

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE
ENGENHARIA AEROESPACIAL

GABRIEL ROCKENBACH CAIRES

FERRAMENTA PARA ANÁLISE CONCEITUAL DE PERFORMANCE DE AERONAVE
ELÉTRICA COM MODELICA

Joinville
2025

GABRIEL ROCKENBACH CAIRES

FERRAMENTA PARA ANÁLISE CONCEITUAL DE PERFORMANCE DE AERONAVE
ELÉTRICA COM MODELICA

Trabalho apresentado como requisito para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial, no Centro Tecnológico de Joinville, da Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador(a): Antônio Otaviano Dourado

Joinville
2025

GABRIEL ROCKENBACH CAIRES

FERRAMENTA PARA ANÁLISE CONCEITUAL DE PERFORMANCE DE AERONAVE
ELÉTRICA COM MODELICA

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial, no Centro Tecnológico de Joinville, da Universidade Federal de Santa Catarina.

Joinville (SC), 26 de novembro de 2025.

Banca Examinadora:

Prof. Dr. Antônio Otaviano Dourado
Orientador/Presidente

Prof. Dr. Dalton Luiz Rech Vidor
Membro(a)
UFSC

Prof. Dr. Talita Sauter Possamai
Membro(a)
UFSC

Dedico este trabalho à minha mãe, que tornou possível que eu alcançasse o ponto de poder realizá-lo.

AGRADECIMENTOS

Agradeço à minha mãe e à minha família pelo suporte contínuo ao longo da minha formação, sempre contribuindo para que eu pudesse me dedicar plenamente aos estudos. Também agradeço aos amigos que fiz na UFSC, cuja convivência diária, troca de experiências e colaboração acadêmica foram fundamentais para tornar a graduação mais produtiva e enriquecedora.

Registro meu agradecimento à Júlia, pelo suporte e incentivo, não só durante o desenvolvimento deste trabalho, mas também em diversos momentos-chaves da vida pessoal e acadêmica. Estendo meus agradecimentos ao professor Antônio Otaviano Dourado, pelas aulas ministradas, pelas orientações e críticas pertinentes durante meu período como captão na Nisus, pela disponibilidade e apoio no presente trabalho.

Agradeço ainda à equipe Nisus Aerodesign, que proporcionou um ambiente de aprendizado prático, desafios relevantes e oportunidades que contribuíram significativamente para o meu desenvolvimento acadêmico e profissional. Por fim, reconheço a importância de todos que, de alguma forma, contribuíram para esta jornada e para a realização deste trabalho.

RESUMO

Este trabalho apresenta o desenvolvimento de uma ferramenta computacional em Modelica para análise conceitual de desempenho de aeronaves elétricas, motivada pela necessidade de métodos capazes de avaliar missões completas considerando as limitações impostas pela baixa densidade energética das baterias. O problema central consiste em suprir a falta de modelos integrados que representem simultaneamente aerodinâmica, propulsão elétrica, dinâmica de voo e consumo energético durante todas as fases da operação. Justifica-se a pesquisa pela crescente relevância da eletrificação na aviação e pela carência de ferramentas acessíveis e adequadas às etapas iniciais de projeto. O objetivo foi implementar e validar um modelo físico contínuo que permita estimar o comportamento operacional de aeronaves elétricas e apoiar decisões preliminares de engenharia. O método utilizado envolveu a formulação das equações fundamentais de desempenho, a implementação do modelo em ambiente Modelica e a validação dos resultados por meio de comparação com dados publicados do Pipistrel Velis Electro. Os resultados mostraram que o modelo foi capaz de reproduzir tendências de desempenho com erros majoritariamente abaixo de 15%, compatíveis com análises de fase conceitual, permitindo avaliar alcance, autonomia, consumo energético e características de decolagem com coerência em relação ao comportamento real da aeronave. Conclui-se que a ferramenta atende ao propósito de auxiliar estudos iniciais e oferecer suporte à avaliação de viabilidade de configurações elétricas na aviação.

Palavra-chave: Performance de aeronaves; Propulsão elétrica; Modelo computacional; Modelica.

ABSTRACT

This work presents the development of a computational tool in Modelica for conceptual analysis of electric aircraft performance, motivated by the need for methods capable of evaluating complete missions while considering the limitations imposed by the low energy density of batteries. The central problem lies in addressing the lack of integrated models that simultaneously represent aerodynamics, electric propulsion, flight dynamics, and energy consumption throughout all phases of operation. The research is justified by the growing relevance of electrification in aviation and the shortage of accessible tools suitable for early design stages. The objective was to implement and validate a continuous physical model capable of estimating the operational behavior of electric aircraft and supporting preliminary engineering decisions. The method involved formulating the fundamental performance equations, implementing the model in the Modelica environment, and validating the results through comparison with published data from the Pipistrel Velis Electro. The results showed that the model was able to reproduce performance trends with error levels mostly below 15%, compatible with conceptual-phase analyses, enabling the evaluation of range, endurance, energy consumption, and takeoff characteristics with coherence relative to the real aircraft behavior. It is concluded that the tool fulfills its purpose of assisting early-stage studies and supporting feasibility assessments of electric configurations in aviation.

Keywords: Aircraft performance; Electric propulsion; Computational model; Modelica.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Diagrama de forças da aeronave.	12
Figura 2 – Curva do Coeficiente de Sustentação	15
Figura 3 – Polar de Arrasto	15
Figura 4 – Exemplo de estabilidade estática positiva, neutra e negativa	16
Figura 5 – Sistema de eixos de estabilidade	17
Figura 6 – C_m vs α para diferentes δ_E	18
Figura 7 – Curvas Coeficientes C_T , C_P e η vs J para corpo em escoamento livre	20
Figura 8 – Tipos de motores elétricos	22
Figura 9 – Diagrama de Blocos das Interconexões Macros do Modelo	26
Figura 10 – Diagrama de Blocos do Módulo Dinâmica	27
Figura 11 – Diagrama de Blocos do Módulo Coef. Aerodinâmicos	29
Figura 12 – Diagrama de Blocos do Módulo Motopropulsor	30
Figura 13 – Regressão polinomial C_T vs J	32
Figura 14 – Regressão polinomial C_P vs J	32
Figura 15 – Vista Lateral - Pipistrel Velis Electro	33
Figura 16 – Adaptação modelo Velis Electro OpenVSP	34
Figura 17 – Gráfico resultado - Dinâmica decolagem	37
Figura 18 – Gráfico resultado - Dinâmica $PID_{trimagem}$	38
Figura 19 – Gráfico resultado - Dinâmica eficiência de hélice	39
Figura 20 – Gráfico resultado - Dinâmica circuito de voo	40
Figura 21 – Etapas circuito de performance - POH Pipistrel	43

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Valores característicos para coeficiente de atrito de rolagem.	13
Tabela 2 – Critérios de estabilidade estática	17
Tabela 3 – Densidade teórica de energia de diferentes fontes	23
Tabela 4 – Variáveis de Interconexões Macros do Modelo	26
Tabela 5 – Parâmetros de entrada Módulo Dinâmica	28
Tabela 6 – Parâmetros de entrada Módulo CoefAerodinâmicos	30
Tabela 7 – Parâmetros de entrada Módulo Motopropulsor	33
Tabela 8 – Parâmetros bateria de alta tensão - Velis Electro	35
Tabela 9 – Parâmetros de entrada - Simulação	36
Tabela 10 – Modelo vs Pipistrel - Decolagem	41
Tabela 11 – Modelo vs Pipistrel - Velocidade de cruzeiro	42
Tabela 12 – Modelo vs Pipistrel - SOC bateria	43
Tabela 13 – Modelo vs Pipistrel - Alcance	44
Tabela 14 – Modelo vs Pipistrel - Autonomia	44

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	10
1.1	OBJETIVOS	11
1.1.1	Objetivo geral	11
1.1.2	Objetivos Específicos	11
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	12
2.1	EQUAÇÕES DO MOVIMENTO PARA MECÂNICA DE VOO	12
2.2	FORÇAS E COEFICIENTES AERODINÂMICOS	14
2.3	ESTABILIDADE ESTÁTICA LONGITUDINAL	16
2.4	PERFORMANCE DO PROPULSOR	18
2.5	MOTORES ELÉTRICOS E BATERIAS	21
3	METODOLOGIA	24
3.1	AMBIENTE DE DESENVOLVIMENTO - OPENMODELICA EDITOR	24
3.2	MODELO MACRO - AERONAVE	25
3.3	MODELO SUBSISTEMA - DINÂMICA	27
3.4	MODELO SUBSISTEMA - COEFICIENTES AERODINÂMICOS	28
3.5	MODELO SUBSISTEMA - MOTOPROPULSOR	30
3.6	AQUISIÇÃO DE DADOS - PARÂMETROS DE ENTRADA	33
4	ANÁLISE DE DADOS	37
4.1	COMPORTAMENTO FÍSICO	37
4.2	RESULTADOS	41
5	CONCLUSÃO	45
	REFERÊNCIAS	46

1 INTRODUÇÃO

O transporte aeronáutico desempenha um papel essencial na mobilidade global, destacando-se por sua rapidez, segurança e alcance. Essa modalidade de transporte é estratégica para o comércio internacional, o turismo e a conectividade entre regiões de difícil acesso. Segundo a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC, 2024), a demanda por voos no Brasil registrou um crescimento de 8% em 2023, em comparação com o ano anterior. Além disso, aeronaves de menor alcance são frequentemente empregadas em voos regionais, com partida e chegada em uma mesma localidade, geralmente para fins recreativos ou de instrução.

Em contrapartida as vantagens da elevada disseminação do modal aeronáutico, está o impacto no aquecimento global causado pelas aeronaves. Atualmente, a aviação é responsável por aproximadamente 2,5% das emissões globais de CO_2 relacionadas à energia. Contudo, seu impacto total no aquecimento global é maior, estimado em cerca de 4% do forçamento climático antrópico, uma diferença atribuída principalmente aos efeitos não- CO_2 , como as trilhas de condensação (*contrails*) (RITCHIE, 2024).

O custo do combustível é uma das maiores despesas na operação aeronáutica, representando uma parcela significativa dos gastos totais do setor. De acordo com a Confederação Nacional do Transporte (CNT, 2023), o querosene de aviação chega a representar até 40% do custo operacional de aeronaves, evidenciando a relevância dessa despesa para as atividades relacionadas ao transporte aéreo. Esse valor expressivo destaca a dependência do setor da eficiência no consumo de combustível, uma vez que a variação nos preços do querosene de aviação pode influenciar diretamente na viabilidade econômica das operações.

Nesse contexto, alternativas mais sustentáveis e com menor custo operacional, como a motorização elétrica ou híbrida, têm sido amplamente investigadas. Segundo o estudo de Guimaraes (2023), a adoção de biocombustíveis e aeronaves híbridas ou puramente elétricas tem impacto positivo na questão financeira e ambiental. Contudo, no caso puramente elétrico, a baixa densidade energética das baterias ainda limita a operação a baixa autonomia.

Dessa forma, o presente trabalho propõe o desenvolvimento de um modelo como ferramenta de análise de performance, especificamente voltado para a fase de desenvolvimento conceitual de aeronaves elétricas. A proposta se baseia na utilização de um algoritmo desenvolvido em Modelica, que permite a inserção rápida e prática de parâmetros de projeto para simular a missão completa da aeronave. O foco é a análise contínua e individual das variáveis de desempenho ao longo do tempo de voo, com especial atenção ao grupo motopropulsor elétrico.

O objetivo primordial deste trabalho é permitir explorar os limites atuais da baixa densidade energética das baterias, utilizando uma ferramenta prática, com baixo consumo computacional e rigorosa fundamentação teórica aeronáutica. Espera-se que este estudo sirva de apoio e base para o desenvolvimento de futuras soluções elétricas. A metodologia adotada envolve o desenvolvimento de um modelo físico translacional, que emprega equações explícitas disponíveis na bibliografia para simular e descrever o comportamento dinâmico tanto do motor quanto da aeronave durante toda a missão de voo.

Para garantir a confiabilidade e o rigor científico do modelo desenvolvido, será realizada uma etapa de validação. Para tal, serão utilizados como entrada da simulação parâmetros de projeto de uma aeronave real, já em operação no mercado, cujos dados de desempenho fornecidos pelo fabricante serão utilizados como referência para comparação dos resultados.

1.1 OBJETIVOS

Para resolver a problemática da complexa análise de requisitos de projeto que tentem mitigar custos e poluição provenientes do combustível de aeronaves, propõe-se os seguintes objetivos.

1.1.1 Objetivo geral

Desenvolver e validar modelo físico computacional que simule a operação de aeronaves elétricas de forma contínua no tempo, implementado na linguagem Modelica, que sirva como ferramenta de análise de desempenho e auxilie na avaliação do projeto conceitual.

1.1.2 Objetivos Específicos

Baseado no objetivo geral, são estabelecidos os seguintes objetivos específicos:

- Reunir e descrever as equações explícitas da bibliografia aeronáutica que governam a mecânica do voo e o desempenho da aeronave;
- Implementar o modelo físico na linguagem Modelica, garantindo a integração contínua das variáveis;
- Comparar os resultados de desempenho gerados pelo modelo simulado com os dados operacionais fornecidos por um fabricante de uma aeronave elétrica real já em operação.

