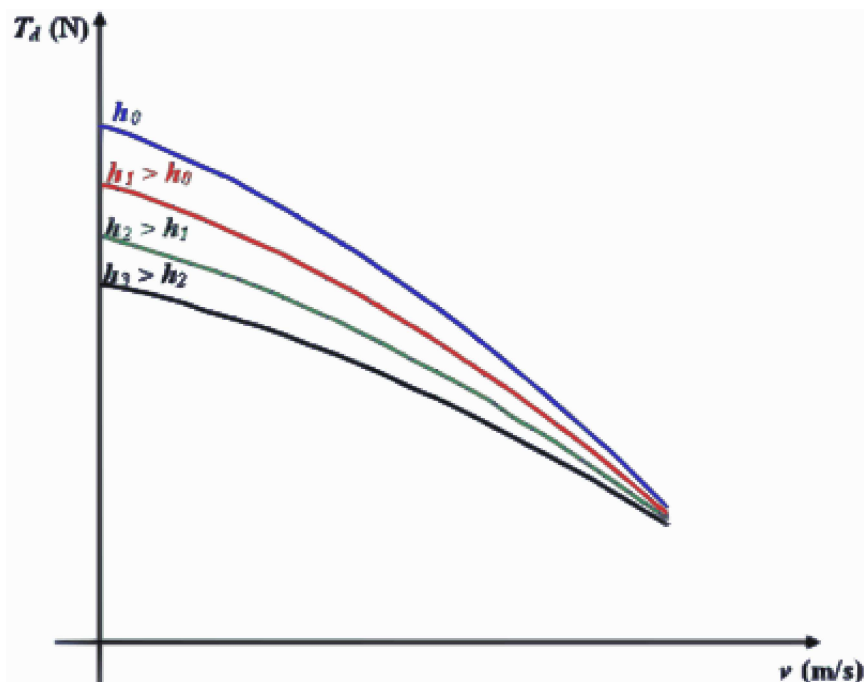
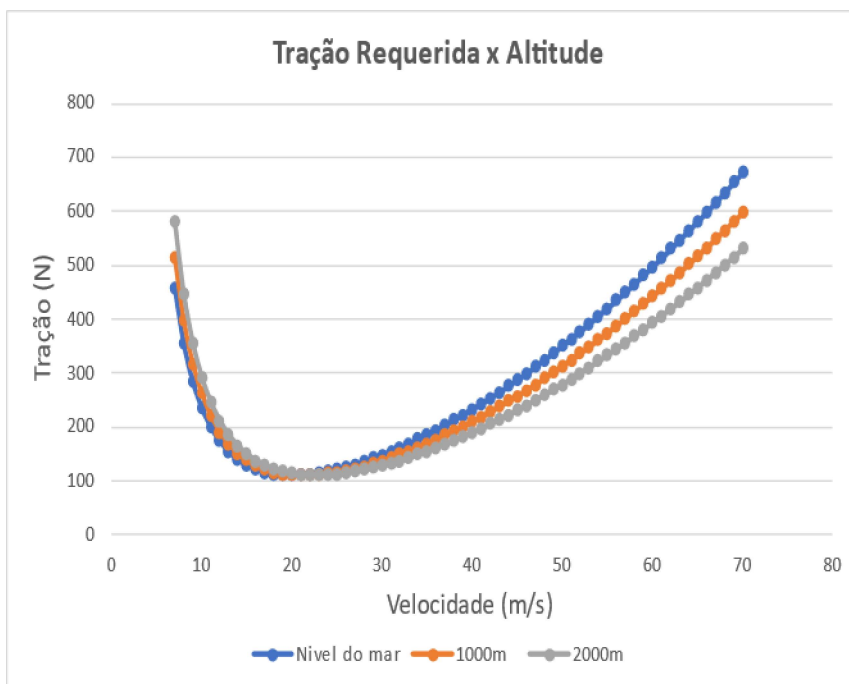


Figura 32 - Curvas Tração Disponível x Altitude  
Fonte: RODRIGUES, 2014

Conhecido o comportamento da tração disponível, faz-se necessário, agora, analisar as consequências desta variação para a tração requerida. Diferentemente do que ocorre para o caso acima, para esta tração é possível evidenciar que seus valores são diretamente proporcionais ao incremento da altitude, ou seja, a tração necessária para manter a aeronave em voo aumenta à medida que ela sobe.

A afirmação acima pode ser ratificada pelas equações 44 e 47, presentes no Capítulo 4, que fazem referência, respectivamente, à polar de arrasto e ao coeficiente de sustentação. Com a consequente redução da massa específica, há o acréscimo do coeficiente de sustentação da aeronave que, para se manter no ar, necessita de ângulos de ataque cada vez maiores, devido ao coeficiente poder ser entendido como a dependência da sustentação para com o ângulo de ataque (RODRIGUES, 2014).

Concomitantemente a isso, com o aumento do coeficiente de sustentação há também acréscimos nos valores da polar de arrasto, tendo em vista que estes dois parâmetros estão diretamente relacionados. Como consequência, a partir das equações anteriormente apresentadas é possível perceber que como resultado do aumento destes dois parâmetros, por mais que a massa específica diminua a tração requerida será maior do que a necessária ao nível do mar para determinados intervalos de velocidade. A Figura 33 representa a variação desta grandeza em relação ao VANT em projeto, para 3 diferentes altitudes.



**Figura 33 - Gráfico da Tração Requerida x Altitude**  
**Fonte: Autores**

Como já mencionado anteriormente, estas curvas acompanham o comportamento dos arrastos induzido e parasita, que são responsáveis por reduzir a eficiência aerodinâmica da aeronave, respectivamente, para baixas e altas velocidades, resultando nos picos evidenciados.

Percebe-se, portanto, que o intervalo de velocidades no qual a aeronave pode desempenhar suas funções é ditado pelas intersecções da curva disponível com a requerida, já que apontam, conseqüentemente, a velocidade mínima e máxima para mantê-la em voo. Ou seja, são as velocidades para as quais abaixo ou acima delas a tração disponível é inferior a requerida, impossibilitando sua sustentação.

A partir desta concepção, as variações na massa específica do ar provocam o deslocamento descendente da curva de tração disponível, e em direção a maiores velocidades para a tração requerida, fazendo com que, conseqüentemente, haja maiores restrições em relação ao intervalo de atuação destes veículos, uma vez que as velocidades mínimas aumentam cada vez mais enquanto as máximas sofrem sua diminuição. Dessa forma, nota-se também que haverá uma determinada altitude em que estes dois pontos de intersecção se tornarão apenas um e, portanto, haverá apenas uma velocidade para a qual o veículo apresentará sustentação, sendo este o seu teto de voo.

O deslocamento da curva requerida em direção à maiores velocidades, faz com que o ponto de máximo alcance também se movimente para a direita do gráfico, aumentando cada vez mais. No entanto, para o presente projeto a situação mais crítica para este ponto ocorre ao nível do mar, já que sua velocidade é a que mais se distancia da etapa de cruzeiro, elucidando a circunstância abordada na Seção 4.2. As altitudes e suas respectivas velocidades podem ser evidenciadas logo abaixo.

**Tabela 17 - Velocidades de máximo alcance em função da altitude**

<b>Altitude</b>	<b>Velocidade de Máximo Alcance</b>
Nível do mar	20 m/s
1000 metros	21 m/s
2000 metros	23 m/s

**Fonte: Autores**

O próximo passo para a compreensão da influência da variação para o desempenho de uma aeronave, faz referência as potências disponíveis e necessárias ao sistema de propulsão para mantê-la em voo. Dessa forma, com os conceitos já abordados ao longo deste trabalho evidencia-se a correlação para com as grandezas discutidas acima, lembrando que a potência pode ser interpretada como o produto da tração pela velocidade.

