

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

THAMIRES RABELO DA SILVA

Análise de Desempenho de Voo em Subida e Cruzeiro da Aeronave Não Tripulada Elétrica EOLO

São João da Boa Vista
2025

THAMIRES RABELO DA SILVA

Análise de Desempenho de Voo em Subida e Cruzeiro da Aeronave Não Tripulada Elétrica EOLO

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica do Campus de São João da Boa Vista, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Aeronáutica

Orientador: Profº Dr.David Fernando Castillo Zúñiga

São João da Boa Vista

2025

D229a

da Silva, Thamires Rabelo

Análise de desempenho de voo em subida e cruzeiro da aeronave não tripulada elétrica EOLO / Thamires Rabelo da Silva. -- São João da Boa Vista, 2025

57 p.

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista

Orientador: David Fernando Castillo Zúñiga

1. Drone. 2. Desempenho. 3. Engenharia de voo. 4. Vôo. 5. Eletricidade na aeronáutica. I. Título.

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
FACULDADE DE ENGENHARIA - CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**ANÁLISE DE DESEMPENHO DE VOO EM SUBIDA E CRUZEIRO DA AERONAVE
NÃO TRIPULADA ELÉTRICA EOLO**

Aluno: Thamires Rabelo Da Silva

Orientador: Prof. Dr. David Fernando Castillo Zúñiga

Banca Examinadora:

- David Fernando Castillo Zúñiga (Orientador)
- Raphaela Carvalho Machado (Examinadora)
- Jonatas Sant'Anna Santos (Examinador)

Os formulários de avaliação e a ata da defesa, na qual consta a aprovação do trabalho, devidamente assinados pela banca encontram-se no prontuário eletrônico do aluno.

São João da Boa Vista, 09 de dezembro de 2025

Dedico este trabalho aos meus pais, Nelly e Edward, pelo apoio incansável, pela força que sempre me deram e por serem meu alicerce em todas as etapas da vida. Ao meu marido, Renan, pelo incentivo constante, pela paciência e por acreditar em mim mesmo quando eu duvidei. E a Deus, por iluminar meus caminhos, me sustentar nos desafios e me permitir chegar até aqui.

AGRADECIMENTOS

Agradeço profundamente a Deus, por sustentar meus passos ao longo de toda essa trajetória. Em cada dificuldade, encontrei força, em cada incerteza, recebi direção, e em cada conquista, reconheci Seu cuidado. Chegar até aqui é, acima de tudo, prova da Sua presença constante na minha vida.

Aos meus pais, Edward e Nelly, deixo meu agradecimento mais sincero e emocionado. Obrigada por cada gesto de amor, por cada oportunidade que me proporcionaram e por todo o suporte que permitiu que eu continuasse seguindo, mesmo quando o caminho parecia longo demais. Vocês sempre estiveram ao meu lado com generosidade, confiança e um carinho que me fortaleceu todos os dias. Tudo o que sou carrega a marca do que aprendi com vocês.

Ao meu marido, Renan, agradeço pelo amor paciente, pela compreensão diante da distância e pela forma como sempre esteve ao meu lado, inclusive nos dias em que a rotina parecia nos testar. Obrigada por celebrar cada conquista comigo e por me lembrar, com calma e carinho, do quanto sou capaz. Ter você na minha vida tornou esta caminhada mais leve e mais bonita. Sua presença, mesmo quando marcada pela distância, sempre me deu coragem para seguir em frente.

Aos colegas de curso, que compartilharam estudos, dúvidas, madrugadas, risadas e conquistas, deixo meu reconhecimento. A caminhada acadêmica se tornou mais leve e significativa graças a essa convivência, que fez dos desafios um percurso mais humano e mais possível.

Aos meus professores, agradeço pela dedicação e pela generosidade ao transmitir conhecimento. Cada orientação, explicação e incentivo contribuiu de maneira essencial para minha formação e para a construção deste trabalho.

Por fim, agradeço a todos que, de alguma forma, fizeram parte desta trajetória: familiares que torceram por mim, amigos que estiveram presentes nos momentos necessários e cada pessoa que, com um gesto ou palavra, contribuiu para que eu chegasse até aqui. Cada manifestação de carinho teve significado e ajudou a tornar este momento possível.

“Para que todos vejam e saibam que a mão do Senhor fez isso.”

— Isaías 41:20

RESUMO

Este trabalho apresenta a análise de desempenho do Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) elétrico EOLO, uma plataforma experimental de asa flexível desenvolvida para pesquisa em aeroelasticidade e dinâmica de voo. O objetivo principal é caracterizar o envelope operacional da aeronave e validar sua eficiência energética nas fases de subida e cruzeiro. A metodologia integra a modelagem analítica e simulações numéricas, unindo modelos aerodinâmicos não lineares às equações de desempenho de propulsão elétrica. Na fase de subida, determinou-se a razão de subida ótima considerando as limitações térmicas e de corrente do sistema motor-hélice. Para o cruzeiro, serão identificadas as velocidades de máxima eficiência, resultando em uma autonomia máxima estimada de 64 minutos e um alcance máximo de aproximadamente 56 km, para um voo de 1000 metros de altitude. Os resultados validam a viabilidade do EOLO para missões de longa duração e fornecem os parâmetros críticos para a operação segura dentro dos limites estruturais e energéticos do projeto.

PALAVRAS-CHAVE: veículo aéreo não tripulado; desempenho de aeronaves; dinâmica de voo; propulsão elétrica; eolo.

ABSTRACT

This work presents a comprehensive performance analysis of the electric Unmanned Aerial Vehicle (UAV) EOLO, a flexible-wing experimental platform developed for research in aeroelasticity and flight dynamics. The main objective was to characterize the aircraft's operational envelope and validate its energy efficiency during climb, cruise, and glide phases. The methodology integrated analytical modeling and numerical simulations, coupling non-linear aerodynamic models with electric propulsion performance equations. In the climb phase, the optimal rate of climb was determined considering the thermal and current limitations of the motor-propeller system. For the cruise phase, maximum efficiency speeds were identified, resulting in an estimated maximum endurance of 64 minutes and a maximum range of approximately 56 km. The glide phase analysis, performed by integrating longitudinal equations of motion, confirmed the aircraft's dynamic stability. Simulations demonstrated an average sink rate of 0.57 m/s and stable behavior in the phugoid mode, and satisfactory damping of perturbations. The results validate the viability of EOLO for long-endurance missions and provide critical parameters for safe operation within the project's structural and energetic limits.

KEYWORDS: unmanned aerial vehicle; aircraft performance; flight dynamics; electric propulsion; eolo.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Sistema de eixos.	19
Figura 2 – Sistema de eixos do corpo e velocidades associadas.	20
Figura 3 – Ângulos de Euler.	21
Figura 4 – Forças e momentos atuantes em uma aeronave em voo.	22
Figura 5 – Propriedades atmosféricas em função da altitude.	26
Figura 6 – Aeronave em trajetória de subida.	28
Figura 7 – Modelo elétrico equivalente de um motor CC.	30
Figura 8 – Razão de Subida.	32
Figura 9 – Diagrama de corpo livre para voo reto e nivelado.	33
Figura 10 – Veículo aéreo não tripulado EOLO	38
Figura 11 – Motor RIMFIRE 0.60 50-55-650	40
Figura 12 – Hélice APC Thin Electric 14×12	41
Figura 13 – Coeficiente de empuxo C_T em função da razão de avanço J	42
Figura 14 – Coeficiente de potência C_P em função da razão de avanço J	43
Figura 15 – Taxa de subida máxima (ROC) versus Velocidade.	46
Figura 16 – Ângulo de Subida Máximo versus Velocidade.	47
Figura 17 – Corrente Elétrica Requerida versus Velocidade.	48
Figura 18 – Torque Propulsivo Requerido versus Velocidade (Diferentes Ângulos de Subida).	49
Figura 19 – Torque Propulsivo Requerido versus Velocidade (Diferentes Altitudes).	50
Figura 20 – Alcance Total versus Velocidade.	53
Figura 21 – Autonomia Total versus Velocidade.	54

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Parâmetros globais do EOLO após fabricação.	38
Tabela 2 – Características geométricas das principais superfícies de sustentação do EOLO.	39
Tabela 3 – Derivadas aerodinâmicas longitudinais.	39
Tabela 4 – Derivadas aerodinâmicas latero-direcionais.	40
Tabela 5 – Especificações técnicas - motor RIMFIRE 0.60 50-55-650.	41
Tabela 6 – Especificações técnicas da hélice APC Thin Electric 14×12.	42
Tabela 7 – Parâmetros elétricos da bateria de propulsão do EOLO.	44
Tabela 8 – Coeficientes a_p e b_p determinados para cada fase de voo.	45
Tabela 9 – Velocidades ótimas em regime de cruzeiro para diferentes altitudes.	51
Tabela 10 – Correntes ótimas em regime de cruzeiro para diferentes altitudes.	51
Tabela 11 – Alcance máximo e Autonomia Máxima em diferentes altitudes.	52

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

TCC	Trabalho de Conclusão de Curso
UNESP	Universidade Estadual Paulista
BLDC	<i>Brushless Direct Current</i> (Motor de Corrente Contínua sem Escovas)
ESC	<i>Electronic Speed Controller</i> (Controlador Eletrônico de Velocidade)
HALE	<i>High Altitude Long Endurance</i> (Alta Altitude e Longa Autonomia)
ICAO	<i>International Civil Aviation Organization</i> (Organização da Aviação Civil Internacional)
ISA	<i>International Standard Atmosphere</i> (Atmosfera Padrão Internacional)
ROC	<i>Rate of Climb</i> (Razão de Subida)
RPM	Rotações por Minuto
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i> (Veículo Aéreo Não Tripulado)
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
VTOL	<i>Vertical Take-Off and Landing</i> (Decolagem e Pouso Vertical)

LISTA DE SÍMBOLOS

a_p	Coeficiente angular da polar da hélice (<i>propeller polar</i>)
a_∞	Velocidade do som no escoamento livre
α	Ângulo de ataque
b_p	Intercepto da polar da hélice (<i>propeller polar</i>)
C_D	Coeficiente de arrasto total
C_{D_0}	Coeficiente de arrasto parasita
C_L	Coeficiente de sustentação
C_M	Coeficiente de momento
C_Q	Coeficiente de torque da hélice
C_T	Coeficiente de empuxo da hélice
d	Diâmetro da hélice
D	Força de arrasto aerodinâmico
g	Aceleração da gravidade
i	Corrente elétrica consumida
i_{req}	Corrente elétrica requerida
n_p	Coeficiente de Peukert
i_{min}	Corrente elétrica mínima
J	Coeficiente de avanço da hélice (<i>advance ratio</i>)
K	Fator de arrasto induzido
K_Q	Constante de torque da hélice
L	Força de sustentação
M	Momento aerodinâmico resultante
M_∞	Número de Mach no escoamento livre
P	Potência mecânica no eixo do motor
P_a	Potência disponível
P_r	Potência requerida

Q_p	Torque propulsivo da hélice
Q_m	Torque do motor elétrico
q_∞	Pressão dinâmica
R	Alcance da aeronave
Re	Número de Reynolds
S	Área de referência da asa
T	Empuxo total gerado pelo sistema propulsivo
T_A	Empuxo disponível
T_R	Empuxo requerido
V	Velocidade de voo
V_∞	Velocidade do escoamento livre
V_H	Componente horizontal da velocidade
V_V	Componente vertical da velocidade (razão de subida)
W	Peso da aeronave
η_p	Eficiência propulsiva da hélice
γ	Ângulo de trajetória de voo
ρ_∞	Densidade do ar no escoamento livre
μ_∞	Viscosidade dinâmica do ar
θ	Ângulo de arfagem

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	16
1.1	Contexto e Motivação	16
1.2	Objetivos	17
1.2.1	<i>Objetivo Geral</i>	17
1.2.2	<i>Objetivos Específicos</i>	17
1.2.3	<i>Organização do Trabalho</i>	17
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	18
2.1	Mecânica do Voo	18
2.1.1	<i>Sistema de coordenadas</i>	18
2.1.1.1	Sistema de eixos da Terra	18
2.1.1.2	Sistema de eixos do corpo	19
2.1.1.3	Ângulos de Euler	21
2.1.2	<i>Forças e Momentos Aerodinâmicos</i>	22
2.1.3	<i>Coefficientes Aerodinâmicos Adimensionais</i>	22
2.1.4	<i>Estabilidade Dinâmica Longitudinal</i>	23
2.1.4.1	Modo de Curto Período	24
2.1.4.2	Modo Fugóide (Longo Período)	24
2.2	Atmosfera Padrão Internacional	24
2.2.1	<i>Camadas da Atmosfera</i>	25
2.2.1.1	Troposfera	25
2.2.1.2	Estratosfera	25
2.3	Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs)	26
2.4	Motores Elétricos	27
2.4.1	<i>Princípios de Funcionamento e Desempenho</i>	27
2.5	Fases de Voo	28
2.5.1	<i>Subida</i>	28
2.5.1.1	Equação do Movimento	29
2.5.1.2	Torque Requerido	29
2.5.1.3	Corrente Requerida	30
2.5.1.4	Ângulo de subida	31
2.5.1.5	Máximo ângulo de subida	31
2.5.1.6	Razão de Subida	31
2.5.1.7	Velocidade máxima de razão de subida	32
2.5.1.8	Máxima razão de subida	33
2.5.2	<i>Cruzeiro</i>	33
2.5.2.1	Equação do Movimento	33
2.5.2.2	Velocidade para corrente mínima necessária	34
2.5.2.3	Consumo mínimo de corrente	34

2.5.2.4	Alcance total	35
2.5.2.5	Velocidade para alcance máximo	35
2.5.2.6	Corrente elétrica para alcance máximo	36
2.5.2.7	Alcance máximo	36
2.5.2.8	Autonomia total	36
2.5.2.9	Velocidade para máxima autonomia	36
2.5.2.10	Corrente elétrica para máxima autonomia	37
2.5.2.11	Autonomia máxima	37
3	METODOLOGIA	38
3.1	Descrição da Plataforma	38
3.1.1	<i>Sistema de Propulsão</i>	40
3.1.1.1	Motor	40
3.1.1.2	Hélice	41
3.1.1.3	Baterias	43
3.1.1.3.1	<i>Bateria de Propulsão</i>	43
3.1.1.3.2	<i>Bateria de Sistema</i>	44
3.2	Ferramenta Computacional	44
3.2.1	<i>Cálculo dos Coeficientes de Desempenho da Hélice</i>	44
4	RESULTADOS	46
4.1	Análise de Desempenho em Subida	46
4.1.1	<i>Taxa de Subida Máxima (ROC) em Diferentes Altitudes</i>	46
4.1.2	<i>Ângulo de Subida Máximo em Diferentes Altitudes</i>	47
4.1.3	<i>Corrente Elétrica Requerida em Diferentes Ângulos de Subida</i>	47
4.1.4	<i>Torque Propulsivo Requerido em Diferentes Ângulos de Subida</i>	48
4.1.5	<i>Torque Propulsivo Requerido em Diferentes Altitudes</i>	50
4.2	Análise de Desempenho em Cruzeiro	50
4.2.1	<i>Velocidades Ótimas</i>	51
4.2.2	<i>Correntes Ótimas</i>	51
4.2.2.1	Alcance Máximo e Autonomia Máxima	52
4.2.2.2	Alcance Total e Autonomia Total em Diferentes Altitudes	52
5	CONCLUSÃO	55
	REFERÊNCIAS	56

1 INTRODUÇÃO

1.1 Contexto e Motivação

O avanço tecnológico de veículos aéreos não tripulados (VANTs) tem levado ao aprimoramento de plataformas cada vez mais eficazes e versáteis, possibilitando o uso desses sistemas em uma variedade crescente de aplicações. Veículos inicialmente projetados apenas para uso militar, que mantiveram essa restrição por várias décadas, começaram a integrar tecnologias como GPS, fotogrametria, sensoriamento remoto, silvicultura e agricultura, monitoramento ambiental e energético, engenharia civil e vigilância. (ARFAOUI, 2017) Os VANTs fabricados com baterias elétricas se destacam por seu baixo impacto ambiental, redução de ruído e simplicidade na operação e manutenção, em comparação com os modelos convencionais de motores a combustão. (CHEN *et al.*, 2025; BUVARP *et al.*, 2024)

A propulsão elétrica em aeronaves representa uma transição crucial rumo a soluções sustentáveis. Comparado aos motores de combustão interna, o sistema de propulsão elétrico oferece eficiência energética superior, tipicamente entre 40.5–87.2% em operação puramente elétrica, em contraste com os 15.6–38.6% dos motores convencionais (BUVARP *et al.*, 2024). Além disso, a redução de emissões de carbono é significativa: aeronaves elétricas emitem aproximadamente 0.80 kg CO₂/km, enquanto aeronaves convencionais emitem 2.97 kg CO₂/km na mesma rota (BUVARP *et al.*, 2024). Esses benefícios, aliados ao desenvolvimento de tecnologias de armazenamento de energia (baterias de alta densidade energética) e eletrônica de potência, tornaram viável não apenas a aplicação em VANTs, mas também em projetos inovadores de aeronaves tripuladas de médio porte (CHEN *et al.*, 2025).