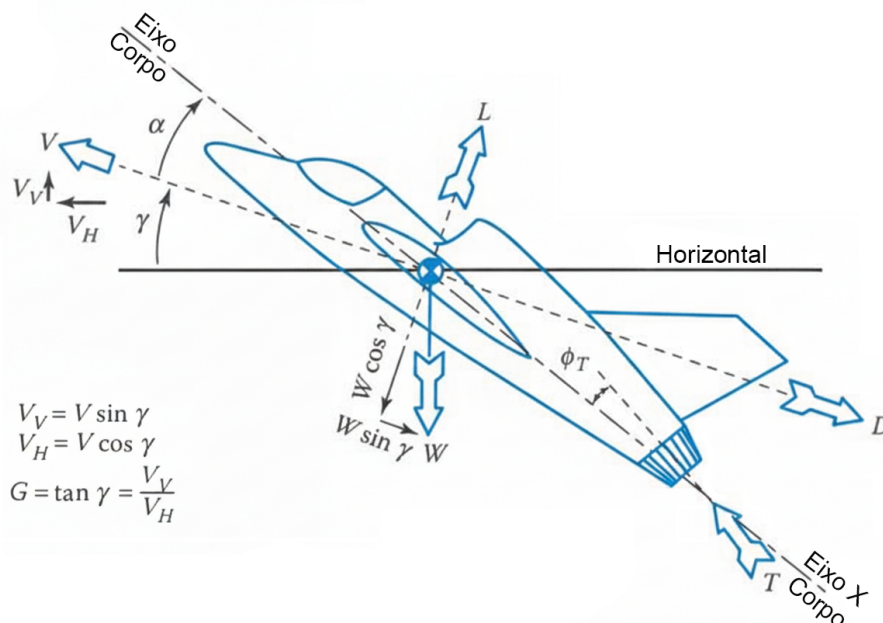
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Este capítulo estabelece o referencial teórico e as equações fundamentais que sustentam o desenvolvimento e a análise do modelo computacional da aeronave elétrica. Serão abordados os princípios da Mecânica do Voo e as Equações do Movimento que regem a dinâmica da aeronave. Em seguida, apresenta-se os fundamentos da Aerodinâmica, detalhando o cálculo das forças de sustentação e arrasto. Assim como, a apresentação dos critérios de Estabilidade Estática Longitudinal e dos fundamentos sobre a Performance de Propulsores, Motores Elétricos e suas baterias.

2.1 EQUAÇÕES DO MOVIMENTO PARA MECÂNICA DE VOO

Para Raymer (2018), a fundamentação da mecânica do voo apresenta geometria do movimento estabelecida em um sistema de eixos de vento. Seguindo a ilustração da Figura 1, o eixo X é definido paralelamente à velocidade da aeronave, e o eixo Z é posicionado de forma perpendicular, com orientação ascendente. A inclinação da trajetória em relação à linha do horizonte é identificada pelo ângulo de subida (γ).

Figura 1 – Diagrama de forças da aeronave.



Fonte: Adaptado de Raymer et al.(2018, p.638).

É essencial decompor as forças, melhor descritas nas seções 2.2 e 2.3, que atuam sobre o corpo da aeronave nas direções X e Z, resultando nas Equações 1 e 2. A partir deste referencial, a determinação das equações do movimento é feita

mediante a aplicação da Segunda Lei de Newton, onde as acelerações longitudinais e verticais são obtidas através da divisão da somatória dessas forças pela massa da aeronave ($F = ma$) (Raymer, 2018).

$$\sum F_x = T \cos(\alpha + \phi_T) - D - W \sin(\gamma) \quad (1)$$

$$\sum F_z = T \sin(\alpha + \phi_T) - L - W \cos(\gamma) \quad (2)$$

Onde:

T = força de tração do motor;

L = força de sustentação;

D = força de arrasto aerodinâmico;

W = força peso;

α = ângulo de ataque;

ϕ_T = ângulo de inclinação da tração em relação ao eixo longitudinal.

Roskam (1997) destaca que, durante a corrida de decolagem, ocorrem alterações cruciais no diagrama de forças que governam a aeronave. A dinâmica desse período exige a inclusão da força de atrito de rolamento ($F_{at} = \mu N_g$), que atua no sentido contrário ao movimento. Além disso, as forças aerodinâmicas sofrem modificações importantes devido ao efeito solo. O autor apresenta valores característicos para o coeficiente de atrito de rolamento em diferentes tipos de pavimento, conforme a Tabela 1.

Tabela 1 – Valores característicos para coeficiente de atrito de rolagem.

Tipo de Superfície	μ_g
Concreto e Asfalto	0,02 – 0,03 (0,025 é tipicamente usado)
Gramado Rígido/Duro	0,05
Gramma Curta	0,05
Gramma Longa	0,10
Solo Suave	0,10 – 0,30

Fonte: Adaptado de Roskam et al.(1997, p.444).

Assumindo que γ é nulo durante a corrida de decolagem, a somatória de forças para esta etapa de voo é dada pelas e Equações 3 e 4 (Roskam, 1997).

$$\sum F_x = T \cos(\alpha + \phi_T) - D_g - F_{at} \quad (3)$$

$$\sum F_z = T \sin(\alpha + \phi_T) - L_g - W \quad (4)$$

Onde:

F_{at} = força de atrito de rolagem;

L_g = força de sustentação com efeito solo;

D_g = força de arrasto aerodinâmico com efeito solo.

2.2 FORÇAS E COEFICIENTES AERODINÂMICOS

Anderson (2001) define a sustentação (L) e o arrasto (D) como, respectivamente, a componente vertical e horizontal da força aerodinâmica resultante que age sobre a aeronave. A magnitude dessas forças depende da pressão dinâmica do escoamento livre (q_∞), da área de referência (S) e dos coeficientes adimensionais específicos: o Coeficiente de Sustentação (C_L) e o Coeficiente de Arrasto (C_D).

O autor também estabelece a dependência da pressão dinâmica (q_∞) com a densidade (ρ_∞) e a velocidade (V_∞) do escoamento livre, conforme apresentado na Equação 5. Ao se substituir essa expressão na definição original das forças aerodinâmicas, as equações finais para a sustentação e o arrasto são estabelecidas, resultando nas Equações 6 e 7 (Anderson, 2001).

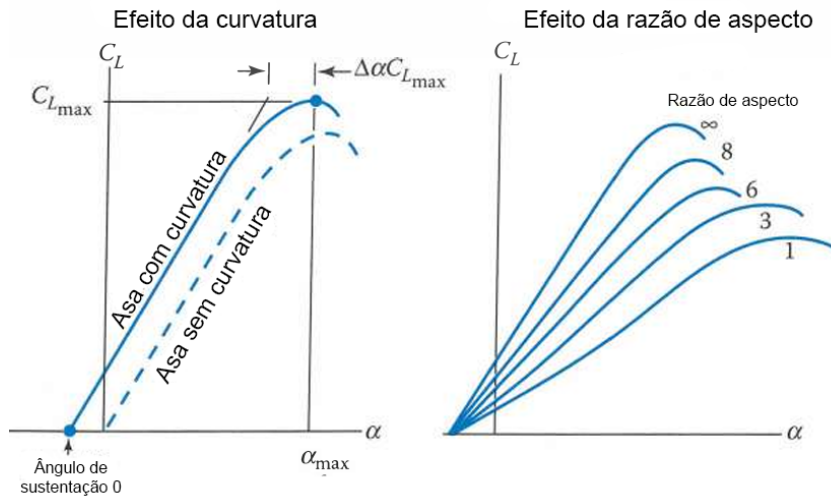
$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (5)$$

$$L = q_\infty S C_L \quad (6)$$

$$D = q_\infty S C_D \quad (7)$$

O Coeficiente de Sustentação (C_L), tem seu comportamento regido pelo ângulo de ataque e pela geometria da asa. A curva de sustentação é linear até atingir ângulo de ataque ligeiramente menor que seu ângulo de estol, onde o C_L é máximo e o escoamento está na eminência de se separar rapidamente. Além disso, o autor ressalta que a curvatura (*camber*) e o alongamento (*aspect ratio*) da asa são fatores de projeto cruciais que reduzem a inclinação da curva de sustentação, como mostra a Figura 2 (Raymer, 2018).

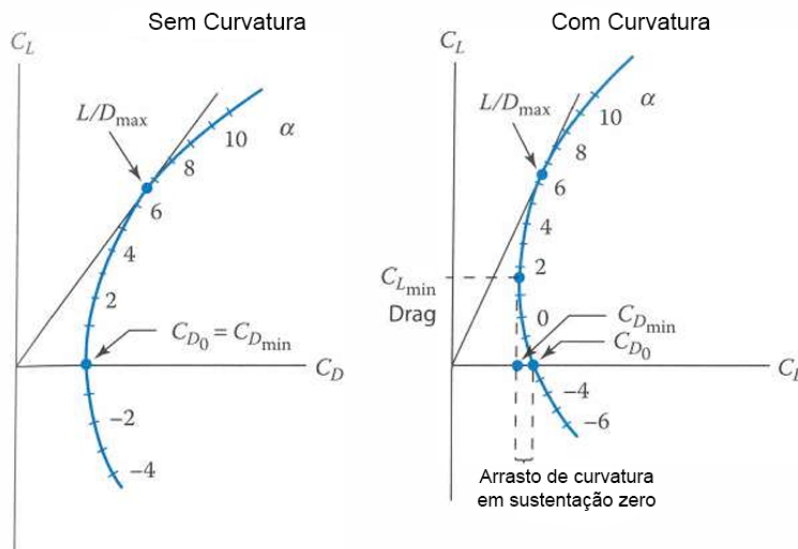
Figura 2 – Curva do Coeficiente de Sustentação



Fonte: Adaptado de Raymer et al.(2018, p.398).

Raymer (2018) também apresenta uma abordagem para contabilização do Coeficiente de Arrasto (C_D). A relação entre este coeficiente e o Coeficiente de Sustentação (C_L) é essencial, sendo apresentada no formato padrão conhecido como polar de arrasto. A polar de arrasto é uma representação gráfica que relaciona o Coeficiente de Arrasto em função do Coeficiente de Sustentação (C_D vs. C_L). Esta curva tem uma forma aproximadamente parabólica, e embora o ângulo de ataque (α) defina ambas as grandezas, ele é tipicamente indicado apenas por pequenas marcas ao longo da curva, conforme ilustrado pela Figura 3.

Figura 3 – Polar de Arrasto



Fonte: Adaptado de Raymer et al.(2018, p.398).

O coeficiente de arrasto total pode ser modelado pela soma de duas parcelas principais: o arrasto parasita (ou de arrasto mínimo, C_{D_0}) e o arrasto induzido. O arrasto parasita (C_{D_0}) é o valor mínimo de arrasto, que, para uma asa sem curvatura (uncambered), ocorre quando o coeficiente de sustentação é zero. O modelo parabólico para o coeficiente de arrasto total é dado pela Equação 8 (Raymer, 2018).

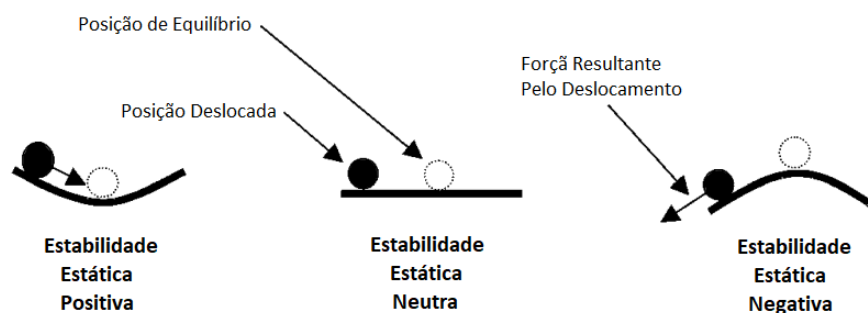
$$C_D = C_{D_0} + KC_L^2 \quad (8)$$

Nesta equação, o termo K é a Constante de Arrasto Induzido, que engloba a influência da geometria da asa no arrasto induzido, sendo definido como $K = 1/(\pi AR e)$, onde AR representa o alongamento da asa (aspect ratio) e e é o coeficiente de eficiência de Oswald. Dessa forma K quantifica a penalidade de arrasto causada pela geração de sustentação (Raymer, 2018).

2.3 ESTABILIDADE ESTÁTICA LONGITUDINAL

Para Yechout (2003), a estabilidade estática refere-se à resposta imediata de uma aeronave, quando submetida a uma perturbação em voo estável, de gerar forças ou momentos aerodinâmicos que a restitua à sua condição inicial de equilíbrio. A Figura 4 apresenta uma ilustração simplificada desse conceito.

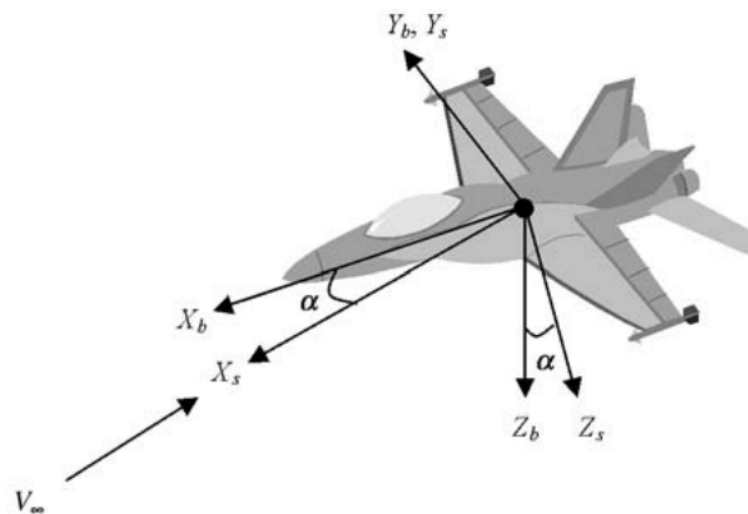
Figura 4 – Exemplo de estabilidade estática positiva, neutra e negativa



Fonte: Adaptado de Yechout et al.(2003, p.173)

O sistema de eixos de estabilidade é definido em relação ao sistema de eixos do corpo, sendo rotacionado pelo ângulo de ataque. Nesse sistema, o eixo X de estabilidade aponta na direção da projeção do vento relativo no plano XZ da aeronave, com a origem no centro de gravidade. O eixo Y , orientado para fora da asa direita, coincide com o eixo Y do sistema de eixos do corpo. Por fim, o eixo Z é ortogonal aos demais e aponta para baixo, seguindo a regra da mão direita conforme mostra a Figura 5 (Yechout, 2003).