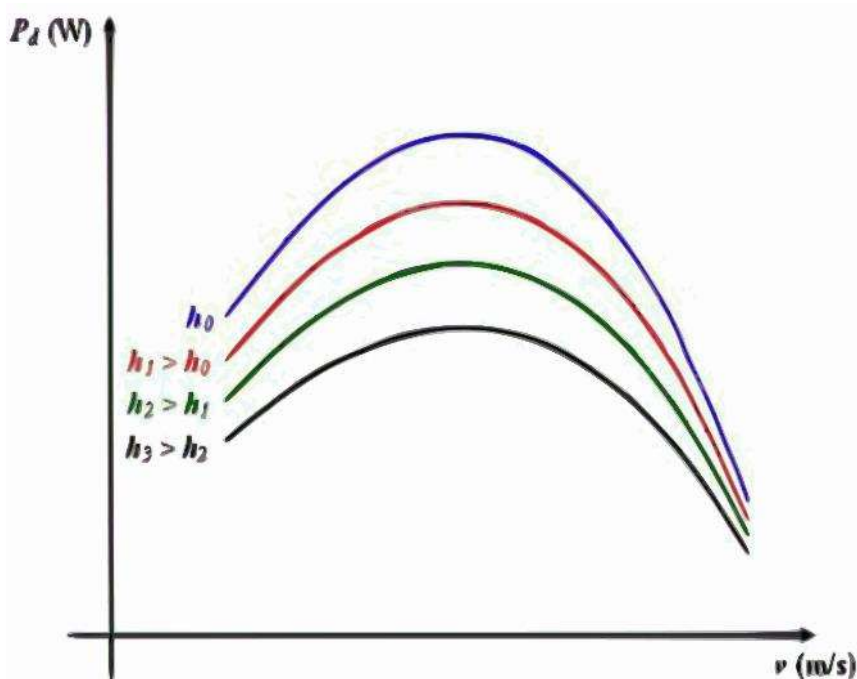
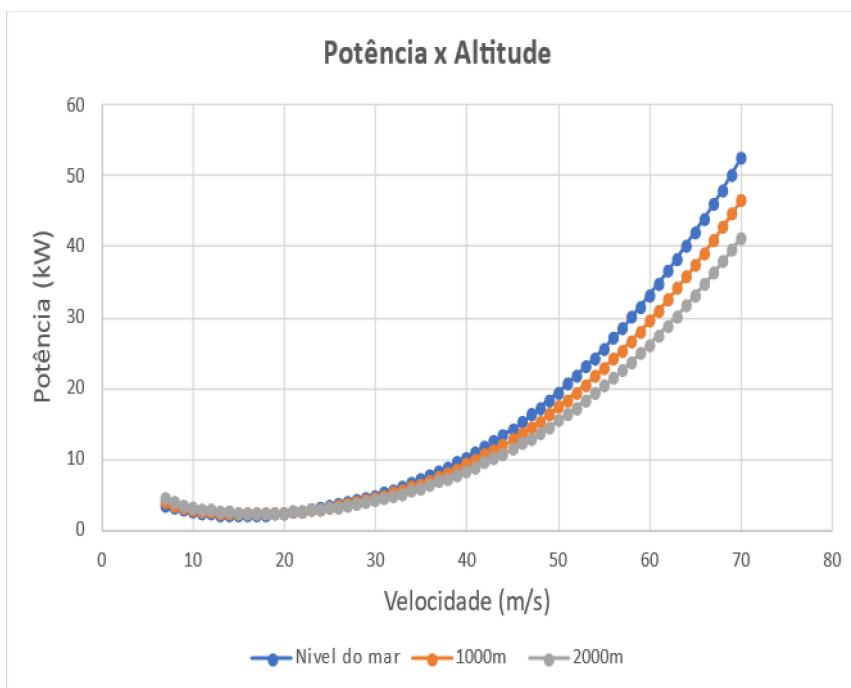


Figura 34 - Curvas de Potência Disponível x Altitude  
Fonte: RODRIGUES, 2014

A Figura 34 demonstra o exemplo do comportamento típico das curvas de potência disponível que, devido à falta de dados técnicos não pôde ser desenvolvida. Mas, como já era de se esperar, o comportamento de suas curvas não pode divergir do que já foi retratado, visto que os conceitos abordados são os mesmos.

Como resultado da redução na tração disponível em decorrência da volatilidade da razão entre as massas específicas, a potência produzida pela queima do combustível é reduzida à medida que a aeronave eleva seu voo, fazendo com que a discrepância para com a requerida, também se restrinja cada vez mais. Em outras palavras, a potência disponível tende a se igualar com a requerida, reduzindo a sobra de potência existente e tornando-a menos segura.

O comportamento das potências requeridas para a aeronave em projeto pode ser visualizado abaixo.



**Figura 35 - Gráfico da Potência Requerida x Altitude**  
**Fonte: Autores**

Assim como analisado para a etapa da tração, com o gráfico acima também é evidente o deslocamento de seus pontos de máxima autonomia para maiores valores de velocidade. Tal situação faz com que eles se aproximem da velocidade de cruzeiro da missão, evidenciado na Figura 35, tornando-a mais eficiente em relação ao máximo alcance e consumo de combustível.

No entanto, vale ressaltar que tal melhoria ocorre em detrimento de intervalos de operação mais seguros, uma vez que a velocidades máxima de operação e de estol sofrem, respectivamente, redução e aumento.

**Tabela 18 - Velocidades de máxima autonomia em função da altitude**

<b>Altitude</b>	<b>Velocidade de Máxima Autonomia</b>
Nível do mar	15 m/s
1000 metros	16 m/s
2000 metros	17 m/s

**Fonte: Autores**

### 7.1.1 Desempenho de Subida

De acordo com o dicionário, subida pode ser definida como o ato de se elevar, e que, para o contexto aeronáutico, significa ascender em relação ao solo ou um referencial fixo. A partir desta concepção, pode-se perceber que para a realização de tal ação, a aeronave deve apresentar a componente de velocidade inclinada em relação à um eixo horizontal, diferenciando-a da situação abordada em etapas anteriores do projeto.

Portanto, assim como realizado para a análise das forças que acometem uma aeronave em voo, é preciso reavaliar a incidência destas grandezas, já que agora um voo reto e nivelado não abrange a fase de subida. Para uma melhor compreensão, o digrama de corpo livre pode ser evidenciado abaixo.

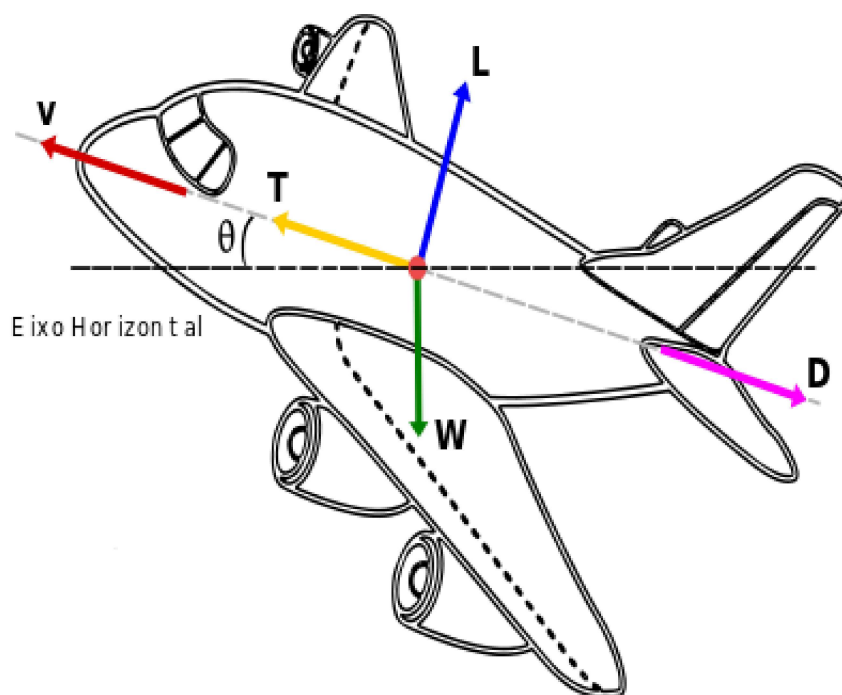


Figura 36 - DCL em fase de subida  
Fonte: Autores

Partindo-se das equações da estática, por meio de uma análise com velocidade constante, é possível, segundo Rodrigues (2014), obter que:

$$T = D + (W * \text{sen } \theta) \quad (57)$$

$$L = W * \text{cos } \theta \quad (58)$$

onde,

$\theta$  – Ângulo entre o eixo horizontal de referência e o eixo de deslocamento

Já que o desempenho de subida para uma aeronave não se baseia na tração, mas sim nas curvas de potência disponível e requerida, é preciso manipular a Eq. 57 para obter tais grandezas. Como mencionado ao longo do projeto, a potência pode ser obtida a partir do produto entre a tração e a velocidade do veículo, logo:

$$T * V = [D + (W * \text{sen } \theta)] * V \quad (59)$$

Manipulando-a novamente, obtêm-se que:

$$V * \text{sen } \theta = \frac{(T * V) - (D * V)}{W} \quad (60)$$

A angulação da velocidade para com o eixo de referência dá origem à duas outras componentes, uma em X e outra em Y. Matematicamente, a velocidade vertical, também chamada de razão de subida (ROC), pode ser obtida a partir da Eq. 60, já que sua projeção nada mais é do que produto da velocidade com o seno do ângulo.

