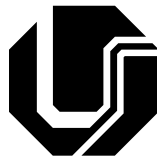


PEDRO HENRIQUE MAIA ZANDONADI

**DESENVOLVIMENTO DE UM SOFTWARE PARA
ANÁLISE E OTIMIZAÇÃO MULTIVARIÁVEL DE
DESEMPENHO DE AERONAVES**



**UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA**

2023

PEDRO HENRIQUE MAIA ZANDONADI

**DESENVOLVIMENTO DE UM SOFTWARE PARA
ANÁLISE E OTIMIZAÇÃO MULTIVARIÁVEL DE
DESEMPENHO DE AERONAVES**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à
Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade
Federal de Uberlândia como parte dos requisitos
para obtenção do título de Bacharel em Engenharia
Aeronáutica. *EXEMPLAR DE DEFESA*

Área de Concentração: Desempenho de Aeronaves

Orientador: Prof. Dr. Higor Luis Silva

Uberlândia - MG

2023

PEDRO HENRIQUE MAIA ZANDONADI

**DEVELOPMENT OF A SOFTWARE FOR ANALYSIS AND
MULTIVARIABLE OPTIMIZATION OF AIRCRAFT
PERFORMANCE**

Final Paper submitted to the Faculty of Mechanical Engineering from Federal University of Uberlândia in partial fulfillment of the requirements for the degree of Aeronautical Engineer. *EXAMINATION BOARD PRESENTATION COPY*

Concentration Area: Aircraft Performance

Advisor: Prof. Dr. Higor Luis Silva

Uberlândia - MG

2023

*Este trabalho é dedicado às futuras gerações de
engenheiros e engenheiras que, perdidos em um vasto universo de possibilidades,
assim como eu, sonharam alçar voos cada vez mais altos.*

in memoriam de Levy Henrique Faria de Souza

AGRADECIMENTOS

Reservo meus agradecimentos àqueles que direta e indiretamente contribuíram para meu crescimento acadêmico, profissional e, principalmente, pessoal. A vocês, desejo todo sucesso e realizações, na certeza de que virão em momento oportuno.

Aos meus pais por todo apoio, e por me incentivarem a correr atrás dos meus sonhos e acreditarem em meu potencial. À minha irmã, por me desafiar a ser exemplo todos os dias. À minha família em Uberlândia, que tão bem me acolheu e amenizou o peso de enfrentar o mundo aos 17 anos. Em especial, à minha tia Sandra, por ser minha segunda mãe durante todo o período. À vovó Aninha, tia Tânia e tio Levy (*in memoriam*), por todo carinho, auxílio e bons momentos que pudemos compartilhar. A todos os primos e primas com e sem grau, que não cansam de estender o conceito de *família*. Amo vocês!

Aos meus amigos, agradeço por todos os momentos de altos e baixos vividos durante a graduação. Tenham certeza de que guardarei com carinho todas as lembranças: conversas nos corredores, integrações do PET, construções na Tucano, lanches e passeios aos finais de semana. Em especial, agradeço aos amigos que me acompanharam de perto ao longo do curso: Arthur, Camila, Daniel, Danton, Flávio, Larissa, Natalia, Samuel e Vitor. Estão em meu coração!

Aos professores, por tornarem a Universidade Pública um espaço de grande debate, acolhimento e troca de conhecimento. Obrigado por se esforçarem em transmitir uma pequena parcela de tudo o que sabem para nós alunos, além de contribuírem para nossa formação.

Agradeço também à Embraer S.A., pela oportunidade de me inserir na indústria aeronáutica como primeira experiência profissional e por todo o aprendizado adquirido.

Por fim, agradeço a Deus por abrir tantas portas em minha vida e por permitir todas as realizações.

*“As invenções são, sobretudo,
o resultado de um trabalho de teimoso.”
(Santos Dumont)*

RESUMO

ZANDONADI, P. H. M. **Desenvolvimento de um software para análise e otimização multi-variável de desempenho de aeronaves**. 2023. 89 p. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia - MG, 2023.

O projeto de uma aeronave tem como produto a união de características ótimas de todas as disciplinas que permeiam seu desenvolvimento. Ainda assim, é necessário cuidado e flexibilidade para adaptar pontos ótimos locais de cada módulo para que não interfiram negativamente nos demais. A aviação, em sua concepção e operação, é definida por constantes relações de troca, que devem ser estudadas a fim de maximizar os ganhos e diminuir as perdas para o objetivo desejado. O presente trabalho busca detalhar e discutir tais relações que caracterizam o desempenho de aeronaves em todas as suas fases de voo, ao discretizar e equacionar toda missão. A partir do equacionamento, propõe-se a criação de um *software* em MATLAB que permita ao usuário a variação dos parâmetros de interesse que melhor atendam sua necessidade de operação, aliado a um banco de dados robusto de características das aeronaves e aeroportos. Exemplos de utilização são demonstrados para configurações de aeronaves a jato e a hélice, em que são otimizados alcance, autonomia e consumo de combustível, além de discutir a implementação de um *retrofit* híbrido-elétrico com emprego de baterias e tecnologias de sistemas MEA.

Palavras-chave: Desempenho de Aeronaves, Fase de Voo, MATLAB, Software, Otimização.

ABSTRACT

ZANDONADI, P. H. M. **Development of a software for analysis and multivariable optimization of aircraft performance.** 2023. 89 p. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia - MG, 2023.

The result of an aircraft project is the union of the optimal characteristics of all disciplines that involves its development. Even so, caution and flexibility are needed to adapt local optimal points of each module so that they do not negatively contribute with the others. Aviation, in its conception and operation, is defined by constant trade-off relationships, which must be studied in order to maximize gains and reduce losses for the desired objective. The present work seeks to detail and discuss such relationships that characterize the performance of aircraft in all their flight phases, by discretizing and equating the entire mission. Based on the calculations, it proposes the creation of a software in MATLAB that allows the user to vary the parameters of interest that best meet their operation needs, combined with a robust database of aircraft and airport characteristics. Usage examples are demonstrated for configurations of jet and propeller aircraft, in which range, endurance and fuel consumption are optimized, as well as discussing the implementation of a hybrid-electric retrofit using batteries and MEA system technologies, .

Keywords: Aircraft Performance, Flight Phase, MATLAB, Software, Optimization.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Forças atuantes na aeronave em voo.	22
Figura 2 – Discriminação dos pesos da aeronave.	24
Figura 3 – Perfil típico de missão.	25
Figura 4 – Perfil típico de decolagem.	26
Figura 5 – Forças atuantes na decolagem.	27
Figura 6 – Condições de <i>accelerate-stop</i> e <i>accelerate-go</i> para AEO e OEI.	30
Figura 7 – Parâmetros da subida.	32
Figura 8 – Forças atuantes na subida.	32
Figura 9 – Variação de potência disponível (propulsiva) e requerida (arrasto).	33
Figura 10 – Forças atuantes em voo de cruzeiro (reto e nivelado).	35
Figura 11 – Forças atuantes na descida.	37
Figura 12 – Perfil típico de <i>holding</i> da aeronave, conhecido como <i>racetrack</i>	38
Figura 13 – Perfil típico de pouso.	39
Figura 14 – Forças atuantes no pouso.	40
Figura 15 – Exemplo de aeronave a jato: Embraer E175-E2.	42
Figura 16 – Características de voo para os 3 métodos de cruzeiro.	44
Figura 17 – Exemplo de aeronave a hélice: Lockheed P-3 Orion.	51
Figura 18 – Exemplo de aeronave híbrida-elétrica: Embraer E30-HE (conceito família Energia).	53
Figura 19 – Emissões globais de CO ₂ por setor.	54
Figura 20 – Modelos para diferentes arquiteturas do sistema propulsivo.	55
Figura 21 – Quadro comparativo de $C_{L,max}$ para diferentes aeronaves.	59
Figura 22 – Interface do aplicativo ePerf: cálculo de decolagem.	61
Figura 23 – Interface do aplicativo ePerf: cálculo do pouso.	62
Figura 24 – Interface do aplicativo P-AERO: tela de abertura.	63
Figura 25 – Diagrama de fluxo do aplicativo P-AERO.	64
Figura 26 – Interface do aplicativo P-AERO: tela inicial.	65
Figura 27 – Entrada de dados: aeronave a jato.	66
Figura 28 – Gerenciamento de pesos: aeronave a jato.	67
Figura 29 – Seleção de aeroporto: aeronave a jato.	68
Figura 30 – Seleção da pista: aeronave a jato.	68
Figura 31 – Definição da rota: aeronave a jato.	69
Figura 32 – Mapa da rota: aeronave a jato.	69