Figura 5 – Sistema de eixos de estabilidade



Fonte: Yechout et al.(2003, p.173)

Existem dois modos de estabilidade estática: o modo longitudinal (arfagem) e o lateral/direcional (rolamento e guinada). Segundo Yechout (2003), uma aeronave estaticamente estável deve cumprir os critérios listados na Tabela 2. O modo longitudinal, definido pelos coeficientes Cm_α e Cm_0 , influencia diretamente a performance da aeronave, pois a condição de trimagem impõe um momento que deve ser contrabalançado pela empenagem, afetando a sustentação líquida total e, conseqüentemente, o arrasto e a eficiência de voo.

Tabela 2 – Critérios de estabilidade estática

Coeficiente de momento	Critério
Cm_α	<0
Cm_0	>0
Cl_β	<0
Cn_β	>0

Fonte: Adaptado de Yechout (2023).

O Coeficiente de Momento de Arfagem (C_m) é o principal indicador do comportamento longitudinal, descrevendo o momento no eixo Y em função do ângulo de ataque (α). A reta de estabilidade longitudinal é definida por Cm_α e Cm_0 , expressando Cm conforme a Equação 9. O Momento de Arfagem Total (M) é o momento físico gerado, determinado pela Equação 10 (Yechout, 2003).

$$Cm = Cm_0 + Cm_\alpha \alpha \quad (9)$$

$$M = Cm q_{\infty} S \bar{c} \quad (10)$$

Onde:

Cm_0 = Valor de Cm em $\alpha = 0$;

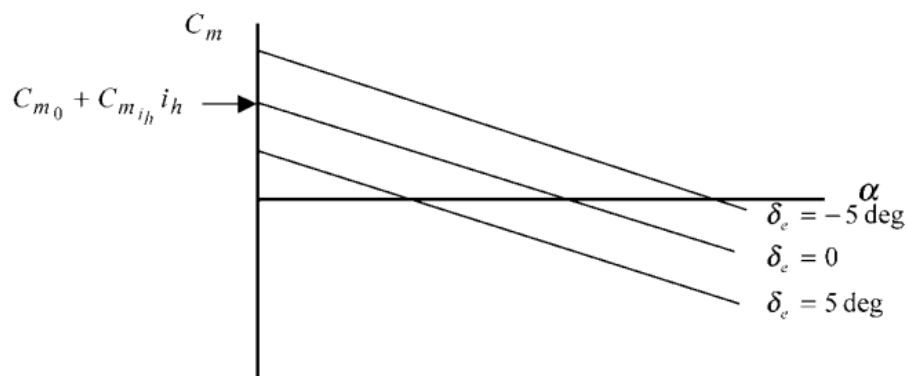
Cm_{α} = inclinação de reta de Cm vs α ;

\bar{c} = corda média aerodinâmica.

O momento de arfagem pode ser ajustado pelas deflexões do profundor (δ_E). Yechout (2003) complementa que essas deflexões atuam modificando o valor de Cm_0 e, conseqüentemente, deslocando verticalmente a curva Cm vs. α . Esse ajuste permite que a aeronave atinja um novo ângulo de ataque de equilíbrio (ou condição de trimagem, onde $Cm = 0$). O efeito dessa modificação e o novo ponto de equilíbrio são ilustrados na Figura 6.

A determinação da estabilidade longitudinal deve considerar que o estabilizador horizontal (onde o profundor está localizado) opera em uma área de escoamento modificada pela asa. O ar que passa sobre a asa principal é defletido para baixo, gerando um fenômeno conhecido como *downwash* (escoamento descendente). Devido a esse efeito, o estabilizador horizontal "enxerga" um ângulo de ataque efetivo (i_h) que é menor do que o ângulo de ataque da asa principal (α), influenciando diretamente o momento de arfagem total da aeronave (Yechout, 2003).

Figura 6 – Cm vs α para diferentes δ_E



Fonte: Yechout et al.(2003, p.173).

2.4 PERFORMANCE DO PROPULSOR

A bibliografia apresenta diferentes modelos para o cálculo da tração proveniente de hélices. Roskam (1997) fornece A Teoria do Disco Atuador Ideal (Rankine-Froude), que serve como modelo aerodinâmico fundamental para compreender a ge-

ração de tração por propulsores. Nessa abordagem, a hélice é conceitualmente substituída por um disco de espessura nula que atua sobre o fluxo de ar de forma ideal, induzindo uma descontinuidade de pressão e acelerando o ar que o atravessa.

O ΔV é uma grandeza não trivial de se medir ou prever com precisão no escoamento real, que é turbulento, viscoso e rotacional. Sendo assim, a determinação do ΔV em todas as seções da pá da hélice requer a aplicação de modelos mais complexos, como a Teoria do Elemento de Pá (Blade Element Theory), conforme detalhado por Roskam (1997).

Outro modelo de análise, apresentado por Raymer (2018), emprega a fórmula da Eficiência Propulsiva (η_p), comumente utilizada na análise de desempenho conceitual. Nesta abordagem, η_p é definida como sendo a razão entre a potência útil (Tração \times Velocidade) e a potência de entrada (Potência absorvida pela hélice). Assim, a tração pode ser descrita pela Equação 12.

$$T = \frac{P\eta_p}{V} \quad (11)$$

$$V = \sqrt{Vx^2 + Vy^2} \quad (12)$$

Esta formulação a partir da eficiência de hélice não funciona para a condição de velocidade de avanço nula ($V = 0$), uma situação típica de decolagem estática ou operação em solo, o que motiva a necessidade de utilizar coeficientes adimensionais que independem diretamente de V , como os Coeficientes de Tração (C_T) e Potência (C_P), que são dependentes da geometria do aerofólio e função da Razão de Avanço (J), descritos pelas Equações 13, 14 e 15, respectivamente (Raymer, 2018).

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (13)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (14)$$

$$J = \frac{V}{nD} \quad (15)$$

Onde:

T = força de tração;

P = potência de eixo;

V = velocidade de avanço linear;

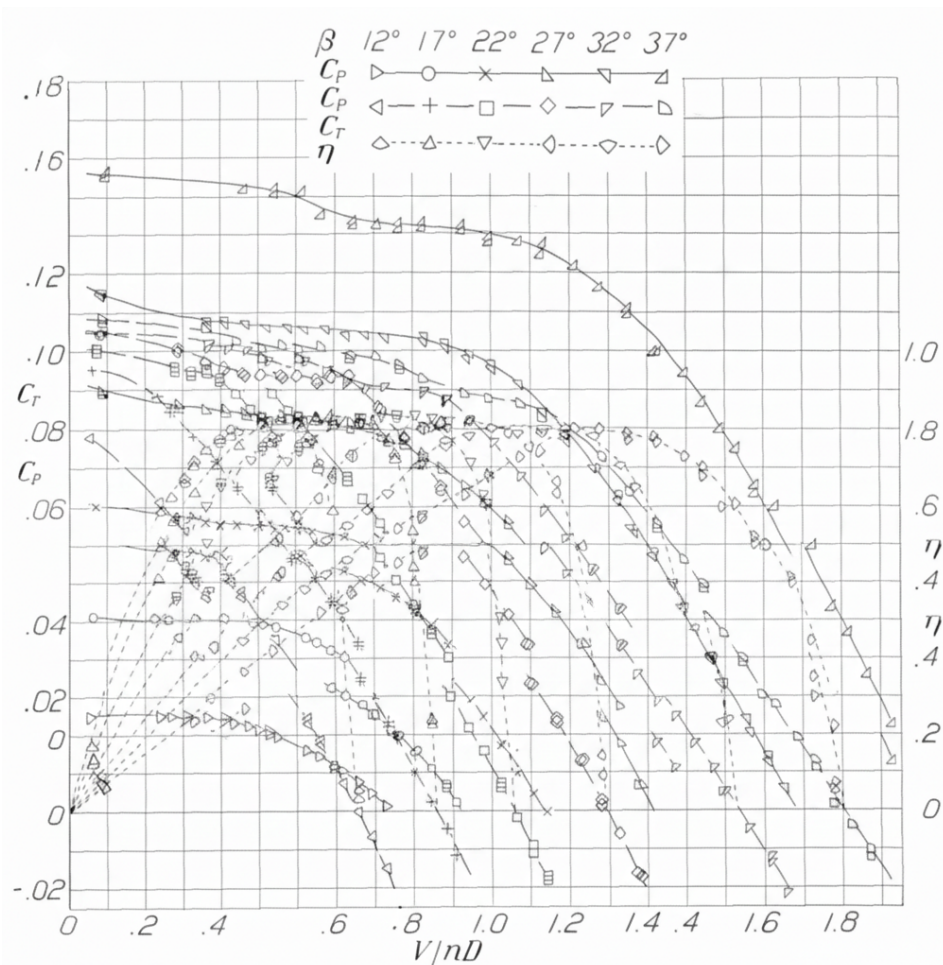
n = velocidade angular;

D = diâmetro da hélice.

Apesar de existirem abordagens teóricas robustas para a definição das curvas dos coeficientes adimensionais C_T e C_P , essenciais no dimensionamento de hélices, esses dados são predominantemente obtidos e aplicados a partir da física experimental. Tais resultados são sistematicamente catalogados para inúmeros formatos de hélice (Roskam, 1997).

Stickle e Crigler (1941), por exemplo, publicaram o *Report NACA No. 712: Propeller Analysis from Experimental Data*, que contém resultados de ensaios experimentais capturados no *NACA 20-foot wind tunnel*. A Figura 7 apresenta as curvas do estudo de C_T , C_P , e η (eficiência) em função da razão de avanço (J) para o perfil de estudo *Bureau of Aeronautics drawing No. 4412*, variando o ângulo de pá. Este tipo de informação empírica com ampla faixa de dados é crucial para validar modelos teóricos e fornecer subsídios diretos para projetos conceituais ou até mesmo detalhados.

Figura 7 – Curvas Coeficientes C_T , C_P e η vs J para corpo em escoamento livre



Fonte: Stickle e Crigler et al.(1941, p.5).

Outro aspecto relevante desta análise, é que a eficiência do propulsor é influ-

enciada pelo efeito de bloqueio (blockage) causado pela nacelle/fuselagem logo atrás da hélice, o qual desacelera o ar antes de alcançar o propulsor e, tipicamente, aumenta a tração. Para dimensionamento, o Fator de Avanço (J) deve ser corrigido antes de usar gráficos de desempenho. Uma primeira aproximação para esta correção é dada pela Equação 16 (Raymer, 2018).

$$J_{\text{corrigido}} = J(1 - 0.329 \frac{S_c}{D^2}) \quad (16)$$

Onde S_c é a área transversal máxima da carenagem e D é o diâmetro da hélice (Raymer, 2018).

2.5 MOTORES ELÉTRICOS E BATERIAS

Segundo Franchi (2008), o motor elétrico (ME) é um dispositivo que transforma energia elétrica em energia mecânica. Ou seja, em um motor, a simples presença de corrente elétrica, garante movimento em um eixo, que pode ser aproveitado de diversas maneiras, dependendo da sua aplicação. A utilização de motores elétricos possui diversas vantagens quando comparado aos motores de combustão interna (MCI). Além das questões ambientais, Srilatha (2012) também destaca outras vantagens, como:

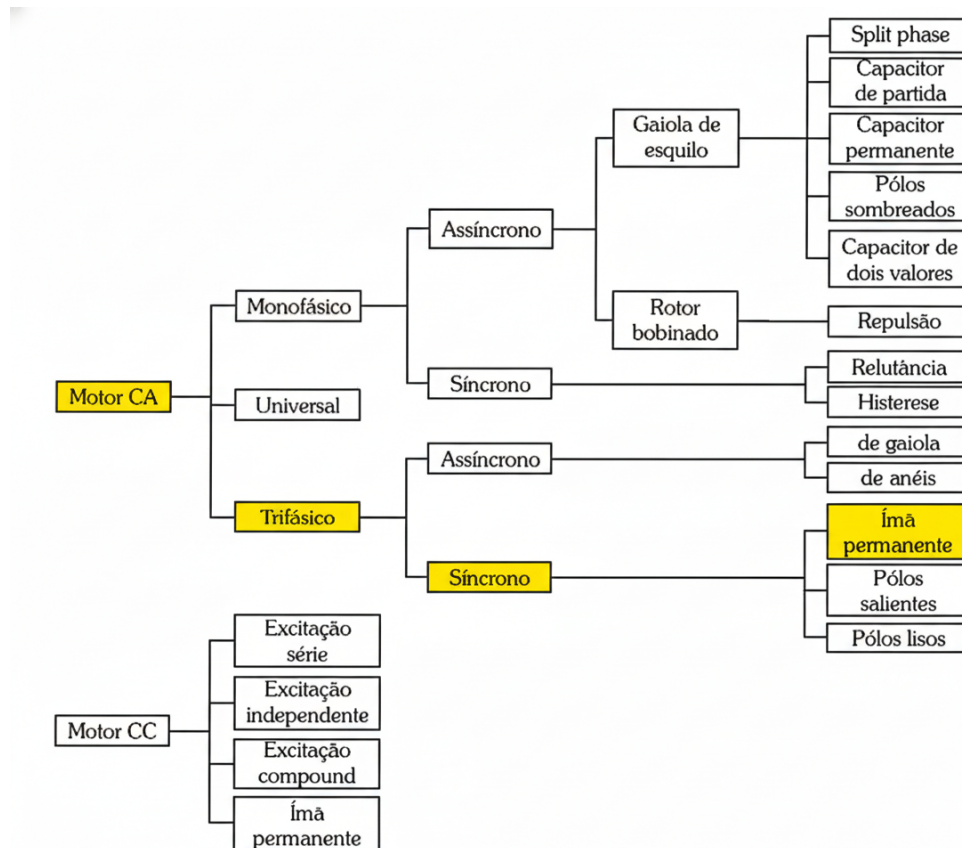
- Muito leve ($20kg$ para MEs comparado a $181kg$ para MCIs);
- Mais potência por unidade de peso;
- Conversão de energia mais eficiente ($90 - 95\%$ para EMs comparado a $20 - 25\%$ para MCIs);
- Desempenho aprimorado em alta altitude (teto mais alto, bem como airspeed e taxa de subida);
- Redução de ruído;
- Alta confiabilidade e segurança;
- Menor custo operacional ($US5 - US10/h$ para EM, comparado a $US35 - US50/h$ para MCIs);
- Manutenção mais fácil.