Como já é de conhecimento, a multiplicação do arrasto (D) pela velocidade (V) representa a potência requerida para vencer tal resistência, já que conforme abordado no Capítulo 4, a tração requerida iguala-se ao arrasto proporcionado. Com isso em mente, o primeiro termo da subtração também pode ser reconhecido como a potência disponível, já que ela é o produto da tração disponível pelo sistema de propulsão com a velocidade de voo.

Portanto, a Eq. 60 pode ser reescrita como:

$$V * \text{sen } \theta = \frac{Pd - Pr}{W} \quad (61)$$

Por estar diretamente relacionada com a sobra de potência evidenciada pela plotagem de suas curvas, a razão de subida também é prejudicada com a variação da altitude. Conforme já analisado, ela faz com que as sobras de tração e potência sejam reduzidas à medida que a aeronave ascende e que, conseqüentemente, também reduz seu desempenho na subida, uma vez que para mesmos intervalos de velocidade a sobra de potência é menor.



Dessa forma, para o VANT em projeto, a falta das curvas disponíveis impossibilita o cálculo da sua razão de subida (ROC) a partir da metodologia evidenciada. No entanto, em capítulos anteriores do trabalho, mais precisamente para a obtenção da área alar e potência, fez-se necessária a utilização de tal parâmetro que, conseqüentemente, foi obtido a partir do Regulamento Brasileiro de Aviação Civil (RBAC).

De acordo com o RBAC nº 23, baseado na americana *Federal Regulations* (FAR) de mesmo número, o requisito mínimo de subida para uma aeronave que não esteja sobre efeito do solo, com carga máxima de decolagem abaixo de 8600 kg e baixas velocidades, é de 8,3% para veículos terrestres. Essa porcentagem incide sobre a velocidade base para análise, sendo esta sua velocidade de decolagem.

## 7.2 VOO DE PLANEIO

Definido como o estágio precedente à etapa de pouso da aeronave, o voo de planeio consiste em sua aproximação, desacelerada, em uma rampa de descida até toque definitivo com o solo. Para seu entendimento, assim como em outras etapas, é necessária a confecção do diagrama de corpo livre que aborde corretamente as forças atuantes durante esta fase da missão.

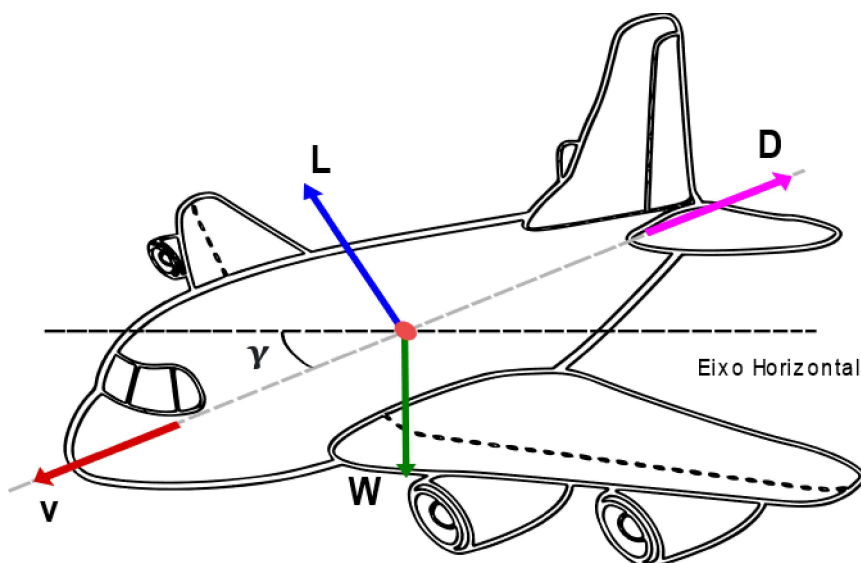


Figura 37 - DCL em voo de planeio  
Fonte: Autores

Por se tratar de uma etapa em que ocorre a redução de sua velocidade, a tração que era de suma importância para a análise do desempenho de subida, não é considerada para os cálculos acerca do voo de planeio. Portanto, de acordo com a Figura 37, apenas a Sustentação (L), Peso (W) e Arrasto (D) nortearão o comportamento da aeronave.

Partindo-se do equilíbrio dinâmico, é possível obter que:

$$D = W * \text{sen}(\gamma) \quad (62)$$

$$L = W * \text{cos}(\gamma) \quad (63)$$

Com a manipulação das equações acima é possível determinar o ângulo em relação à horizontal, já que:

$$\gamma = \text{arctg}\left(\frac{1}{L/D}\right) = \text{arctg}\left(\frac{1}{C_L/C_D}\right) \quad (64)$$

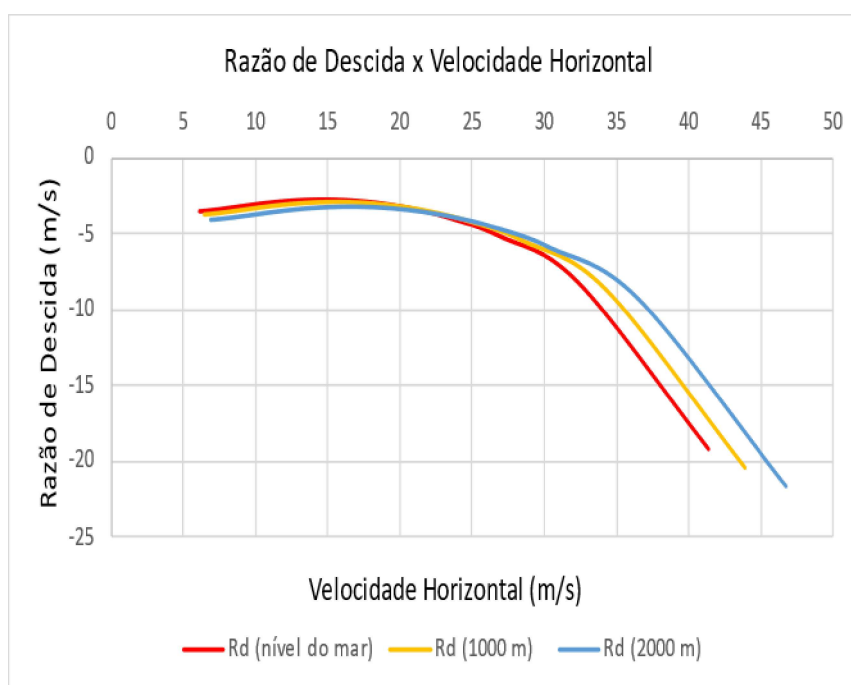
Dessa forma, nota-se que quanto maior a eficiência aerodinâmica, menor será o seu ângulo de aproximação, permitindo que aeronave fique a mais próxima possível do eixo horizontal de referência e que, conseqüentemente, permite maior distância a ser percorrida antes do pouso.

Como já é de conhecimento, a eficiência aerodinâmica está diretamente ligada com altitude e velocidade momentânea de voo e que, de acordo com Rodrigues (2014), mantendo-se a altitude constante durante a fase de planeio é possível obter a velocidade por meio da Eq. 63, da seguinte maneira:

$$v = \sqrt{\frac{2 * W * \cos(\gamma)}{\rho * S * C_L}} \quad (65)$$

Além disso, assim como evidenciado para o desempenho de subida, por estar paralela ao deslocamento a componente velocidade apresentará projeções nos eixos de referência e que, portanto, representarão as parcelas da velocidade na horizontal e vertical. Dessa forma, para uma rampa de declínio a parcela vertical é entendida como a razão de descida, já que segundo a ANAC ela representa o regime de decréscimo da altitude do veículo, em metros por segundo.

Comumente representada em função da velocidade horizontal, o comportamento da razão de descida do veículo em projeto pode ser evidenciado no gráfico abaixo.



**Figura 38 - Gráfico Rd x Vh**  
Fonte: Autores

Almejando-se maior alcance durante o cumprimento de suas funções, é necessário, que a aeronave atue com o menor ângulo de inclinação possível, ou seja,

ela deve apresentar eficiência aerodinâmica máxima que, de acordo com o Capítulo 4, pode ser entendido como o ponto no qual a tração requerida é mínima.