Figura 33 – Mapa 3D da rota: aeronave a jato.	70
Figura 34 – Comprimento de decolagem: aeronave a jato.	71
Figura 35 – Comprimento de aterrissagem: aeronave a jato.	71
Figura 36 – Alcance e autonomia: aeronave a jato.	72
Figura 37 – Cálculos de cruzeiro e combustível Mínimo: aeronave a jato.	73
Figura 38 – Alcance projetado: aeronave a jato.	73
Figura 39 – Payload x range: aeronave a jato.	74
Figura 40 – Diagrama <i>Payload x Range</i> para o E190-E2.	74
Figura 41 – Entrada de dados: aeronave a hélice.	75
Figura 42 – Gerenciamento de pesos: aeronave a hélice.	76
Figura 43 – Seleção de aeroporto: aeronave a hélice.	77
Figura 44 – Seleção da pista: aeronave a hélice.	77
Figura 45 – Definição da rota: aeronave a hélice.	78
Figura 46 – Mapa da rota: aeronave a hélice.	78
Figura 47 – Mapa 3D da rota: aeronave a hélice.	79
Figura 48 – Comprimento de decolagem: aeronave a hélice.	80
Figura 49 – Comprimento de aterrissagem: aeronave a hélice.	80
Figura 50 – Alcance e autonomia: aeronave a hélice.	81
Figura 51 – Cálculos de cruzeiro e combustível mínimo: aeronave a hélice.	82
Figura 52 – Alcance projetado: aeronave a hélice.	82
Figura 53 – Payload x range: aeronave a hélice.	83
Figura 54 – Diagrama <i>Payload x Range</i> para o ATR 72-600.	83

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Valores típicos para coeficiente de sustentação máxima ($C_{L,max}$) de aeronaves diversas.	23
Tabela 2 – Valores típicos para coeficiente de arrasto (C_{D_0}) de aeronaves diversas.	23
Tabela 3 – Valores típicos para coeficiente de atrito (μ) em decolagem e pouso.	27
Tabela 4 – Altitudes de cruzeiro permitidas.	44
Tabela 5 – Valores típicos para o consumo específico de combustível de motores diversos.	58
Tabela 6 – Valores típicos para a Eficiência Aerodinâmica de aeronaves diversas.	58

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AEO	All Engine Operative
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
AoA	Angle of Attack
AR	Aspect Ratio
ATC	Air Traffic Control
BEW	Basic Empty Weight
CG	Center of Fravity
DTC	Distance to Climb
eVTOL	Electrical Vertical Takeoff and Landing
FL	Flight Level
FTC	Fuel to Climb
FTT	Fuel to Takeoff
GS	Ground Speed
GSAR	Gross Specific Air Range
ICAO	International Civil Aviation Organization
IFR	Instrument Flight Rules
LW	Landing Weight
MEA	More Electric Aircraft
MLW	Maximum Landing Weight
MTOW	Maximum Takeoff Weight
OEI	One Engine Inoperative
OEW	Operational Empty Weight
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
ROC	Rate of Climb
ROD	Rate of Descent
RTO	Rejected Takeoff
RW	Ramp Weight
SAF	Sustainable Aviation Fuel
SAR	Specific Air Range
sep	Shaft Engine Power
SFC	Specific Fuel Consumption

SR	Specific Range
TOW	Takeoff Weight
TSFC	Thrust Specific Fuel Consumption
TTC	Time to Climb
TTT	Time to Takeoff
UAM	Urban Air Mobility
VTOL	Vertical Takeoff and Landing
ZFW	Zero Fuel Weight

LISTA DE SÍMBOLOS

A — Autonomia da Aeronave em Cruzeiro

a_T — Aceleração da Aeronave

a_{TOEI} — Aceleração da Aeronave na condição OEI

a_{RTO} — Aceleração da Aeronave na condição RTO

a_T — Aceleração da Aeronave

b — Envergadura da Asa

C_D — Coeficiente de Arrasto

C_{D_0} — Coeficiente de Arrasto a Sustentação Nula

C_{D_i} — Coeficiente de Arrasto Induzido

C_L — Coeficiente de Sustentação

$C_{L,landing}$ — Coeficiente de Sustentação no Pouso

$C_{L,max}$ — Coeficiente de Sustentação Máximo

$C_{L,takeoff}$ — Coeficiente de Sustentação na Decolagem

D — Força de Arrasto

e — Fator de Oswald

E — Eficiência Aerodinâmica

g — Aceleração da Gravidade

h — Altitude

K — Fator de Correção do Arrasto Induzido

L — Força de Sustentação

m — Massa da Aeronave

\dot{m}_F — Vazão Mássica de Combustível

N — Força Normal

P — Potência

P_{av} — Potência Disponível

P_{ex} — Excesso de Potência

P_{req} — Potência Requerida

R — Alcance da Aeronave em Cruzeiro

R_{AIR} — Distância de Decolagem em Voo

R_{GND} — Distância de Decolagem em Solo

S — Área Alar

T — Força de Empuxo dos Motores

$T_{max,FL}$ — Força de Empuxo Máxima dos Motores na Altitude de Voo

$T_{max,SL}$ — Força de Empuxo Máxima dos Motores ao Nível do Mar

t_{GND} — Tempo de Decolagem em Solo

t_{LOF} — Tempo para Saída do Solo

t_{VR} — Tempo para Rotação

V — Velocidade de Voo

V_{APP} — Velocidade de Aproximação para Pouso

V_{EF} — Velocidade Efetiva de Falha de Motor

V_{max} — Velocidade Máxima da Aeronave

V_{MC} — Velocidade Mínima de Controle em Voo

V_{MCG} — Velocidade Mínima de Controle em Solo

V_{md} — Velocidade de Mínimo Arrasto

V_R — Velocidade de Rotação

V_S — Velocidade de Stall

V_{ST} — Velocidade de Stall de Decolagem

V_{TD} — Velocidade de Touchdown

V_1 — Velocidade de Decisão

V_2 — Velocidade de Subida Após Livrar Obstáculo

W — Peso da Aeronave

W_{bat} — Peso das Baterias

W_i — Peso Inicial da Aeronave

W_f — Peso Final da Aeronave

W_{fuel} — Peso de Combustível

$W_{payload}$ — Carga Paga da Aeronave

α — Ângulo de Ataque

β — Ângulo de Descida

γ — Ângulo de Subida

η — Eficiência de Hélice

μ — Coeficiente de Atrito de Rolagem

μ_{break} — Coeficiente de Atrito em Frenagem

ρ — Densidade do Ar

ϕ — Grau de Híbridização

ω — Razão de Peso em Cruzeiro

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	18
1.1	Objetivos e Metodologia	19
1.2	Estruturação do Documento	20
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	21
2.1	Desempenho de Aeronaves: Formulação Matemática	21
2.1.1	<i>Empuxo, Pesos e Carga Paga</i>	24
2.2	Missão	25
2.2.1	<i>Decolagem (Takeoff)</i>	25
2.2.2	<i>Subida (Climb)</i>	31
2.2.3	<i>Cruzeiro (Cruise)</i>	34
2.2.4	<i>Descida (Descent)</i>	36
2.2.5	<i>Espera (Loiter)</i>	37
2.2.6	<i>Pouso (Landing)</i>	39
2.3	Alcance	42
2.3.1	<i>Flight Program 1: AoA e Velocidade Constantes</i>	44
2.3.2	<i>Flight Program 2: AoA e Altitude Constantes</i>	45
2.3.3	<i>Flight Program 3: Velocidade e Altitude Constantes</i>	46
2.4	Autonomia	48
2.4.1	<i>Flight Program 1: AoA e Velocidade Constantes</i>	49
2.4.2	<i>Flight Program 2: AoA e Altitude Constantes</i>	49
2.4.3	<i>Flight Program 3: Velocidade e Altitude Constantes</i>	50
2.5	Aeronaves a Hélice	51
2.5.1	<i>Alcance</i>	52
2.5.2	<i>Autonomia</i>	52
2.6	Aeronaves Híbridas-Elétricas	53
2.6.1	<i>Topologias e Motorização</i>	54
2.6.2	<i>Grau de Hibridização e Energia Específica</i>	57
2.6.3	<i>Alcance</i>	58
2.7	Dados Amostrais e Variáveis Pertinentes	58
3	METODOLOGIA	60
3.1	ePerf © - EMBRAER	60

3.2	P-AERO © - Desenvolvido pelo autor	63
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	65
4.1	Estudo de Caso: Aeronave a Jato E-190E2	66
4.2	Estudo de Caso: Aeronave a Hélice ATR 72-600	75
5	CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS	84
5.1	Conclusões	84
5.2	Perspectivas para Trabalhos Futuros	86
	REFERÊNCIAS	87

INTRODUÇÃO

A indústria Aeronáutica é, ao mesmo tempo, admirável e desafiadora. Admirável por realizar e sustentar até hoje o feito sonhado por muitos e executado por poucos, como os pioneiros Alberto Santos Dummont, na França, e os irmãos Wright, nos EUA, ao conseguirem voar em máquinas mais pesadas que o ar nos primeiros anos do século XX (UNIFEI, 2023). Desafiadora por ter se tornado o pilar de um dos maiores modais de transporte mundial de pessoas e cargas, em um ambiente de muita competição e pouca margem de lucro. Segundo o jornal inglês *The Independent* (2019), o número de empresas aéreas que encerraram suas operações apenas em 2019 foi de ao menos 23, mesmo em um ano considerado bom para o setor aéreo, com o maior número histórico de passageiros transportados (CIRIUM, 2022).