Os parâmetros de projeto de uma aeronave possuem impactos significativos em seu desempenho. Métricas essenciais como alcance, autonomia, razão de subida e descida e suas velocidades podem ser diretamente influenciadas por fatores como a geometria da asa, potência do sistema propulsivo, peso total e eficiência aerodinâmica. (ESHELBY, 2000) Ao combinar essas configurações com elementos externos, como temperatura, altitude, densidade do ar e velocidade dos ventos, é possível prever o seu comportamento em cada fase do voo. Compreender essa interação é essencial para prever o desempenho, otimizar a operação e ampliar a aplicabilidade da plataforma.

Neste contexto, o presente trabalho analisa o desempenho do VANT elétrico EOLO, que servirá como plataforma de pesquisa e estudo de fenômenos aeroelásticos. A abordagem proposta considera as fases operacionais: subida e cruzeiro, combinando métodos de modelagem analítica e numérica para estimar o desempenho da aeronave a partir de parâmetros de entrada conhecidos. O estudo inclui, ainda, a análise do voo não propulsado aproveitando correntes térmicas, visando estimar o ganho potencial de autonomia. As características de voo do EOLO — alta razão de aspecto, baixa velocidade operacional e estrutura leve e flexível — o tornam particularmente adequado para pesquisa integrada de desempenho e dinâmica aeroelástica.

A relevância desta pesquisa reside na aplicação de um conjunto de correlações e equações que servem de base para a análise de desempenho de aeronaves similares em diferentes cenários operacionais. (ESHELBY, 2000) Os resultados obtidos poderão contribuir não apenas para a operação otimizada do EOLO, mas também para futuros projetos de VANTs elétricos, sobretudo aqueles destinados a missões científicas e de monitoramento ambiental em condições atmosféricas variáveis.

1.2 Objetivos

1.2.1 *Objetivo Geral*

Realizar uma análise de desempenho do veículo aéreo não tripulado (VANT) elétrico EOLO em diferentes fases do voo, desenvolvendo e validando correlações matemáticas que permitam prever seu comportamento aerodinâmico e energético em regimes operacionais variados.

1.2.2 *Objetivos Específicos*

- Modelar as forças e momentos aerodinâmicos que atuam sobre a plataforma EOLO através de correlações analíticas;
- Desenvolver equações de movimento e dinâmica longitudinal que descrevam a trajetória de voo da aeronave;
- Caracterizar o desempenho em diferentes fases operacionais: subida e cruzeiro;
- Calcular e validar parâmetros críticos de desempenho como taxa de subida, alcance, autonomia e velocidade ótima de voo;
- Analisar a influência de condições atmosféricas variáveis (altitude, temperatura, densidade do ar) no desempenho da plataforma;
- Fornecer um conjunto de ferramentas de análise que possam ser aplicadas a projetos futuros de VANTs elétricos similares.

1.2.3 *Organização do Trabalho*

O presente trabalho está organizado em cinco capítulos, estruturados de forma a apresentar. O Capítulo 1 apresenta a introdução do estudo, abordando o contexto, as motivações da pesquisa e a definição dos objetivos geral e específicos.

O Capítulo 2 reúne a fundamentação teórica necessária para a compreensão das análises realizadas, contemplando os conceitos de mecânica do voo, desempenho de aeronaves, estabilidade dinâmica longitudinal, atmosfera padrão internacional, veículos aéreos não tripulados e sistemas de propulsão elétrica, bem como as equações associadas às fases de voo analisadas.

O Capítulo 3 descreve a metodologia adotada, incluindo a caracterização da plataforma EOLO, a definição dos parâmetros de projeto, a modelagem do sistema de propulsão elétrica e das baterias, além da ferramenta computacional utilizada para a realização das simulações numéricas.

O Capítulo 4 apresenta os resultados obtidos a partir das simulações de desempenho, com análises referentes às fases de subida e cruzeiro, considerando parâmetros aerodinâmicos, energéticos e dinâmicos da aeronave.

Por fim, o Capítulo 5 expõe as conclusões do trabalho, sintetizando as principais contribuições do estudo e indicando possibilidades para trabalhos futuros.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

O desempenho de aeronaves pode ser definido como a medida de sua capacidade de executar uma missão específica com segurança e eficiência. Em termos mais amplos, trata-se de uma combinação entre as características aerodinâmicas — sustentação, arrasto e momentos — e características do motor que permitem que a aeronave cumpra os requisitos operacionais estabelecidos durante o processo de projeto.

O desempenho pode ser dividido em duas categorias principais. O desempenho pontual refere-se à habilidade da aeronave em um dado instante de voo, englobando fatores como velocidade, taxa de subida, ângulo de descida ou taxa de curva. Por outro lado, o desempenho integrado diz respeito a grandezas acumuladas ao longo de um período ou trajetória completa, como o alcance total de uma missão, a autonomia de voo ou a distância necessária para decolagem e pouso. Essa distinção é importante porque evidencia que algumas análises estão associadas a momentos específicos da missão, enquanto outras consideram o resultado geral da operação (ESHELBY, 2000).

A medição de desempenho é necessária para três propósitos principais:

- Verificar se a aeronave atinge as metas de desempenho estimadas no projeto;
- Demonstrar que a aeronave pode satisfazer os critérios de segurança estabelecidos nos requisitos de aeronavegabilidade; e
- Fornecer dados de desempenho validados para a seção de desempenho do manual de voo.

Nesse contexto, o presente trabalho dedica-se à análise do desempenho integrado da aeronave, com ênfase na avaliação de grandezas acumuladas ao longo do perfil de missão. A abordagem adotada permite investigar o comportamento global da aeronave em diferentes fases do voo, considerando os efeitos combinados das características aerodinâmicas, do sistema de propulsão elétrica e das limitações energéticas impostas pelas baterias. Dessa forma, a análise do desempenho integrado fornece uma visão mais representativa da capacidade operacional da aeronave, permitindo a avaliação de sua viabilidade para missões de maior duração e o suporte à tomada de decisão em etapas de projeto e planejamento de voo.

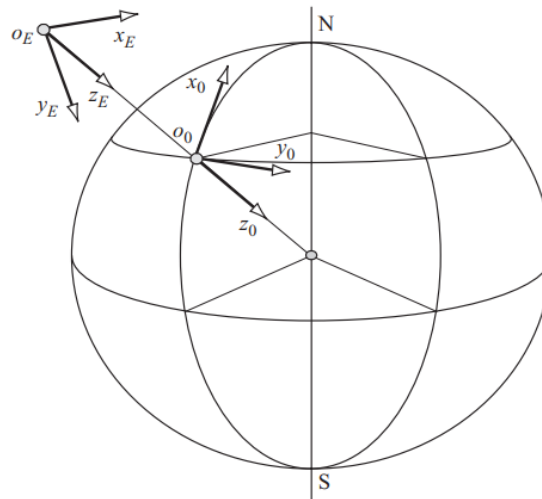
2.1 Mecânica do Voo

2.1.1 Sistema de coordenadas

2.1.1.1 Sistema de eixos da Terra

A análise do movimento de uma aeronave exige a definição de um sistema de referência adequado, capaz de representar de forma consistente sua posição, orientação e trajetória. Sendo o voo atmosférico o foco principal da aviação convencional, adota-se um sistema de eixos fixo em relação à Terra. O sistema ortogonal de referência terrestre é o modelo mais empregado, estabelecendo o ponto de origem na superfície local a partir de um ponto de referência arbitrário. Nesse sistema, o eixo x_0 indica o norte geográfico, o eixo y_0 indica o leste, e o eixo z_0 aponta verticalmente para baixo, alinhando-se com a direção do vetor gravidade. Dessa forma, o plano x_0y_0 corresponde ao plano horizontal local, tangente à superfície da Terra no ponto de origem, conforme ilustrado na 1. (COOK, 2007)

Figura 1 – Sistema de eixos.



Fonte: (COOK, 2007).

$$\hat{x}_0 = \text{Norte}, \quad \hat{y}_0 = \text{Leste}, \quad \hat{z}_0 = \text{para baixo (vetor gravidade)} \quad (1)$$

Tal modelo é suficiente para aplicações práticas de desempenho e navegação em voos atmosféricos convencionais, pois permite que a trajetória de uma aeronave seja representada diretamente pelas suas coordenadas em relação a esse sistema de referência.

No entanto, em aplicações que envolvem navegação de longo alcance, o modelo acima torna-se insuficiente. Nestes casos, adota-se um sistema esférico, mais adequado para representar a curvatura terrestre e os efeitos associados. A posição de uma aeronave pode então ser descrita pelas suas coordenadas esféricas (r, θ, ϕ) , em que r é a distância radial ao centro da Terra, θ a latitude e ϕ a longitude:

$$\mathbf{r} = r \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \phi \\ \cos \theta \sin \phi \\ \sin \theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

2.1.1.2 Sistema de eixos do corpo

O sistema de eixos do corpo é um marco referencial fixo à estrutura da aeronave, com origem coincidente ao seu centro de gravidade. Diferentemente do sistema de eixos da Terra que permanece imóvel, o sistema de eixos do corpo move-se e rotaciona junto com a aeronave, sendo essencial para descrever sua atitude, orientação e dinâmica de voo (COOK, 2007).

Esse sistema é constituído por três eixos ortogonais e mutuamente perpendiculares, formando o sistema dextrogiro. Estes eixos recebem denominações específicas conforme sua orientação em relação à estrutura da aeronave:

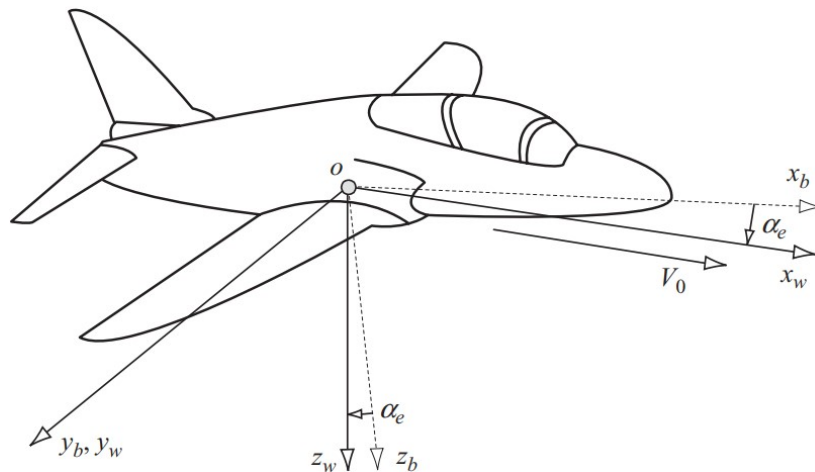
- **Eixo Longitudinal (x_b):** Está contido no plano de simetria da aeronave e aponta para a frente (nariz). O movimento de rotação em torno deste eixo é denominado rolamento.
- **Eixo Lateral (y_b):** É perpendicular ao plano de simetria e aponta para a direita da aeronave (na direção da asa direita). O movimento de rotação em torno deste eixo é denominado arfagem.

- **Eixo Vertical (z_b):** É perpendicular ao plano formado pelos eixos x_b e y_b , apontando para baixo (em relação à fuselagem) para completar o triedro ortogonal. O movimento de rotação em torno deste eixo é denominado guinada.

Matematicamente, os vetores unitários deste sistema são representados por:

$$\hat{x}_b = \text{Para a frente}, \quad \hat{y}_b = \text{Para a direita}, \quad \hat{z}_b = \text{Para baixo} \quad (3)$$

Figura 2 – Sistema de eixos do corpo e velocidades associadas.



Fonte:(COOK, 2007).

A dinâmica da aeronave pode ser completamente descrita através das variáveis expressas neste sistema de referência. As velocidades lineares da aeronave em relação ao ar são decompostas em três componentes ao longo dos eixos do corpo:

- u : Componente de velocidade ao longo do eixo longitudinal;
- v : Componente de velocidade ao longo do eixo lateral;
- w : Componente de velocidade ao longo do eixo normal.

As velocidades angulares que descrevem a rotação da aeronave em torno de cada eixo também são expressas no sistema de eixos do corpo:

- p : Velocidade angular em torno do eixo longitudinal;
- q : Velocidade angular em torno do eixo lateral;
- r : Velocidade angular em torno do eixo normal.

De forma similar, as forças aerodinâmicas e de propulsão são naturalmente expressas neste sistema referencial, pois as superfícies de controle e o propulsor produzem suas ações de forma alinhada aos eixos do corpo da aeronave. As forças são decompostas como:

- F_x : Força ao longo do eixo longitudinal (tração e arrasto);

- F_y : Força ao longo do eixo lateral (força lateral);
- F_z : Força ao longo do eixo normal (sustentação).

Os momentos produzidos pelas forças aerodinâmicas e pelos controles também são expressos no sistema de eixos do corpo:

- L : Momento em torno do eixo longitudinal (momento de rolamento);
- M : Momento em torno do eixo lateral (momento de arfagem);
- N : Momento em torno do eixo normal (momento de guinada).

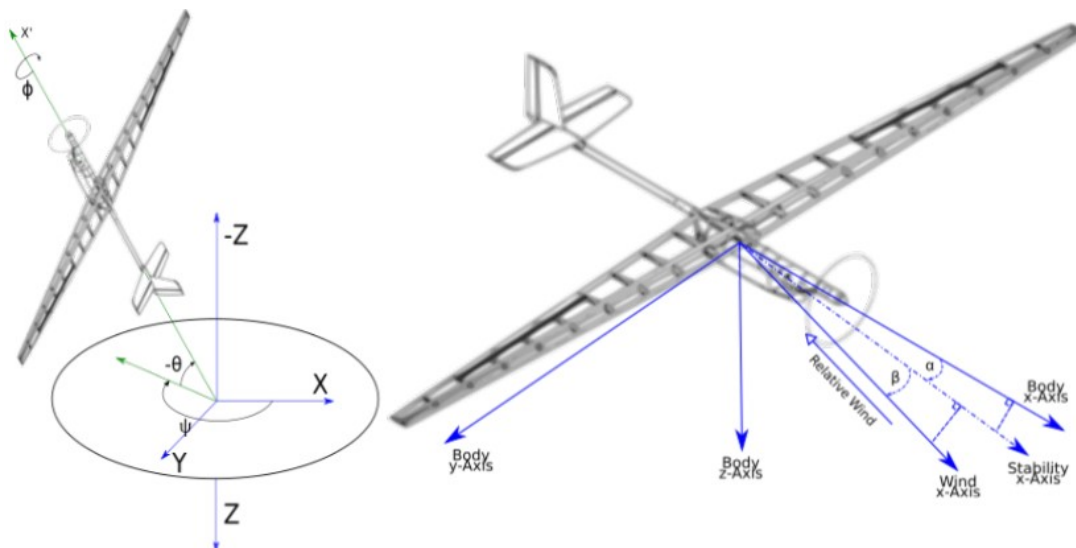
A relação entre o sistema de eixos do corpo (fixo na aeronave) e o sistema de eixos da Terra (fixo no espaço inercial para fins de mecânica de voo) é estabelecida através de rotações angulares, descritas a seguir pelos Ângulos de Euler.

2.1.1.3 Ângulos de Euler

Os ângulos de Euler definem a orientação de um corpo rígido em relação a um sistema de referência inercial fixo à Terra. (COOK, 2007) A convenção mais comum é a sequência de rotação ZYX, que relaciona o sistema de eixos da Terra com o sistema de eixos do corpo (eixos $\hat{x}_b, \hat{y}_b, \hat{z}_b$) através de três rotações sucessivas. (KUNDU; PRICE; RIORDAN, 2016) A sequência de rotação ocorre em torno de um eixo do sistema de coordenadas. A ordem é:

1. **Guinada (ψ):** Primeiro, uma rotação de um ângulo ψ é aplicada em torno do eixo \hat{z} . Isso define um sistema de eixos intermediário ($\hat{x}', \hat{y}', \hat{z}'$).
2. **Arfagem (θ):** Em seguida, uma rotação de um ângulo θ é aplicada em torno do novo eixo intermediário (\hat{y}'). Isso define um segundo sistema intermediário ($\hat{x}'', \hat{y}'', \hat{z}''$).
3. **Rolamento (ϕ):** Finalmente, uma rotação de um ângulo ϕ é aplicada em torno do novo eixo \hat{x}'' .

Figura 3 – Ângulos de Euler.



Fonte: (ZUÑIGA; SOUZA; GÓES, 2020).

2.1.2 Forças e Momentos Aerodinâmicos

Durante o voo, quatro forças principais atuam sobre a aeronave: a sustentação (L), o arrasto (D), o peso (W) e o empuxo (T). A sustentação é a força gerada perpendicularmente ao escoamento livre e responsável por compensar o peso; o arrasto atua na direção oposta ao movimento, resistindo ao avanço; o empuxo é produzido pelo sistema propulsivo e impulsiona a aeronave para frente; e o peso representa a força gravitacional aplicada ao centro de gravidade da aeronave.