Este, por sua vez, é denominado como o ponto de alcance máximo, cujo coeficiente de sustentação pode ser representado da seguinte maneira:

$$C_L = \sqrt{\frac{C_{DO}}{K}} \quad (66)$$

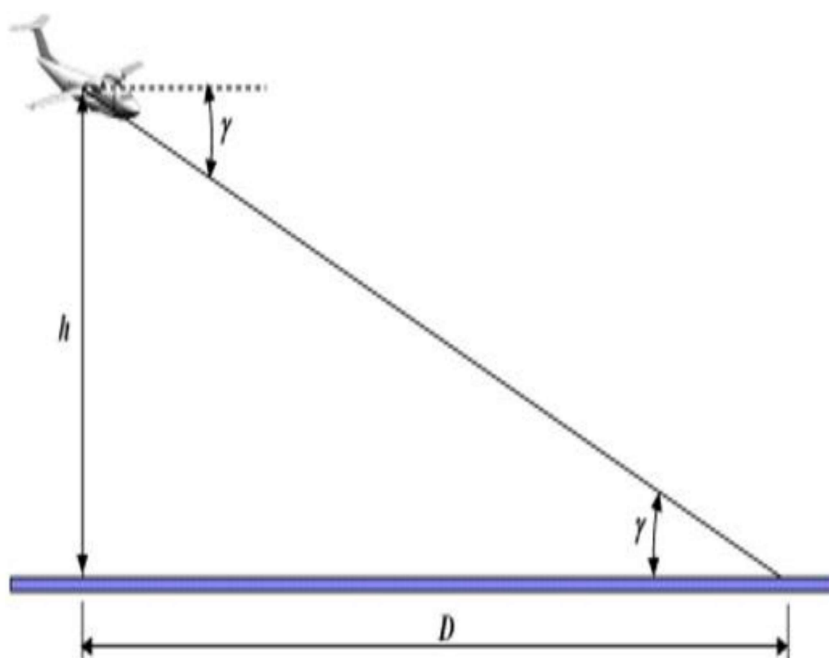
De posse deste coeficiente é possível, conseqüentemente, calcular seu ângulo de planeio, velocidade horizontal e razão de descida para as altitudes abordadas, cujos valores podem ser evidenciados na Tabela 19. No entanto, é perceptível que por depender apenas da máxima eficiência, seu ângulo de inclinação permanecerá sempre o mesmo.

**Tabela 19 - Dados obtidos para o voo de planeio**

<b>Altitude</b>	<b>Ângulo de Planeio</b>	<b>Velocidade Horizontal</b>	<b>Razão de Descida</b>
Nível do mar	9,06°	19,78 m/s	-3,15 m/s
1000 m	9,06°	21 m/s	-3,35 m/s
2000 m	9,06°	22,33 m/s	-3,56 m/s

**Fonte: Autores**

Dessa forma, a partir da razão de descida entende-se que o veículo em projeto percorrerá, para cada segundo, 19,78 metros na horizontal e 3,15 metros na vertical ao nível do mar, e assim sucessivamente para cada altitude abordada acima. Com o ângulo de planeio para o qual esta etapa será executada, é possível então obter a distância horizontal que será percorrida a partir da altura em relação ao solo.



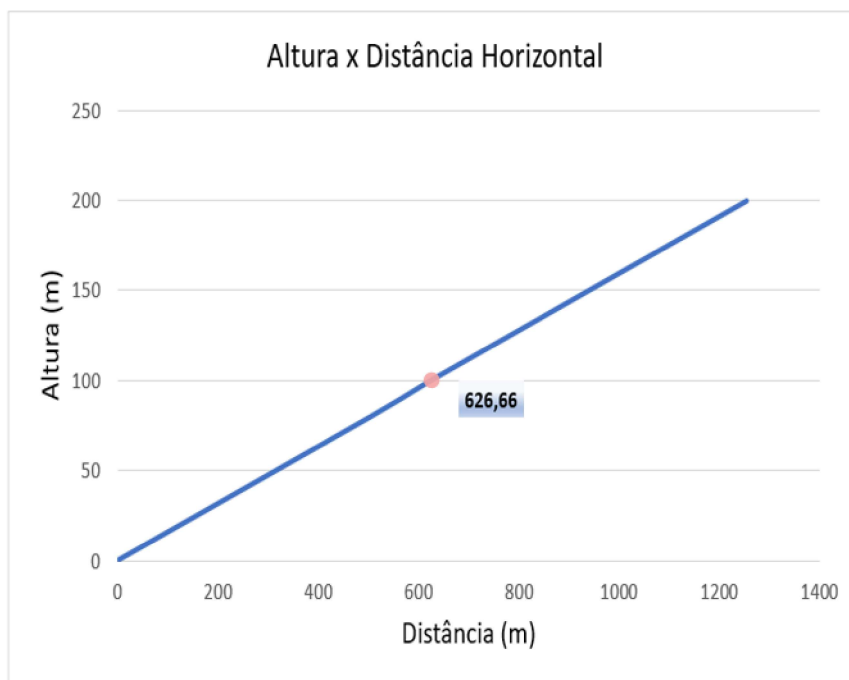
**Figura 39 - Representação da etapa de planeio**  
**Fonte: RODRIGUES, 2014**

Com o auxílio da trigonometria obtêm-se que, de acordo com a Figura 39:

$$D_{horizontal} = \frac{h}{tg(\gamma)} \quad (67)$$

Como esta distância depende única e exclusivamente da altura em relação ao solo e do ângulo de inclinação, que é constante, não importará a altitude da aeronave e que, portanto, para uma mesma altura será sempre a mesma.

No contexto do VANT de monitoramento, a altura de referência utilizada para início do planeio será de 100 metros, cuja explicação será abordada mais adiante, sendo possível, conseqüentemente, chegar ao valor de 626,66 metros a serem percorridos. Com um estudo paramétrico acerca da altura, obtêm-se a distância necessária a ser percorrida durante o voo de planeio, como exemplificado no gráfico abaixo.



**Figura 40 - Variação da distância horizontal em função da altura**  
Fonte: Autores

### 7.3 DESEMPENHO DE POUSO

Considerando que o atual veículo de monitoramento será concebido para uma pista de decolagem com 100 metros de comprimento, é necessário avaliar também sua eficácia na fase de aterrissagem, que aborda desde o instante de contato com o solo até o repouso. Assim como em etapas anteriores, o entendimento acerca das forças que atuam sobre ele é vital para um correto desenvolvimento e análise deste cenário, presente na Figura 41.

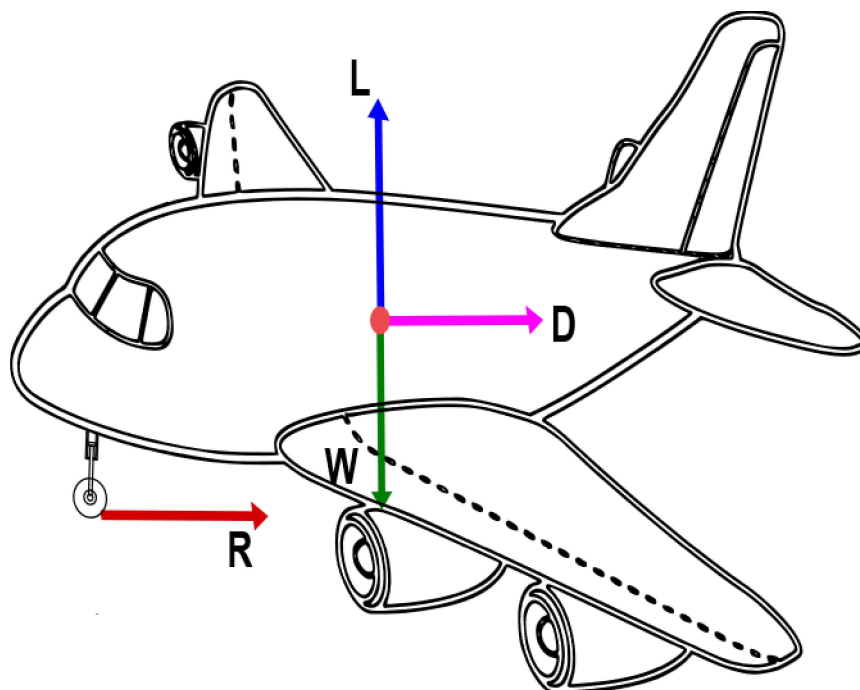


Figura 41 - DCL para o pouso  
Fonte: Autores

Por estar diretamente em contato com o solo, há o surgimento de uma componente não retratada anteriormente, que faz referência à força de atrito dos pneus com a pista. Além disso, por se tratar de um movimento em que ocorre a constante redução da velocidade, a tração disponível pelo sistema de propulsão não é levada em consideração para sua análise, visto que ela não é mais necessária para permitir o deslocamento. (RODRIGUES, 2014)

Já na decolagem, no entanto, ocorre o contrário, ou seja, a tração disponível por este sistema é de extrema importância para compreender a dinâmica de seu desempenho. Infelizmente, em decorrência da falta destes dados, ele não pôde ser calculado, mas como mencionado, os 100 metros deverão ser considerados. Isto posto, a metodologia é extremamente similar para ambas, divergindo em apenas em algumas partes.