Dentro do campo de motores elétricos, Franchi (2008) descreve os motores síncronos como máquinas de corrente alternada (CA) caracterizadas por terem a velocidade do rotor (N_S) sincronizada com a velocidade do campo girante do estator. Essa velocidade de rotação é definida pela frequência de alimentação (f) e pelo número de polos (p) do estator, expressa pela Equação 17.

$$N_S = \frac{120 \cdot f}{p} \quad (17)$$

O Motor Síncrono de Ímã Permanente (PMSM) é um tipo de motor pertencente à categoria dos motores síncronos trifásicos, a qual também inclui motores de polos salientes e polos lisos. A Figura 8 apresenta um diagrama com esta classificação, que é crucial para entender seu contexto entre os diversos tipos de motores de corrente alternada (CA).

Figura 8 – Tipos de motores elétricos



Fonte: Adaptado de Franch et al.(2008, p.20).

A essência do PMSM reside no uso de ímãs permanentes no rotor para gerar o campo de excitação, diferentemente dos motores síncronos tradicionais que dependem de uma fonte de corrente contínua externa ou excitatriz para esse fim. Este design elimina a necessidade de enrolamentos de campo e escovas no rotor, resultando em maior eficiência, menor manutenção e maior densidade de potência em comparação com os motores de indução equivalentes (FRANCHI, 2008).

O grande desafio da ampla implementação de aeronaves elétricas está na baixa densidade energética das baterias mais estáveis, que pode ser até 100 vezes menor quando comparadas a combustíveis fósseis como a gasolina. A Tabela 3 apresenta a densidade energética de diferentes tipos de baterias e da gasolina (NAQVI et al., 2022).

Tabela 3 – Densidade teórica de energia de diferentes fontes

Tipo de fonte	Densidade Energética
Ácido-chumbo	123 Wh/kg
Íon-lítio	250 Wh/kg
Zinco-oxigênio	1084 Wh/kg
Sódio-oxigênio	1605 Wh/kg
Magnésio-oxigênio	6800 Wh/kg
Alumínio-oxigênio	8100 Wh/kg
Lítio-enxofre	2600 Wh/kg
Lítio-ar	11140 Wh/kg
Gasolina	12700 Wh/kg

Fonte: Adaptado de Naqvi (2022, p. 2).

Embora existam opções de baterias com elevada densidade energética, sua implementação no projeto da aeronave deve ser feita com ressalvas por conta da sua instabilidade na operação. A diretiva principal para aeronaves é que a segurança e a adequação para sua missão nunca devem ser comprometidas por qualquer exercício para melhorar o apelo a performance (DELAURIER, 2022).

3 METODOLOGIA

Com base nos conceitos teóricos, este capítulo detalha a metodologia de desenvolvimento do modelo computacional. Inicialmente, será apresentado o ambiente de desenvolvimento utilizado, assim como a estrutura modular do modelo e as interconexões entre seus diferentes núcleos. Posteriormente, será detalhada a modelagem do sistema físico em cada núcleo principal. Em seguida, será realizado o processo de aquisição dos dados de referência que servirão como entrada para parametrizar e iniciar a simulação da missão, cuja validação será feita pela comparação direta entre as saídas do modelo proposto e os dados operacionais fornecidos pelo fabricante.

3.1 AMBIENTE DE DESENVOLVIMENTO - OPENMODELICA EDITOR

Para o cumprimento dos objetivos propostos, será utilizado o OMEdit (OpenModelica Editor), o ambiente de desenvolvimento e simulação gráfica principal da plataforma OpenModelica. Esta implementação de código aberto da linguagem Modelica é ideal para a arquitetura da aeronave, pois sua natureza orientada a objetos e o foco em sistemas físicos complexos e heterogêneos facilitam a integração de equações de diferentes domínios, como o elétrico, mecânico e aerodinâmico. O OMEdit será encarregado de ser o ambiente de desenvolvimento e execução do modelo computacional proposto no trabalho. O OMEdit será responsável por:

- **Estruturação Modular:** Permitir a integração de diferentes arquivos Modelica de forma modular no modelo principal, facilitando a organização e o reuso de componentes.
- **Visualização Gráfica:** Oferecer a visualização em blocos dos objetos e subsistemas utilizados, auxiliando na compreensão das interconexões do modelo.
- **Fornecimento de Blocos Prontos:** Possibilitar o fornecimento de blocos já implementados na biblioteca para vários objetos, acelerando a modelagem de componentes padrão.
- **Resolução do Sistema:** Atuar como o solver encarregado de resolver o sistema de equações fornecidas para o sistema dinâmico, garantindo a simulação acausal e baseada em física.
- **Execução da Missão:** Configurar e executar a simulação da missão de voo, integrando as variáveis de desempenho de forma contínua no tempo.
- **Análise de Dados:** Gerar gráficos em função do tempo para todas as variáveis envolvidas na simulação, o que é crucial para a análise de desempenho e a validação do modelo.

3.2 MODELO MACRO - AERONAVE

O modelo macro do projeto, denominado Aeronave, foi concebido com foco na modularidade do algoritmo, o que permite o desenvolvimento isolado de cada componente e facilita futuras melhorias e manutenções. Ele é composto por quatro módulos interconectados que simulam diferentes dinâmicas da aeronave ao longo do tempo. O objetivo funcional de cada módulo consiste em:

Dinâmica (Núcleo Central): Atua como o integrador translacional do movimento da aeronave. Ele recebe os coeficientes aerodinâmicos e a força de tração, e utiliza as equações referenciadas nas Seções 2.1 e 2.2 para acelerar a massa da aeronave em função da resultante de forças. A integração do movimento ao longo do tempo retorna as variáveis de estado do voo (como velocidade, altitude e ângulo de subida), além de ser responsável por indicar a etapa de voo (decolagem, subida, cruzeiro, etc.).

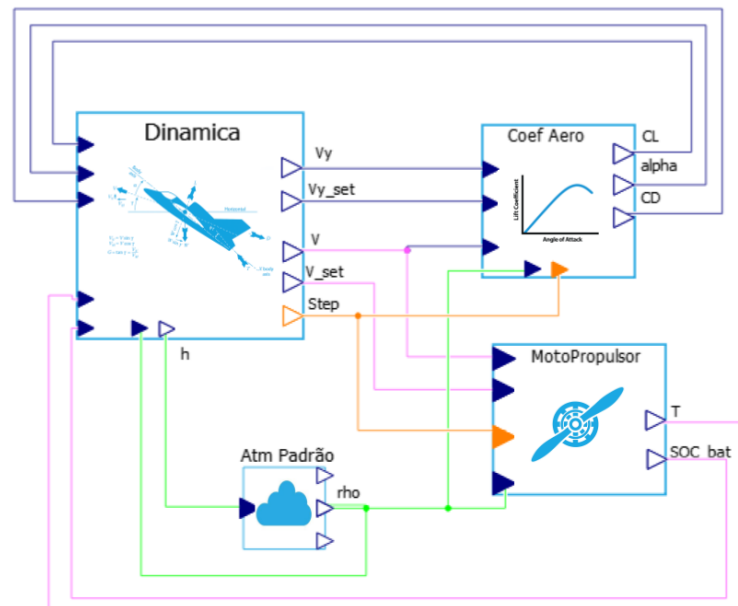
Coef. Aerodinâmicos: É responsável principalmente por calcular os coeficientes aerodinâmicos de sustentação (C_L) e de arrasto (C_D) em função do ângulo de ataque (α). Ele utiliza um controle interno de arfagem para rotacionar a aeronave em função da demanda de subida.

Moto Propulsor: Simula o desempenho do grupo motopropulsor elétrico. Seu objetivo é calcular a força de Tração, a partir dos controles internos em função da tração demandada. Além disso, simula o consumo de energia da bateria, fornecendo o status de carga restante para o núcleo central.

Atmosfera Padrão: Seu objetivo é fornecer as condições ambientais, principalmente a densidade do ar (ρ), em função da altitude da aeronave, garantindo que os cálculos de forças aerodinâmicas e tração reflitam as condições atmosféricas de forma dinâmica. O módulo realiza a aplicação direta das equações que modelam a *Standard Atmosphere*.

Apesar de o modelo contar com inúmeras variáveis internas em cada componente, focou-se em minimizar a quantidade de variáveis que transitam em nível global. Tal abordagem visa facilitar a integração dos subsistemas na aeronave após possíveis modificações. A interligação entre esses módulos, por meio da troca contínua de variáveis, é claramente evidenciada na Figura 9. Adicionalmente, a Tabela 3 pode ser consultada para verificar a função específica de cada uma dessas variáveis de interconexão.

Figura 9 – Diagrama de Blocos das Interconexões Macros do Modelo



Fonte: Autor (2025).

Tabela 4 – Variáveis de Interconexões Macros do Modelo

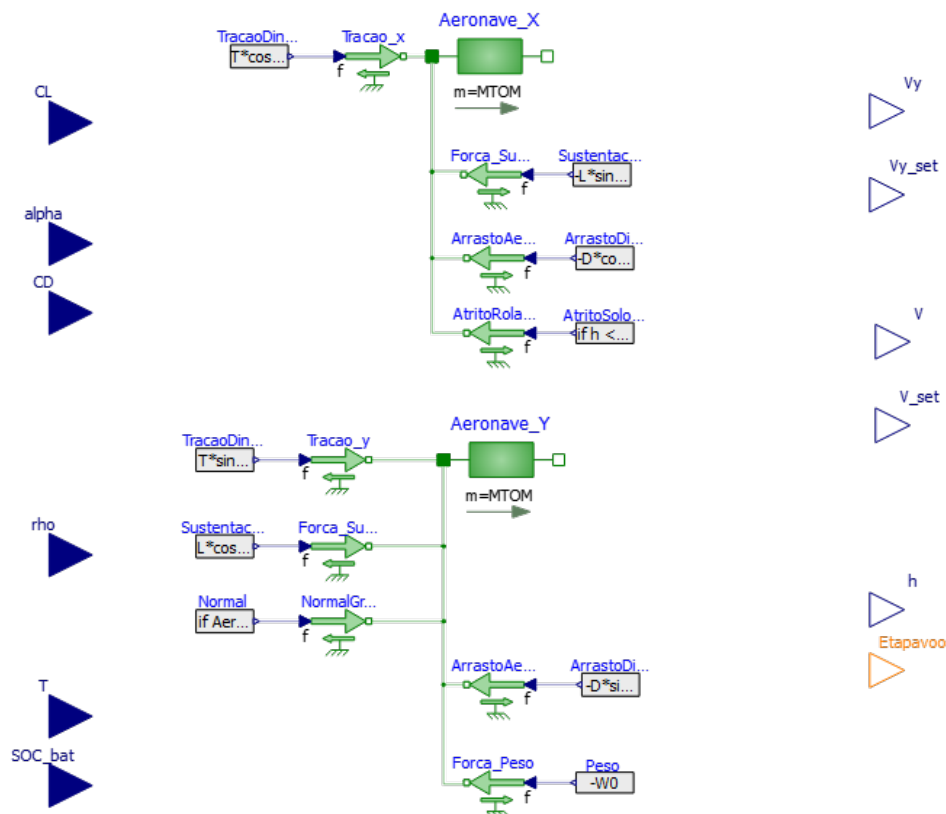
Variável	Descrição	Módulo Origem	Módulos Destino
V_Y	Velocidade vertical instantânea	Dinâmica	Coef Aero
V_{Yset}	Velocidade vertical alvo	Dinâmica	Coef Aero
V	Velocidade resultante instantânea	Dinâmica	Coef Aero MotoPropulsor
V_{set}	Velocidade resultante alvo	Dinâmica	Moto Propulsor
$Step$	Define a etapa de voo	Dinâmica	Coef Aero MotoPropulsor
h	Altitude da aeronave	Dinâmica	Atm Padrão
C_L	Coef. de sustentação instantâneo	Coef Aero	Dinâmica
C_D	Coef. de arrasto instantâneo	Coef Aero	Dinâmica
$alpha$	Ângulo de ataque instantâneo	Coef Aero	Dinâmica
ρ	Densidade Atmosférica	Atm Padrão	Dinâmica Coef Aero MotoPropulsor
T	Força de tração instantânea	MotoPropulsor	Dinâmica
SOC	Estado de carga da bateria	MotoPropulsor	Dinâmica

Fonte: Autor (2025).

3.3 MODELO SUBSISTEMA - DINÂMICA

O modelo Dinâmica simula o movimento da aeronave aplicando a Segunda Lei de Newton, utilizando uma decomposição simplificada em dois movimentos translacionais independentes: horizontal (X) e vertical (Y), que correspondem aos eixos x e z do referencial da aeronave, conforme detalhado na Seção 2.3. A arquitetura deste módulo é visualizada no diagrama de blocos da Figura 10:

Figura 10 – Diagrama de Blocos do Módulo Dinâmica



Fonte: Autor (2025).

Como apresentado na imagem, a aeronave é representada por duas massas (AeronaveX e AeronaveY), ambas iguais à massa máxima de decolagem ($MTOM$). As forças atuantes (Tração, Sustentação, Arrasto, Peso, Atrito e Normal com o Solo) são decompostas vetorialmente em suas componentes X e Y, considerando o ângulo de subida γ e o ângulo de ataque α . Cada componente de força é então aplicada à sua respectiva massa para calcular as acelerações em X (V'_x) e Y (V'_y).

Embora as dinâmicas X e Y sejam tratadas separadamente, elas estão intrinsicamente conectadas pela velocidade resultante (V). Esta é a velocidade aerodinâmica real, calculada pela composição vetorial das velocidades instantâneas de cada eixo ($V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2}$). O valor de V é utilizado no cálculo das forças aerodinâmicas (L

e D), que, por sua vez, realimentam e influenciam o movimento em X e Y , fechando o loop da dinâmica.