Essas forças não são independentes, e sim associadas por meio das condições de equilíbrio do voo e do comportamento do fluido. Em um escoamento uniforme e estável, as forças aerodinâmicas dependem de parâmetros como a densidade do ar (ρ_∞), a velocidade do escoamento livre (V_∞), a área de referência (S), o ângulo de ataque (α), a viscosidade do ar (μ_∞) e a velocidade do som (a_∞). Dessa forma, as expressões gerais para as forças e momentos aerodinâmicos podem ser representadas como:

$$L = L(\rho_\infty, V_\infty, S, \alpha, \mu_\infty, a_\infty), \quad (4)$$

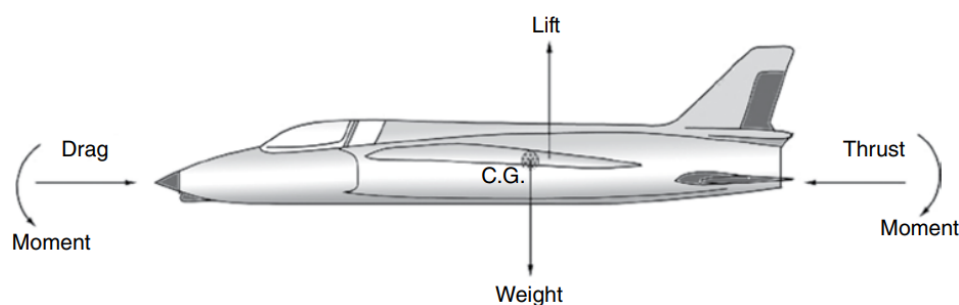
$$D = D(\rho_\infty, V_\infty, S, \alpha, \mu_\infty, a_\infty), \quad (5)$$

$$M = M(\rho_\infty, V_\infty, S, \alpha, \mu_\infty, a_\infty), \quad (6)$$

onde M representa o momento aerodinâmico total, que é o resultado das forças distribuídas ao longo da fuselagem e superfícies de controle em relação ao centro de gravidade da aeronave. O momento aerodinâmico influencia diretamente a estabilidade longitudinal e o controle em voo, sendo essencial para manter o equilíbrio de atitude e evitar movimentos indesejados de arfagem ou mergulho.

O diagrama esquemático da 4 ilustra a ação conjunta dessas forças e momentos em torno do centro de gravidade (C.G.), evidenciando o equilíbrio dinâmico necessário para o voo controlado.

Figura 4 – Forças e momentos atuantes em uma aeronave em voo.



Fonte: (KUNDU; PRICE; RIORDAN, 2016).

2.1.3 Coeficientes Aerodinâmicos Adimensionais

Para fins de análise e comparação, as forças e momentos aerodinâmicos são normalmente expressos em termos adimensionais, por meio de coeficientes que eliminam a dependência direta das variáveis atmosféricas e geométricas. A grandeza de referência é a pressão dinâmica (q_∞), definida como:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2. \quad (7)$$

Com base nessa definição, os coeficientes de sustentação (C_L), de arrasto (C_D) e de momento (C_M) podem ser expressos por:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S}, \quad (8)$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S}, \quad (9)$$

$$C_M = \frac{M}{q_\infty S c}, \quad (10)$$

onde c representa o comprimento de corda aerodinâmica de referência. Essas relações permitem estudar o comportamento aerodinâmico de forma genérica, uma vez que os coeficientes dependem principalmente das condições de escoamento e da geometria da aeronave, e não diretamente de suas dimensões absolutas.

Além disso, é possível definir parâmetros de similaridade que caracterizam o regime de escoamento. O primeiro é o número de Reynolds (Re), que relaciona os efeitos inerciais e viscosos, e é dado por:

$$Re = \frac{\rho_\infty V_\infty c}{\mu_\infty}, \quad (11)$$

enquanto o número de Mach (M_∞) expressa a razão entre a velocidade do escoamento livre e a velocidade local do som:

$$M_\infty = \frac{V_\infty}{a_\infty}. \quad (12)$$

Assim, para um corpo de forma fixa, os coeficientes aerodinâmicos podem ser expressos como funções do ângulo de ataque, Mach e Reynolds, conforme:

$$C_L = f_1(\alpha, Re, M_\infty), \quad (13)$$

$$C_D = f_2(\alpha, Re, M_\infty), \quad (14)$$

$$C_M = f_3(\alpha, Re, M_\infty). \quad (15)$$

Essas funções representam a base das relações empíricas e teóricas utilizadas em análises de desempenho, estabilidade e controle. Em baixas velocidades (regime incompressível), a influência do número de Mach é reduzida, e os coeficientes passam a depender majoritariamente de α e Re . Já em regimes de voo transônico ou supersônico, os efeitos compressíveis tornam-se significativos, alterando a distribuição de pressão e, portanto, os coeficientes aerodinâmicos.

2.1.4 Estabilidade Dinâmica Longitudinal

A estabilidade dinâmica refere-se ao comportamento da aeronave ao longo do tempo após ser retirada de sua condição de equilíbrio. No plano longitudinal, a resposta típica de uma aeronave convencional é composta por dois modos oscilatórios distintos: o Modo de Curto Período e o Modo Fugóide (ETKIN; REID, 1996).

2.1.4.1 Modo de Curto Período

É uma oscilação rápida e geralmente muito amortecida. Envolve variações significativas no ângulo de ataque e na velocidade de arfagem, mas com velocidade de voo praticamente constante. É o modo que o piloto percebe como a resposta imediata do manche na atitude da aeronave.

2.1.4.2 Modo Fugóide (Longo Período)

O modo fugóide é uma oscilação lenta, de baixa frequência e pouco amortecimento, que domina a trajetória da aeronave a longo prazo. Diferente do curto período, o fugóide ocorre com o ângulo de ataque praticamente constante.

2.2 Atmosfera Padrão Internacional

Como a interação com o ar é essencial para o voo, compreender o modelo atmosférico é fundamental para análises de desempenho. A Atmosfera Padrão Internacional (International Standard Atmosphere, ISA) é um modelo estático de como a pressão, temperatura, densidade e viscosidade da atmosfera terrestre variam com altitude. (CAVCAR, 2000; LEISHMAN, 2023) Foi estabelecida para fornecer uma referência comum de temperatura e pressão e é composta por tabelas de valores em várias altitudes, além de fórmulas pelas quais esses valores foram derivados.

O modelo ISA divide a atmosfera em camadas com uma distribuição linear assumida de temperatura absoluta T em relação à altitude h . Os outros dois valores (pressão p e densidade ρ) são calculados resolvendo simultaneamente as equações resultantes das relações de estado termodinâmicas (CAVCAR, 2000).

A condição ISA ao nível do mar fornece os seguintes valores de referência:

$$\text{Pressão, } p_0 = 101,325 \text{ N/m}^2 \text{ (14,7 lb/in}^2\text{)}$$

$$\text{Densidade, } \rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3 \text{ (0,02378 slugs/ft}^3\text{)}$$

$$\text{Temperatura, } T_0 = 288,16 \text{ K (518,69 }^\circ\text{R)}$$

$$\text{Viscosidade, } \mu_0 = 1,789 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s/m}^2 \text{ (3,62} \times 10^{-7} \text{ lb} \cdot \text{sec/ft}^2\text{)}$$

$$\text{Aceleração da gravidade, } g_0 = 9,807 \text{ m/s}^2 \text{ (32,2 ft/s}^2\text{)}$$

O ar atmosférico pode ser considerado como um gás neutro que obedece à equação de estado:

$$p = \rho T R \tag{16}$$

onde p é a pressão, em N/m^2 ; T é a temperatura, em K ; ρ é a densidade, em kg/m^3 ; e R é a constante específica dos gases, $R = 287,05287 \text{ Nm/(kgK)}$. Assim, as propriedades da atmosfera podem ser definidas em termos de sua temperatura e pressão.

2.2.1 Camadas da Atmosfera

A Organização da Aviação Civil Internacional (ICAO) divide a atmosfera em cinco camadas com base em características térmicas: troposfera, estratosfera, mesosfera, termosfera (ou ionosfera) e exosfera, sendo representada pela 5. Nenhuma aeronave convencional pode voar na mesosfera, ionosfera ou exosfera devido à falta de ar suficiente. Esta seção apresenta principalmente as duas primeiras camadas.

2.2.1.1 Troposfera

A troposfera é a camada mais próxima à superfície da Terra, estendendo-se até uma altura média de cerca de 11 km (36.089 pés). É a região mais densa da atmosfera, contendo aproximadamente 80% da massa total. (CAVCAR, 2000) A temperatura diminui linearmente com a altitude a uma taxa constante de aproximadamente $-6,5\text{ }^\circ\text{C}/1000\text{ m}$ (ou $-1,98\text{ }^\circ\text{C}/1000\text{ ft}$) até a tropopausa.

Na troposfera, ocorrem quase todos os fenômenos climáticos conhecidos e é a região onde ocorrem ciclos de ascensão e descida de massas de ar. A pressão atmosférica no topo da troposfera é de apenas 10% daquela ao nível do mar. Quase todas as aeronaves de aviação geral e a maioria de aeronaves comerciais voam nesta região.

A variação de temperatura na troposfera em função da altitude é:

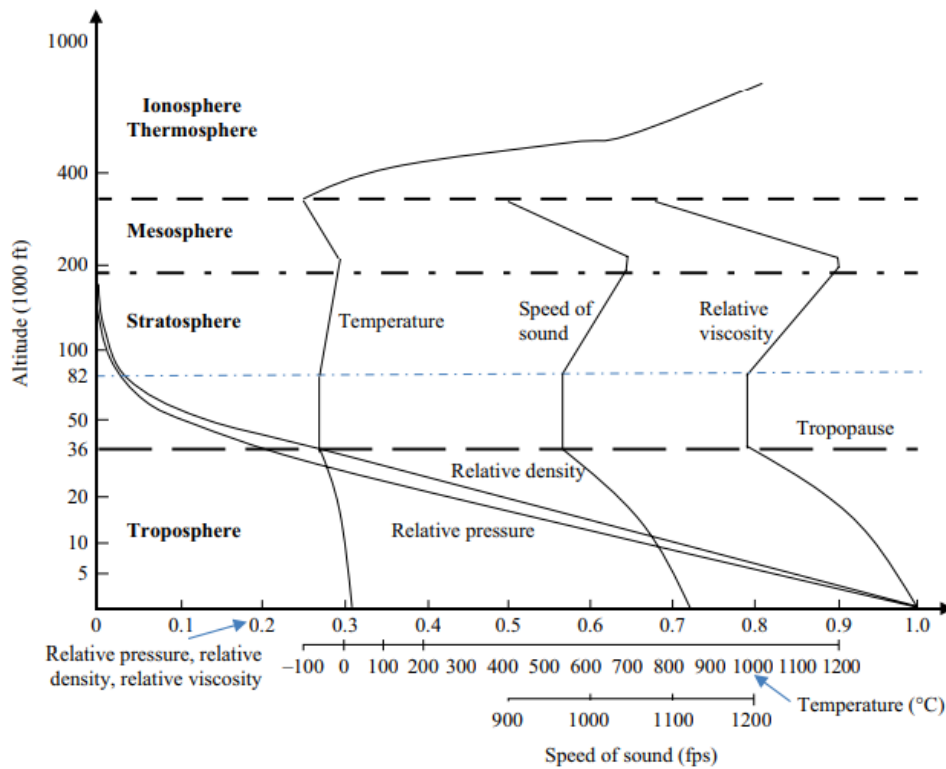
$$T = T_0 - 0,0065 \cdot h \quad (17)$$

onde $T_0 = 288,16\text{ K}$ e h é a altitude em metros.

2.2.1.2 Estratosfera

Acima da troposfera encontra-se a estratosfera, estendendo-se de aproximadamente 11 km até 50 km de altitude. Comparada à troposfera, essa camada é mais seca e menos densa. A temperatura na região inferior da estratosfera (até 20 km) permanece relativamente constante em $-56\text{ }^\circ\text{C}$ (216,65 K), e depois aumenta gradualmente de $-56\text{ }^\circ\text{C}$ para $-3\text{ }^\circ\text{C}$ na região superior, devido à absorção de radiação ultravioleta (CAVCAR, 2000). A camada de ozônio, que absorve e dispersa a radiação UV solar, está localizada nesta camada. A estratosfera contém cerca de 19,9% da massa total da atmosfera.

Figura 5 – Propriedades atmosféricas em função da altitude.



Fonte: (FAHLSTROM; GLEASON; SADRAEY, 2022).

2.3 Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs)

Os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs), ou *Unmanned Aerial Vehicles* (UAV), são aeronaves projetadas para operar sem piloto a bordo. (FAHLSTROM; GLEASON; SADRAEY, 2022; AUSTIN, 2010) Sua complexidade varia desde sistemas simples de operação até plataformas altamente autônomas e sofisticadas, diferenciando-se de aeronaves convencionais pela capacidade de executar ações pré-programadas e operações autônomas mesmo com perda de comunicação.

A notável versatilidade operacional dos VANTs impulsionou sua rápida adoção em múltiplos setores, tanto civis quanto militares. No âmbito civil, suas aplicações são vastas, abrangendo desde mapeamento topográfico, fotografia aérea e jornalismo até usos especializados como monitoramento de safras, pulverização agrícola de precisão, inspeção de infraestruturas críticas (linhas de energia, oleodutos), controle de tráfego, detecção de incêndios florestais e vigilância ambiental. Adicionalmente, são ferramentas valiosas em levantamentos geológicos e arqueológicos, patrulha costeira e operações de busca e salvamento.

No cenário militar, os VANTs desempenham funções estratégicas em todas as forças armadas. A Marinha os emprega no acompanhamento de frotas, em guerra antissubmarino e na proteção de zonas portuárias. O Exército utiliza-os para reconhecimento, vigilância de forças adversárias, monitoramento de contaminações (Nuclear, Biológica e Química - NBQ) e designação de alvos. Na Força Aérea, destacam-se em missões de vigilância de longo alcance, supressão de defesas aéreas inimigas, inteligência eletrônica e segurança de bases.

Essa combinação de alta adaptabilidade, baixo risco à vida humana e capacidade de operar em ambientes hostis ou de difícil acesso consolida os VANTs como uma das inovações mais relevantes da aviação contemporânea, representando uma alternativa tecnológica fundamental para desafios de defesa e aplicações

civis.

VANTs com propulsão elétrica apresentam vantagens significativas em pesquisa: operação repetível com consumo energético previsível, emissões zero, baixo ruído, simplicidade de integração de sensores e maior flexibilidade para investigação experimental. Plataformas de pesquisa dedicadas, permitem validação de algoritmos de controle, caracterização de coeficientes aerodinâmicos, estudo de aeroelasticidade e otimização de eficiência energética em diferentes regimes de voo (ZUñIGA; SOUZA; GOES, 2019; ZUñIGA; SOUZA; GóES, 2020).

2.4 Motores Elétricos

A propulsão elétrica em aeronaves tem se consolidado como uma área de intensa pesquisa e desenvolvimento, impulsionada pela demanda global por soluções aeronáuticas mais sustentáveis. A busca por redução de emissões de poluentes, menor poluição sonora e maior eficiência energética fomentou o avanço de aeronaves de propulsão limpa. Graças a inovações em tecnologias de armazenamento de energia (baterias e células a combustível) e eletrônica de potência, os motores elétricos se tornaram viáveis não apenas para VANTs, mas também para projetos de aeronaves tripuladas.

2.4.1 Princípios de Funcionamento e Desempenho

Um motor elétrico é um dispositivo eletromecânico que converte energia elétrica em energia mecânica na forma de rotação de um eixo. Em um VANT, essa potência de eixo é transferida para uma hélice, que por sua vez a converte em empuxo. Em comparação com motores a combustão interna (alternativos ou turbinas), os motores elétricos oferecem vantagens significativas, como maior eficiência na conversão de energia, simplicidade mecânica, menor vibração, operação quase silenciosa e maior confiabilidade devido ao menor número de peças móveis.

A energia que alimenta o sistema de propulsão pode ter diferentes origens. Em configurações puramente elétricas, as fontes mais comuns são bancos de baterias recarregáveis, painéis fotovoltaicos ou células a combustível. Já em sistemas híbrido-elétricos, um motor a combustão atua como gerador, produzindo eletricidade que alimenta os motores diretamente ou recarrega as baterias. Essa flexibilidade, no entanto, enfrenta o desafio da baixa densidade energética das baterias atuais, que ainda limita a autonomia e a capacidade de carga paga em comparação com os combustíveis fósseis.

Quanto às suas características elétricas, os motores podem ser classificados pelo tipo de corrente que utilizam. Motores de corrente contínua (CC) são alimentados por uma tensão constante e são valorizados em aplicações que exigem alto torque de partida. Por outro lado, motores de corrente alternada (CA), como os motores síncronos de ímã permanente (*brushless*), são predominantes em VANTs devido à sua alta eficiência, maior relação potência-peso e controle de velocidade preciso.

O desempenho de um motor elétrico pode ser descrito por equações fundamentais. A potência elétrica de entrada ($P_{\text{elétrica}}$) é o produto da tensão (V) pela corrente (I):

$$P_{\text{elétrica}} = V \cdot I$$

Essa potência é convertida em potência mecânica no eixo. O torque (τ), que é a força de rotação gerada, é diretamente proporcional à corrente consumida pelo motor, conforme a relação:

$$\tau = K_t(I - I_0)$$

onde K_t é a constante de torque do motor (um parâmetro fornecido pelo fabricante), I é a corrente total, e I_0 é a corrente de vazio (*no-load current*), ou seja, a corrente necessária apenas para vencer o atrito interno sem carga externa.

Embora ainda limitados pela densidade de energia das baterias, os avanços contínuos na tecnologia de motores e armazenamento indicam um futuro promissor para a propulsão elétrica, redefinindo os limites de autonomia, eficiência e sustentabilidade na aviação.