O impacto da Pandemia de COVID-19, por exemplo, atingiu diretamente o setor de transporte aéreo e a indústria aeronáutica como um todo. Segundo levantamento feito pela CIRIUM (2022), o tráfego aéreo mundial em 2019 foi de mais de 4,5 bilhões de passageiros, máximo patamar histórico que despencou para 1,8 bilhão em 2020 e 2,3 bilhões em 2021. Já em 2022, o índice apresentou boa recuperação, chegando a 80% do número registrado em 2019. Já as perdas financeiras líquidas das companhias aéreas são estimadas mundialmente em 220 bilhões de dólares entre 2020 e 2022, também segundo a CIRIUM (2023).

Nesse sentido, as inovações tecnológicas e melhorias nos projetos de aeronaves buscam sempre otimizar seus produtos, sistemas e subsistemas. Seu objetivo é aprimorar o desempenho aerodinâmico e propulsivo, passando ainda por aspectos estruturais, de estabilidade e controle, entre muitos outros módulos inerentes ao projeto aeronáutico, como definido e aprofundado por Anderson (2010), Sadraey (2012) e Raymer (2018). Fundamentalmente, para o operador aéreo, isso representa a diminuição de custos bem como melhoria na eficiência de suas operações.

Para atingir o ponto ótimo, é preciso para além de um projeto de produto robusto e bem desenvolvido, também aperfeiçoar a própria operação dentro do envelope do veículo. Assim, otimização de trajetórias, peso e balanceamento são fundamentais para que o operador aéreo consiga obter a maior eficiência de cada voo com os menores gastos. Como já abordado anteriormente, a competição no setor aéreo causa grandes impactos para novos ingressantes no ramo, que por muitas vezes não conseguem sustentar suas operações e acabam por encerrá-las.

Com isso em mente, tomou-se como motivação para a produção deste trabalho, que será detalhado nos próximos capítulos quanto aos objetivos, metodologias, referências teóricas e técnicas já existentes bem como a proposta de novas abordagens, tendo seus resultados e sugestões futuras discutidas posteriormente.

1.1 Objetivos e Metodologia

O presente trabalho tem como tema a caracterização da operação discretizada em fases de voo de uma aeronave comercial, definida como missão, com a identificação dos principais parâmetros que afetam seu desempenho em cada fase. A partir de seu equacionamento, serão definidas as variáveis pertinentes em relação à aeronave e ao local de operação, para que possam ser modificadas e otimizadas de acordo com a necessidade. O objetivo principal do trabalho é a otimização de um plano de voo para uma aeronave escolhida ou definida pelo usuário, buscando atender as principais necessidades do operador aéreo quanto à otimização da missão de seu equipamento, que pode ter como função-objetivo:

- Minimizar consumo de combustível na rota;
- Maximizar o alcance da aeronave;
- Maximizar a autonomia da aeronave;
- Minimizar o tempo de voo da aeronave;
- Maximizar a carga paga transportada na rota.

A Metodologia abordada será baseada na discretização das variáveis de impacto na missão da aeronave e criação de funções que serão otimizadas por meio de ferramentas computacionais. O software MATLAB será utilizado para o equacionamento, desenvolvimento das funções, geração de resultados e gráficos, além da criação de interface visual posteriormente transformada em Aplicação Executável para utilização *Standalone* pelo usuário final.

O trabalho buscará discutir ainda a configuração híbrida-elétrica, de acordo com seu grau de hibridização e inclusão de baterias e sistemas por elas energizados. Dessa forma, possibilita-se a comparação entre as versões pré e pós reconfiguração do sistema híbrido-elétrico por meio de um *retrofit*.

Todos os cálculos serão baseados nas equações de desempenho disponíveis na literatura apropriada, que serão devidamente revisadas no Capítulo 2. Dados históricos amostrais empíricos, também referenciados na literatura, poderão ser utilizados para a definição de variáveis pertinentes cujos valores apresentem restrições de cálculos analíticos, bem como a utilização e criação de um banco de dados que reúna características das aeronaves e dos aeroportos. Por fim, a metodologia será avaliada a partir de dados disponibilizados por fabricantes.

1.2 Estruturação do Documento

A estruturação do documento é apresentada a seguir:

- Capítulo 2: Revisão geral sobre a teoria de desempenho de aeronaves, abrangendo aeronaves a jato, hélice e com motorização híbrida-elétrica. Definição dos equacionamentos pertinentes discretizados por fase de voo, além dos parâmetros principais de Alcance e Autonomia de voo.
- Capítulo 3: Definição da metodologia utilizada para calcular o desempenho da missão da aeronave e otimizar em função do objetivo desejado. Descrição do código utilizado e do software desenvolvido para este fim, que permite a interação com o usuário por meio de sua interface.
- Capítulo 4: Discussão dos resultados obtidos e análise crítica dos objetivos buscados para a missão de uma aeronave, bem como a comparação de métodos, tipos de configuração e trajetos que podem ser definidos pelos operadores.
- Capítulo 5: Conclusão do trabalho e sugestão para futuras pesquisas e melhorias.

FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

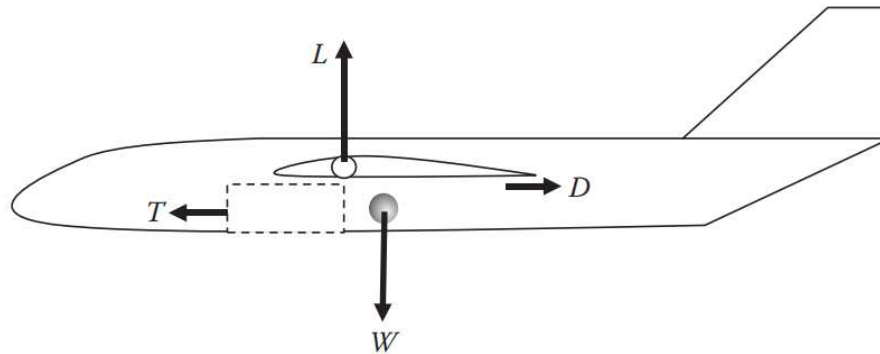
Este Capítulo buscará abordar os conceitos de desempenho de aeronaves bem como a definição do perfil típico de uma missão, sendo caracterizadas as principais variáveis e os equacionamentos pertinentes. Posteriormente, um estudo sobre aeronaves híbridas-elétricas será feito, com foco na influência do grau de hibridização e as diferenças de topologias utilizadas nessas aeronaves. Por fim, as principais variáveis relacionadas ao projeto de aeronaves serão avaliadas e dados históricos amostrais empíricos serão obtidos para o decorrer do trabalho.

2.1 Desempenho de Aeronaves: Formulação Matemática

O Desempenho de uma aeronave pode ser avaliado tanto qualitativamente como quantitativamente. Do ponto de vista qualitativo, pode-se considerar a aeronave veloz, ágil e econômica. Contudo, é a avaliação quantitativa, por meio de formulações matemáticas que possibilita calcular, constatar e otimizar os principais parâmetros de desempenho visando o objetivo da missão proposta. Os próximos tópicos abordarão as principais relações matemáticas que envolvem as diferentes fases de voo, referenciando sua origem e discutido a relevância do ponto de vista do operador aéreo. Posteriormente, as fases de voo serão discretizadas e os equacionamentos específicos de cada uma serão apresentados.

Para o início da formulação matemática, as principais forças atuantes na aeronave são obtidas, sendo utilizadas ao longo de todo o trabalho. Inicialmente, as Forças Aerodinâmicas são trazidas nas Equações 2.1 e 2.2. Já as forças de Empuxo e Peso são valores dependentes do tipo de motor, com sua regulagem da manete de potência, e o tipo de aeronave, com sua carga paga, peso vazio e de combustível. A Figura 1 exhibe a relação entre elas.

Figura 1 – Forças atuantes na aeronave em voo.



Fonte: Sadraey (2017).

Anderson (2016 e 2015) define as Equações para as forças de Sustentação e Arrasto com base na densidade do fluido, a velocidade do escoamento, a área da superfície e um coeficiente que se caracteriza pela geometria e forma do objeto. Elas podem ainda ser reescritas isolando-se a velocidade. Para um voo reto e nivelado, a sustentação se iguala ao peso e o empuxo ao arrasto.

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \Rightarrow V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \quad (2.1)$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D \Rightarrow V = \sqrt{\frac{2T}{\rho S C_D}} \quad (2.2)$$

O Coeficiente de Arrasto é ainda dividido em parcelas de Arrasto de Sustentação Nula (C_{D_0}) e de Arrasto Induzido (C_{D_i}). O Cálculo é dado pela Equação 2.3, em que a parcela do Arrasto Induzido depende da Sustentação e se correlaciona com ela pelo fator de correção K , descrito na Equação 2.5. O fator de Oswald e representa a eficiência da asa em gerar sustentação, enquanto AR é a razão de aspecto da asa definido na Equação 2.6

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} \quad (2.3)$$

$$C_{D_i} = K C_L^2 \quad (2.4)$$

$$K = \frac{1}{\pi e AR} \quad (2.5)$$

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (2.6)$$

Durante a missão da aeronave, todos esses parâmetros sofrem variações. A densidade do ar varia com a altitude da aeronave, enquanto a velocidade é alterada para cada etapa de voo. A área da superfície e o respectivo coeficiente também são alterados com a utilização de dispositivos hipersustentadores (flaps e slats), além da ativação de trens de pouso e spoilers. A própria variação no AoA reflete em variação dos coeficientes.