Este módulo também incorpora uma lógica de transição que define as Fases de Voo (Etapavoo), um elemento essencial para o controle da missão. As etapas são sequencialmente divididas em: Decolagem (do repouso até $50ft$), Subida (mantida até o teto operacional, quando a taxa de subida máxima é inferior a $100fpm$), Cruzeiro (prolongada até a carga da bateria cair abaixo de 10%), e Descida (para o retorno à altitude inicial). Os limites de altitude e taxa de subida utilizados são baseados nas diretrizes da norma FAR23 da U.S. Federal Aviation Administration (2020). Para cada fase, valores alvos de V e V_y serão estabelecidos para o controle dinâmico da aeronave.

Por fim, a Tabela 5 destaca os parâmetros de entrada necessários para a execução deste módulo. Uma vez que esses valores representam parâmetros de projeto, eles são considerados constantes durante toda a simulação.

Tabela 5 – Parâmetros de entrada Módulo Dinâmica

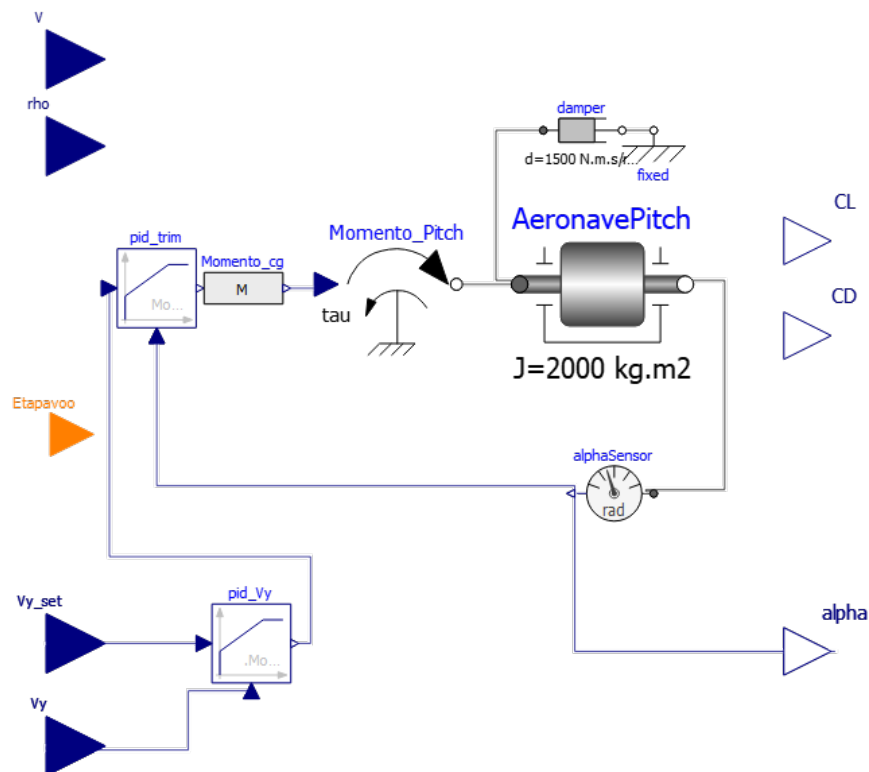
Parâmetro	Descrição	Unidade
$MTOM$	Massa máxima de decolagem	Kg
S	Área de planta de asa	m
MAC	Corda média aerodinâmica	m
h_0	Altitude inicial	m
AR	Razão de aspecto	-
e	Coefficiente de Oswald	-
μ_g	Atrito de rolagem	-

Fonte: Autor (2025).

3.4 MODELO SUBSISTEMA - COEFICIENTES AERODINÂMICOS

O módulo CoefAerodinâmicos é o elemento de controle e modelagem aerodinâmica que calcula os coeficientes essenciais de Sustentação (C_L) e de Arrasto (C_D) em função do Ângulo de Ataque (α) da aeronave. Em contraste com a seção anterior, que focava na dinâmica translacional, este módulo se concentra na dinâmica rotacional de arfagem (pitch) para determinar a atitude ideal. Ele utiliza um sistema de controle de atitude interno para rotacionar o modelo e, assim, garantir que a aeronave alcance a velocidade vertical alvo ($V_{y,set}$) demandada pela fase de voo. O diagrama de blocos da Figura 11 ilustra a dinâmica deste módulo.

Figura 11 – Diagrama de Blocos do Módulo Coef. Aerodinâmicos



Fonte: Autor (2025).

A essência do controle reside em um sistema *PID* em cascata, que converte o objetivo de desempenho (manter a taxa de subida) em um comando de atitude. O *PID* externo (PID_{Vy}) é o regulador da dinâmica lenta, comparando a V_{yset} (determinada pela missão) com a V_y medida da aeronave. Sua saída funciona como o set-point para o *PID* interno (PID_{trim}), que atua na dinâmica rápida de rotação. Este *PID* interno ajusta o momento de arfagem (M) para que o Ângulo de Ataque (α) seja mantido na condição de trim necessária.

A dinâmica de arfagem é simulada com uma massa rotacional (*AeronavePitch*), cuja inércia J é rotacionada pelo Momento de Arfagem (M) aerodinâmico e amortecida por um *damper*, simulando as forças aerodinâmicas contrárias. A rotação angular deste corpo fornece o Ângulo de Ataque (α) instantâneo. Com este α , o módulo calcula o Coeficiente de Sustentação (C_L) e Coeficiente de Arrasto (C_D) conforme a formulação apresentada na Seção 2.2.

Para concluir a apresentação do subsistema, a Tabela 6 detalha os parâmetros de entrada constantes, essenciais para a execução do módulo CoefAerodinâmicos. Assim, o código Modelica deste módulo engloba a formulação aerodinâmica, a dinâmica rotacional e a lógica do controle de arfagem em cascata.

Tabela 6 – Parâmetros de entrada Módulo CoefAerodinâmicos

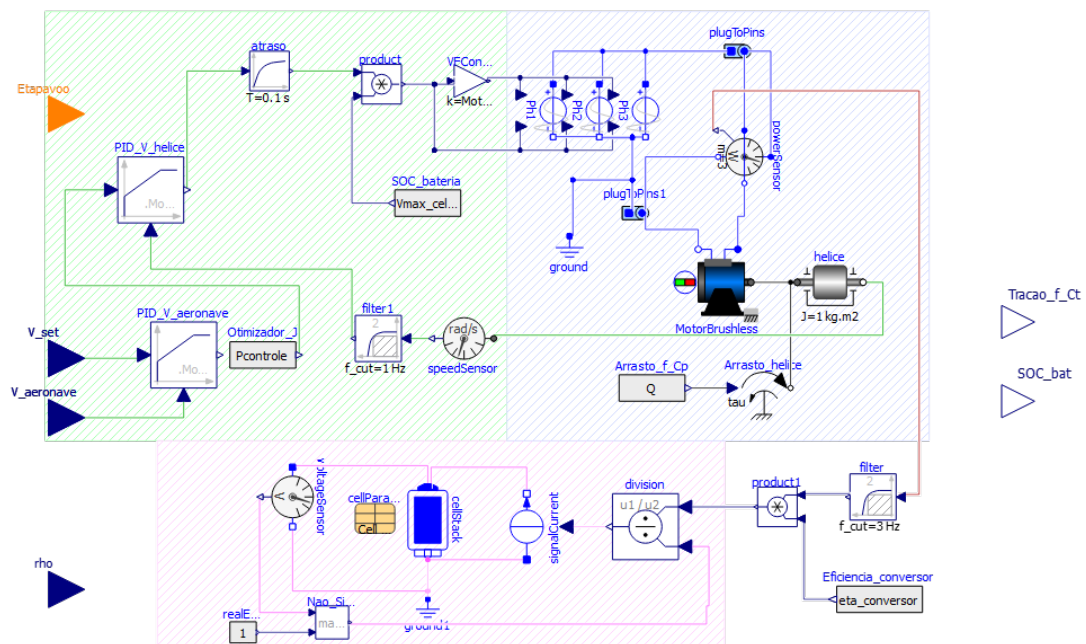
Parâmetro	Descrição	Unidade
$C_L\alpha$	Inclinação da reta de C_L vs α	-
C_L0	Valor de C_L em $\alpha = 0$	-
C_{Lmax}	Valor de C_L máximo	-
C_{D0}	Coefficiente de arrasto parasita	-
$C_M\alpha$	Inclinação da reta de C_M vs α	-
C_M0	Valor de C_M em $\alpha = 0$	-

Fonte: Autor (2025).

3.5 MODELO SUBSISTEMA - MOTOPROPULSOR

O modelo MotoPropulsor simula o sistema de propulsão elétrico da aeronave, englobando o motor, a hélice e o stack de baterias. Sua função central é integrar a dinâmica eletromecânica com a aerodinâmica da propulsão para calcular a tração (T) gerada e gerenciar o consumo de energia. A complexidade do sistema reside, portanto, na interconexão entre os componentes elétricos, o controle de velocidade e a conversão de potência em força propulsiva. A Figura 12 apresenta o diagrama de blocos deste módulo, subdividindo-o em três áreas hachuradas para análise: Controle (Verde), Sistema Motor e Hélice (Azul), e Bateria (Rosa).

Figura 12 – Diagrama de Blocos do Módulo Motopropulsor



Fonte: Autor (2025).

Localizada na seção verde, a arquitetura de controle opera com dois controladores *PID* em cascata (de forma análoga à Seção 3.4). O *PID* externo ($V_{Aeronave}$) gerencia a dinâmica lenta da velocidade da aeronave (V), enquanto o *PID* interno (V_{Helice}) controla a dinâmica rápida da rotação do motor (ω). A saída deste *PID* interno serve como um multiplicador para a tensão da bateria, realizando o controle de potência do motor. O motor é, por sua vez, controlado por um esquema V/F (Tensão/Frequência nominais), onde a frequência de alimentação (e , conseqüentemente, a velocidade angular ω) é determinada proporcionalmente pela saída do *PID* interno.

A área azul compreende o Sistema Motor e Hélice. Ela abriga um motor Motor Síncrono de Ímã Permanente (PMSM discutido na Seção 2.5), importado da biblioteca Modelica Association (2024), bem como uma massa rotacional que simula a inércia da hélice (a carga do motor) e as fontes de alimentação. A alimentação é provida por três fontes de tensão ideais de sinal senoidal, defasadas em 120° , que energizam as três fases do motor. O modelo do motor já incorpora internamente cálculos elaborados do campo magnético, inércia do rotor e as perdas por fricção e temperatura.

No eixo do motor, além da inércia rotacional da hélice, é aplicado um torque contrário ao movimento (Q), que simula o arrasto aerodinâmico imposto pela hélice. Este torque é obtido através da formulação que utiliza o Coeficiente de Potência (C_P), conforme detalhado na Seção 2.4. Da mesma forma, a rotação do eixo é utilizada na equação da Tração em função de C_T .

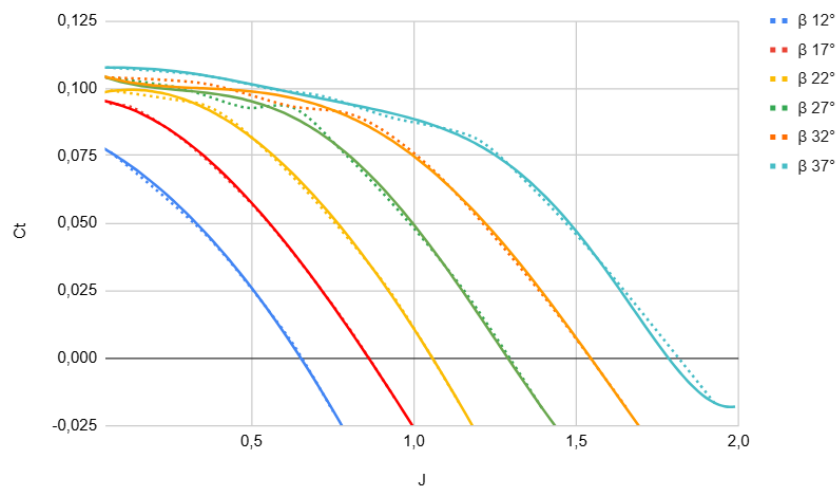
Já na área rosa, o modelo do Sistema de Baterias é descarregado por uma fonte de corrente ideal. Essa fonte é controlada dinamicamente com base na potência medida na alimentação do motor (P) e na tensão instantânea da bateria (V), utilizando a relação fundamental $I = P/V$. Este artifício fecha o loop de descarregamento da bateria de maneira simples e objetiva, permitindo que a tensão máxima disponível realmente indiretamente o bloco de controle (Área Verde), ao mesmo tempo em que evita o desenvolvimento complexo de blocos de chaveamento para a conversão de corrente DC-AC.

Para garantir a coerência física no consumo de energia, aplica-se um multiplicador de eficiência sobre a potência medida na alimentação do motor antes de calcular a corrente de descarga da bateria. Este fator de eficiência simula as perdas no conversor eletrônico (inversor/retificador) e assume dois valores distintos: um para quando a potência é positiva (motor fornecendo energia para a hélice, atuando como propulsor) e outro para quando a potência é negativa (hélice puxando o motor, atuando como turbina ou regenerador).