2.5 Fases de Voo

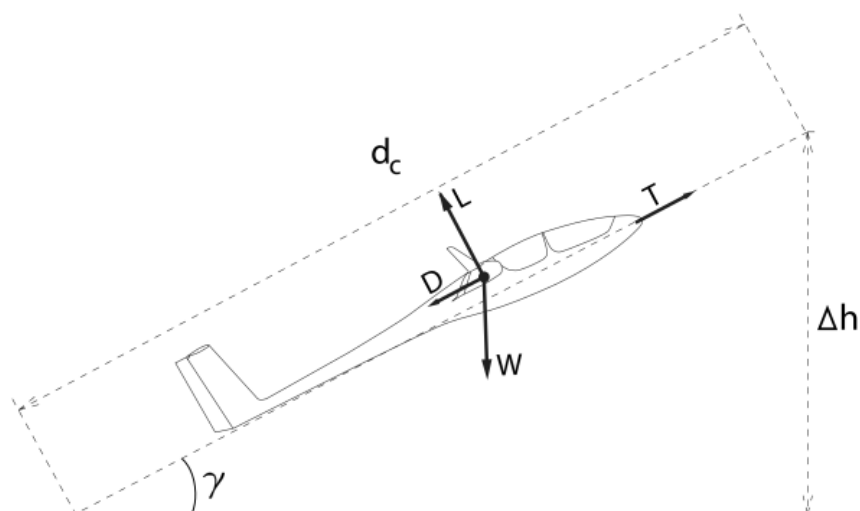
O perfil de missão de uma aeronave estabelece sua trajetória de voo por meio da segmentação da operação em fases distintas, consolidada na literatura clássica por autores como (PERKINS; HAGE, 1949) e (ROSKAM, 1997). Essa sequência operacional compreende etapas fundamentais — como decolagem, subida, cruzeiro, descida e pouso — e pode incluir manobras específicas, a exemplo de órbitas de espera ou curvas em rota. Para fins de projeto e certificação, realiza-se uma análise pormenorizada de cada fase, com o objetivo de aferir o desempenho da aeronave e verificar sua conformidade com os limites estipulados por requisitos de projeto e normas de aeronavegabilidade.

As formulações apresentadas para as fases de subida e cruzeiro, seguem, de forma predominante, a modelagem proposta por (BARUFALDI, 2021) para análise de desempenho de aeronaves elétricas.

2.5.1 Subida

A fase de subida de uma aeronave elétrica, representada pela decomposição de forças na 6, é o trecho em que o sistema propulsivo precisa fornecer energia suficiente para superar o arrasto aerodinâmico e a componente do peso que atua contra o movimento ascendente. Nesse cenário, o desempenho está intimamente ligado à relação entre empuxo, torque, corrente elétrica e eficiência propulsiva. Diferentemente dos motores a combustão, o motor elétrico oferece uma resposta imediata às mudanças de potência e exibe uma relação linear entre torque e corrente, facilitando a modelagem (MCCORMICK, 1995).

Figura 6 – Aeronave em trajetória de subida.



Fonte: Adaptado de (BARUFALDI, 2021).

2.5.1.1 Equação do Movimento

A análise da fase de subida inicia-se considerando o equilíbrio de forças atuantes ao longo da trajetória de voo. Nesse regime, o empuxo gerado pelo sistema propulsivo deve ser suficiente para compensar o arrasto aerodinâmico e a componente do peso que atua na direção da subida. Assumindo a hipótese de pequenos ângulos de subida ($\cos \gamma \approx 1$ e $\sin \gamma \approx \gamma$), as equações de movimento resultam em:

$$T \approx D + W\gamma \quad (18)$$

$$L \approx W \quad (19)$$

onde T é o empuxo, D é o arrasto total, W é o peso da aeronave, γ é o ângulo de trajetória de subida (em radianos, para pequenos ângulos), e L é a força de sustentação.

2.5.1.2 Torque Requerido

Para descrever o desempenho propulsivo em termos compatíveis com o modelo aerodinâmico, é conveniente expressar o empuxo (T) e o torque (Q_p) da hélice como funções da pressão dinâmica e de coeficientes adimensionais característicos:

$$T = \frac{\rho V^2}{2} \frac{2d^2 C_T}{J^2} \quad (20)$$

$$Q_p = \frac{\rho V^2}{2} \frac{2d^3 C_Q}{J^2} \quad (21)$$

Sendo:

$$J = \frac{V}{nd} \quad (22)$$

Onde J é a razão de avanço, que relaciona a velocidade de translação com a rotação da hélice (n). A razão de avanço é um parâmetro adimensional fundamental na propulsão de aeronaves, indicando a relação entre o avanço teórico da hélice em uma revolução e seu diâmetro. Valores menores de J indicam operação em regime de alta potência (baixa velocidade, alta rotação), enquanto valores elevados indicam cruzeiro eficiente (alta velocidade, baixa rotação).

Os coeficientes C_T e C_Q representam, respectivamente, o coeficiente de empuxo e o coeficiente de torque adimensionais. Esses coeficientes dependem da geometria da hélice (forma das pás, ângulo de passo) e variam com a razão de avanço J .

Ao substituir a expressão básica de empuxo na condição de equilíbrio e decompor o arrasto total em suas parcelas parasita (C_{D_0}) e induzida (relacionada ao fator k), obtém-se uma forma adimensional para o empuxo requerido:

$$\frac{C_T}{J^2} = \frac{S}{2d^2} \left(C_{D_0} + \frac{4kW^2}{\rho^2 V^4 S^2} \right) + \frac{W\gamma}{\rho V^2 d^2} \quad (23)$$

Para relacionar os coeficientes aerodinâmicos da hélice, adota-se a relação linear conhecida como polar da hélice, introduzida por (MISES, 1945). Von Mises demonstrou que, na região de operação usual, a relação entre empuxo e torque pode ser aproximada por:

$$\left(\frac{C_T}{J^2}\right) = a_p \left(\frac{C_Q}{J^2}\right) + b_p \quad (24)$$

em que a_p e b_p são constantes determinadas pela geometria e pelo ângulo de passo da hélice.

Combinando a Eq. (23) com a Eq. (24), e rearranjando os termos, chega-se à expressão para o coeficiente de torque adimensional:

$$\frac{C_Q}{J^2} = \frac{S}{2a_p d^2} \left(C_{D_0} + \frac{4kW^2}{\rho^2 V^4 S^2} \right) + \frac{W\gamma}{\rho a_p V^2 d^2} - \frac{b_p}{a_p} \quad (25)$$

Retornando à forma dimensional pela Eq. (21), obtém-se o torque propulsivo requerido em função da velocidade e do ângulo de trajetória, integrando parâmetros aerodinâmicos e geométricos:

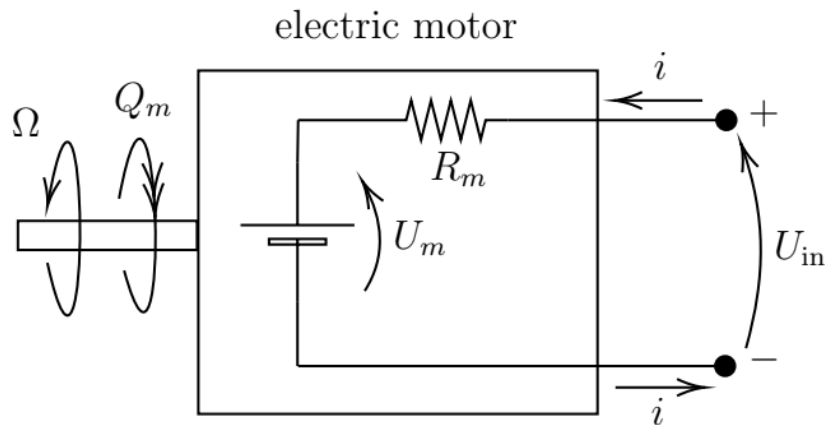
$$Q_p = \frac{\rho d S (C_{D_0} - 2b_p d^2 / S)}{2a_p} V^2 + \frac{2dkW^2}{\rho a_p S} V^{-2} + \frac{dW}{a_p} \gamma \quad (26)$$

A Eq. (26) explicita as parcelas de torque necessárias para vencer o arrasto parasita, o arrasto induzido e a gravidade.

2.5.1.3 Corrente Requerida

O motor elétrico pode ser representado por um circuito equivalente de elementos concentrados, no qual a tensão aplicada aos terminais (U_{in}) é utilizada para vencer tanto a força contraeletromotriz (U_m) quanto a queda de tensão provocada pela resistência interna do enrolamento (R_m). A corrente elétrica (i) que percorre o circuito é responsável por gerar o torque necessário para acionar a hélice, e está diretamente relacionada à potência mecânica entregue ao eixo do motor pela relação $P_{mec} = Q_m \omega$, onde ω é a velocidade angular.

Figura 7 – Modelo elétrico equivalente de um motor CC.



Fonte: Adaptado de (BARUFALDI, 2021).

O comportamento do motor pode ser descrito por um modelo linear, no qual o torque desenvolvido é proporcional à corrente elétrica aplicada:

$$Q_m = \frac{i - i_0}{K_Q}, \quad (27)$$

em que Q_m é o torque do motor, K_Q a constante de torque, i_0 é a corrente sem carga, e i é a corrente elétrica total. Assumindo regime permanente ($Q_p = Q_m$), substitui-se essa relação na expressão do torque propulsivo. A corrente necessária para sustentar o voo ascendente é então isolada:

$$i_{req} = K_Q \left(\frac{\rho d S (C_{D_0} - 2b_p d^2 / S)}{2a_p} V^2 + \frac{2dkW^2}{\rho a_p S} V^{-2} + \frac{dW}{a_p} \gamma \right) + i_0 \quad (28)$$

2.5.1.4 Ângulo de subida

Rearranjando a equação (28), isola-se o ângulo de trajetória de subida γ , permitindo avaliar a capacidade de ascensão para uma dada corrente de entrada:

$$\gamma = \frac{a_p}{dW K_Q} i - \frac{\rho S (C_{D_0} - 2b_p d^2 / S)}{2W} V^2 - \frac{2kW}{\rho S} V^{-2} \quad (29)$$

que relaciona diretamente o gradiente de subida à corrente i e à velocidade de voo V .

2.5.1.5 Máximo ângulo de subida

Diferenciando a equação (29) em i , e considerando $V = V_\gamma$ e $i = i_{max}$, teremos o ângulo máximo de subida. A corrente máxima é limitada pelas especificações elétricas do motor e do sistema de baterias. Quando o motor opera em i_{max} , atinge-se o ângulo máximo de subida, obtido por:

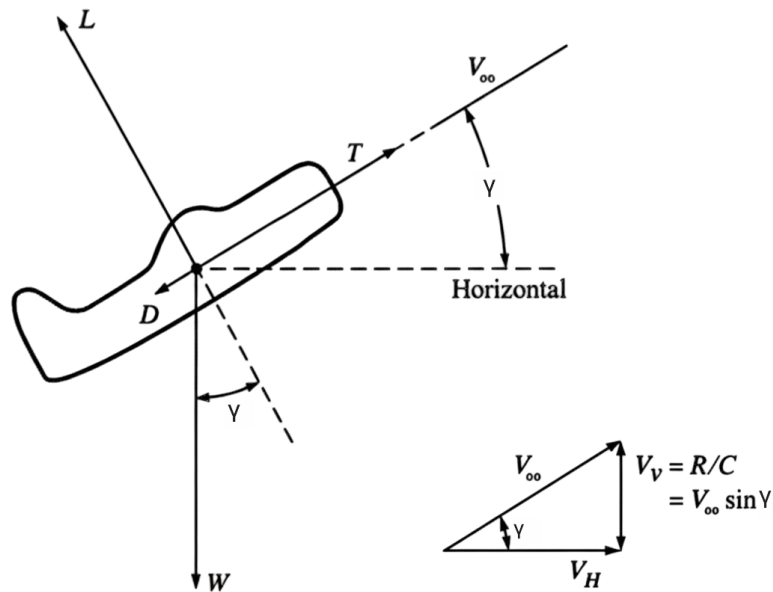
$$\gamma_{max} = \frac{a_p i_{max}}{dW K_Q} - 2 \sqrt{k \left(C_{D_0} - \frac{2b_p d^2}{S} \right)} \quad (30)$$

O ângulo máximo de subida representa o gradiente máximo que a aeronave pode alcançar, fundamental para certificação e para evitar obstáculos próximos ao aeródromo de decolagem.

2.5.1.6 Razão de Subida

A razão de subida (*Rate of Climb* — ROC) é definida pela componente vertical da velocidade verdadeira. Em outras palavras, ela representa a velocidade instantânea de ganho de altitude da aeronave durante a operação em subida. A ROC é normalmente expressa em metros por segundo (m/s) ou pés por minuto (ft/min) e é lida pelo piloto no variômetro, instrumento que mede a velocidade vertical.

Figura 8 – Razão de Subida.



Fonte: Adaptado de (ROSKAM, 1997) .

A definição matemática da ROC é:

$$ROC = \dot{h} = V \sin \gamma \approx V \gamma \quad (31)$$

onde \dot{h} representa a taxa de variação da altitude (em m/s), V é a velocidade de voo (em m/s), e γ é o ângulo de trajetória. A aproximação $\sin \gamma \approx \gamma$ é válida para ângulos pequenos de trajetória (menores que aproximadamente 10 graus). Substituindo a expressão do ângulo de subida, obtém-se a ROC como função direta da velocidade e corrente:

$$\dot{h} = \frac{a_p V}{dW K_Q} i - \frac{\rho S (C_{D_0} - 2b_p d^2/S)}{2W} V^3 - \frac{2kW}{\rho S} V^{-1} \quad (32)$$

2.5.1.7 Velocidade máxima de razão de subida

A velocidade que resulta em máxima taxa de subida (V_h) é obtida diferenciando a equação de ROC em relação à velocidade e igualando a zero:

$$V_h = \sqrt{\kappa i_{\max} + \sqrt{(\kappa i_{\max})^2 + \frac{4W^2}{3\rho^2 S^2} \frac{k}{(C_{D_0} - 2b_p d^2/S)}}} \quad (33)$$

onde:

$$\kappa = \frac{a_p}{3\rho d S K_Q (C_{D_0} - 2b_p d^2/S)} \quad (34)$$

2.5.1.8 Máxima razão de subida

A máxima taxa de subida representa o desempenho vertical máximo da aeronave e é alcançada quando se voa na velocidade V_h com corrente máxima aplicada:

$$\dot{h}_{\max} = \frac{2V_h}{3} \left[\frac{2a_p i_{\max}}{dWK_Q} - \sqrt{\left(\frac{a_p i_{\max}}{dWK_Q} \right)^2 + 12k \left(C_{D_0} - \frac{2b_p d^2}{S} \right)} \right] \quad (35)$$

A condição de máxima razão de subida é alcançada quando a derivada de \dot{h} em relação à velocidade é nula, identificando o ponto ótimo entre o consumo de corrente (potência) e o ganho de altitude por unidade de tempo.

2.5.2 Cruzeiro

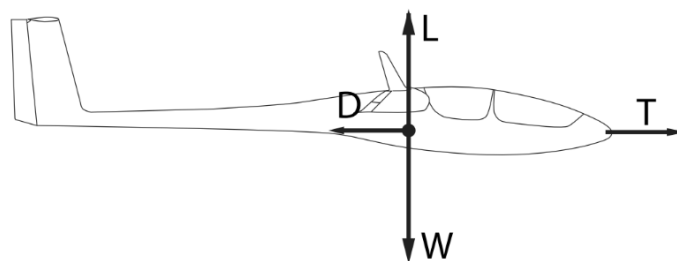
O voo de cruzeiro constitui a fase predominante de uma missão aérea, sendo o estágio no qual a aeronave permanece por mais tempo. Por essa razão, o desempenho em cruzeiro é um dos aspectos mais relevantes para a eficiência global da operação e a viabilidade econômica/operacional. O cruzeiro corresponde a uma condição de voo nivelado e retilíneo, no qual a aeronave permanece com altitude e velocidade quase constantes, sendo conduzida para percorrer a distância planejada de forma eficiente e segura. A formulação a seguir adapta as equações de Breguet clássicas (JR, 1999) para o contexto de propulsão elétrica, conforme (BARUFALDI, 2021).

2.5.2.1 Equação do Movimento

Para um voo nivelado, retilíneo e sem aceleração, as leis de Newton impõem o equilíbrio estático. A soma das forças que atuam sobre a aeronave é igual a zero. Assim, assumindo que o empuxo atua ao longo da direção do voo (ângulo de ataque do empuxo $\alpha_t = 0$), a força de sustentação, L , é igual ao peso da aeronave, W , e o empuxo, T , é igual ao arrasto da aeronave, D :

$$L = W, \quad T = D \quad (36)$$

Figura 9 – Diagrama de corpo livre para voo reto e nivelado.



Fonte: Adaptado de (BARUFALDI, 2021).

Outro fator importante no desempenho de cruzeiro é a influência dos ventos. Ventos de cauda contribuem para reduzir o tempo de voo, ampliando o alcance efetivo da aeronave. Já ventos de proa produzem o efeito oposto, aumentando a duração do voo e reduzindo a eficiência global. Por esse motivo, o planejamento de

cruzeiro inclui sempre a análise da direção e intensidade dos ventos em diferentes altitudes, permitindo escolher o nível mais favorável para a rota.