Tendo em vista que a velocidade varia nesta etapa, as equações da estática não se aplicam a este caso, sendo regido pelos postulados da dinâmica, mais precisamente a 2ª lei.

$$-(D + R) = m * a \quad (68)$$

Como o objetivo é encontrar uma relação para o comprimento horizontal de pista, para a equação acima é levada em consideração a resultante no eixo horizontal, paralelo ao deslocamento da aeronave.

A força de atrito, por sua vez, pode ser escrita como o produto entre o coeficiente de atrito do solo e a normal do corpo que, para a condição acima, é a diferença entre a sustentação e o peso. De acordo com Sadraey (2013), as pistas dividem-se em 6 categorias, cujos coeficientes são tabelados da seguinte forma:

**Tabela 20 - Coeficiente de atrito em relação ao tipo de solo**

<b>Superfície</b>	<b>Coeficiente de atrito</b>
Asfalto / Concreto seco	$0,03 \leq \mu \leq 0,05$
Asfalto / Concreto molhado	0,05
Asfalto / Concreto congelado	0,02
Gramma sintética	$0,04 \leq \mu \leq 0,07$
Gramma	$0,05 \leq \mu \leq 0,1$
Solo macio	$0,1 \leq \mu \leq 0,3$

Fonte: SADRAEY, 2013

Como a aceleração é a derivada da velocidade em função do tempo, integrando e manipulando a equação acima é possível obter a relação entre as forças atuantes, velocidade do veículo e comprimento necessário para o pouso.

$$S_L = \frac{V^2 * m}{2 * [D + \mu * (W - L)]_{0,7V}} \quad (69)$$

Demonstrada em outras seções, a equação que rege o comportamento do arrasto incidente na aeronave, sofre pequena alteração em decorrência da proximidade com o solo. Surge, agora, o chamado efeito solo, que contribui para a redução do escoamento induzido nas etapas de decolagem e pouso.

Gerado pelos vórtices nas pontas das asas, este escoamento prejudica o desempenho da aeronave por interferir na distribuição das pressões incidentes em seu grupamento alar, dando origem ao arrasto induzido. (RODRIGUES, 2014). Assim sendo, a proximidade com o solo acaba por contribuir para a dissipação destes vórtices produzidos, reduzindo o seu arrasto.



No entanto, a partir dessa contextualização é perceptível que para a etapa de pouso, a presença de um arrasto com maior magnitude é benéfica para a redução do comprimento de pista necessário, pelo simples fato de que a aeronave encontra mais resistência ao seu movimento. As equações a seu respeito podem ser contempladas abaixo:

$$\Phi = \frac{\left(16 * \frac{h_{asa}}{b}\right)^2}{1 + \left(16 * \frac{h_{asa}}{b}\right)^2} \quad (70)$$

$$D = \frac{\rho * v^2 * S}{2} * \left(C_{Do} + \frac{\Phi * C_L^2}{\pi * e * AR}\right) \quad (71)$$

onde,

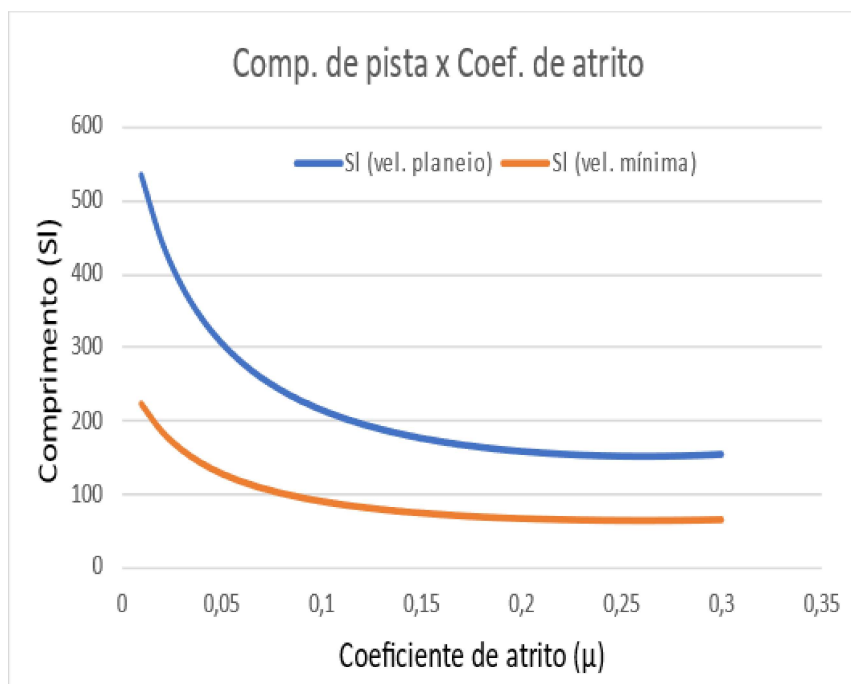
$\Phi$  – Fator de efeito solo

$h_{asa}$  – Altura da asa em relação ao solo

$b$  – Envergadura da asa

Analogamente, o coeficiente de atrito característico da pista também representa o grau de resistência apresentado ao descolamento e, portanto, pistas com melhor construção, apresentarão maior comprimento total para sua frenagem.

Além disso, segundo Anderson (1999), tendo em vista que as forças presentes na Eq. 69 variam em função da velocidade, porém minimamente, assume-se que sejam constantes para 70% da velocidade de pouso, sendo seus coeficientes de sustentação e arrasto baseados neste valor. Como o voo de planeio engloba a descida da aeronave até o limiar do toque com o solo, a velocidade de pouso é a mesma obtida para a etapa de aproximação, ou seja, 22,33 m/s.



**Figura 42 - Comprimento de pista em função do coeficiente de atrito**  
**Fonte: Autores**

O gráfico acima relaciona o comprimento total da pista de pouso em função de seu coeficiente de atrito para duas velocidades distintas, corroborando a afirmação feita que, para menores coeficientes de atrito, obtêm-se comprimentos cada vez maiores.

Para a velocidade horizontal de planeio, curva superior, os valores encontrados para pistas de melhor qualidade extrapolaram o aceitável, inviabilizando sua performance para um contexto de monitoramento. Uma alternativa para contornar tal situação, é fazer com que a aeronave toque o solo com uma velocidade mínima (curva inferior), que para o projeto equivale à velocidade de estol.

Todavia, operar nesta velocidade traz altos riscos para o sucesso da missão, demandando grande habilidade do piloto para se evitar possíveis catástrofes, novamente inviabilizando tal operação. Dessa forma, a única maneira viável e sem riscos, é a utilização de um sistema de freios durante a execução, devido ao fato de que ele aumenta substancialmente a força de atrito incidente.

Portanto, do ponto de vista operacional, o projeto de um sistema de freios capaz de elevar o coeficiente de atrito para valores acima de 0,1 é crucial para um pouso com bom desempenho, já que limita seu comprimento máximo ao dobro utilizado na decolagem, ou melhor, 200 metros

## 7.4 DIAGRAMA V-N DE MANOBRA

Responsável por demonstrar as limitações estruturais em voo, o diagrama V-n de manobra consiste em uma maneira gráfica de retratar o fator de carga incidente nas aeronaves. Representado por  $n$ , o fator de carga compreende a razão entre a força de sustentação desenvolvida e o peso do veículo, representando, conseqüentemente, a magnitude dos esforços aos quais estará submetido.

Tal diagrama, por conseguinte, é de suma importância para o seu comportamento, já que a partir dele são obtidas as velocidades cruciais para realizar as operações em segurança. A equação que rege tal grandeza pode ser evidenciada abaixo.

$$n = \frac{L}{W} \quad (72)$$

Sua faixa de operação, portanto, será definida tendo como base o valor limítrofe do fator de carga para os quais a aeronave será projetada. De acordo com a literatura, estes valores podem ser obtidos a partir da função para a qual será atribuída, de acordo com:

**Tabela 21 - Fatores de carga limites típicos**

<b>Aplicação</b>	<b>n (positivo)</b>	<b>n (negativo)</b>
GA – normal	$2,5 \leq n \leq 3,8$	$-1,0 \leq n \leq -1,5$
GA - utilitário	4,4	-1,8
GA – acrobático	6	-3
Construção caseira	5	-2
Transporte	$3 \leq n \leq 4$	$-1 \leq n \leq -2$
Bombardeiros	$3 \vee 4$	$-1 \vee -2$
Caças	$6,5 \leq n \leq 9$	$-3 \leq n \leq -6$

**Fonte:RAYMER, 1992**

No contexto do presente estudo, por se tratar de uma aeronave em voo subsônico e de pequeno porte, classifica-se no primeiro grupo, ou seja, para aviação geral (*General Aviation*) com utilidade normal. Da Tabela 21, é possível obter então o intervalo do fator limite para sustentação positiva e negativa, que é entendido como o

valor acima do qual o veículo apresentará deformação permanente, porém sem que ocorra a ruptura.