Vale ressaltar que o ensaio experimental NACA, referenciado pela Figura 7, foi a fonte de dados utilizada para gerar os polinômios que calculam C_T e C_P a cada passo de tempo e, conseqüentemente, atualizam a dinâmica do modelo. As Figuras 13 e 14 explicitam a aderência dessa modelagem: os dados experimentais são

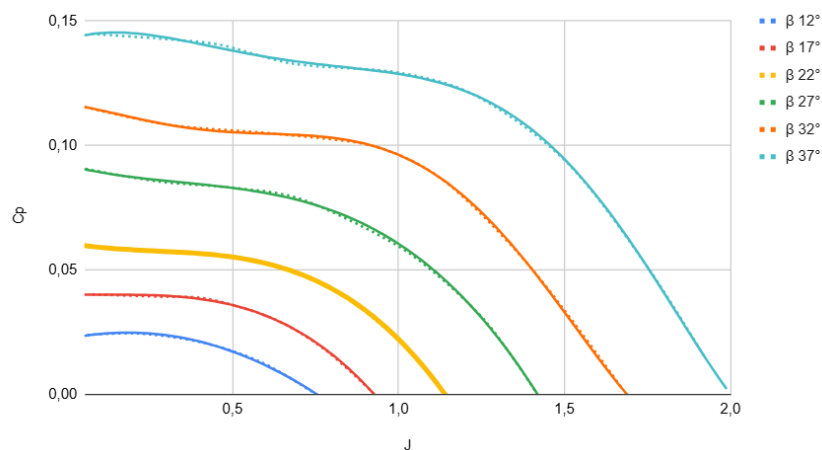
representados pela linha pontilhada, enquanto a regressão polinomial utilizada pelo modelo é mostrada pela linha cheia, ambas em função da Razão de Avanço (J) para um dado ângulo de pá fixado (β). Essa estrutura confere flexibilidade ao módulo, pois o usuário pode facilmente incorporar curvas dinâmicas de tração diferentes, bastando adicionar as novas equações polinomiais que melhor representem as curvas C_T e C_P desejadas.

Figura 13 – Regressão polinomial C_T vs J



Fonte: Autor (2025).

Figura 14 – Regressão polinomial C_P vs J



Fonte: Autor (2025).

Para concluir a descrição deste módulo, a Tabela 7 apresenta os parâmetros de entrada essenciais requeridos para a execução do subsistema Motopropulsor. Estes parâmetros são considerados de alta relevância e sensíveis ao resultado final, sendo, por isso, de fácil acesso para ajustes e alterações de seus valores.

Tabela 7 – Parâmetros de entrada Módulo Motopropulsor

Parâmetro	Descrição	Unidade
D_{prop}	Diametro da hélice	m
S_c	Área ST da fuselagem a jusante da hélice	m^2
β_{set}	Ângulo de ataque fixo da pá da hélice em 3/4R	deg
RPM_{motor}	Velocidade nominal de operação do motor	RPM
V_{motor}	Tensão nominal de operação do motor	V
Q_{celula}	Carga nominal da celula de bateria	Ah
$V_{maxcelula}$	Tensao máxima da celula de bateria	V
$V_{mincelula}$	Tensao mínima da celula de bateria	V
$Serie_{stack}$	Número de células conectadas em série	un
$Paralelo_{stack}$	Número de células conectadas em paralelo	un
R_{celula}	Resistencia interna da bateria	Ω
$\eta_{inversor}$	Eficiência do inversor de corrente	-
$\eta_{retificador}$	Eficiência do retificador de corrente	-

Fonte: Autor (2025).

3.6 AQUISIÇÃO DE DADOS - PARÂMETROS DE ENTRADA

Com todos os módulos de simulação desenvolvidos, a etapa seguinte consistiu na aquisição dos dados de referência para a parametrização do modelo computacional. A aeronave selecionada para essa finalidade foi o Velis Electro, fabricado pela Pipistrel. Este modelo foi escolhido por possuir as características essenciais para o propósito deste estudo, notadamente por ser uma aeronave elétrica leve já certificada e em operação. A Figura 15 apresenta a aeronave em questão.

Figura 15 – Vista Lateral - Pipistrel Velis Electro

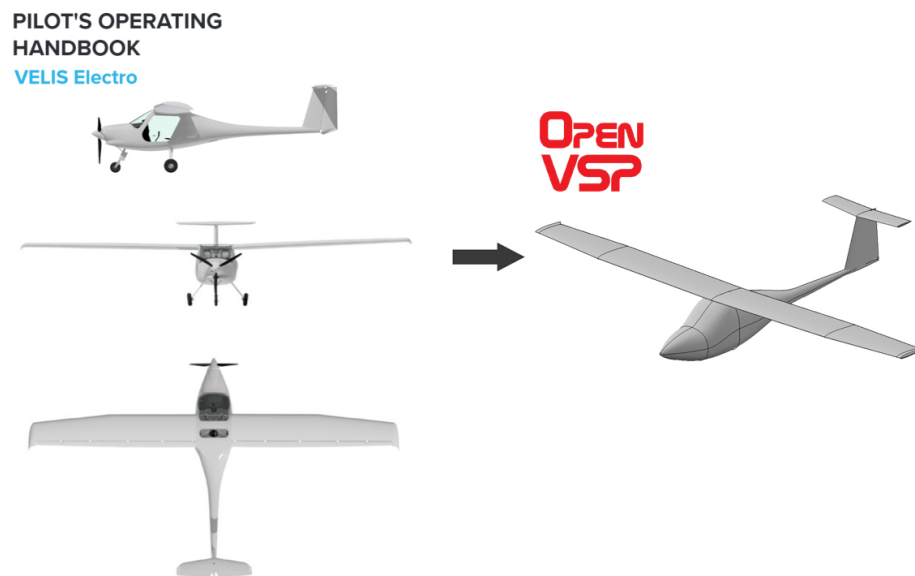


Fonte: Pipistrel (2020).

O principal material a ser consultado foi o *Pilot's Operating Handbook - VELIS Electro* (Pipistrel Vertical Solutions d.o.o., 2020). Nele encontra-se as especificações gerais, limitações operacionais, procedimentos de emergência e instruções de manutenção. Dessa forma, pode-se retirar de forma explícita do texto valores para $MTOM$, S , MAC , AR , RPM_{motor} e D_{prop} . Todavia, parâmetros mais específicos de projeto são considerados segredos comerciais e não estão disponíveis publicamente, exigindo obtelos de forma indireta.

Optou-se por utilizar as imagens de planta da aeronave para construir um modelo geométrico no *OpenVSP*. Esta ferramenta é um software de análise aerodinâmica que utiliza métodos de painel e potencial para calcular a distribuição de pressão e, conseqüentemente, as forças e momentos aerodinâmicos em torno da aeronave. Dessa forma, é possível obter os coeficientes aerodinâmicos necessários para a simulação. A Figura 16 apresenta o modelo geométrico estudado.

Figura 16 – Adaptação modelo Velis Electro OpenVSP



Fonte: Autor (2025).

Todavia, verificou-se uma grande sensibilidade nos valores dos coeficientes aerodinâmicos em função da geometria dos aerofólios, cujas dimensões detalhadas não foram encontradas em informações públicas do fabricante. Diante dessa limitação, seguiu-se por uma abordagem de cálculo indireto através de dados de performance conhecidos.

Para o cálculo dos coeficientes aerodinâmicos, foram utilizadas informações de performance conhecidas, como a razão de planeio máxima (L/D_{max}), fornecida como 15:1, e a velocidade de estol (V_{stall}), dada como $22,6\text{ m/s}$. Assumindo um coeficiente de Oswald (e) de 0.8, valor característico para a categoria e o alongamento (AR)

desta aeronave, foi possível calcular o coeficiente de sustentação máximo ($C_{L_{max}}$) e o coeficiente de arrasto parasita (C_{D_0}) para a condição de máxima eficiência aerodinâmica (Raymer, 2018).

Seguindo a mesma lógica de parametrização indireta aplicada à aerodinâmica, a aquisição de dados foi estendida ao grupo motopropulsor elétrico. O pack da bateria é definido por um número de células em série (N_s) e um número de células em paralelo (N_p). A tensão nominal da célula (V_c) é determinada pela divisão da tensão nominal total da bateria (V_{pack}) pelo número de células em série ($V_c = V_{pack}/N_s$). Da mesma forma, o número de células em paralelo (N_p) define a capacidade de carga total utilizada para a simulação do Estado de Carga (SOC). Estes parâmetros de configuração são detalhados na Tabela 8.

Tabela 8 – Parâmetros bateria de alta tensão - Velis Electro

PARÂMETRO	VALOR (por pacote)
Tensão mínima	260 V
Tensão nominal	345 V
Tensão máxima	394 V
Corrente máxima de descarga	120 A
Potência máxima de descarga contínua	40 kW
Corrente máxima de carregamento	40 A por pacote de bat
Faixa de temperatura de operação (descarga)	0°C - 58°C
Faixa de temperatura de operação (carregamento)	0°C - 45°C
Faixa de temperatura de armazenamento permitida	0°C - 30°C
Capacidade nominal (@50°C, 20 A corrente de descarga)	35 Ah, 12 kWh
Capacidade nominal (@23°C, 20 A corrente de descarga)	33 Ah, 11 kWh
Capacidade nominal (@0°C, 20 A corrente de descarga)	32 Ah, 10.5 kWh
Tipo de célula	INR18650-33G
Configuração	96S12P

Fonte: Adaptado de Pipistrel (2020).

Não sendo possível estimar os coeficientes de estabilidade longitudinal (C_{m_α} e C_{L_α}) específicos da aeronave em estudo, optou-se por aplicar valores estimados propostos por Raymer (2018) para esta categoria de aeronaves. Para garantir a coerência do modelo, o ajuste dos coeficientes de momento (C_{m_α} e C_{m_0}) foi realizado de modo a resultar em um ângulo de ataque de trimagem característico. Similarmente, o C_{L_α} foi selecionado para ser coerente com o ângulo de estol (α_{estol}) da aeronave. Por fim, a Tabela 9 resume o valor final de todos os parâmetros de entrada do modelo, bem como a fonte de aquisição de cada um.

Tabela 9 – Parâmetros de entrada - Simulação

Parâmetro	Valor	Unidade	Fonte
$MTOM$	600	Kg	POH Pipistrel
S	9,51	m	POH Pipistrel
MAC	0,898	m	POH Pipistrel
h_0	0	m	Arbitrário
AR	12,06	-	POH Pipistrel
e	0,8	-	Estimado - Raymer (2018)
μ_g	0,05	-	Estimado - Raymer (2018)
$C_{L\alpha}$	0,09	-	Estimado - Raymer (2018)
C_{L0}	0,25	-	Estimado - Raymer (2018)
CL_{max}	1,34	-	POH Pipistrel (Indireto)
C_{D0}	0,026	-	POH Pipistrel (Indireto)
$C_{M\alpha}$	-0,01	-	Estimado - Raymer (2018)
C_{M0}	0,02	-	Estimado - Raymer (2018)
D_{prop}	1,64	m	POH Pipistrel
S_c	0,51	m^2	OpenVSP
β_{set}	22°	deg	Estimado
RPM_{motor}	2500	RPM	POH Pipistrel
Q_{celula}	2,92	Ah	POH Pipistrel (Indireto)
$V_{maxcelula}$	4,1	V	POH Pipistrel (Indireto)
$V_{mincelula}$	2,7	V	POH Pipistrel (Indireto)
$Serie_{stack}$	96	un	POH Pipistrel (Indireto)
$Paralelo_{stack}$	12	un	POH Pipistrel (Indireto)
R_{celula}	0,05	Ω	Estimado
$\eta_{inversor}$	0,98	-	Arbitrário
$\eta_{retificador}$	0,3	-	Arbitrário

Fonte: Autor (2025).

Com a finalização da aquisição dos parâmetros de entrada, sejam eles obtidos explicitamente do manual de operação ou indiretamente através de cálculos de performance e estimativas da categoria, o modelo computacional encontra-se totalmente parametrizado. A partir deste ponto, o estudo avança para a fase de validação e análise de desempenho, onde os resultados obtidos pela simulação em Modelica serão comparados com os dados de voo da aeronave real.

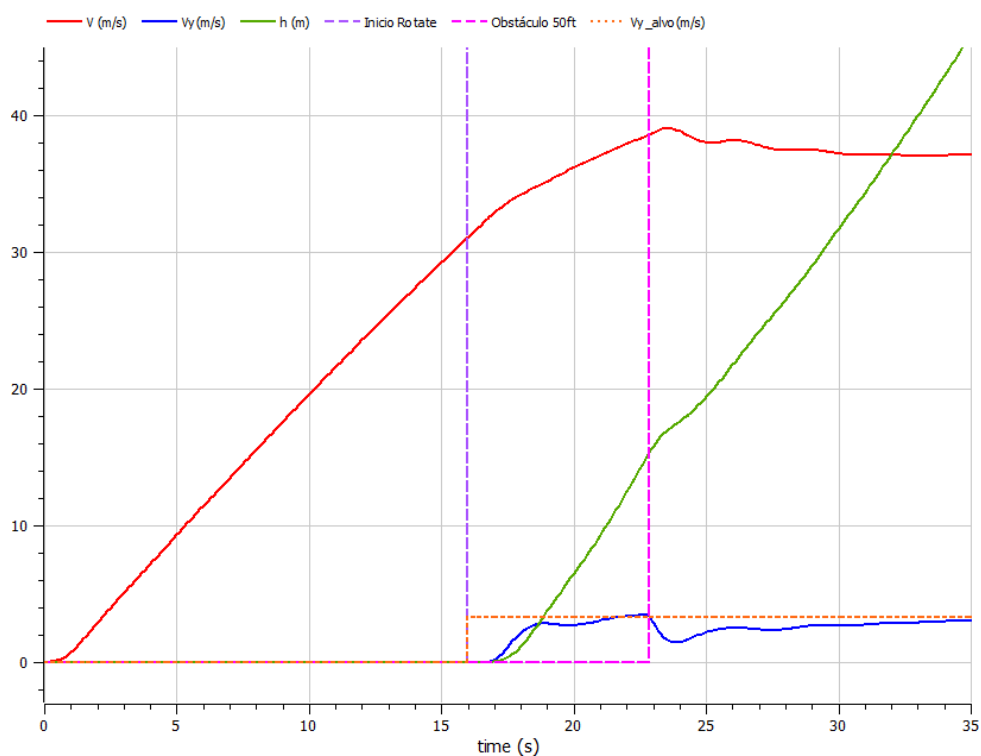
4 ANÁLISE DE DADOS

Este capítulo apresenta a análise dos resultados obtidos a partir da simulação de voo no ambiente Modelica. A seção inicial é dedicada à avaliação do comportamento físico do modelo, garantindo que as variáveis dinâmicas e de controle sigam as tendências e as leis da física esperadas para cada fase de voo. Posteriormente, a seção de validação utiliza as saídas do modelo para uma comparação quantitativa e direta com os dados de performance e as especificações fornecidas pelo fabricante Pipistrel. Este processo visa confirmar a precisão e a confiabilidade do modelo desenvolvido como ferramenta de análise conceitual.