2.5.2.2 Velocidade para corrente mínima necessária

O desempenho de cruzeiro de uma aeronave elétrica é fundamentalmente governado por dois coeficientes que unem as características aerodinâmicas e do sistema propulsivo. O primeiro coeficiente, associado ao arrasto parasita C_{D0} , é expresso por

$$c_1 = \frac{\rho d S K_Q (C_{D0} - 2b_p d^2 / S)}{2a_p}, \quad (37)$$

que apresentam a influência da densidade do ar ρ , área da asa S , características do propulsor através de K_Q , a_p e diâmetro d , bem como o coeficiente de arrasto parasita C_{D0} e o coeficiente b_p .

O segundo coeficiente, relacionado ao arrasto induzido, é dado por

$$c_2 = \frac{2dkW^2 K_Q}{\rho a_p S}, \quad (38)$$

onde W representa o peso da aeronave, k o fator de coeficiente de arrasto induzido pela sustentação ($k = \frac{1}{\pi A e}$), e as demais variáveis mantêm suas definições anteriores. A demanda de corrente elétrica necessária para manter a aeronave em voo reto e nivelado pode ser expressa em função da velocidade:

$$i = c_1 V^2 + c_2 V^{-2} + i_0 \quad (39)$$

Para determinar a velocidade que minimiza o consumo instantâneo de corrente, aplica-se a condição de otimização à equação acima. Diferenciando com respeito a V :

$$\frac{di}{dV} = 2c_1 V - 2c_2 V^{-3}.$$

Igualando a zero e isolando V :

$$2c_1 V = 2c_2 V^{-3} \quad \Rightarrow \quad c_1 V^4 = c_2 \quad \Rightarrow \quad V^4 = \frac{c_2}{c_1}.$$

Derivando pela segunda vez em relação a V e verificando que a segunda derivada é positiva, é encontrada a velocidade para corrente mínima necessária V_i :

$$V_i = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{k}{C_{D0} - 2b_p d^2 / S}}} \quad (40)$$

2.5.2.3 Consumo mínimo de corrente

O consumo mínimo de corrente para o cruzeiro pode ser encontrado através da substituição de V_i na equação de corrente, resultando em:

$$i_{\min} = \frac{2dkWK_Q}{a_p} \sqrt{k \left(C_{D0} - \frac{2b_p d^2}{S} \right)} + i_0 \quad (41)$$

Esta expressão fornece o menor valor de corrente contínua necessário para manter voo nivelado em cruzeiro, o que corresponde à potência mínima contínua demandada.

2.5.2.4 Alcance total

O alcance de uma aeronave elétrica é determinado pela integração da velocidade ao longo do tempo de voo disponível:

$$x = V \cdot \Delta t \quad (42)$$

onde x é a distância coberta (em m), V é a velocidade (em m/s), e Δt é o tempo de voo (em s). O tempo de descarga da bateria não é linear, sendo governado pela lei empírica de (PEUKERT, 1897):

$$i^{n_p} \cdot \Delta t_i = \text{constante} \quad (43)$$

$$i^{n_p} \cdot \Delta t = i_{\text{ref}}^{n_p} \cdot \Delta t_{\text{ref}} = i_{\text{ref}}^{n_p-1} \cdot i_{\text{ref}} \cdot \underbrace{\Delta t_{\text{ref}}}_{C_{\text{ref}}} \quad (44)$$

onde C_{ref} é a capacidade nominal da bateria (em Ah, Ampère-hora), definida a uma corrente de referência i_{ref}

Isolando Δt :

$$\Delta t = i_{\text{ref}}^{n_p-1} C_{\text{ref}} i^{-n_p} \quad (45)$$

substituindo na equação do alcance (42):

$$x = i_{\text{ref}}^{n_p-1} C_{\text{ref}} \cdot V \cdot i^{-n_p}. \quad (46)$$

Rearranjando os termos e substituindo i da equação (39), temos o alcance total dado por:

$$x = i_{\text{ref}}^{n_p-1} C_{\text{ref}} V (c_1 V^2 + c_2 V^{-2} + i_0)^{-n_p} \quad (47)$$

2.5.2.5 Velocidade para alcance máximo

A maximização do alcance requer a diferenciação da equação (39) em V :

$$\frac{dx}{dV} = 0 \quad \Rightarrow \quad \left(2 - \frac{1}{n_p}\right) c_1 V^{1-1/n_p} = \left(2 + \frac{1}{n_p}\right) c_2 V^{-3-1/n_p}.$$

multiplicando ambos os lados por $V^{\frac{1}{n_p}}$:

$$c_1 \left(2 - \frac{1}{n_p}\right) V - c_2 \left(2 + \frac{1}{n_p}\right) V^{-3} = 0 \quad (48)$$

Sendo sua solução:

$$V^* = \sqrt[4]{\left(\frac{2 + 1/n_p}{2 - 1/n_p}\right) \frac{c_2}{c_1}} \quad (49)$$

Tendo a segunda derivada de (39), e substituindo em (49), temos a velocidade para alcance máximo definida como:

$$V^* = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{k}{\phi(C_{D0} - 2b_p d^2/S)}}} \quad (50)$$

O coeficiente de sustentação para V^* é dado por

$$C_L^* = \sqrt{\frac{\phi(C_{D0} - 2b_p d^2/S)}{k}} \quad (51)$$

Sendo:

$$\phi = \frac{2n_p - 1}{2n_p + 1} \quad (52)$$

2.5.2.6 Corrente elétrica para alcance máximo

A corrente elétrica para alcance máximo pode ser obtida inserindo a expressão V^* em (39):

$$i^* = \frac{K_Q W(1 + d\phi)}{a_p} \sqrt{\frac{k}{\phi} \left(C_{D0} - \frac{2b_p d^2}{S} \right)} + i_0 \quad (53)$$

2.5.2.7 Alcance máximo

O alcance máximo é dado substituindo as equações (50) e (53) na equação (46):

$$x^* = i_{\text{ref}}^{n_p-1} C_{\text{ref}} \cdot \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{k}{\phi(C_{D0} - \frac{2b_p d^2}{S})}}} \cdot \frac{1}{\left(\frac{K_Q W(1+d\phi)}{a_p} \sqrt{\frac{k}{\phi} \left(C_{D0} - \frac{2b_p d^2}{S} \right)} + i_0 \right)^{n_p}} \quad (54)$$

2.5.2.8 Autonomia total

A autonomia total, ou seja, o tempo máximo que a aeronave pode permanecer em voo em regime de cruzeiro, é dada pela substituição da equação da velocidade (50) em (45):

$$\Delta t_E = i_{\text{ref}}^{n_p-1} C_{\text{ref}} (c_1 V^2 + c_2 V^{-2} + i_0)^{-n_p} \quad (55)$$

2.5.2.9 Velocidade para máxima autonomia

Para determinar a velocidade que maximiza o tempo em voo (autonomia), diferencia-se Δt_E em relação a V e aplica-se a regra da cadeia:

$$\frac{d}{dV}(\Delta t_E) = -n_p i_{\text{ref}}^{n_p-1} C_{\text{ref}} (2c_1 V - 2c_2 V^{-3}) (c_1 V^2 + c_2 V^{-2})^{-n_p-1} \quad (56)$$

Portanto, a condição de máximo é:

$$\frac{d}{dV}(\Delta t_E) = 0 \quad \Leftrightarrow \quad 2c_1 V - 2c_2 V^{-3} = 0 \quad (57)$$

A solução será:

$$V^* = \sqrt[4]{\frac{c_2}{c_1}} \quad (58)$$

Substituindo c_1 e c_2 na equação acima, é encontrado a velocidade para máxima autonomia:

$$V^* = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{k}{C_{D_0} - 2b_p d^2/S}}} \quad (59)$$

Sendo o coeficiente de sustentação dado por:

$$C_L^* = \sqrt{\frac{C_{D_0} - 2b_p d^2/S}{k}} \quad (60)$$

Este resultado fundamental mostra que voar com corrente mínima em cruzeiro (velocidade de eficiência máxima) também resulta em máxima autonomia. Portanto, é possível concluir que a velocidade máxima de autonomia não é afetada pela bateria, uma vez que o coeficiente de Peukert não aparece nas fórmulas descritas acima.

2.5.2.10 Corrente elétrica para máxima autonomia

A corrente elétrica para máxima autonomia pode ser obtida inserindo a expressão V^* em (39):

$$i^* = \frac{2dW K_Q}{a_p} \sqrt{k(C_{D_0} - 2b_p d^2/S)} + i_0 \quad (61)$$

2.5.2.11 Autonomia máxima

Por fim, a autonomia máxima é dada pela substituição da equação (59) em (55):

$$\Delta t_E^{\max} = i_{\text{ref}}^{n_p-1} C_{\text{ref}} \left(c_1 \left[\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{k}{C_{D_0} - 2b_p d^2/S}} \right] + c_2 \left[\frac{\rho S}{2W} \left(\frac{C_{D_0} - 2b_p d^2/S}{k} \right)^{1/2} \right] + i_0 \right)^{-n_p} \quad (62)$$

3 METODOLOGIA

3.1 Descrição da Plataforma

O EOLO é um veículo aéreo não tripulado (VANT) desenvolvido em colaboração entre o Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), a Flight Technologies e a ACS Aviation Solutions. A plataforma foi construída com a finalidade de investigar instabilidades aeroelásticas em voo e analisar os efeitos elásticos lineares na dinâmica aeronáutica.

Trata-se de uma aeronave leve, de elevado alongamento, projetada para operar em baixas velocidades e apresentar alta eficiência aerodinâmica. A figura 10 apresenta a visualização da configuração geral da aeronave.

Figura 10 – Veículo aéreo não tripulado EOLO



Fonte: (ZúñIGA, 2019)

A Tabela 1 reúne os principais parâmetros globais de projeto e fabricação.

Tabela 1 – Parâmetros globais do EOLO após fabricação.

Parâmetro	Símbolo	Valor
Área da asa	S	0,846 m ²
Corda média aerodinâmica	\bar{c}	0,231 m
Envergadura da asa	b	4,0 m
Alongamento	AR	18,9
Comprimento da fuselagem	l_f	1,89 m
Massa da asa	m_w	2,0 kg
Massa total	m_t	8,87 kg
Momento de inércia em X	I_{xx}	2,53 kg · m ²
Momento de inércia em Y	I_{yy}	1,60 kg · m ²
Momento de inércia em Z	I_{zz}	3,96 kg · m ²

Fonte: Adaptado de (ZUÑIGA; SOUZA; GOES, 2019)

O projeto foi elaborado com ênfase na leveza estrutural e eficiência aerodinâmica, características essenciais para estudos experimentais em aeroelasticidade. A asa possui alto alongamento, característica

fundamental para maximizar a eficiência aerodinâmica em regime de voo lento. O perfil aerodinâmico adotado para a asa é o S2091-101-83, que possui elevado coeficiente de sustentação e comportamento favorável em baixas velocidades. O estabilizador horizontal e vertical possuem perfil simétrico NACA 0012, adequado para fornecer estabilidade longitudinal e resposta uniforme em diferentes regimes de voo. As dimensões geométricas e características das principais superfícies do EOLO estão sintetizadas na Tabela 2.

Tabela 2 – Características geométricas das principais superfícies de sustentação do EOLO.

Características	Asa	Estabilizador Horizontal	Estabilizador Vertical
Envergadura	4,0 m	0,70 m	0,30 m
Corde na raiz	0,32 m	0,22 m	0,16 m
Corde na ponta	0,10 m	0,22 m	0,16 m
Razão de aspecto	18,91	3,68	0,72
Razão de afilamento	0,31	0,72	0,82
Perfil aerodinâmico	S2091-101-83	NACA 0012	NACA 0012

Fonte: Adaptado de (ZúñIGA, 2019).

Os coeficientes de estabilidade e controle apresentadas através das tabelas 3 e 4 foram determinados através de análises aerodinâmicas (ZúñIGA, 2019), pelo software AVL que utiliza o método Vortex Lattice, e estão organizados em duas categorias: derivadas longitudinais e derivadas látero-direcionais. As derivadas longitudinais caracterizam o comportamento da aeronave em torno do eixo transversal, que governam arfagem, estabilidade estática e resposta em altitude.

Tabela 3 – Derivadas aerodinâmicas longitudinais.

Símbolo	Valor	Símbolo	Valor
C_{L0}	0.376	C_{m0}	-0.0037
$C_{L\alpha}$	6.34	$C_{m\alpha}$	-1.55
C_{Lq}	11.70	C_{mq}	-26.41
$C_{L\dot{\alpha}}$	–	$C_{m\dot{\alpha}}$	–
$C_{L\varepsilon}$	0.008	$C_{m\delta_e}$	-0.036
C_{D0}	0.017	e	1.035

Fonte: Adaptado de (ZúñIGA, 2019).

As derivadas látero-direcionais governam os movimentos de rolamento e guinada.

Tabela 4 – Derivadas aerodinâmicas latero-direcionais.

Símbolo	Valor	Símbolo	Valor
$C_{Y\beta}$	0	$C_{l\beta}$	0
C_{Yp}	-0.250	C_{lp}	-0.007
C_{Yr}	0.0330	C_{lr}	-0.640
$C_{Y\delta_a}$	0.1545	$C_{l\delta_a}$	0.092
$C_{Y\delta_r}$	0.00022	$C_{l\delta_r}$	-0.00550
$C_{Y\dot{r}}$	-0.00276	$C_{l\dot{r}}$	-0.000096
$C_{n\beta}$	0.071	C_{n_p}	-0.042
C_{nr}	-0.047	$C_{n\delta_a}$	-0.00013
$C_{n\delta_r}$	0.00084	$C_{n\dot{r}}$	–

Fonte: Adaptado de (ZúñIGA, 2019).

3.1.1 Sistema de Propulsão

O sistema de propulsão do EOLO é composto por um motor brushless de corrente contínua (BLDC), uma hélice para operação elétrica e um controlador eletrônico de velocidade (ESC), constituindo um conjunto integrado para eficiência máxima em voo lento.

3.1.1.1 Motor

O motor utilizado na plataforma EOLO é o RIMFIRE 0.60 50-55-650, da Great Planes ElectriFly, do tipo brushless de corrente contínua (BLDC), amplamente empregado em VANTs devido à sua elevada eficiência e confiabilidade operacional.

Figura 11 – Motor RIMFIRE 0.60 50-55-650



Fonte: Amazon(2025)

A Tabela 5 apresenta os principais parâmetros técnicos fornecidos pelo fabricante, essenciais para a modelagem do desempenho propulsivo.

Tabela 5 – Especificações técnicas - motor RIMFIRE 0.60 50-55-650.

Parâmetro do motor	Valor	Unidade
Massa do motor (m)	298	g
Constante de velocidade (k_V)	68.07	rad/s/V
Constante de torque (K_Q)	0.0147	N·m/A
Corrente em vazio (i_0)	3	A
Corrente contínua máxima (I_{\max})	65	A
Corrente de pico (I_{pico})	85	A
Tensão nominal (V_{nom})	18.5–22.2	V
Potência contínua máxima (P_{\max})	1683	W
Potência de pico (P_{pico})	2200	W

Fonte: Adaptado de (Big Field Aeromodelismo, 2025)

A constante de velocidade de 650 RPM/V posiciona o motor em uma faixa intermediária entre unidades de baixo e de alto kV, conferindo um equilíbrio apropriado entre torque e velocidade angular. Em particular, motores de menor kV geram maior torque por ampere e são mais adequados ao acionamento de hélices de grande diâmetro e alto passo. A baixa corrente de vazio (3A) indica perdas internas reduzidas, o que contribui diretamente para a eficiência energética global do sistema propulsivo. A capacidade de fornecer até 65A de forma contínua e picos de até 85A permite que o motor responda adequadamente às exigências, como aceleração inicial e correções rápidas de atitude. No entanto, para regimes como cruzeiro ou subida suave, o motor opera tipicamente entre 30% e 60% dessa capacidade, alinhando-se à proposta de alta eficiência operacional.

3.1.1.2 Hélice

A hélice selecionada para o EOLO é a APC Thin Electric 14×12, aplicada para motores elétricos em aeronaves de baixa velocidade.

Figura 12 – Hélice APC Thin Electric 14×12



Fonte: UIUC Propeller Database.

A Tabela 6 apresenta as principais características técnicas desta hélice, conforme documentação no banco de dados UIUC PDB.