Ao longo do trabalho, muitos cálculos utilizarão valores para o Coeficiente de Arrasto e para o Coeficiente de Sustentação Máximo, que podem variar para o tipo de aeronave e sua configuração de voo. As Tabelas 1 e 2 apresentam os valores típicos desses coeficientes para diversas aeronaves e suas configurações.

Tabela 1 – Valores típicos para coeficiente de sustentação máxima ($C_{L,max}$) de aeronaves diversas.

Tipo de Aeronave e Configuração de Voo	Voo (no flaps)	Decolagem (takeoff flap)	Pouso (full flap)
Aeronave ultraleve ou homebuilt	1,2 a 1,8	1,2 a 1,8	1,2 a 1,8
Aeronave geral e utilitária monomotora a hélice	1,3 a 1,9	1,3 a 1,9	1,5 a 2,1
Aeronave geral e utilitária multimotora a hélice	1,3 a 1,9	1,4 a 2,0	1,6 a 2,4
Aeronave agrícola	1,3 a 1,9	1,3 a 1,9	1,3 a 1,9
Aeronave anfíbia mono ou multimotora	1,2 a 1,8	1,5 a 2,1	1,8 a 3,0
Aeronave de treinamento a jato	1,2 a 1,8	1,4 a 2,0	1,6 a 2,4
Aeronave de combate a jato	1,2 a 1,8	1,4 a 2,0	1,6 a 2,4
Aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a hélice	1,2 a 1,8	1,6 a 2,4	1,8 a 3,0
Aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a jato	1,2 a 1,8	1,6 a 2,4	1,8 a 3,0
Aeronave de transporte de passageiros a hélice	1,3 a 1,9	1,5 a 2,1	1,7 a 2,7
Aeronave de transporte de passageiros a jato	1,3 a 1,9	1,5 a 2,1	1,7 a 2,7
Aeronave executiva a jato	1,2 a 1,8	1,4 a 2,0	1,6 a 2,4

Fonte: Venson e Silva (2023).

Tabela 2 – Valores típicos para coeficiente de arrasto (C_{D_0}) de aeronaves diversas.

Tipo de Aeronave	C_{D_0}	e
Bimotor a pistão	0,022 – 0,028	0,75 – 0,8
Turboprop grande	0,018 – 0,024	0,8 – 0,85
Aviação geral pequena com trem retrátil	0,02 – 0,03	0,75 – 0,8
Aviação geral pequena com trem fixo	0,025 – 0,04	0,65 – 0,8
Agrícola com dispersor	0,07 – 0,08	0,65 – 0,7
Agrícola sem dispersor	0,06 – 0,065	0,65 – 0,75
Jato subsônico	0,014 – 0,02	0,75 – 0,85
Jato supersônico	0,02 – 0,04	0,6 – 0,8
Planador	0,012 – 0,015	0,8 – 0,9
Aeromodelo RC	0,025 – 0,045	0,75 – 0,85

Fonte: Sadraey (2017).

2.1.1 Empuxo, Pesos e Carga Paga

As Forças Aerodinâmicas são contrapostas pelo Peso da aeronave e a Força Propulsiva gerada pelos motores. Tanto o empuxo máximo (T_{max}) quanto o peso vazio operacional (OEW) da aeronave são características de projeto desses produtos. Mesmo assim, a manete de potência pode ser controlada na aeronave para entregar uma porcentagem do empuxo máximo disponível em um dado momento, enquanto o peso de decolagem (TOW) depende da inclusão do peso de combustível (W_{fuel}) e a carga paga ($W_{payload}$), até o limite do peso máximo de decolagem (MTOW). A Figura 2 discrimina os pesos acumulados da aeronave, que aumentam a partir de seu Peso Vazio.

Figura 2 – Discriminação dos pesos da aeronave.

Total Fuel Weight	Taxi Fuel	Ramp Weight – RW (Maximum) Takeoff Weight – (M)TOW
	Trip Fuel	Maximum Landing Weight – MLW
	Reserve Fuel	Landing Weight – LW Zero Fuel Weight – ZFW
Total Payload Weight	Passangers	Operational Empty Weight – OEW
	Cargo Load	
Total Empty Weight	Itens, crew and fluids	Basic Empty Weight – BEW
	Systems and Propulsion	
	Structure	

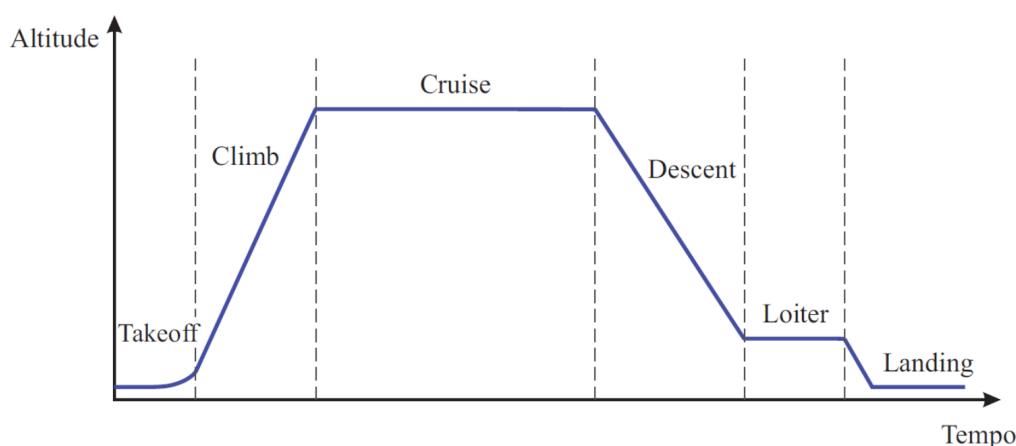
Fonte: Elaborada pelo autor.

É importante compreender cada componente de peso da aeronave, uma vez que ele varia constantemente durante sua operação. Como observado na Figura 2, cada nível de incremento de peso corresponde a um valor de referência para os cálculos de uma determinada fase de voo. Assim, é possível calcular os pesos para a decolagem, pouso e o peso médio em cruzeiro, que são as fases que requerem maiores informações quanto ao peso para cálculos das distâncias, velocidades críticas e consumo de combustível. A necessidade de um processo iterativo para o cálculo de pesos, principalmente em relação ao peso/consumo de combustível, deve ser avaliado considerando a precisão desejada em um processo de otimização.

2.2 Missão

A missão da aeronave é definida como o transporte de uma determinada Carga Paga¹ de um ponto de origem até seu destino. Para aeronaves de transporte civil, o perfil típico da missão é exibido na Figura 3, compreendendo as 6 principais fases de voo que serão detalhadas a seguir.

Figura 3 – Perfil típico de missão.



Fonte: Silva (2019).

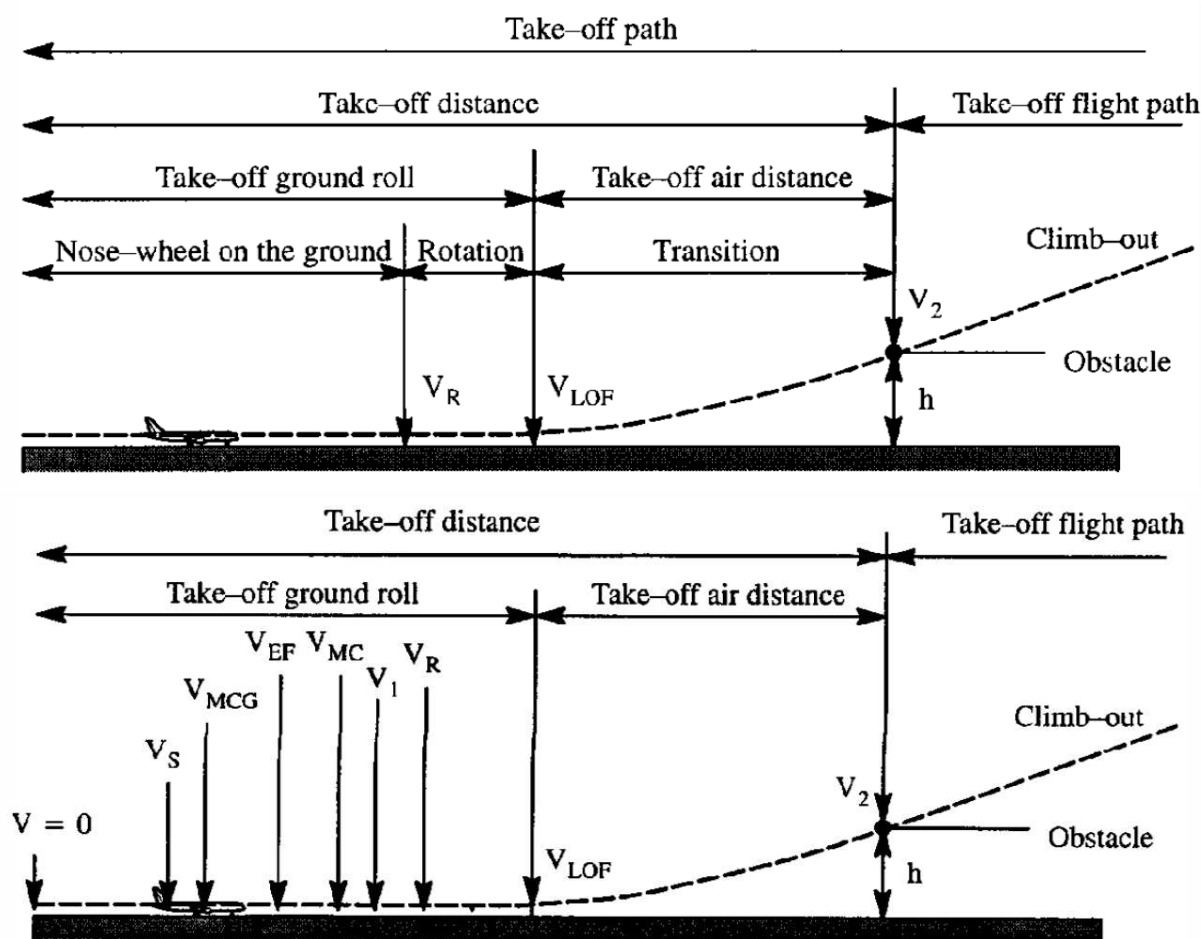
2.2.1 Decolagem (Takeoff)