Dessa maneira, por se tratar da magnitude dos esforços evidenciados em voo, é notório que quanto maior o fator de carga limite para a aeronave, maior serão os esforços aos quais ela estará submetida e, portanto, mais robusto deverá ser seu projeto (RODRIGUES, 2014). No entanto, como a robustez é diretamente proporcional ao seu peso, objetivando uma aeronave mais versátil e compacta para o cenário das inspeções, os limites positivos e negativos serão os mínimos para esta categoria sendo, respectivamente, 2,5 e -1.

Ademais, por mais que este fator limitante seja a fronteira entre uma operação bem-sucedida e o início das falhas, isso não quer dizer que a aeronave poderá atuar em total segurança abaixo deste valor, sendo necessário, agora, determinar a região para a qual desempenhará sua missão. Para isso, manipulando-se a Eq. 72 é possível defini-lo em função da velocidade, massa específica, área alar e peso, conforme a equação abaixo.

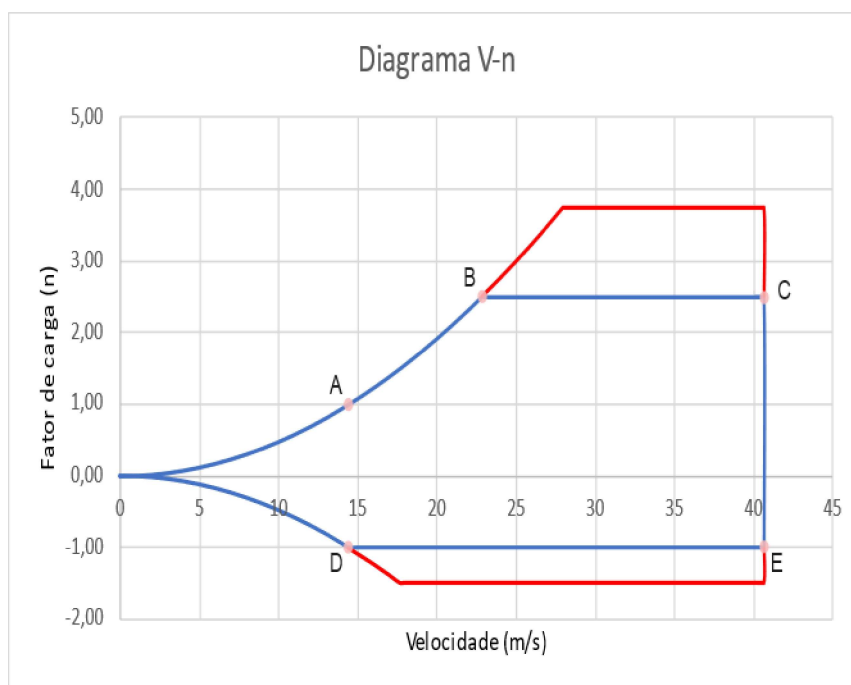
$$n_{max} = \frac{L}{W} = \frac{\rho * V^2 * S * C_{Lmax}}{2 * W} \quad (73)$$

Sendo assim, variando-se a velocidade, tanto para sustentações positivas e negativas, é possível delimitar a faixa de valores para os quais a aeronave poderá operar em segurança. Como evidenciado acima, o fator de carga referente à cada velocidade é calculado com base no coeficiente de sustentação máximo, garantindo que abaixo do qual ela desempenhará seu devido funcionamento. Isto posto, percebe-se que para valores acima do coeficiente de sustentação máximo, o veículo necessitaria de maior ângulo de ataque para permanecer em voo, ocasionando, conseqüentemente, a situação de estol.

Com a análise paramétrica da velocidade, é preciso, agora, obter algumas das velocidades cruciais para sua operação, sendo elas a de estol e de manobra. Como já visto anteriormente, a velocidade de estol é a mínima possível para manter-se em voo, abaixo da qual a sustentação desenvolvida é menor do que o seu peso. Como nesta velocidade as forças verticais que acometem a aeronave são equivalentes, é possível obtê-la a partir do fator de segurança calculado, uma vez que em decorrência desta condição a velocidade para a qual o fator de carga é igual à 1, representa à velocidade de estol do projeto.

A velocidade de manobra, por sua vez, pode ser obtida a partir do fator estrutural limitante, já que de acordo com Rodrigues (2014), um alto ângulo de ataque nesta velocidade representa esforços de elevada magnitude e que, portanto, equivalem ao fator de carga máximo. No entanto, vale ressaltar que isso não significa que esta velocidade é a máxima que a aeronave será capaz de atingir, podendo, é claro, atingir velocidades acima dela, porém com coeficientes de sustentação abaixo do máximo, para não ultrapassar o fator de carga limite.

O gráfico abaixo demonstra a plotagem do diagrama V-n para a aeronave de monitoramento.



**Figura 43 - Diagrama V-n**  
Fonte: Autores

A outra velocidade essencial para sua operação equivale ao valor máximo que a aeronave poderá atingir, já que diferentemente da velocidade de manobra, ela representa o maior esforço para o qual o projeto resistirá, sendo essa a sua velocidade de mergulho e, por representar os esforços máximos, a aeronave estará em seu limite estrutural, acima da qual falhas virão a ocorrer. Esta velocidade, segundo norma, é 25% maior do que a velocidade máxima de concepção e, portanto:

$$V_{\text{mergulho}} = 1,25 * V_{\text{max}} \quad (74)$$

Representadas pelas letras A, B, e C no diagrama, elas são, respectivamente, as velocidades de estol, manobra e de mergulho da aeronave vigente, sendo seus valores evidenciados na Tabela 22 - Faixa de velocidades. Outros dois pontos também podem ser visualizados e que, após análise, são análogos aos pontos A e C, porém para ocasiões em que a sustentação é negativa, circunstância que raramente ocorre.

**Tabela 22 - Faixa de velocidades**

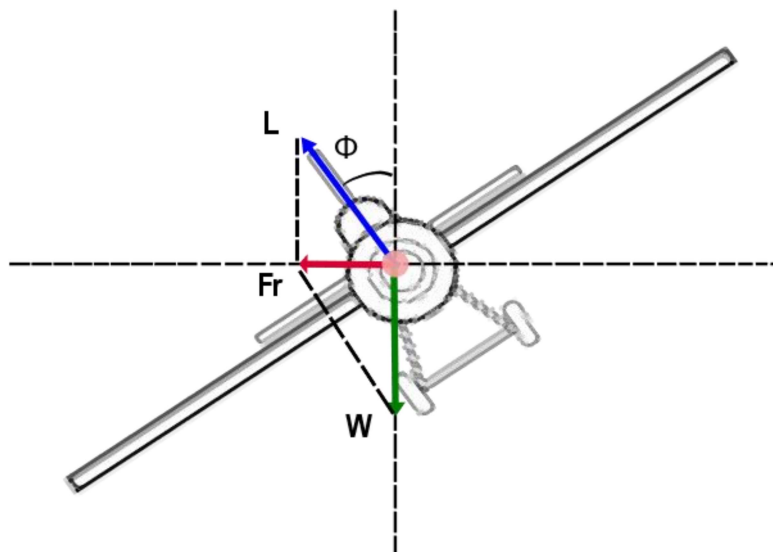
Velocidade de estol (A)	14,44 m/s
Velocidade de manobra (B)	22,84 m/s
Velocidade de mergulho (C)	40,62 m/s

**Fonte: Autores**

Além disso, outra importante informação que pode ser retirada deste diagrama faz referência ao chamado fator de carga último, responsável por delimitar a região de funcionamento antes da falha por ruptura. Esta região é representada pelas delimitações em vermelho, dentro das quais ocorre a deformação permanente e acima das quais ocorre a ruptura. Segundo o RBAC 23, “as cargas finais são iguais às cargas limites, multiplicadas por um fator de segurança de 1,5”, logo para o atual estudo equivalem à 3,75 e -1,5.

## 7.5 DESEMPENHO EM CURVA

Tendo em vista que, de acordo com a Figura 9, a missão a ser desempenhada pela aeronave compreende uma fase de retorno ao local de origem, evidenciada pelo número 4, é de extrema importância a compreensão e análise deste tipo de voo para um bom desempenho do projeto. Seguindo a metodologia já abordada em algumas etapas deste capítulo, primeiramente deve ser realizada uma análise das forças atuantes para um voo curvilíneo, Figura 44.