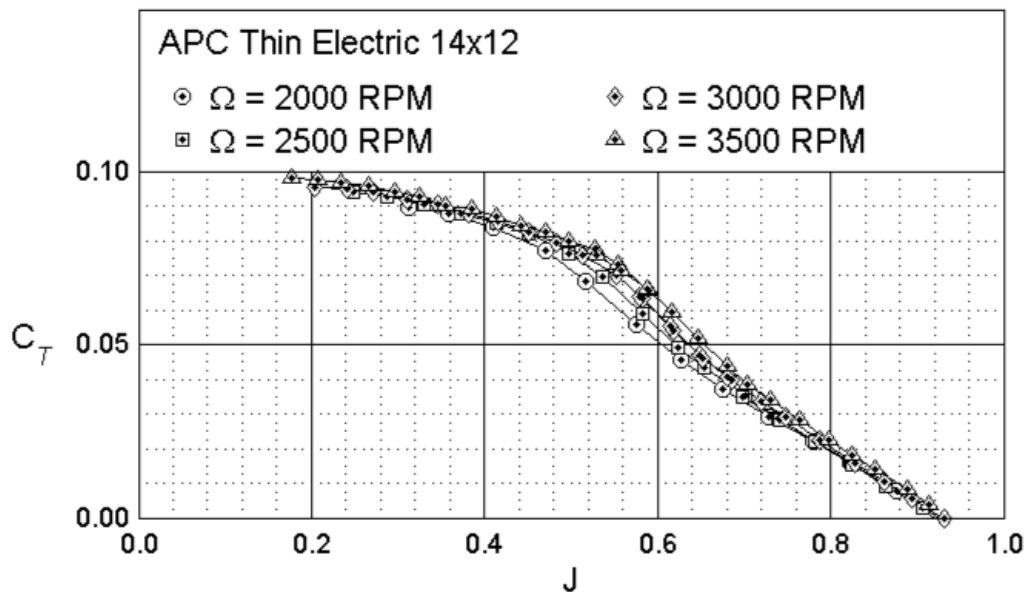
Tabela 6 – Especificações técnicas da hélice APC Thin Electric 14×12.

Parâmetro	Valor
Diâmetro	14" (355,6 mm)
Passo geométrico	12" (304,8 mm)
Número de pás	2
Material	Fibra de vidro e nylon reforçado
Tipo (passo)	passo fixo
Série	APC Thin Electric
Faixa recomendada de rotação	2000–3500 RPM

Fonte: Próprio Autor.

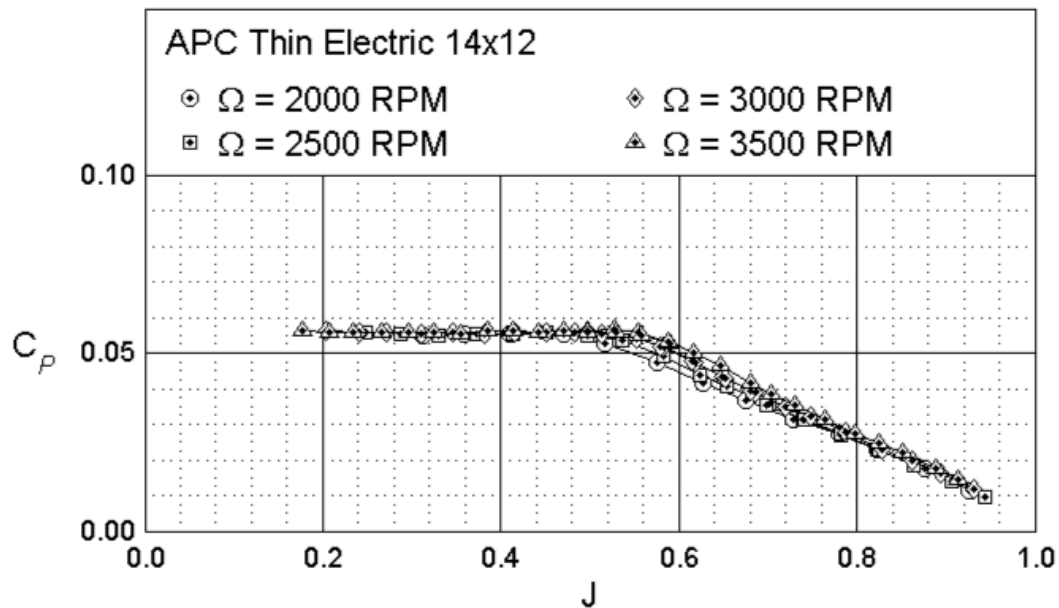
A série Thin Electric da APC é utilizada em operação eficiente em baixas rotações, característica essencial para VANTs que demandam operação silenciosa e econômica em termos de consumo de energia. A geometria da hélice, incluindo variações de corda e torção ao longo da envergadura, foi experimentalmente caracterizada através de medições em túnel de vento feitas pelo próprio fabricante. O comportamento aerodinâmico é caracterizado por dois coeficientes principais, o coeficiente de empuxo (C_T) e o coeficiente de potência (C_P), ambos expressos em função da razão de avanço (J). Ambos coeficientes podem ser expressos graficamente através das 13 e 14.

Figura 13 – Coeficiente de empuxo C_T em função da razão de avanço J .



Fonte:(BRANDT; SELIG, 2011).

Figura 14 – Coeficiente de potência C_P em função da razão de avanço J .



Fonte:(BRANDT; SELIG, 2011).

3.1.1.3 Baterias

O sistema de alimentação elétrica da plataforma EOLO adota uma arquitetura segregada, dividindo o fornecimento de energia em dois subsistemas independentes: o circuito de propulsão e o circuito de sistemas. A segregação entre as duas baterias garante que, mesmo em situações de descarga elevada durante manobras de subida ou aceleração máxima, a alimentação dos sistemas críticos permaneça estável, contribuindo para a segurança operacional do EOLO.

3.1.1.3.1 Bateria de Propulsão

A fonte primária de energia para o grupo motopropulsor é um pack de bateria de Polímero de Lítio (LiPo) com configuração 5S (5 células em série). Esta bateria possui uma capacidade nominal de 15.200 mAh (15,2 Ah) e opera com uma tensão nominal de 18,5 V ($5 \times 3,7$ V), atingindo 21,0 V quando plenamente carregada ($5 \times 4,2$ V).

Para a modelagem do desempenho e estimativa de autonomia, foram definidos os parâmetros eletroquímicos baseados no modelo de Peukert. Diferentemente de baterias estacionárias, optou-se por uma taxa de referência de 1 hora (1C), refletindo o regime de descarga mais intenso típico de VANTs elétricos. A Tabela 7 apresenta os parâmetros adotados.

Tabela 7 – Parâmetros elétricos da bateria de propulsão do EOLO.

Parâmetro	Valor	Unidade
Tensão de circuito aberto (nominal)	18.5	V
Resistência interna (bateria e controlador)	0.012	Ω
Coefficiente de Peukert (n_p)	1.03	–
Carga de referência (C_{ref})	15.2	Ah
Corrente de referência (i_{ref})	15.2	A
Tempo de referência	1	h

Fonte: Próprio Autor.

O coeficiente de Peukert (n_p) de 1,03, próximo da unidade, indica uma bateria de alta eficiência com perdas reduzidas de capacidade sob altas correntes de descarga, característica consistente com células LiPo de alta qualidade. A resistência interna de 0,012 Ω considerada engloba as perdas ôhmicas do pack e conectores.

3.1.1.3.2 Bateria de Sistema

Para a alimentação de demais eletrônicos embarcados, utiliza-se uma bateria secundária independente. Trata-se de um pack LiPo na configuração 4S (4 células em série), totalizando uma tensão nominal de 14,8 V ($4 \times 3,7$ V) e capacidade de 5.200 mAh (5,2 Ah), dimensionada para garantir que os sistemas de controle permaneçam operantes por um período superior à autonomia da bateria de propulsão.

3.2 Ferramenta Computacional

O ambiente de programação MATLAB foi selecionado como ferramenta para toda a análise de desempenho do EOLO, devido a suas capacidades robustas em processamento matricial, análise numérica e visualização de dados. A escolha reflete a necessidade de implementar algoritmos complexos com eficiência computacional, mantendo a rastreabilidade completa do processo de cálculo e facilitando a integração entre diferentes etapas da análise.

3.2.1 Cálculo dos Coeficientes de Desempenho da Hélice

A análise de desempenho da aeronave requer a determinação de coeficientes da hélice que caracterizam seu comportamento aerodinâmico em diferentes regimes operacionais. Para fins de aplicação prática nas análises subsequentes de desempenho do EOLO, foram calculados os coeficientes a_p e b_p , que parametrizam um modelo linear de desempenho em função da razão de avanço (J).

Os dados experimentais de desempenho da hélice foram extraídos das 13 e 14, que apresentam o coeficiente de empuxo (C_T) e o coeficiente de potência (C_P) em função da razão de avanço (J), respectivamente. Os dados foram organizados em vetores estruturados contendo pares (J, C_T, C_P) para cada ponto de medição experimental, abrangendo o intervalo operacional completo da hélice desde $J = 0,10$ até $J = 1,00$. O tratamento dos dados experimentais requer transformações que permitem aplicar regressão linear. Inicialmente, o coeficiente de potência C_P é convertido para o coeficiente de torque C_Q , conforme relação fundamental:

$$C_Q = \frac{C_P}{2\pi} \quad (1)$$

Em seguida, os coeficientes são transformados para espaço linear mediante as relações:

$$X = \frac{C_Q}{J^2}, \quad Y = \frac{C_T}{J^2} \quad (2)$$

Neste espaço transformado, o comportamento aerodinâmico da hélice pode ser aproximado por um modelo linear da forma:

$$Y = a_p \cdot X + b_p \quad (3)$$

A análise de desempenho do EOLO compreende diferentes em particular as fases de subida e cruzeiro. Nestas fases, a aeronave apresenta demandas distintas de empuxo e potência, refletidas em diferentes pontos de operação da hélice e padrões de comportamento aerodinâmico diferenciados.

Os dados foram segmentados conforme intervalos de razão de avanço característicos de cada fase:

- **Fase de Subida:** $0,45 \leq J \leq 0,70$, onde a hélice opera em regime de elevada demanda de empuxo para vencer o peso e gerar taxa de subida positiva;
- **Fase de Cruzeiro:** $0,70 \leq J \leq 1,00$, onde a hélice opera em regime de transição para velocidades de avanço mais elevadas, com demanda de empuxo reduzida e foco em eficiência energética.

O cálculo dos coeficientes a_p e b_p foi realizado através do ajuste linear pelo método dos mínimos quadrados. Para cada fase de voo considerada, o algoritmo MATLAB implementa a função de erro quadrático:

$$E = \sum_{i=1}^n (Y_i - (a_p \cdot X_i + b_p))^2 \quad (4)$$

Calculando o coeficiente de determinação R^2 para avaliação da qualidade do ajuste:

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n (Y_i - \hat{Y}_i)^2}{\sum_{i=1}^n (Y_i - \bar{Y})^2} \quad (5)$$

A execução das rotinas MATLAB resultou na determinação dos coeficientes apresentados na Tabela 8. Os valores obtidos refletem as características distintas de operação em cada regime.

Tabela 8 – Coeficientes a_p e b_p determinados para cada fase de voo.

Fase de Voo	a_p	b_p	R^2
Subida ($0,45 \leq J \leq 0,70$)	13,2283	-0,0873	0,9972
Cruzeiro ($0,70 \leq J \leq 1,00$)	7,3099	-0,0176	0,9735

Fonte: Próprio Autor.

Os coeficientes acima indicados foram inseridos ao modelo de desempenho utilizado nas análises subsequentes de envelope de voo e autonomia, permitindo predição precisa e rastreável do comportamento da aeronave em diferentes cenários operacionais.

4 RESULTADOS

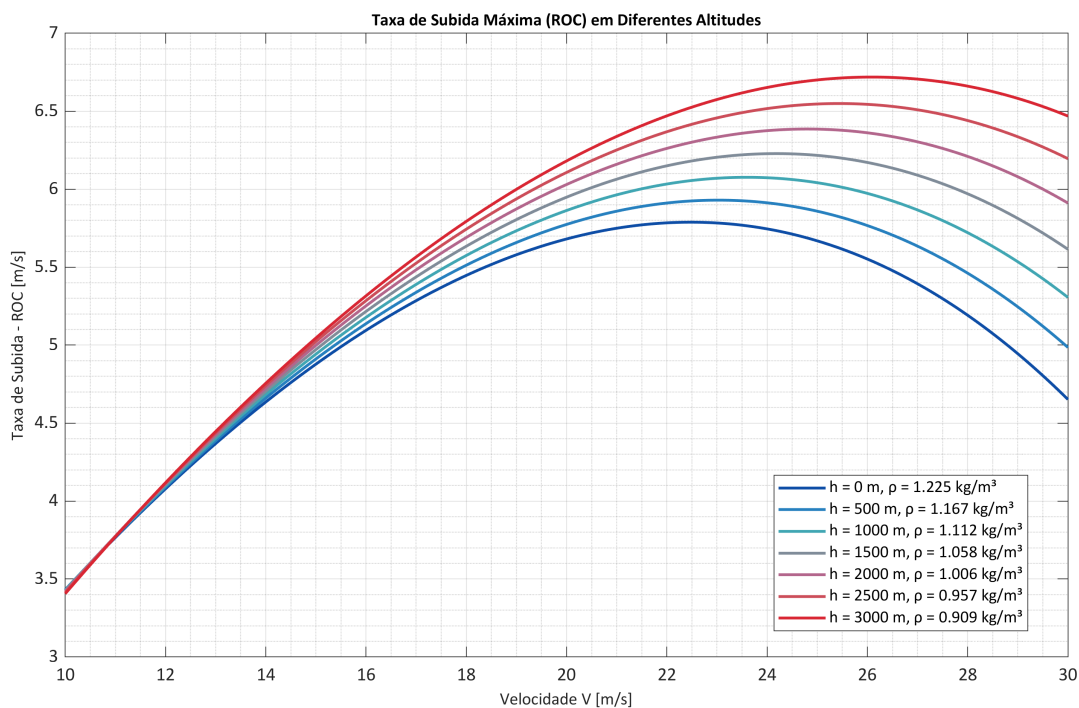
Nesta seção é apresentado e discutido os resultados da análise numérica de performance da aeronave EOLO. Os dados obtidos permitem caracterizar o comportamento da aeronave em diferentes condições operacionais, identificar pontos críticos de operação e validar o dimensionamento dos componentes propulsivos. Os gráficos apresentados a seguir constituem a base para recomendações operacionais e considerações de segurança que serão discutidas nas seções subsequentes.

4.1 Análise de Desempenho em Subida

4.1.1 Taxa de Subida Máxima (ROC) em Diferentes Altitudes

A 15 mostra uma característicada propulsão elétrica, o aumento da Taxa de Subida (ROC) com o incremento da altitude operacional, dado pela equação (32). Foram utilizados parâmetros como corrente máxima de operação do motor, sendo

Figura 15 – Taxa de subida máxima (ROC) versus Velocidade.



Fonte: Próprio Autor.

Observa-se que o pico da curva de ROC se desloca de aproximadamente 5,75 m/s ao nível do mar ($h = 0$ m) para cerca de 6,75 m/s a $h = 3000$ m. O comportamento é esperado devido ao impacto direto da densidade na geração de sustentação e, principalmente, na eficiência propulsiva da hélice elétrica. Como a tração disponível depende da densidade, o EOLO precisa operar em velocidades superiores para manter a mesma performance aerodinâmica. Isso desloca o pico de ROC para a direita conforme a altitude aumenta.

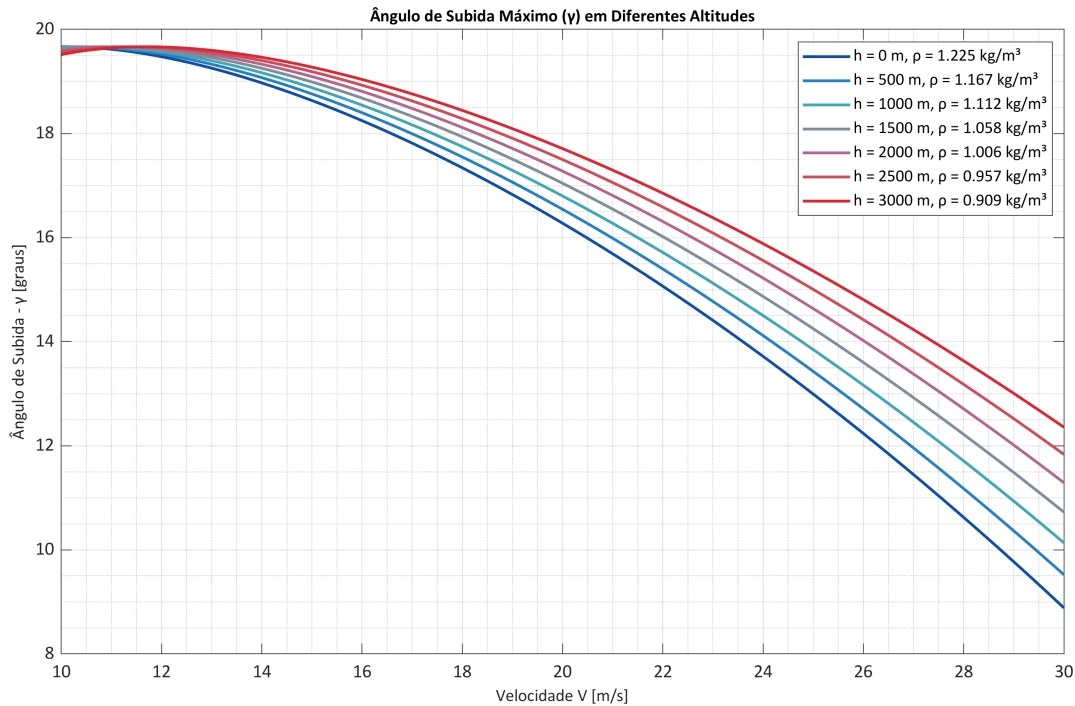
Observa-se adicionalmente que a velocidade ótima de subida desloca-se para velocidades maiores em altitudes mais elevadas. Ao nível do mar, velocidade ótima é aproximadamente 21 m/s, enquanto em 3000

m aumenta para aproximadamente 26 m/s. Este deslocamento ocorre porque a sustentação requerida para manutenção de voo reto e nivelado é constante, igual ao peso, mas em densidade reduzida, velocidade aerodinâmica maior é necessária para gerar esta sustentação a mesmo coeficiente de sustentação.