A fase de Decolagem corresponde ao momento em que a aeronave encontra-se na pista e inicia a rolagem, acelerando até atingir velocidade suficiente para sua rotação e deixa o solo.

Os principais parâmetros dessa fase são a Distância de Decolagem e as Velocidades Críticas. A Distância de Decolagem compreende duas fases, sendo elas a distância percorrida em solo até a rotação e a distância percorrida em voo até atingir a altitude regulamentar, que é definida como 35 ft para aviação comercial de transporte e 50 ft para aviação geral, devendo ser alcançada antes do final da pista. Em geral, a decolagem é a fase de voo em que se emprega o maior empuxo nos motores. Para a caracterização deste trabalho, será considerada a utilização do empuxo máximo disponível. A Figura 4 mostra as principais relações de distância e velocidades relevantes para o entendimento das etapas de decolagem.

¹ Carga Paga é tudo aquilo que cobre os custos da missão ou dita seu objetivo, como passageiros e bagagens, carga a granel, produtos de pulverização, equipamentos militares, entre muitos outros (FILIPPONE, 2012) (ASSELIN, 2012). Para voos de traslado vazio, a própria aeronave passa a ser considerada a carga paga.

Figura 4 – Perfil típico de decolagem.

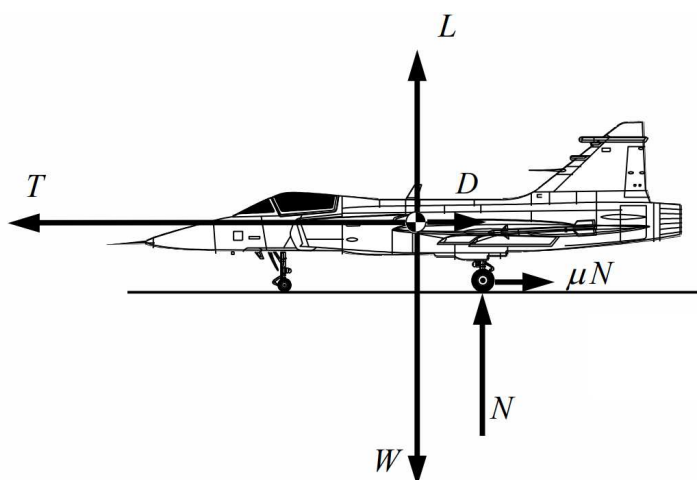


Fonte: Adaptada de Venson e Silva (2023).

Outras características específicas dessa fase incluem o uso de dispositivos hipersustentadores, para aumento de sustentação em baixas velocidades e diminuição da distância de decolagem. Como fase crítica da operação da aeronave, a decolagem relaciona-se diretamente com o MTOW, visto que é o momento em que a aeronave encontra-se mais pesada. Outra consideração é a alta variação do AoA durante a rotação, além da própria infraestrutura aeroportuária como o comprimento de pista e tipo de pavimento.

As principais Equações pertinentes para a caracterização e estudo da Decolagem são apresentadas a seguir, sendo elas a definição da aceleração da aeronave, além das velocidades de Stall e Rotação, coeficientes de sustentação Máximo e de Decolagem e os respectivos tempos e distâncias. A Figura 5 sintetiza as componentes de forças atuantes na aeronave durante a corrida de pista, em decolagem.

Figura 5 – Forças atuantes na decolagem.



Fonte: Venson e Silva (2023).

Ao se analisar as componentes de força, é possível equacionar a 2ª Lei de Newton para o somatório de forças, apresentada a seguir na Equação 2.7, em que o coeficiente de atrito (μ) é obtido pela Tabela 3:

$$\sum F_{\text{horiz}} = ma_T = T - D - \mu N = T - D - \mu(W - L) \tag{2.7}$$

Assim, a Equação 2.8 da aceleração pode ser obtida como:

$$a_T = \frac{T - D - \mu(W - L)}{m} = \frac{g[T - D - \mu(W - L)]}{W} \tag{2.8}$$

Tabela 3 – Valores típicos para coeficiente de atrito (μ) em decolagem e pouso.

Nº.	Superfície	Decolagem (sem freio)	Pouso (com freio)
1.	Concreto/asfalto seco	0,03 – 0,05	0,3 – 0,6
2.	Concreto/asfalto molhado	0,04 – 0,06	0,15 – 0,3
3.	Gramma curta seca	0,05 – 0,06	0,25 – 0,35
4.	Gramma curta molhada	0,06 – 0,08	0,15 – 0,25
5.	Concreto/asfalto com gelo	0,01 – 0,03	0,06 – 0,1
6.	Solo macio	0,1 – 0,3	0,3 – 0,4
7.	Terra firme e seca	0,06 – 0,1	0,3 – 0,4

Fonte: Venson e Silva (2023).

A Equação 2.9 da Velocidade de Stall é apresentada reescrevendo a Equação 2.1 para a condição de $C_{L\max}$. Em seguida, a Velocidade de Stall de Decolagem é definida por norma como 20% maior que a de Stall, como mostrado na Inequação 2.10:

$$V_S = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L\max}}} \quad (2.9)$$

$$V_{ST} \geq 1,2V_S \quad (2.10)$$

Considerando o equilíbrio de forças em voo reto e nivelado, a Equação 2.11 é obtida e reescrita nas Equações 2.12 e 2.13.

$$L = W = \frac{1}{2}\rho S C_{L\text{takeoff}} V_{ST}^2 = \frac{1}{2}\rho S C_{L\max} V_S^2 \quad (2.11)$$

$$\frac{1}{2}\rho S C_{L\text{takeoff}} (1,2V_S)^2 = \frac{1}{2}\rho S C_{L\max} V_S^2 \quad (2.12)$$

$$1,44C_{L\text{takeoff}} = C_{L\max} \quad (2.13)$$

Por sua vez, a Velocidade de Rotação é definida na inequação 2.14, também por norma, como 20% maior que a Velocidade de Stall de Decolagem. Como a velocidade, e consequentemente a aceleração da aeronave não são constantes durante a decolagem, calcula-se a Sustentação e Arrasto a partir de um valor médio de 75% da V_R .

$$V_R \geq 1,2V_{ST} \geq 1,44V_S \quad (2.14)$$

É importante definir a distância de decolagem, composta tanto pela fase em solo quanto pela fase em voo até livrar o obstáculo regulamentar. Para isso, necessita-se definir primeiramente o tempo gasto nesse processo, com base na aceleração da aeronave. A Equação 2.15 do tempo gasto até a rotação se baseia na aceleração da aeronave e sua velocidade de rotação. Por sua vez, o tempo total de decolagem (T_{LOF}) é garantido pela Equação 2.16, em que se considera um tempo de reação do piloto de 2 segundos.

$$t_{VR} = \frac{V_R}{a_T} \quad (2.15)$$

$$t_{LOF} = t_{GND} = t_{VR} + 2 = \frac{V_R}{a_T} + 2 \quad (2.16)$$

Com isso, tem-se a relação de distância em solo na decolagem, a partir da Equação 2.17:

$$R_{GND} = \frac{1}{2}a_T t_{GND}^2 \quad (2.17)$$

A partir do momento que a aeronave deixa o solo, seu ângulo de subida inicial é definido por sua relação de Empuxo e Arrasto, para um dado Peso. A relação é apresentada na Equação 2.18. A partir dela, obtém-se a relação do ângulo γ como componentes da altura regulamentar e a distância percorrida em voo, nas Equações 2.19 e 2.20, ao isolar a distância percorrida em voo.