4.1 COMPORTAMENTO FÍSICO

Iniciando pela primeira etapa de voo, a Figura 17 apresenta um gráfico em função do tempo, para a corrida de decolagem, que parte do repouso até atingir a velocidade de *lift-off* ($V_{lift-off}$), sendo considerada 13% maior que a V_{stall} . Após isso ocorre a subida até ultrapassar o obstáculo de 50ft (15.24m). Nota-se que ao atingir a $V_{lift-off}$, um novo valor de $V_{y_{alvo}}$ é setado (rotate - aumento de α), fazendo com que o modelo rotacional do módulo CoefAerodinâmicos comece a atuar.

Figura 17 – Gráfico resultado - Dinâmica decolagem

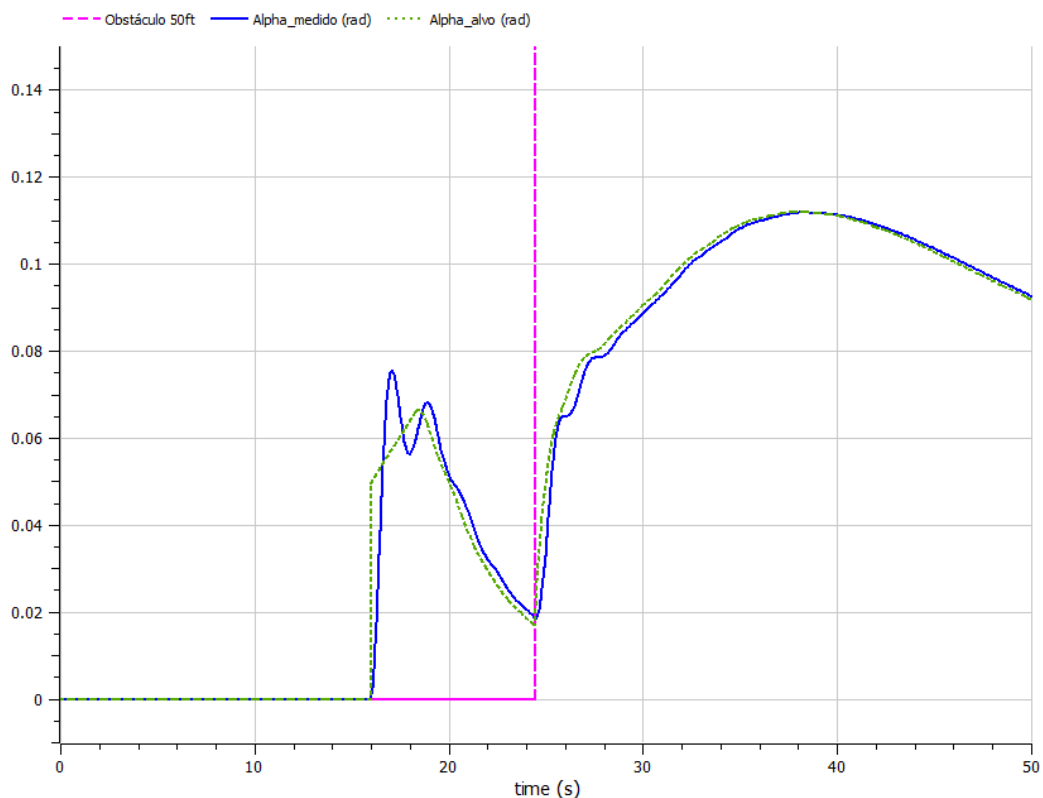


Fonte: Autor (2025).

O atraso entre o início do rotate até a aeronave começar a ganhar altitude é justificado pela inercia do sistema, onde o PID interno precisa atuar o profundor da aeronave, fazendo com o reta do coeficiente de momento seja modifica e a aeronave se estabilize em um novo ângulo de ataque, consequentemente modificando o C_L e gerando mais sustentação para levantar voo.

Outro efeito demonstrado pelo gráfico é a queda repentina de V_y após passar pelo obstáculo de $50ft$, isso ocorre porque incia-se uma nova etapa de voo, onde a potência do motor é reduzida e deixa-se de considerar o acréscimo de C_L da condição de aeronave com ângulo de flap. A Figura 18 mostra o PID interno com resposta rápida para corrigir essa flutuação e buscar novo α que recupere a $V_{y_{alvo}}$.

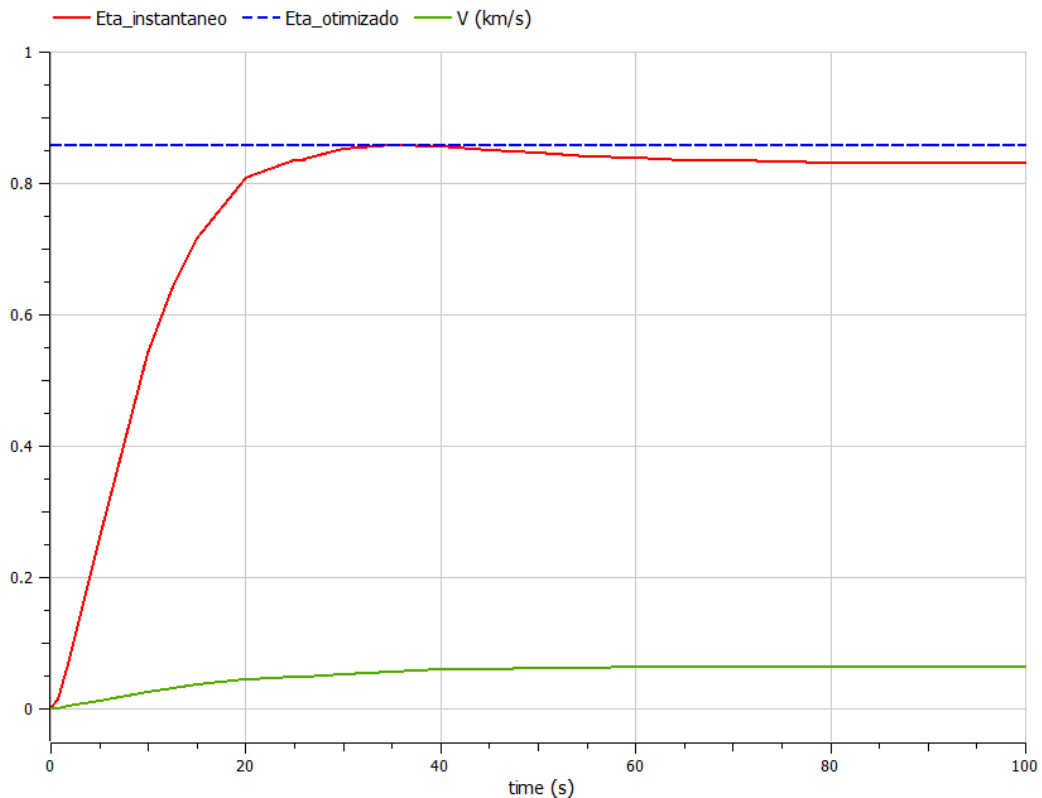
Figura 18 – Gráfico resultado - Dinâmica $PID_{trimagem}$



Fonte: Autor (2025).

Visando avaliar a dinâmica do propulsor ao longo da missão, destaca-se a variável $\eta_{instantneo}$ (eficiência de hélice instantânea), que registra o valor da eficiência do propulsor em cada instante de tempo. A Figura 19 apresenta o comportamento característico esperado para hélices de passo fixo em rotação constante: existe uma única velocidade de avanço (verde) para a qual a eficiência (vermelho) atinge seu valor ótimo (pico de η , em azul). Nota-se o não decaimento da eficiência por conta da estabilização de J após o ponto ótimo.

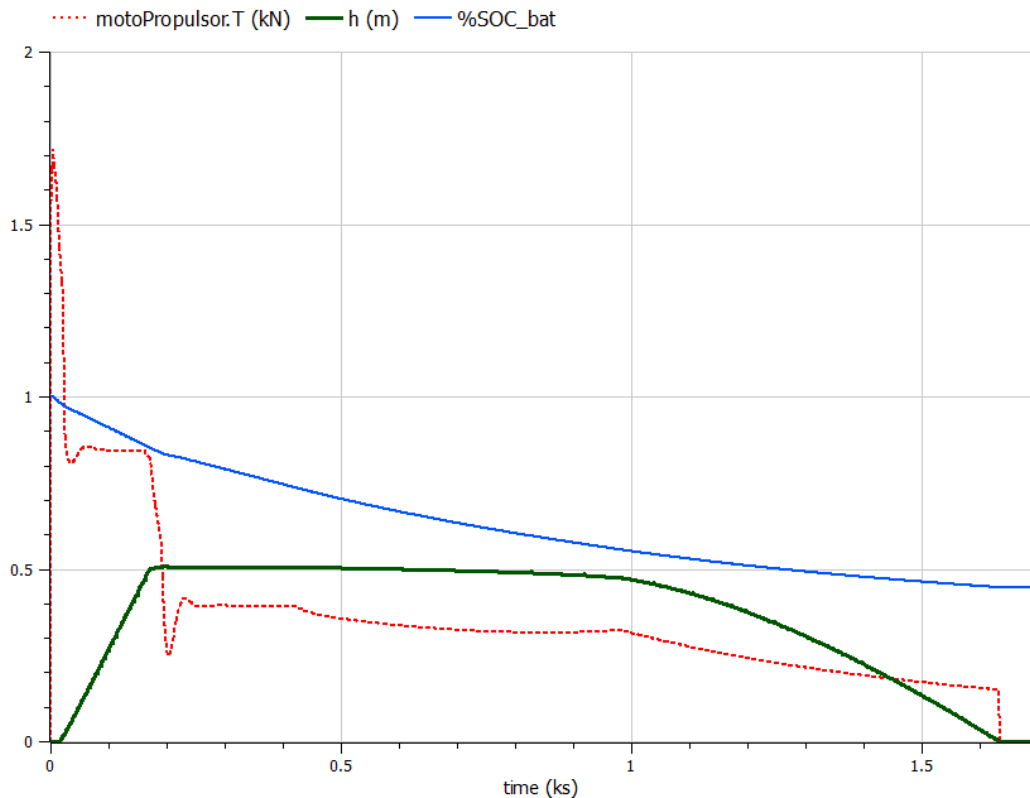
Figura 19 – Gráfico resultado - Dinâmica eficiência de hélice



Fonte: Autor (2025).

Essa análise dinâmica é fundamental, pois permite verificar se a hélice introduzida no modelo como parâmetro de projeto está, de fato, atuando de forma otimizada durante as fases críticas da missão (como subida e cruzeiro). Como conclusão da análise da dinâmica física do modelo, e principalmente da integração entre a dinâmica de voo e o grupo motopropulsor, foi configurada uma missão com o objetivo de decolar e subir até a altitude de $500m$ com razão de subida constante. Após atingir essa altitude, a aeronave tentou manter-se nesse nível voando à velocidade de cruzeiro de $45m/s$ por tempo indeterminado. A Figura 20 sintetiza os resultados dessa simulação, apresentando o gráfico que plota a altitude (verde), a tração desenvolvida (vermelho) e o estado de carga da bateria (azul).

Figura 20 – Gráfico resultado - Dinâmica circuito de voo



Fonte: Autor (2025).

Nota-se um comportamento coerente com o esperado fisicamente. Inicialmente, emprega-se a tração máxima disponível na corrida com o solo, seguindo para uma tração intermediária para manter a rampa de subida constante e, posteriormente, uma tração menor para o voo de cruzeiro nivelado. Uma pequena oscilação é observada entre as mudanças de etapas de voo, evidenciando o ajuste dinâmico dos controladores PIDs do motor, que se adequam aos novos alvos de tração requerida.

A partir de determinado nível de SOC, a potência disponível, e conseqüentemente a tração, caem de forma acentuada, tornando impossível manter o voo nivelado sustentado e fazendo com que a aeronave comece a perder altitude. O controle de altitude (PIDs do módulo CoefAerodinâmicos) foi programado para buscar manter os $500m$. Dessa forma, ao perder velocidade, o controle elevou o ângulo de ataque (α) da aeronave até aproximadamente 90% do C_{Lmax} , mantendo esse estado enquanto a altitude diminuía. Embora o controle force a operação dentro da faixa linear de sustentação, o alto arrasto induzido resultante impede que a descida ocorra na melhor razão de planeio.

4.2 RESULTADOS

Os dados de performance essenciais utilizados para a homologação da aeronave VELIS Electro são detalhadamente apresentados na Seção 5 do respectivo Pilot's Operating Handbook (POH). Este documento oficial não apenas fornece os resultados de desempenho em si, mas também detalha as condições de operação (como configuração da aeronave, parâmetros ambientais e manobras específicas) sob as quais esses resultados foram obtidos.

Para simular e validar a corrida de decolagem no modelo computacional, foram consideradas as condições específicas de homologação: potência de $50kW$, flaps na posição +1 e pista seca. Além disso, os resultados apresentados na Tabela 10 referem-se à performance de decolagem, distancia X total percorrida, para diferentes altitudes sob condição International Standard Atmosphere (ISA).