4.1.2 Ângulo de Subida Máximo em Diferentes Altitudes

A 16 reflete a capacidade da aeronave de ganhar altura por distância horizontal percorrida, tal parâmetro foi calculado através da equação (30).

Figura 16 – Ângulo de Subida Máximo versus Velocidade.



Fonte: Próprio Autor.

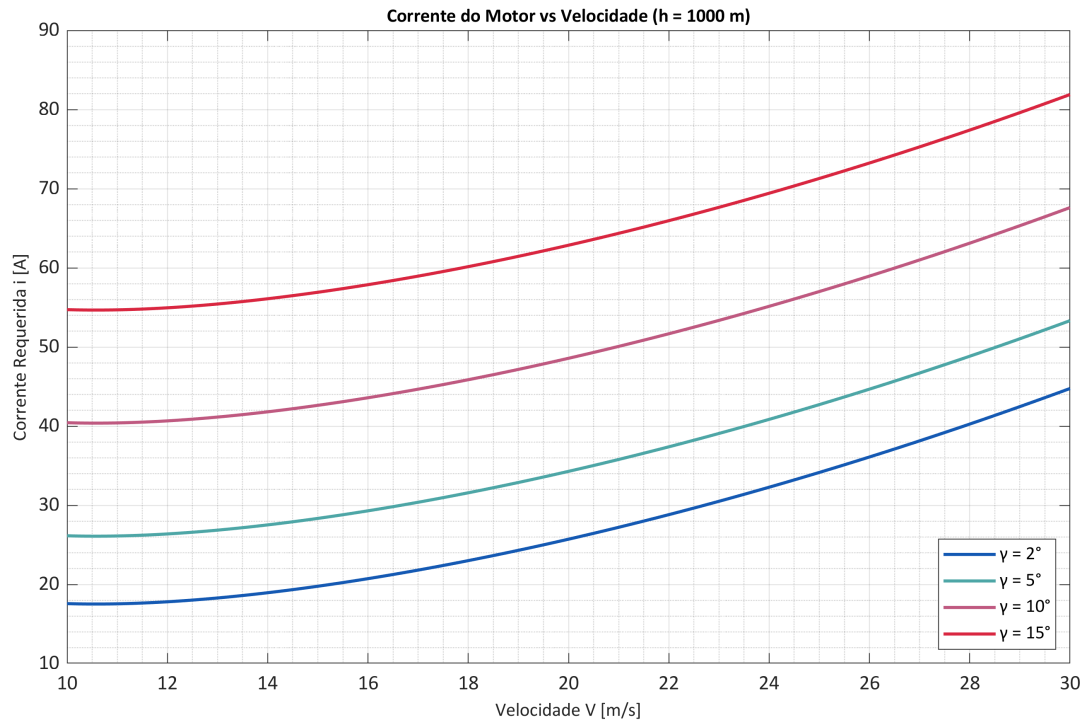
Os resultados apresentam que o pico do ângulo de γ ocorre em uma faixa de velocidade significativamente menor que a de ROC, situando-se entre 11 e 12 m/s para todas as altitudes, sendo isso próximo à velocidade de estol do EOLO.

A divergência entre as curvas acentua-se em altas velocidades. Para uma velocidade de 30 m/s, o ângulo de subida ao nível do mar cai para aproximadamente 9°, enquanto a 3000 m de altitude a aeronave ainda sustenta aproximadamente 12,5°. Isso reforça a penalidade severa que o ar mais denso que a nível do mar impõe ao arrasto parasita em altas velocidades, consumindo a tração que seria usada para manter o ângulo de subida.

4.1.3 Corrente Elétrica Requerida em Diferentes Ângulos de Subida

A 17 é crítica para a análise de segurança e autonomia. Ela relaciona a demanda de corrente com a velocidade para diferentes ângulos de subida (γ), em uma altitude de 1000 metros, sendo obtida através da equação (28).

Figura 17 – Corrente Elétrica Requerida versus Velocidade.



Fonte: Próprio Autor.

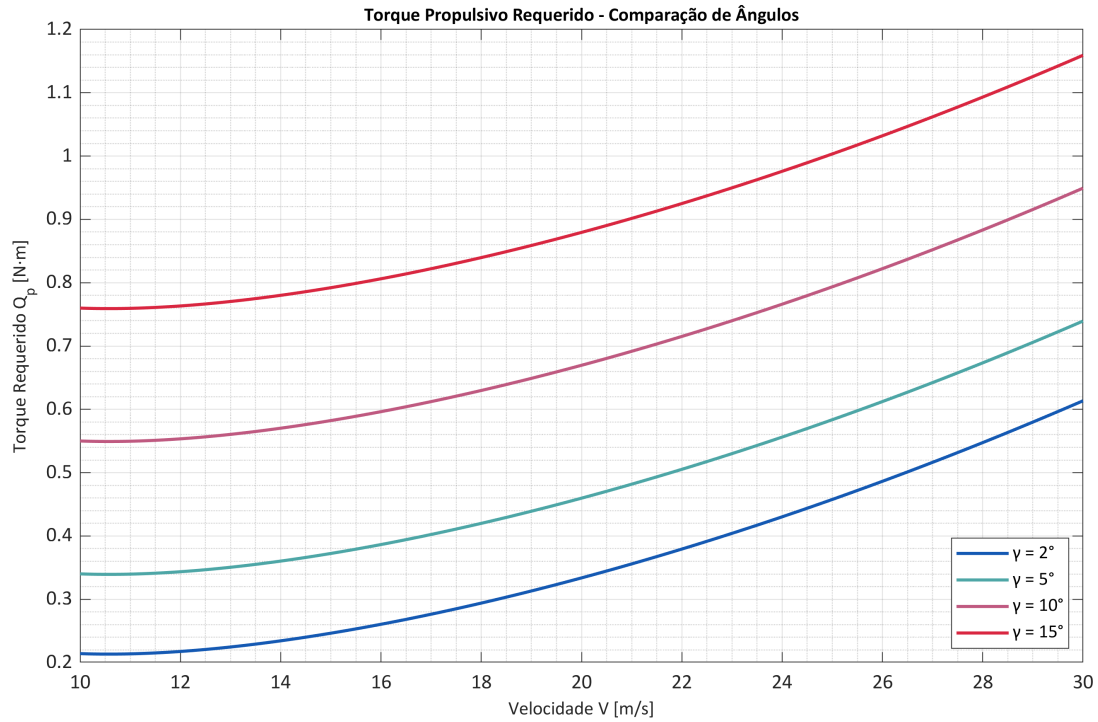
Observa-se que para $\gamma = 15^\circ$, a corrente requerida ultrapassa 60 A a partir de 18 m/s, e atinge valores superiores a 80 A em velocidades próximas a 30 m/s. Considerando os parâmetros do motor Rimfire 0.60, que possui uma corrente máxima contínua de 65 A, a região superior da curva vermelha representa uma zona de operação com tempo limitado.

Esse resultado mostra que grandes ângulos de subida precisam ser evitados, pois poderia levar rapidamente a sobreaquecimento do motor, perda de eficiência e degradação das baterias.

4.1.4 Torque Propulsivo Requerido em Diferentes Ângulos de Subida

A análise do torque requerido reforça o comportamento da corrente apresentado na figura 17 gráfico anterior, e é dimensionado através da equação (26). Para ângulos maiores, o torque requerido cresce de maneira aproximadamente quadrática com a velocidade, refletindo o incremento do arrasto total da aeronave.

Figura 18 – Torque Propulsivo Requerido versus Velocidade (Diferentes Ângulos de Subida).



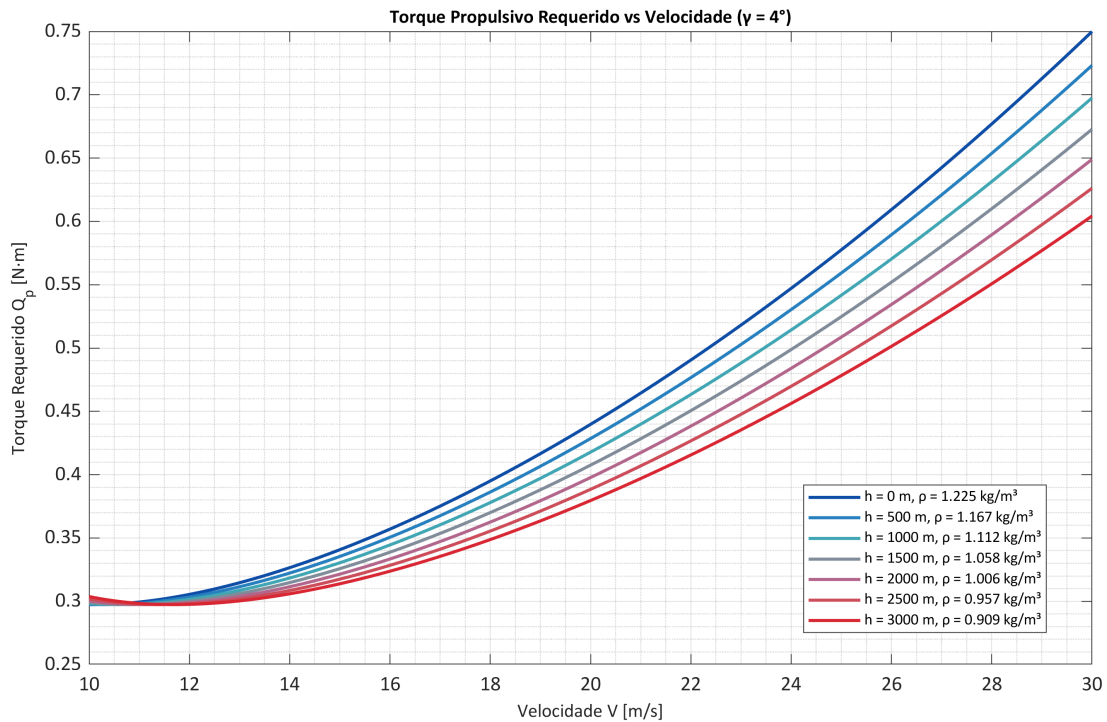
Fonte: Próprio Autor.

O incremento de ângulo de 2° para 5° resulta em aumento de torque mínimo de 0,20 N·m para 0,35 N·m (aumento de 75%). Incremento posterior de 5° para 10° resulta em 0,55 N·m (aumento de 57%), enquanto incremento final de 10° para 15° resulta em 0,77 N·m (aumento de 40%). Conforme o ângulo de subida aumenta, o incremento percentual de torque diminui progressivamente, indicando que a sensibilidade do sistema ao aumento do ângulo de trajetória reduz-se em ângulos maiores.

Este comportamento reflete a não-linearidade da dependência do arrasto com o ângulo de subida, particularmente a contribuição do arrasto induzido. Em ângulos pequenos, incrementos angulares relativamente grandes produzem aumentos significativos de arrasto, em ângulos maiores, embora o arrasto continue aumentando, o seu incremento torna-se proporcionalmente menor a cada grau adicional.

4.1.5 Torque Propulsivo Requerido em Diferentes Altitudes

Figura 19 – Torque Propulsivo Requerido versus Velocidade (Diferentes Altitudes).



Fonte: Próprio Autor.

Fixando um ângulo de subida operacional de $\gamma = 4^\circ$, o torque necessário para manter uma velocidade de 30 m/s cai de aproximadamente 0,75 N·m ao nível do mar (1,225 kg/m³) para 0,6 N·m a 3000 m (0,909 kg/m³). Em velocidades reduzidas, a separação entre altitudes é menor em termos relativos, pois componentes de torque independentes de densidade contribuem proporcionalmente mais. Conforme velocidade aumenta acima do ponto ótimo, arrasto parasita torna-se progressivamente mais dominante, fazendo com que dependência com densidade ρ torne-se mais pronunciada. Consequentemente, em altas velocidades (acima de 20 m/s), as sete curvas tornam-se mais separadas e essencialmente paralelas, aproximadamente escalonadas proporcionalmente a ρ respectiva de cada altitude. O máximo de torque em altitude mais elevada (3000 m) é aproximadamente 0,46 N·m em velocidade de 30 m/s, representando apenas 7,1% da capacidade nominal de torque de 6,5 N·m.

4.2 Análise de Desempenho em Cruzeiro

Nesta seção, avalia-se o comportamento da aeronave EOLO em cruzeiro, para um voo reto e nivelado, possuindo variações de altitude entre 100 e 2000 metros. A presente análise baseia-se na determinação de pontos de operação ótimos através de modelo analítico de otimização de alcance e autonomia. Esta abordagem complementar permite identificar as velocidades e correntes de motor que maximizam os objetivos operacionais específicos da plataforma.

4.2.1 Velocidades Ótimas

Os resultados da otimização revelam três pontos críticos no envelope de performance, cada um correspondendo a um regime operacional distinto. A Tabela 9 sintetiza os valores calculados em função da altitude, demonstrando a influência sistemática da densidade atmosférica nas velocidades de cruzeiro recomendadas.

Tabela 9 – Velocidades ótimas em regime de cruzeiro para diferentes altitudes.

Parâmetro / Altitude	100 m	500 m	1000 m	1500 m	2000 m
Velocidade para corrente mínima (m/s)	11,99	12,23	12,53	12,85	13,17
Velocidade para alcance máximo (m/s)	15,63	15,94	16,33	16,74	17,16
Velocidade para autonomia máxima (m/s)	11,99	12,23	12,53	12,85	13,17

Fonte: Próprio Autor.

A velocidade correspondente à corrente mínima, dado pela (40) foi determinada em 11,99 m/s a 100 metros. Na variação com altitude, ambas as velocidades aumentam para 12,23 m/s em 500 m, atingindo 13,17 m/s em 2000 m, representando aumento de 10,3%. Esse comportamento é fisicamente esperado, já que a menor densidade do ar reduz a sustentação para uma dada velocidade, exigindo que a aeronave voe mais rápido para gerar a mesma força de sustentação.

Este ponto de operação coincide com a velocidade que maximiza a autonomia, apresentada pela (59). Diferentemente de aeronaves a combustão, onde o consumo específico de combustível varia com a potência, a autonomia de uma aeronave elétrica é inversamente proporcional à corrente de descarga. Portanto, o ponto de operação que minimiza o consumo instantâneo de corrente corresponde, necessariamente, à condição de voo que maximiza o tempo de permanência no ar.

Os valores observados mostram que a velocidade para alcance máximo, dado pela equação (50) aumenta de 15,63 m/s a 100 metros, para 17,16 m/s a 2000 m, também acompanhando o efeito da densidade. Esse crescimento ocorre porque a velocidade de melhor eficiência aerodinâmica desloca-se para valores maiores conforme o ar se torna mais rarefeito. É importante notar que esta velocidade situa-se significativamente acima da velocidade de autonomia máxima, o que confirma que o EOLO precisa voar mais rápido para maximizar distância do que para maximizar tempo.

4.2.2 Correntes Ótimas

A integração entre os parâmetros de motor e bateria foi investigada mediante análise das correntes demandadas em pontos ótimos de operação. Os resultados revelam, através da Tabela 10, que as correntes são invariantes com a altitude, refletindo que dependem apenas de parâmetros estruturais da aeronave.

Tabela 10 – Correntes ótimas em regime de cruzeiro para diferentes altitudes.

Parâmetro / Altitude	100 m	500 m	1000 m	1500 m	2000 m
Corrente mínima (A)	3,18	3,18	3,18	3,18	3,18
Corrente para alcance máximo (A)	15,98	15,98	15,98	15,98	15,98
Corrente para autonomia máxima (A)	3,18	3,18	3,18	3,18	3,18

Fonte: Próprio autor.

Foi observado, através da Tabela 10 que a corrente mínima (41) é exatamente igual à corrente de autonomia máxima (61). Isso se dá pelo fato que, quanto menor a corrente, maior o tempo de voo, logo, a autonomia máxima ocorre exatamente no ponto de menor corrente média.

Observa-se também que a corrente correspondente ao ponto de alcance máximo supera ligeiramente o valor nominal de operação da bateria e do sistema elétrico do EOLO ($i_{ref} = 15,2$ A). Esse resultado é coerente com a formulação teórica que, a maximização do alcance exige operar a velocidades mais elevadas, o que aumenta a potência requerida.

4.2.2.1 Alcance Máximo e Autonomia Máxima

A Tabela 11 apresenta os valores calculados de alcance máximo e autonomia máxima do EOLO para diferentes altitudes de cruzeiro.

Tabela 11 – Alcance máximo e Autonomia Máxima em diferentes altitudes.

Parâmetro / Altitude	100 m	500 m	1000 m	1500 m	2000 m
Alcance Máximo (km)	53,45	54,50	55,84	57,24	58,69
Autonomia Máxima (min)	63,66	63,66	63,66	63,66	63,66

Fonte: Próprio autor.