$$\gamma = \arcsen\left(\frac{T-D}{W}\right) \quad (2.18)$$

$$\tan(\gamma) = \frac{h}{R_{AIR}} \quad (2.19)$$

$$R_{AIR} = \frac{h}{\tan(\gamma)} \quad (2.20)$$

Já a distância total de decolagem é a soma das componentes Solo e Ar:

$$R_T = R_{GND} + R_{AIR} \quad (2.21)$$

Finalmente, outra relação de grande importância para a análise das fases de voo é o consumo de combustível. Para a Decolagem, considera-se a vazão mássica de combustível para os motores em condição de máximo empuxo, durante todo tempo de decolagem previamente calculado. Como o tempo no ar é muito pequeno comparado ao tempo em solo, será considerado apenas este para os cálculos, como observado na Equação 2.22.

$$FTT = \dot{m}_F \left(\frac{TTT}{3600}\right) = \dot{m}_F \left(\frac{t_{GND}}{3600}\right) \quad (2.22)$$

A vazão mássica pode ser obtida pelas relações de Consumo Específico de Combustível (SFC) para aeronaves a hélice, baseada na potência de eixo, ou ainda pelo Consumo Específico de Combustível (TSFC) para aeronaves a jato, baseada no Empuxo gerado. As respectivas Equações são apresentadas a seguir de 2.23 a 2.26.

$$SFC = \frac{\dot{m}_F}{sep} \quad (2.23)$$

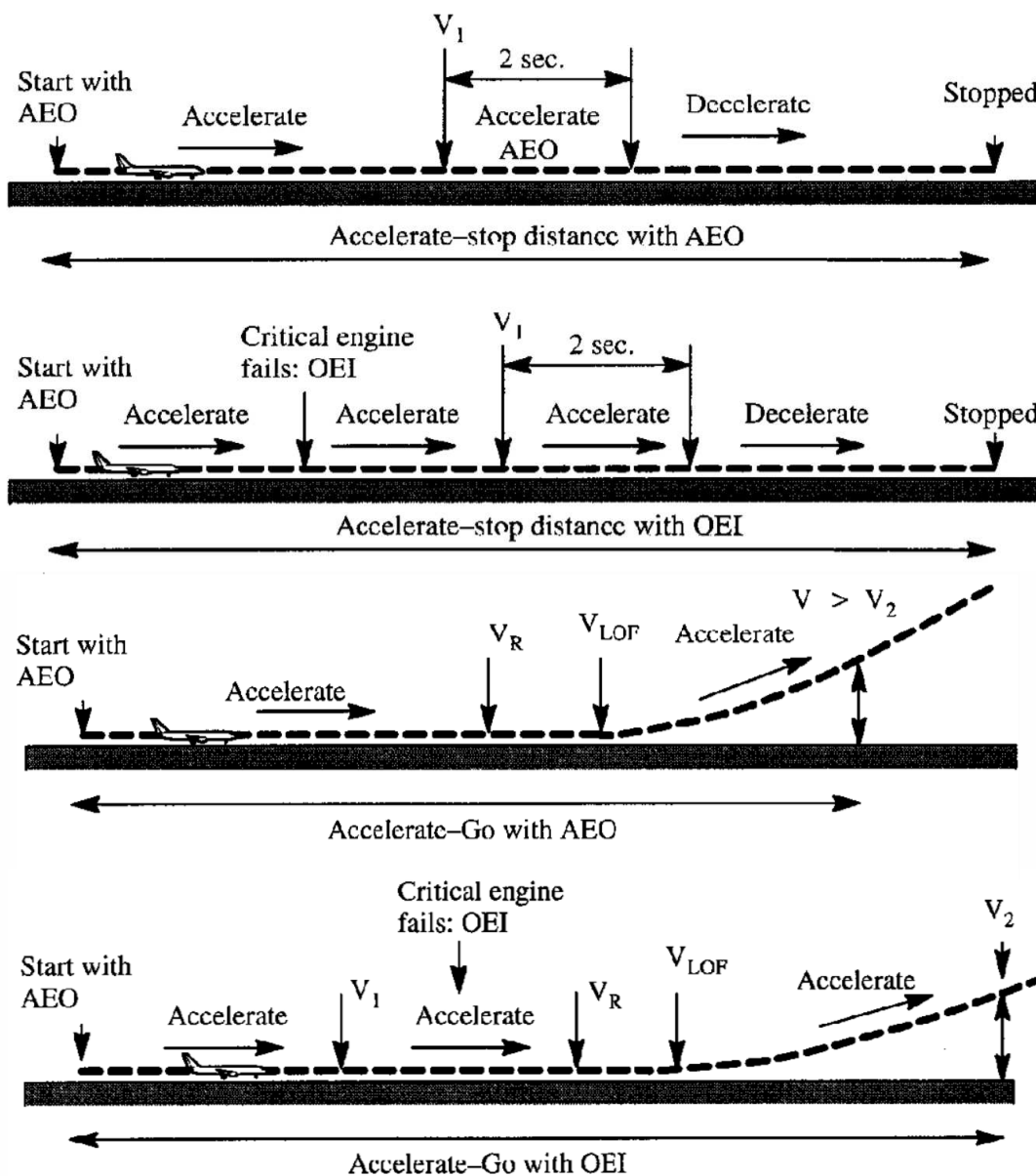
$$FTT = \dot{m}_F \left(\frac{TTT}{3600}\right) = (SFC \cdot sep) \left(\frac{TTT}{3600}\right) \quad (2.24)$$

$$TSFC = \frac{\dot{m}_F}{T} \quad (2.25)$$

$$FTT = \dot{m}_F \left(\frac{TTT}{3600}\right) = (TSFC \cdot T) \left(\frac{TTT}{3600}\right) \quad (2.26)$$

Apesar de a distância de decolagem útil poder ser calculada diretamente, o comprimento de pista mínimo necessário para a operação da aeronave deve ser calculado com base na condição de **Decolagem Balanceada**. Tal condição é obtida a partir do *trade-off* entre a distância requerida para a frenagem (decolagem abortada) e a distância requerida para a conclusão da decolagem, ambas em caso de falha de motor (OEI). Dessa forma, a velocidade da aeronave em decolagem para qual a distância necessária tanto para abortar quanto para concluir a decolagem é a mesma, é definida como Velocidade de Decisão (V_1). A distância de decolagem balanceada passa a ser o valor mínimo de referência para a decolagem da aeronave, permitindo a definição do comprimento de pista mínimo necessário. Após a V_1 , o piloto deve obrigatoriamente concluir a decolagem. A Figura 6 descreve as condições de *Accelerate-Stop* e *Accelerate-Go*, respectivamente.

Figura 6 – Condições de *accelerate-stop* e *accelerate-go* para AEO e OEI.



Fonte: Venson e Silva (2023).

Para efeito dos cálculos, é necessário reavaliar as condições de *Accelerate-Stop* (RTO) e *Accelerate-Go* para as novas acelerações (ou desacelerações) que a aeronave passará a ter considerando a perda de um dos motores, isto é, perda de Empuxo. As Equações 2.27 e 2.28 mostram as respectivas relações:

$$a_{TOEI} = \frac{g[T_{OEI} - D - \mu(W - L)]}{W} \quad (2.27)$$

$$a_{RTO} = -\frac{g[D + \mu_{break}(W - L)]}{W} \quad (2.28)$$

A partir dessas novas acelerações, o desenvolvimento do equacionamento é feito da mesma forma que fora realizado para a condição AEO. A Distância de Decolagem Balanceada, como também a Velocidade de Decisão, serão parâmetros fundamentais para a avaliação do desempenho da aeronave, servindo para a estipulação de aeroportos viáveis para sua operação de Decolagem.

Para o caso de aeronaves a hélice, é necessário obter o Empuxo do motor com base na sua potência fornecida e a eficiência da hélice. Normalmente, a eficiência de hélice na decolagem tem valores entre 50% e 60%, como mostrado por Sadraey (2017). A Equação 2.29 demonstra a relação.

$$T_{TO} = \frac{\eta P_{max}}{V_R} \quad (2.29)$$

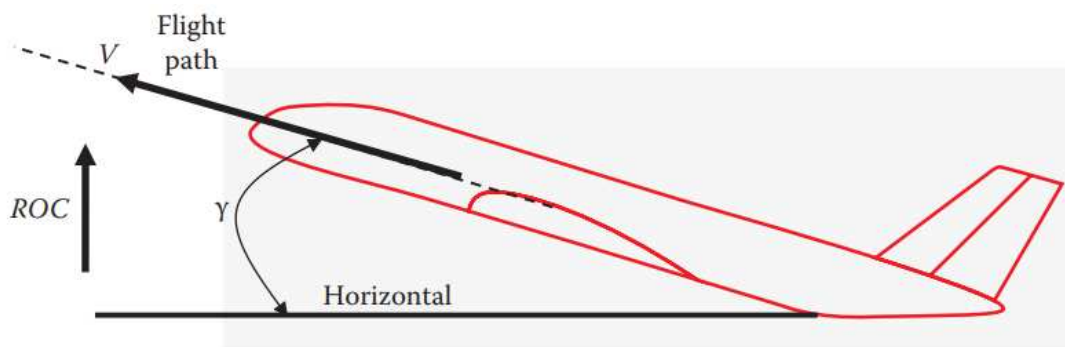
2.2.2 Subida (Climb)

A fase de Subida refere-se ao deslocamento da aeronave, em voo, de seu ponto de partida no aeroporto após deixar o solo, a partir da altitude regulamentada, até a altitude de Cruzeiro pré-definida. Seus principais parâmetros incluem a Razão de Subida (ROC), Ângulo de Subida (γ), Tempo de Subida (TTC), Distância de Subida (DTC) e Combustível necessário para a Subida (FTC). O ROC pode ser definido como a derivada da altitude da aeronave em relação ao tempo, ou seja, a decomposição do vetor velocidade na vertical, enquanto sua decomposição na horizontal é definida como *Ground Speed* (GS).