Tabela 10 – Modelo vs Pipistrel - Decolagem

Item	Altitude da pista	Modelica	Pipistrel	Erro percentual
Corrida no solo	0ft	242m	240m	0,8%
Até obstáculo de 50ft	0ft	486m	448m	8,5%
Corrida no solo	4000ft	264m	304m	-13,2%
Até obstáculo de 50ft	4000ft	532m	564m	-5,7%
Corrida no solo	8000ft	339m	363m	-6,6%
Até obstáculo de 50ft	8000ft	635m	669m	-5,1%
Corrida no solo	12000ft	445m	417m	6,7%
Até obstáculo de 50ft	12000ft	772m	765m	0,9%

Fonte: Autor (2025).

Analisando os dados de desempenho de decolagem, é possível notar erro maior que 10% apenas para a corrida em solo a altitude de 4000ft. Porém o desvio é pontual, concentrando-se em um único ponto, enquanto as demais condições, apresentaram alta aderência. Isso demonstra que a robustez geral do modelo está preservada, sendo o erro na altitude extrema uma anomalia que pode ser atribuída a simplificações em fatores ambientais ou aerodinâmicos específicos daquela condição.

Também foi realizada uma comparação das velocidades de cruzeiro para diferentes valores de rotação do motor, conforme detalhado na Tabela 11. Ao analisar os dados, percebe-se um aumento do erro percentual à medida que as velocidades de voo se elevam. Essas divergências estão intrinsecamente relacionadas à dificuldade de parametrização do modelo: tanto o coeficiente de arrasto parasita (C_{D_0}) da aeronave quanto a curva de Coeficiente de Tração (C_T) da hélice precisaram ser estimados

ou ajustados de forma indireta no modelo. Ambos os parâmetros são cruciais, pois influenciam diretamente o ponto de estagnação onde a tração se iguala ao arrasto.

Tabela 11 – Modelo vs Pipistrel - Velocidade de cruzeiro

Rotação do motor	Modelica	Pipistrel	Erro percentual
1780rpm	37,3m/s	36,5m/s	2,1%
1950rpm	45,5m/s	40,6m/s	11,9%
2120rpm	49,8m/s	44,8m/s	11,3%
2270rpm	54,5m/s	47,3m/s	15,1%
2300rpm	55,1m/s	47,8m/s	15,2%

Fonte: Autor (2025).

Consequentemente, as discrepâncias observadas nas velocidades mais altas refletem principalmente as limitações na parametrização aerodinâmica e da hélice, e não indicam falhas estruturais na modelagem. Dessa forma, a coerência das tendências observadas demonstra que o comportamento global da performance em cruzeiro foi adequadamente capturado pelo modelo.

É de suma importância avaliar como o Estado de Carga da Bateria ($\%SOC$), expresso como uma porcentagem da carga total disponível, se comporta ao longo da missão no modelo de simulação. O Pilot's Operating Handbook (POH) do fabricante apresenta dados de SOC para diferentes estados de vida da bateria ($\%SOH$) ao finalizar uma etapa de voo. Para o escopo deste trabalho, e visando representar o desempenho ideal da aeronave certificada, utilizaremos apenas os valores correspondentes a um $\%SOH = 100\%$ (bateria nova), o que é a condição padrão para análise de desempenho em projeto.

A Tabela 12 compara os resultados do SOC obtidos na simulação para algumas etapas de voo consideradas críticas e representativas do consumo total da missão. Outras fases breves e de alto dinamismo, como toque e arremetida, foram deliberadamente excluídas dessa análise comparativa; esta exclusão se deve à inviabilidade de aplicar a lógica de simulação simplificada do modelo para quantificar o consumo nessas etapas momentâneas, as quais, ademais, não representam dados de referência relevantes para a análise em nível de projeto conceitual.

Tabela 12 – Modelo vs Pipistrel - SOC bateria

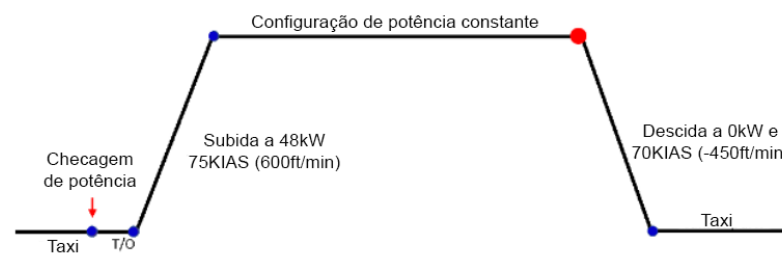
Item	Modelica	Pipistrel	Erro percentual
Decolagem e subida inicial até 300ft	4,6%	4,0%	15%
Subida até 1000ft com $P = 40KW$	5,9%	7,0%	-15,7%
10min de cruzeiro ($V = 35,5m/s$)	17,0%	15,0%	13,3%
10min de cruzeiro ($V = 41,1m/s$)	21,8%	19,0%	14,7%
10min de cruzeiro ($V = 44,2m/s$)	25,2%	24,0%	5,0%
10min de cruzeiro ($V = 47,3m/s$)	25,9%	28,0%	3,2%

Fonte: Autor (2025).

Os resultados obtidos mostram que o modelo reproduz de forma consistente o perfil geral de consumo da aeronave, embora apresente discrepâncias pontuais em algumas fases do voo. Esses desvios podem ser atribuídos principalmente ao fato de o motor ter sido parametrizado de maneira indireta, sem acesso às curvas completas de desempenho do grupo motopropulsor do Pipistrel, o que limita a correspondência exata com sua dinâmica real. Ainda assim, as tendências de consumo permanecem alinhadas aos dados de referência.

Por fim, com a validação da dinâmica parcial do voo já realizada, a etapa final consiste em avaliar a performance para alcance e a autonomia da missão completa da aeronave. Para esta etapa de validação, o setup das fases de voo foi configurado exatamente conforme o especificado no Pilot's Operating Handbook (POH) da Pipistrel, sendo o perfil da missão ilustrado pela Figura 21. Os pontos destacados em vermelho no gráfico indicam, respectivamente, o instante em que a simulação é iniciada e o ponto final de análise da missão.

Figura 21 – Etapas circuito de performance - POH Pipistrel



Autonomia e alcance
para perfil de voo típico

Fonte: Adaptado de Pipistrel (2020).

Com os dados exportados das simulações, foram conduzidas análises de desempenho para condições de decolagem ao nível do mar, e cruzeiro com potência de motor igual $20KW$ para diferentes altitudes, permitindo uma comparação direta com as informações oficiais do Velis Electro. As Tabelas 13 e 14 consolidam os resultados obtidos para alcance e autonomia, acompanhados dos respectivos erros percentuais em relação aos valores publicados pelo fabricante.

Tabela 13 – Modelo vs Pipistrel - Alcance

Altitude de cruzeiro	Modelica	Pipistrel	Erro percentual
1500 ft	56,2 km	68 km	-17,3%
2000 ft	57,7 km	68 km	-15,1%
4000 ft	58,2 km	65 km	-10,5%
6000 ft	58,0 km	62 km	-6,5%

Fonte: Autor (2025).

Tabela 14 – Modelo vs Pipistrel - Autonomia

Altitude de cruzeiro	Modelica	Pipistrel	Erro percentual
1500 ft	27,0 min	32 min	-15,7%
2000 ft	28,5 min	32 min	-11,0%
4000 ft	32,6 min	31 min	5,1%
6000 ft	32,1 min	30 min	7,0%

Fonte: Autor (2025).

A análise comparativa do desempenho, que incluiu o Estado de Carga da Bateria (% SOC), alcance e autonomia sob diversas condições de voo e missões, demonstrou que, apesar das variações na parametrização do arrasto (C_{D_0}) e da hélice (C_T), o modelo de simulação é coerente e robusto. Embora erros isolados atinjam até -17,3%, a grande maioria dos resultados se mantém consistentemente abaixo de 15%, independentemente das condições testadas.

Especificamente na análise de Alcance (Tabela 13), a tendência do modelo de ser consistentemente conservador (superestimando o consumo e subestimando o alcance) com erros controlados, é altamente aceitável e desejável no contexto de projeto de engenharia preliminar. A validação demonstra que a ferramenta computacional é apta para atuar como suporte em projetos conceituais e dimensionamento preliminar de aeronaves elétricas provendo dados confiáveis para a tomada de decisão.

5 CONCLUSÃO

O desenvolvimento do modelo computacional em Modelica permitiu criar uma ferramenta capaz de simular, de forma contínua e integrada, o desempenho de aeronaves elétricas durante todas as fases de voo. O trabalho atendeu ao objetivo geral ao consolidar equações fundamentais de mecânica do voo, aerodinâmica e propulsão elétrica em um ambiente unificado, apropriado para análises conceituais. A proposta demonstrou que é possível avaliar comportamentos dinâmicos relevantes com baixo custo computacional, fornecendo apoio direto ao processo de tomada de decisão em etapas iniciais de projeto.

A validação com a comparação dos dados de operação do Pipistrel Velis Electro mostrou que o modelo reproduz de forma consistente as tendências físicas da aeronave real. Os resultados evidenciaram erros majoritariamente inferiores a 15% para alcance, autonomia, consumo energético e distâncias de decolagem, valores plenamente aceitáveis no contexto de projeto conceitual, onde a finalidade é identificar tendências de desempenho e avaliar a viabilidade preliminar do sistema.

Mesmo com algumas parametrizações indiretas, como CD_0 e a curva de tração da hélice, o modelo demonstrou capacidade adequada para representar o comportamento operacional da aeronave em nível compatível com a precisão esperada nesta fase de engenharia. Desta forma, o estudo também alcançou os objetivos específicos, garantindo que a ferramenta seja adequada para análises exploratórias, estimativas preliminares e avaliação dos impactos da baixa densidade energética das baterias.

Como desdobramentos futuros, recomenda-se desenvolver uma lógica automática de parametrização dos ganhos dos controladores PID, ajustando-os de acordo com a dinâmica resultante dos parâmetros de entrada do modelo. Sugere-se também incorporar modelagens aerodinâmicas avançadas que considerem downwash no estabilizador horizontal e efeito solo derivados diretamente da geometria da aeronave, permitindo estimativas mais precisas de sustentação e arrasto. Adicionalmente, a ampliação da ferramenta para incluir propulsão híbrida, pode elevar significativamente sua utilidade no contexto de projeto conceitual.

REFERÊNCIAS

Agência Nacional de Aviação Civil. **Painel de Indicadores do Transporte Aéreo 2023**. [S.l.], 2024. Disponível em: <https://www.gov.br/anac/pt-br/assuntos/dados-e-estatisticas/mercado-do-transporte-aereo/painel-de-indicadores-do-transporteaereo/painel-de-indicadores-do-transporte-aereo-2023>. Acesso em: 21 ago. 2025.

ANDERSON, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 3. ed. [S.l.]: McGraw-Hill, a business unit of The McGraw-Hill Companies, Inc., 2001. ISBN 0-07-237335-0.

Confederação Nacional do Transporte. **Painel de combustíveis com informações sobre querosene de aviação e dados atualizados sobre petróleo e óleo diesel**. [S.l.], 2023. Disponível em: <https://cnt.org.br/agencia-cnt/cnt-divulga-painel-de-combustveis-com-informaes-sobre-querosene-de-aviao-e-dados-atualizados-sobrepetrleo-e-leo-diesel>. Acesso em: 21 ago. 2025.

DELAURIER, J. **Aircraft Design Concepts: An Introductory Course**. 1. ed. Boca Raton, London, New York: CRC Press, Taylor & Francis Group, 2022. ISBN 978-1-138-03339-9.

FRANCHI, C. M. **Acionamentos Elétricos**. 4. ed. São Paulo: Editora Érica Ltda., 2008.

MELO GUIMARAES, N. de. Um estudo sobre o uso de aeronaves elétricas e híbridas na aviação de médio porte e seus impactos no ambiente. **Revista Brasileira de Aviação Civil e Ciências Aeronáuticas (Rbac)**, v. 3, n. 1, p. 170–196, 2023. Disponível em: <https://share.google/gRMzRiCTCtmkv8OMd>.

Modelica Association. **Modelica Standard Library (MSL)**. [S.l.], 2024. Disponível e continuamente atualizada online. Consulte a documentação da versão específica para detalhes de lançamento. Disponível em: <https://www.modelica.org/libraries>.

NAQVI, A. A.; ZAHOR, A.; SHAIKH, A. A.; BUTT, F. A.; RAZA, F. Aprotic lithium air batteries with oxygen-selective membranes. **Materials for Renewable and Sustainable Energy**, v. 11, n. 33, p. 33–46, January 2022.

Pipistrel Vertical Solutions d.o.o. **Pilot's Operating Handbook: VELIS Electro**. Ajdovščina, Slovenia, 2020. Document No.: POH-128-00-40-001; Revision B00. Aprovado pela EASA.

RAYMER, D. P. **Aircraft design: a conceptual approach**. 6. ed. [S.l.]: Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018. ISBN 9781624104909.

RITCHIE, H. **What share of global CO2 emissions come from aviation?** 2024. Atualizado em 8 de abril de 2024. Disponível em: <https://ourworldindata.org/global-aviation-emissions>. Acesso em: 21 ago. 2025.

ROSKAM, J. **Airplane Aerodynamics and Performance**. [S.l.]: Design, Analysis and Research Corporation (DARcorporation), 1997. ISBN 1-884885-44-6.

RAJAGOPALAN SRILATHA, A. **Design of a 4-Seat, General Aviation, Electric Aircraft**. 2012. Dissertação (Master's Thesis) — San Jose State University, San Jose, CA, 2012. Disponível em: https://scholarworks.sjsu.edu/etd_theses/4248.

STICKLE, G. W.; CRIGLER, J. L. **Propeller Analysis from Experimental Data**. Washington, D. C., 1941. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930091790>. Acesso em: 05 set. 2025.

U.S. Federal Aviation Administration. **Federal Aviation Regulations (FAR) Part 23**. 2020. Airworthiness Standards: Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Airplanes.

YECHOUT, T. R. **Introduction to Aircraft Flight Mechanics: Performance, Static Stability, Dynamic Stability, and Classical Feedback Control**. 1. ed. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2003. (AIAA Education Series). ISBN 978-1-56347-577-1.