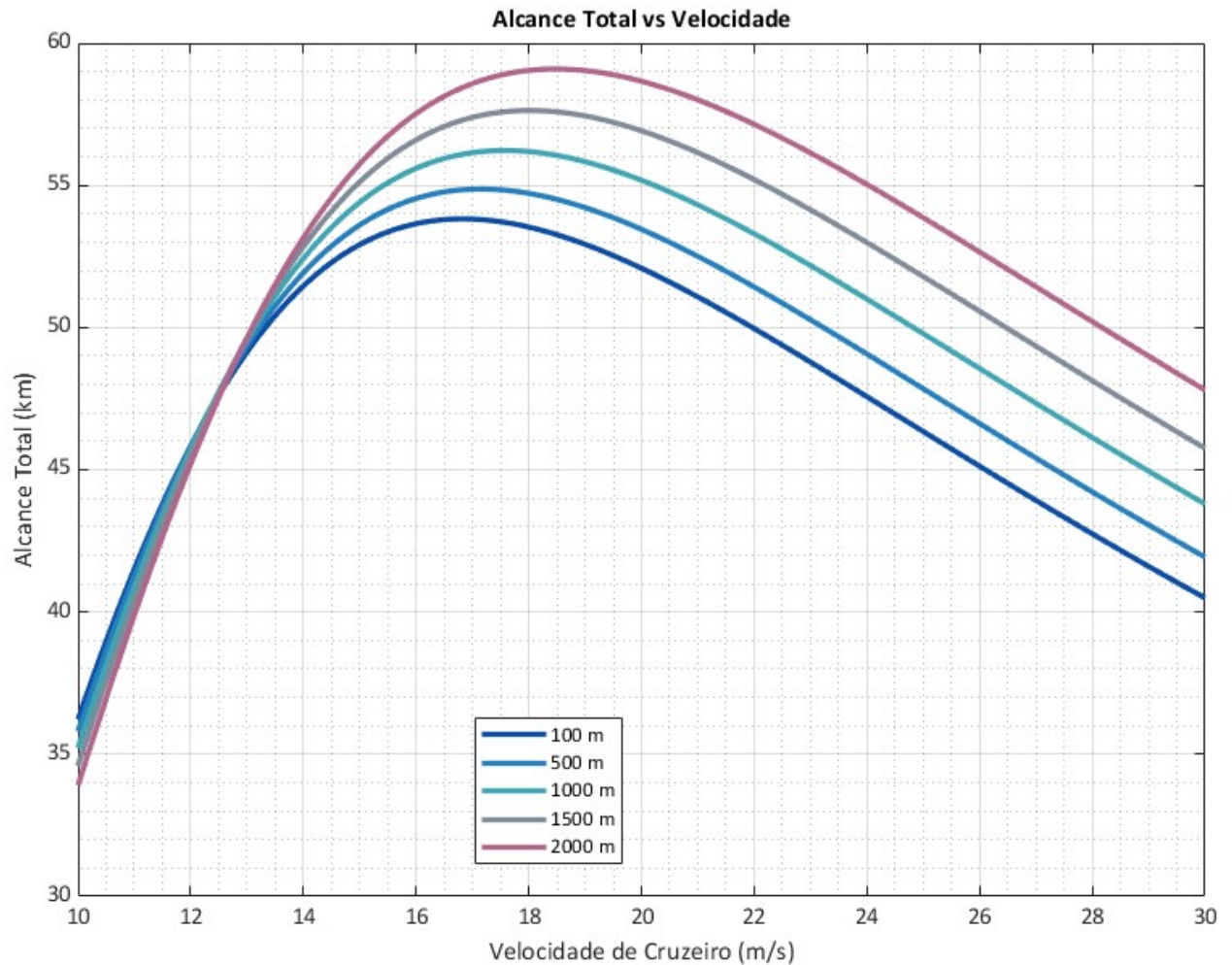
Observa-se que ambos parâmetros apresentam comportamentos distintos. Enquanto o alcance máximo cresce com a altitude, a autonomia permanece essencialmente constante em toda a faixa analisada. Essa característica decorre da forma analítica da equação de autonomia (Equação (62)), na qual a velocidade ótima de autonomia depende apenas da razão entre os coeficientes aerodinâmicos e propulsivos, mas não da densidade do ar de maneira dominante.

O alcance máximo de 58,69 km à 2000m representa a distância que o EOLO consegue percorrer operando em velocidade de 17,16 m/s, a velocidade ótima para alcance. A autonomia máxima é de 63,66 minutos (aproximadamente 1 hora e 4 minutos) independente da altitude de voo.

4.2.2.2 Alcance Total e Autonomia Total em Diferentes Altitudes

As 20 e 21 apresentam as curvas de Alcance Total e Autonomia Total em função da velocidade de cruzeiro para diferentes altitudes operacionais, calculadas a partir das equações (47) e (55), respectivamente.

Figura 20 – Alcance Total versus Velocidade.

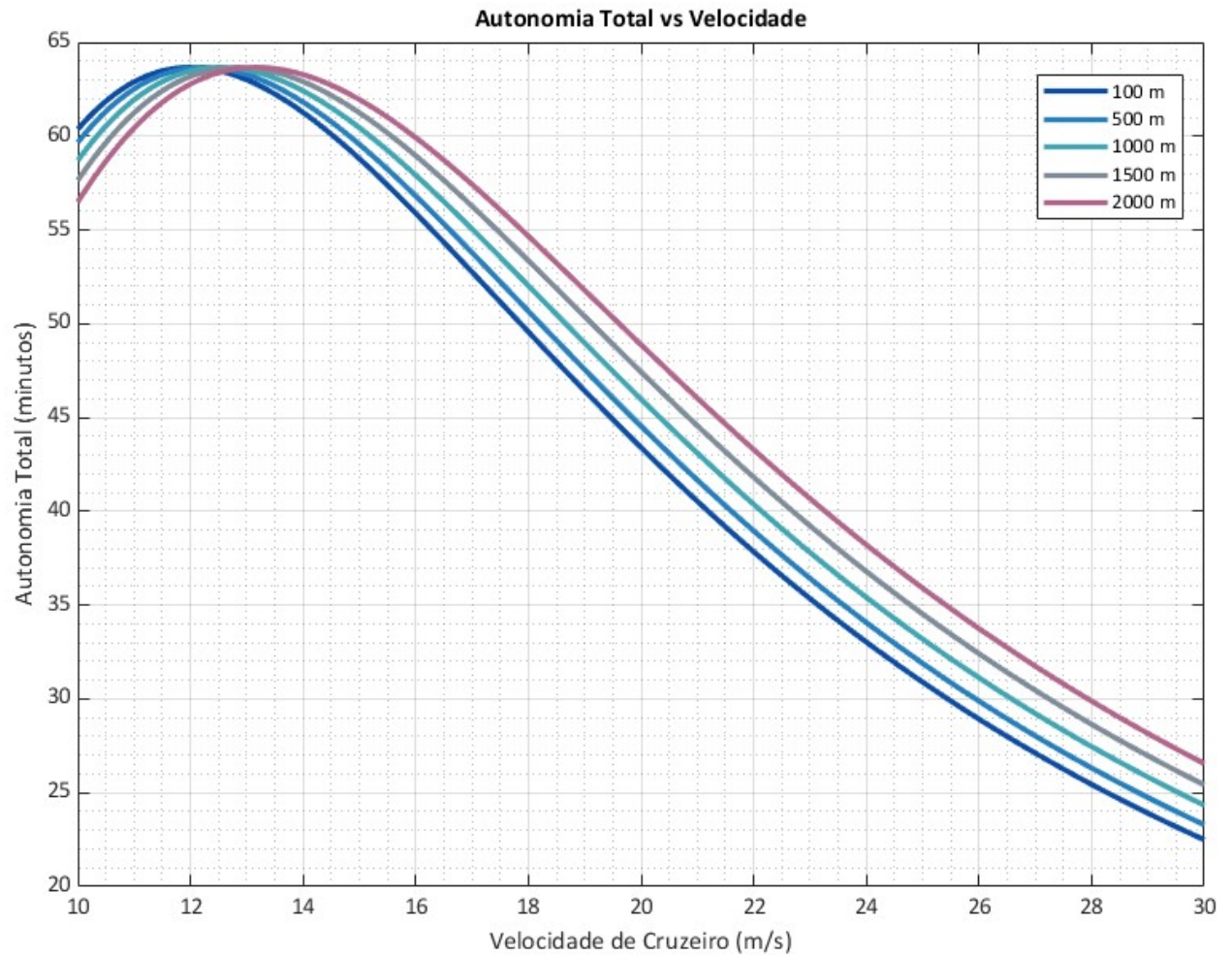


Fonte: Próprio Autor.

A 20 demonstra que o envelope de alcance total cresce de maneira significativa com a altitude. A 2000 m, o EOLO alcança valores próximos de 48 km, enquanto a 100 m o alcance total situa-se em torno de 40 km. Esse aumento ocorre porque, em ar rarefeito, o arrasto parasita é reduzido, e a potência necessária para um dado regime aerodinâmico diminui, permitindo que a aeronave percorra maior distância por unidade de energia consumida. Assim, enquanto a autonomia é limitada principalmente pela corrente mínima, o alcance é diretamente beneficiado pela menor densidade em níveis mais altos.

Outro aspecto relevante é que a separação entre as curvas torna-se mais pronunciada à medida que a velocidade aumenta. Em velocidades mais altas, o arrasto parasita, passa a influenciar de forma significativa, ampliando a diferença entre as altitudes. Em regimes muito rápidos, como próximo a 30 m/s, todas as curvas apresentam redução acentuada do alcance, consequência direta do aumento da potência consumida. Assim, a análise demonstra que, para maximizar distância percorrida, a aeronave deve operar em velocidade superior à de autonomia e preferencialmente em altitudes mais elevadas, onde o ambiente aerodinâmico favorece maior eficiência propulsiva.

Figura 21 – Autonomia Total versus Velocidade.



Fonte: Próprio Autor.

As curvas da autonomia total, apresenta um pico pronunciado entre aproximadamente 13 e 14m/s, sendo notável que essa velocidade ótima permanece praticamente invariável com a altitude. Esse resultado é consistente com a formulação utilizada para autonomia, que demonstra que o tempo máximo de voo ocorre na condição de menor corrente elétrica consumida pelo sistema propulsivo.

Apesar de a velocidade correspondente ao pico não se alterar de maneira significativa, observa-se um aumento suave e progressivo da autonomia conforme a altitude cresce. Em 2000 m, o tempo total de voo é alguns minutos superior ao obtido a 100 m, efeito atribuído à redução da potência requerida em ar mais rarefeito. Por outro lado, à medida que a velocidade se afasta da condição ótima, tanto para valores menores quanto maiores, a autonomia reduz-se de forma acentuada, especialmente em velocidades elevadas.

5 CONCLUSÃO

Este trabalho cumpriu seu objetivo principal de realizar uma análise de desempenho do VANT elétrico EOLO, estabelecendo as bases teóricas e práticas para sua operação segura e eficiente como plataforma de pesquisa. Através da integração de modelos aerodinâmicos, propulsivos e de dinâmica de voo, foi possível mapear o envelope operacional da aeronave em suas fases críticas de subida e cruzeiro.

Na fase de subida, as simulações demonstraram que o sistema propulsivo elétrico selecionado é adequadamente dimensionado para a missão, oferecendo uma taxa de subida robusta em diferentes altitudes operacionais. A análise energética revelou a importância crítica do monitoramento da corrente elétrica, indicando que a operação deve ser mantida dentro de limites angulares moderados para preservar a integridade das baterias e evitar superaquecimento dos componentes eletrônicos.

A análise de cruzeiro permitiu identificar as velocidades ideais de operação, fundamentais para maximizar a autonomia em missões de monitoramento ou coleta de dados. A aplicação das equações de desempenho adaptadas para propulsão elétrica evidenciou a necessidade de balancear o arrasto aerodinâmico com a eficiência do conjunto motor-hélice, garantindo o uso racional da energia armazenada a bordo.

Em suma, os resultados obtidos não apenas validam as escolhas de projeto do EOLO, mas também fornecem um referencial operacional quantitativo. As correlações e equações implementadas neste estudo constituem uma ferramenta versátil para o planejamento de missões futuras, garantindo que a plataforma opere dentro de seus limites de segurança e eficiência máxima. Para trabalhos futuros, recomenda-se a validação experimental destes dados através de ensaios em voo instrumentados, permitindo o refinamento dos coeficientes aerodinâmicos e a calibração fina dos modelos numéricos apresentados.

REFERÊNCIAS

- ARFAOUI, A. **Unmanned Aerial Vehicle: Review of Onboard Sensors, Application Fields, Open Problems and Research Issues**. Québec, Canada: [s.n.], 2017. Department of Geomatics, Laval University.
- AUSTIN, R. **Unmanned Aircraft Systems: UAVs Design, Development and Deployment**. Hoboken, NJ, USA: Wiley, 2010.
- BARUFALDI, G. N. **Flight Performance Analysis of Electric Aircraft**. 211 p. Tese (Tese (Doutorado em Ciências)) — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2021.
- Big Field Aeromodelismo. **Motor Outrunner Brushless Série 60 RIMFIRE 50-55-650**. 2025. Disponível em: <<https://www.bigfield.com.br/produtos/p.asp?id=41559&produto=great-planes-motor-outrunner-brushless-serie-60-rimfire-50-55-650>>. Acesso em: 19 out. 2025.
- BRANDT, J. B. **Small-Scale Propeller Performance at Low Speeds**. Dissertação (Mestrado) — Department of Aerospace Engineering, University of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana-Champaign, Illinois, USA, 2005.
- BRANDT, J. B.; SELIG, M. S. Propeller performance data at low reynolds numbers. In: AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS. **49th AIAA Aerospace Sciences Meeting**. Orlando, Florida, USA, 2011. AIAA Paper 2011-1255.
- BUVARP, K. *et al.* Comparison of energy use, efficiency and carbon emissions between electric and conventional aircraft. **AIAA Journal of Aircraft**, July 2024. Comprehensive comparison of electric vs. conventional propulsion.
- CAVCAR, M. The international standard atmosphere. **Technical Notes**, 2000.
- CHEN, Y. *et al.* Recent development of aircraft electric propulsion system. **IEEE Transactions on Industrial Electronics**, March 2025.
- COOK, M. V. **Flight Dynamics Principles**. 2nd. ed. Oxford, UK and Burlington, MA, USA: Butterworth-Heinemann, Elsevier, 2007. ISBN 978-0-7506-6927-6.
- ESHELBY, M. E. **Aircraft Performance: Theory and Practice**. Reston, VA, USA and London, UK: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2000. (AIAA Education Series).
- ETKIN, B.; REID, L. D. **Dynamics of Flight: Stability and Control**. 3rd. ed. New York: John Wiley & Sons, 1996.
- FAHLSTROM, P. G.; GLEASON, T. J.; SADRAEY, M. H. **Introduction to UAV Systems**. Hoboken, NJ, USA: Wiley, 2022.
- JR, J. D. A. **Aircraft Performance and Design**. Boston: McGraw-Hill Education, 1999.
- KUNDU, A. K.; PRICE, M. A.; RIORDAN, D. **Theory and Practice of Aircraft Performance**. 1. ed. Chichester, West Sussex, United Kingdom: John Wiley & Sons Ltd, 2016. 553 p. (Aerospace Series). ISBN 9781119017475.
- LEISHMAN, J. G. **Principles of Helicopter Aerodynamics**. 3rd. ed. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2023.
- MACHADO, R. C. *et al.* **Comments on System Identification of an UAS Model Using a Subspace Method**. São José dos Campos, São Paulo, Brazil, 2024.

- MCCORMICK, B. W. **Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics**. 2. ed. New York: John Wiley & Sons, 1995.
- MISES, R. v. **Theory of Flight**. New York, NY: Dover Publications, 1945.
- PERKINS, C. D.; HAGE, R. E. **Airplane Performance, Stability and Control**. New York: John Wiley & Sons, 1949.
- PEUKERT, W. Über die abhängigkeit der kapazität von der entladestromstärke bei bleiakumulatoren. **Elektrotechnische Zeitschrift**, v. 20, p. 20–21, 1897.
- ROSKAM, J. **Airplane Design: Part I: Preliminary Sizing of Airplanes**. Lawrence, Kansas: DARcorporation, 1997.
- ZUñIGA, D. F. C.; SOUZA, A. G.; GOES, L. C. S. **Development of an Aeroelastic In-Flight Testing System for a Flexible Wing Unmanned Aerial Vehicle using Acceleration and Strain Sensors**. São José dos Campos, São Paulo, Brazil, 2019.
- ZUñIGA, D. F. C.; SOUZA, A. G.; GÓES, L. C. S. **Flight Dynamics Modeling of a Flexible Wing Unmanned Aerial Vehicle**. São José dos Campos, São Paulo, Brazil, 2020.
- ZUñIGA, D. F. C. **Aeroelastic Testing of Flexible Aircraft using Acceleration and Strain Sensors**. Dissertação (Mestrado) — Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), São José dos Campos, Brazil, 2019.
- ZUñIGA, D. F. C.; SOUZA, A. G.; GÓES, L. C. S. **Planning of an In-Flight Aeroelastic Testing of a Flexible Unmanned Aerial Vehicle Using a Combined Accelerometers-Strain Sensors Operational Modal Analysis**. São José dos Campos, São Paulo, Brazil, 2019.