Em geral, a relação de maior desempenho para uma aeronave é aquela que contempla o ROC máximo, aliado ao mínimo tempo de subida. Contudo, o ângulo de subida máximo também tem grande relevância para cenários que necessitem da subida mais íngreme possível, para desvio de obstáculos por exemplo. Do ponto de vista do operador, a subida com o melhor custo-benefício do ponto de vista econômico é altamente desejado. Segundo Sadraey (2017), a forma de subida mais eficiente em termos de consumo de combustível é aproximadamente a mesma da subida mais rápida. Dessa forma, será admitido para os efeitos desse trabalho apenas o método que contempla a subida mais rápida, isto é, a maximização do ROC na fase de Subida.

A Equação 2.30 apresenta a definição do ROC, enquanto sua maximização ocorre com a maior diferença entre Potência Propulsiva e Potência de Arrasto, respectivamente TV_0 e DV_0 . É importante notar que a condição de ROC máximo *não* corresponde ao máximo excesso de Empuxo.

Figura 7 – Parâmetros da subida.

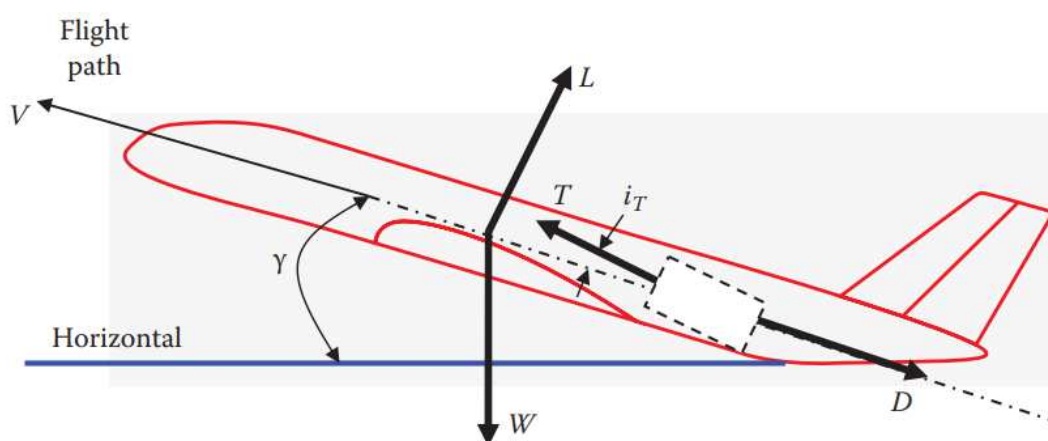


Fonte: Sadraey (2017).

$$ROC = V_0 \left(\frac{T - D}{W} \right) = \frac{TV_0 - DV_0}{W} \quad (2.30)$$

A relação das forças atuantes na fase de Subida de uma aeronave a velocidade constante pode ser definida na Figura 8. A partir dela, a Equação 2.31 pode ser obtida assumindo-se a linha de atuação da força de Empuxo (T) coincidente com a direção de voo, todas as forças atuam no CG da aeronave e seu AoA é nulo.

Figura 8 – Forças atuantes na subida.



Fonte: Sadraey (2017).

$$T - D - mg \sin(\gamma) = m \frac{dV}{dt} \quad (2.31)$$

Multiplicando ambos os lados por V e considerando a definição do ROC, obtém-se a Equação 2.32. O termo da esquerda é denominado Excesso de Potência da aeronave, que se relaciona com suas energias Cinética e Potencial. Dessa forma, a Subida da aeronave pode ser interpretada por uma relação de transferência de energia:

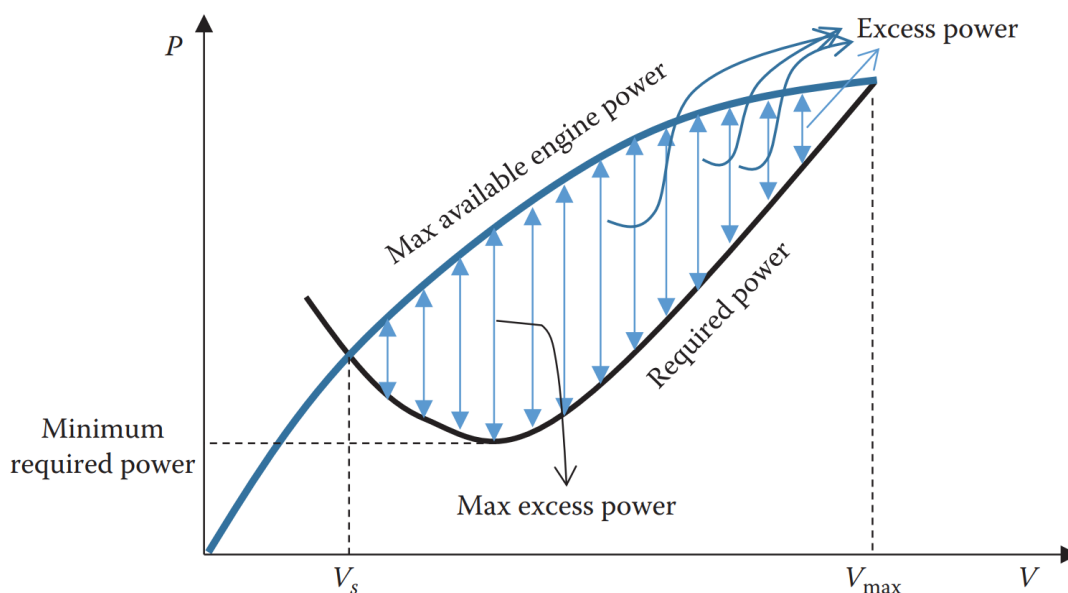
$$(T - D)V = \frac{d}{dt} \left[mgh + \frac{1}{2}mV^2 \right] \quad (2.32)$$

Em outras palavras, o Excesso de Potência pode ser definido pela relação da Potência Disponível, relacionada ao Empuxo, e da Potência Requerida, relacionada ao Arrasto, como mostrado na Equação 2.33. Cabe ressaltar que tais relações se aplicam tanto para aeronaves a jato quanto para aeronaves a hélice, que terão suas particularidades abordadas posteriormente para a realização dos cálculos necessários.

$$P_{ex} = (T - D)V = TV - DV = P_{av} - P_{req} \quad (2.33)$$

O objetivo do programa de Subida para este trabalho é obter o Excesso de Potência Máximo, visto que ele é diretamente relacionado ao ROC máximo. A Figura 9 demonstra as curvas características para a Potência Requerida e a Potência Disponível de acordo com a velocidade da aeronave.

Figura 9 – Variação de potência disponível (propulsiva) e requerida (arrasto).



Fonte: Sadraey (2017).

O tempo de subida pode ser definido com base no ganho de altitude na subida e o ROC. Com ele, é possível obter ainda a distância percorrida em relação ao solo durante a subida, ao se multiplicar pela *Ground Speed*, e o consumo de combustível durante a subida, ao se multiplicar pela vazão mássica de combustível, para a qual ainda valem as relações descritas em 2.23 e 2.25. As Equações 2.34 a 2.36 demonstram as relações:

$$\text{time to climb} = \text{TTC} = \frac{\Delta h}{\text{ROC}} \quad (2.34)$$

$$\text{distance to climb} = \text{DTC} = \left(\frac{\text{TTC}}{60} \right) \text{GS} \quad (2.35)$$

$$\text{fuel to climb} = \text{FTC} = \dot{m}_F \left(\frac{\text{TTC}}{60} \right) \quad (2.36)$$

Algumas considerações importantes para a formulação matemática da fase de Subida dizem respeito à grande variação de altitude nela ocorrida. Dessa forma, a densidade do ar varia e acarreta mudanças para o Arrasto, Empuxo, Potência e consumo de combustível. Para tanto, considera-se o valor da densidade do ar na altitude média de subida, ou seja, metade da altitude de cruzeiro. Os valores de ROC e ângulo de subida também sofrem variações devido à diminuição de Arrasto, Peso e Empuxo da aeronave, e mais uma vez são considerados seus valores na altitude média.