**Figura 44 - DCL para voo em curva**  
**Fonte: Autores**

Aproveitando-se das equações da estática, a realização de uma manobra de curva para esta seção, será analisada com velocidade e altitude constante e, portanto, de acordo com o diagrama de corpo livre acima, evidencia-se que:

$$L * \cos(\varphi) = W \quad (75)$$

Similar ao seu desempenho de subida e voo de planeio, a realização de um movimento curvilíneo só é possível a partir do surgimento de uma componente que permita a mudança de direção da aeronave. Porém, diferentemente das outras duas componentes que eram projeções diretas da velocidade, para uma curva a componente responsável por alterar o seu traçado horizontal, é a resultante entre a força de sustentação e o peso.

Dessa maneira, percebe-se que quanto maior o seu ângulo de inclinação, maior será a magnitude da força resultante desenvolvida e que, em decorrência deste fato, apresentará menor raio de ação para concluir a manobra, sendo corroborado a partir do desenvolvimento que virá a seguir.

Após observar o Diagrama de Corpo Livre apresentado, nota-se que a resultante responsável por este deslocamento é paralela ao eixo horizontal de referência. Como a sustentação apresenta-se angulada em relação à horizontal, duas

outras componentes surgirão nos planos de referência, sendo elas as projeções vertical e horizontal, cuja primeira possui mesmo módulo e sentido da resultante.

Saindo da estática e adentrando um pouco na dinâmica, tem-se que, segundo os princípios de Isaac Newton, a resultante das forças que atuam sobre um corpo é diretamente proporcional à aceleração que este adquire. Esta aceleração, para a manobra em questão, é dependente não apenas da velocidade, mas também do raio de curvatura desta manobra.

Portanto, tendo em vista que esta força resultante é equivalente à projeção horizontal da sustentação, e que a aceleração é dependente do raio da circunferência projetada, entende-se que:

$$L * \text{sen}(\varphi) = \frac{m * V^2}{R} \quad (76)$$

Logo,

$$R = \frac{m * V^2}{L * \text{sen}(\varphi)} \quad (77)$$

Com esta equação fica evidente que quanto maior o ângulo de inclinação da aeronave para com a horizontal, menor será o raio para se completar a curva, já que o denominador tende ao valor da sustentação. Além disso, menores raios de curvatura são benéficos para o seu comportamento, porque garante a realização das curvas para ângulos abaixo do máximo estipulado, sendo, portanto, o objetivo desta seção atingir o menor raio possível.

Como a massa pode ser reescrita como a razão entre o peso e a gravidade, obtêm-se que:

$$R = \frac{V^2}{g * \sqrt{n^2 - 1}} \quad (78)$$

A partir das equações já demonstradas, é possível manipulá-las de modo a obter não apenas o raio de curvatura mínimo, mas também a velocidade e fator de carga que permitem o cumprimento desta etapa da missão sem perder sua altitude. Como suas deduções são bastante complexas e extensas serão apresentadas em sua forma final, cuja demonstração pode ser obtida na literatura. Elas são, respectivamente:



$$R_{mínimo} = \frac{4 * K * \left(\frac{W}{S}\right)}{\rho * g * \left(\frac{T}{W}\right) * \sqrt{\frac{1 - (4 * K * C_{D0})}{\left(\frac{T}{W}\right)^2}}} \quad (79)$$

$$V_{mínima} = \sqrt{\frac{4 * K * \left(\frac{W}{S}\right)}{\rho * \left(\frac{T}{W}\right)}} \quad (80)$$

$$n_{mínimo} = \sqrt{2 - \frac{4 * K * C_{D0}}{\left(\frac{T}{W}\right)^2}} \quad (81)$$

Como já mencionado ao longo deste estudo, em decorrência da falta de dados referentes às trações disponíveis pelo sistema de propulsão, não foi possível determinar sua curva e, conseqüentemente, os seus respectivos valores, sendo de suma importância para a aplicação das equações acima. No entanto, com intuito de exemplificar e até mesmo entender o processo para sua obtenção, será utilizado um valor de referência baseado na potência disponibilizada pelo fabricante do motor utilizado.

De acordo com a especificação fornecida pela SKYPOWER, o modelo SP-170 TS ROS apresenta potência de 9300 Watts a 5250 rpm. No entanto, observando a Eq. 78 é notório que, para um raio de curvatura mínimo, a velocidade deve ser a menor possível e, portanto, a tração levada em consideração para a análise será baseada na velocidade de estol. Para tal exemplificação, foi utilizado 40% da potência nominal fornecida, devendo ser relacionada com esta velocidade para chegar-se na tração.

Uma vez definida, é possível agora, obter a velocidade, fator de carga, ângulo de inclinação e o raio mínimo para o qual a aeronave poderá realizar tal manobra, cujos dados estão indicados na Tabela 23.

**Tabela 23 - Dados para desempenho em curva**

	<b>Nível do mar</b>	<b>1000 metros</b>	<b>2000 metros</b>
Velocidade mín.	13,84 m/s	14,74 m/s	15,67 m/s
Fator de Carga mín.	1,33	1,33	1,33
Raio mín.	22,3 m	25,14 m	28,42 m

	<b>Nível do mar</b>	<b>1000 metros</b>	<b>2000 metros</b>
Ângulo de Inclinação	41,36°	41,36°	41,36°

Fonte: Autores

De posse destes dados, é evidente que o limitador para o presente projeto é o voo para altitudes mais elevadas, já que a velocidade e o raio mínimo para tal etapa são maiores, devendo, portanto, serem retratados como os requisitos mínimos para o desempenho em curva. Além disso, vale ressaltar que para menores altitudes a velocidade tende à mínima necessária para manter a aeronave em voo, assumindo até mesmo valores inferiores a esta, o que, conseqüentemente, aumentaria os riscos da missão.

## 7.6 ESTIMATIVA DE TEMPO PARA A MISSÃO

Essencial para se compreender a magnitude da missão a ser executada, o tempo estimado será baseado nas etapas de voo que foram apresentadas no Capítulo 2. Assim como na metodologia utilizada no cálculo da carga máxima, a qual calculou-se a fração em cada etapa, o tempo total pode também ser obtido a partir da soma do tempo decorrido em cada etapa.

Tendo em vista que a análise da maior parte do presente capítulo foi realizada para velocidade constante, as etapas de subida, cruzeiro e planeio serão modeladas a partir de um movimento uniforme, com exceção da decolagem e pouso. Isso ocorre pelo fato de que ambas variam suas velocidades, ou seja, na decolagem a aeronave parte do repouso até alcançar a velocidade de decolagem, já no pouso ocorre o contrário.

Dessa forma, para um movimento uniforme já é de conhecimento comum que a velocidade é tida como a variação do posicionamento (deslocamento) de um corpo em função do tempo, logo:

$$t = \frac{\Delta S}{V} \quad (82)$$

Conforme abordado no início deste projeto, a aeronave percorrerá um total de 250 quilômetros até o fim de suas atividades, sendo a maior parte em voo de cruzeiro.

Como a manobra de curva para o retorno ao local de decolagem é insignificante comparada às demais, será desconsiderada para a obtenção do tempo total da missão. Levando isto em consideração e com alguns dados já obtidos, o deslocamento total nas etapas de cruzeiro será aproximado para 247 km a uma velocidade de 25 m/s, com tempo equivalente à 9880 segundos ou 2 horas e 45 minutos.

Para as etapas de subida e descida a teoria é a mesma, no entanto como a aeronave se encontra em movimento de ascensão e declínio, as velocidades que farão parte dos cálculos são as verticais que, como já mencionado, equivalem às razões encontradas. Portanto, o tempo equivalente é referente ao necessário para subir ou descer tantos metros, sendo o seu deslocamento, conseqüentemente, a altura em relação ao solo, cujas equações podem ser evidenciadas abaixo.

$$t_{subida} = \frac{h}{Roc} \quad (83)$$

$$t_{descida} = \frac{h}{Rd} \quad (84)$$

Para a obtenção da altura em relação ao solo, utilizou-se referência física de uma das grandes empresas do setor elétrico brasileiro a respeito do tamanho das torres utilizadas em suas linhas de transmissão. Foi disponibilizado, portanto, o tamanho da maior torre utilizada em seus sistemas, com valor significativo de 80 metros de altura.

De posse deste dado, estipulou-se 100 metros como a altura de segurança para estabilização da aeronave, de forma que no pior caso, ou seja, para torres desta altura, a aeronave possa realizar suas operações da forma mais segura possível. Aplicando-se as equações 83 e 84, foi possível chegar nos valores de aproximadamente 30 e 70 segundos para a descida e subida, respectivamente.

Uma vez calculados os tempos para as etapas uniformes, faz-se necessária a análise acerca das etapas em que a velocidade varia. Considerando que apenas esta grandeza seja variável, ou seja, que sua aceleração seja constante, há, conseqüentemente, a presença de um movimento uniformemente variado, que é regido pelas seguintes equações:

$$V_{Final}^2 = V_{Inicial}^2 + 2 * a * \Delta S \quad (85)$$

$$V_{Final} = V_{Inicial} + a * t \quad (86)$$

Como ambas as etapas possuem velocidades nulas, inicial para a decolagem e final para o pouso, é possível a partir do sistema acima obter o tempo necessário para se completar cada uma delas. Quanto aos comprimentos de pistas, para a etapa de pouso será utilizado, o dobro do comprimento de decolagem, conforme a Seção 7.3.

Além disso, segundo Rodrigues (2014), a velocidade base para a análise no pouso é a de estol, tendo em vista que a aeronave toca o solo nesta velocidade. No entanto, como na seção do planeio as análises foram feitas para velocidades constantes, o veículo tocaria o solo com a velocidade horizontal de planeio, e que, portanto, será levada em consideração para tal análise. Com esta consideração, os tempos obtidos para cada etapa foram, respectivamente, 12 e 18 segundos para decolagem e pouso.

O tempo total, por sua vez, é a soma de todos os valores encontrados para cada etapa, sendo necessário para se completar a missão, aproximadamente 3 horas.

## 8 CONSIDERAÇÕES FINAIS

### 8.1 RESULTADOS OBTIDOS

De suma importância para estilo de vida contemporâneo, o suprimento de energia é vital para o crescimento e desenvolvimento da sociedade ao redor de todo o mundo. As linhas de transmissão são ativos essenciais para o cumprimento desta atividade, transmitindo a energia elétrica gerada de um polo para outro e permitindo sua distribuição aos centros urbanos.

Situadas ao longo de todo o território nacional, estão suscetíveis aos mais diversos infortúnios do meio em que estão inseridas, tendo como principal obstáculo sua obsolescência. Dessa maneira, as extensas tarefas de inspeções e manutenções são cruciais para o seu devido desempenho.

Dessa maneira, o presente trabalho propôs o desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado para a realização de parte destas atividades, objetivando processos menos extenuantes não apenas do ponto de vista humano, mas também do financeiro. A utilização deste tipo de tecnologia permitiria obter resultados mais precisos acerca de seus componentes e atividades ilegais que venham a ocorrer em suas proximidades.

Com auxílio da vasta literatura, foi possível desenvolver as metodologias necessárias para o estágio preliminar de um projeto, a etapa conceitual, que permite alcançar uma ideia geral do desempenho e dimensão deste veículo.

Uma aeronave de aproximadamente 78 quilos, 5,2 metros de envergadura e 3 metros de comprimento foi desenvolvida até o presente momento, sendo perfeitamente capaz de realizar as atribuições descritas ao longo do primeiro capítulo. Capacitada para levantar voo nas mais diversas pistas, foi planejada para executar sua missão com um comprimento de decolagem máximo de 100 metros, e o dobro para o pouso por meio de um sistema de frenagem, com um tempo de aproximadamente 3 horas para percorrer os 250 km previstos na missão.

As velocidades cruciais para seu funcionamento tal como as análises acerca das condições de voo foram realizadas nas etapas das forças e desempenho deste veículo, constatando uma ótima eficiência para a velocidade de cruzeiro, ou seja, para

a missão como um todo. Para sua velocidade de estol, obteve-se o simbólico valor de 14,44 m/s, sendo esta a velocidade mínima do projeto.

Do ponto de vista aerodinâmico, obteve-se um perfil de asa NACA 0010-35 para uma configuração trapezoidal, localizada na parte inferior da fuselagem (asa baixa). Já para a empenagem adotou-se o modelo convencional, cujo perfil obtido para a estrutura horizontal e vertical, foi o NACA 0012.

É evidente, portanto, que tal aeronave contribuiria de forma significativa na manutenção do setor elétrico, já que, pelo fato de cobrir longas distâncias em um curto período de tempo, permite um planejamento mais otimizado das inspeções e manutenções, levantando dados precisos e de extrema importância.

## 8.2 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Por mais que tal seção conclua o presente trabalho, novas oportunidades se abrem para projetos futuros, permitindo a continuação de outras etapas e análises que agregarão cada vez mais para esta aeronave e para a instituição de ensino.

Dessa forma, nesta etapa são propostos alguns temas acerca do abordado até o presente momento, permitindo que aqueles interessados no assunto, possam contribuir academicamente para etapas futuras ao projeto conceitual. Seguem abaixo algumas propostas:

- Projeto estrutural dos componentes descritos;
- Análise da estabilidade estática e dinâmica da aeronave;
- Projeto das superfícies de controle;
- Projeto do sistema de freio
- Reestruturação da aeronave para alcances maiores;
- Análise da viabilidade econômica;
- Desenvolvimento dos sistemas de controle;
- Análise mais detalhada acerca do sistema de propulsão;
- Simulação e Modelagem dinâmica;
- Análise aprofundada da aerodinâmica do VANT.

## REFERÊNCIAS

AGÊNCIA Nacional de Telecomunicações: Radiofrequência. **Gov.br**, 2021. Disponível em: <<https://www.gov.br/anatel/pt-br/regulado/radiofrequencia>>. Acesso em: junho 2023.

ANDERSON, JOHN, D. **Aircraft performance and design**, McGraw-Hill, New York, 1999.

BASE de conhecimento: Departamento de Controle do Espaço Aéreo. **Site do Departamento de Controle do Espaço Aéreo**, 2019. Disponível em: <<https://ajuda.decea.mil.br/base-de-conhecimento/qual-a-diferenca-entre-drone-vant-e-rpas/>>. Acesso em: Maio 2023.

FUAD, N. A; et al. **Accuracy evaluation of digital terrain model based on different flying altitudes and conditional of terrain using UAV LIDAR technology**. IOP Conference Series: Earth and Environmental Science. Kuala Lumpur, Malásia: IOP Publishing. 2018.

ANP, **Gazeta do Povo**, 2022. Densidade da Gasolina. Disponível em: [www.gazetadopovo.com.br](http://www.gazetadopovo.com.br). Acesso em: 14 de outubro de 2023.

HITCHENS, F. E. **Propeller Aerodynamics**. Wellington, Nova Zelândia: Andrews UK Limited, 2015.

IBGE, **Agência de Notícias**, 2011. Dados Estatísticos. Disponível em: [agenciadenoticias.ibge.gov.br](http://agenciadenoticias.ibge.gov.br). Acesso em 25 julho de 2023.

INSTITUTO de Aeronáutica e Espaço: DPA-VANT. **Instituto de Aeronáutica e Espaço**: Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial, 2019. Disponível em: <<https://iae.dcta.mil.br/index.php/todos-os-projetos/todos-os-projetos-desenvolvidos/projetos-dpa-vant>>. Acesso em: Maio 2023.

JOHNSON, W. **Rotorcraft Aeromechanics**. Nova York: Cambridge University Press, 2013.

KOCH, R. **O princípio 80/20**: os segredos para conseguir mais com menos nos negócios e na vida. Belo Horizonte: Gutenberg, 2015.

OLIVEIRA, T. Í. **Sistema de monitoramento da invasão de vegetação em Linhas de Transmissão usando redes de sensores sem fio**. Dissertação de Mestrado - Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica, Universidade Federal da Paraíba. João Pessoa, 2018.

PROCEDI, A. +Soja: uso de drones na safra de soja. **Mais Soja**, 2019. Disponível em: <<https://maissoja.com.br/uso-de-drones-na-safra-de-soja/>>. Acesso em: Maio 2023.

RAYMER, D. P. Aircraft Design: a conceptual approach. 2<sup>a</sup>. ed. Sylmar, Califórnia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.

SADRAEY, M. H. **Aircraft Design: a systems engineering approach**. New Hampshire, EUA: Wiley, 2013.

SPOLM: Pesquisa Operacional Militar II. **Simpósio de Pesquisa Operacional e Logística da Marinha**, 2019. Disponível em: <<https://www.marinha.mil.br/spolm/content/pesquisa-operacional-militar-ii>>. Acesso em: Maio 2023.

VIANA, L. A. et al. Potencial uso de câmera termal acoplada a VANT para monitoramento de culturas. **Revista Brasileira de Engenharia de Biosistemas**, v. 12, n. 3, p. 286-298, 2018.

NUNES, B. et al. Análise estática de uma asa de avião pelo método dos elementos finitos. **Revista Interdisciplinar de Pesquisa em Engenharia**, v. 2, n. 26, p. 123-127, 2016.