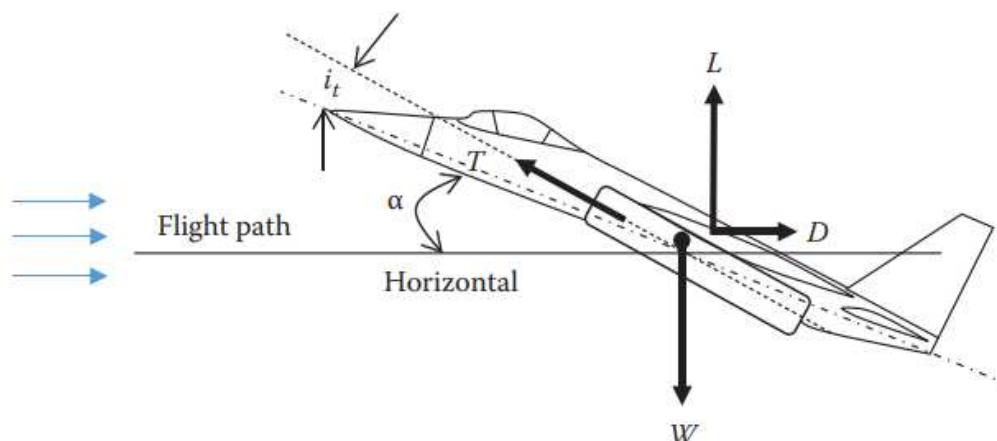
2.2.3 Cruzeiro (Cruise)

A fase de Cruzeiro é o momento em que a aeronave passa a voar a velocidade constante e em uma mesma altitude, percorrendo toda a distância necessária até se aproximar de seu destino. É a fase em que mais se consome combustível por ser, em geral, a fase que percorre a maior distância. Em termos de operação civil, é a fase de maior impacto no custo operacional, sendo necessário otimizar o consumo e tempo de voo, de acordo com a velocidade e altitude de cruzeiro. Como abordado anteriormente, a consideração do ângulo de atuação do Empuxo ser desprezível persiste. Ainda, o AoA pode ser considerado muito pequeno durante toda a fase de cruzeiro, sem haver grandes variações. As Equações 2.37 e 2.38 com a Figura 10 resumem as resultantes de forças em voo de cruzeiro reto e nivelado, em que se considera nula a aceleração da aeronave.

$$T = D \quad (2.37)$$

$$L = W \quad (2.38)$$

Figura 10 – Forças atuantes em voo de cruzeiro (reto e nivelado).



Fonte: Sadraey (2017).

Outra definição importante é a Eficiência Aerodinâmica, que é dada pela relação de Sustentação por Arrasto, como na Equação 2.39. Como demonstrado por Sadraey (2017) a partir das Equações 2.1 e 2.2, o valor para a máxima eficiência aerodinâmica ocorre para a condição de mínimo arrasto, uma vez que a sustentação permanece constante, igual ao peso da aeronave em um dado instante, sendo definida na Equação 2.41.

$$E = \frac{L}{D} \quad (2.39)$$

$$E_{\max} = \frac{L}{D_{\min}} \quad (2.40)$$

$$E_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{KC_{D_0}}} \quad (2.41)$$

Em termos de velocidade de cruzeiro, a velocidade para a qual a Eficiência Aerodinâmica é máxima é justamente a velocidade que minimiza o Arrasto, sendo denominada Velocidade de Mínimo Arrasto. Viajar nessa velocidade é preferível para os casos em que se objetiva diminuir o consumo de combustível, além de aumentar a autonomia de voo. Ainda de acordo com as demonstrações de Sadraey (2017), a Velocidade de Mínimo Arrasto assim como os coeficientes de arrasto e sustentação correspondentes estão refletidos nas Equações 2.42 a 2.44.

$$V_{md} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{\min D}}}} \quad (2.42)$$

$$C_{D_{md}} = 2C_{D_0} \quad (2.43)$$

$$C_{L_{md}} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}} \quad (2.44)$$

Por fim, define-se a velocidade relativa como a razão entre a velocidade da aeronave e a velocidade de mínimo arrasto, para efeito de cálculos futuros.

$$u = \frac{V}{V_{md}} \quad (2.45)$$

Pela definição de velocidade relativa, é possível relacionar o Arrasto Total para uma dada velocidade, com o Arrasto na condição mínima. O equacionamento para a razão de arrasto por mínimo arrasto é obtida em 2.46.

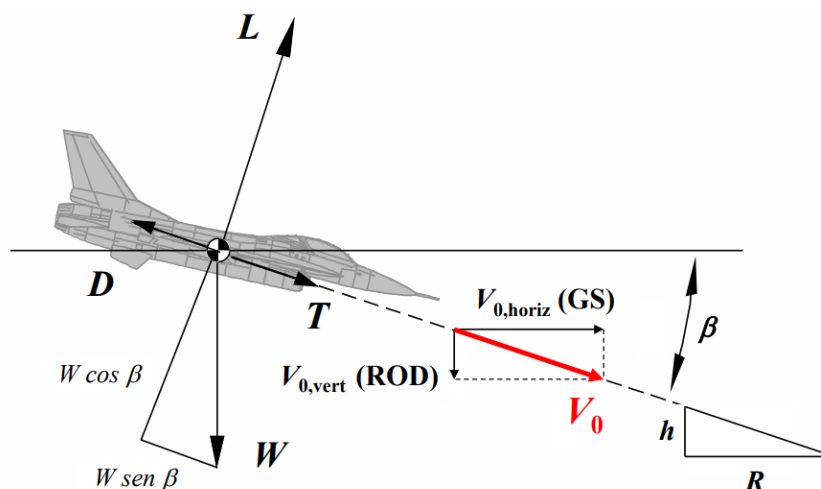
$$\frac{D}{D_{\min}} = \frac{2u^2}{u^4 + 1} \quad (2.46)$$

Com todo o equacionamento para a fase de Cruzeiro realizado, é possível calcular importantes parâmetros como Alcance (R) e Autonomia (A) da aeronave. Com esses parâmetros, os requisitos da missão podem ser validados, para que estejam dentro do alcance e da autonomia máxima da aeronave, considerando ainda as reservas regulamentares. As relações de Alcance e Autonomia, suas formulações e outras definições serão tratadas a fundo nos tópicos 2.3 e 2.4.

2.2.4 Descida (Descent)

A fase de Descida ocorre quando a aeronave já está próxima de seu destino, e inicia o deslocamento em direção ao seu destino para uma altitude mais baixa, enquanto se prepara para o Pouso. Assim, os motores geralmente são colocados em marcha-lenta e produzem pouco Empuxo, enquanto a aeronave reduz sua altitude. Os parâmetros que envolvem a descida incluem o Ângulo de Descida (β) e a Razão de Descida (ROD). Similarmente ao que ocorre na Subida, a aeronave tem sua trajetória decomposta na vertical e horizontal, respectivamente a altitude e o alcance horizontal. Já a velocidade é decomposta na vertical como ROD e na horizontal como GS. A Figura 11 e as Equações 2.47 e 2.48 representam os parâmetros discutidos.

Figura 11 – Forças atuantes na descida.



Fonte: Venson e Silva (2023).

$$\beta = \arcsin\left(\frac{D-T}{W}\right) \quad (2.47)$$

$$ROD = V_0 \sin(\beta) \quad (2.48)$$

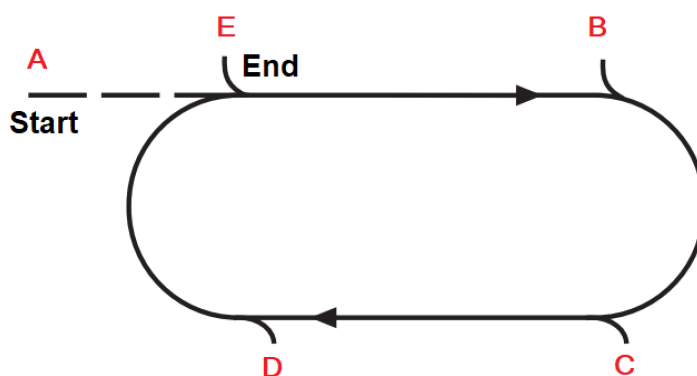
As Equações acima demonstram que o ângulo de descida é diretamente proporcional à diferença entre arrasto total e o empuxo, isto é, o excesso de arrasto da aeronave. Assim, o ângulo de descida mínimo (β_{min}) ocorrerá para uma diferença de arrasto e empuxo mínima, na condição de mínimo excesso de arrasto. Segundo Filippone (2012), é necessário avaliar as fases de Cruzeiro e Descida **em conjunto** para procedimentos de otimização da trajetória de voo, como minimização do tempo de voo ou consumo de combustível.

2.2.5 Espera (Loiter)

A fase de *Loiter* pode ser interpretada como um momento de espera para receber a autorização de Pouso. Nessa fase, a aeronave continua a voar próxima a seu destino, geralmente em círculos e a uma altitude constante inferior à de Cruzeiro, até que receba a autorização para pousar. Quando houver a necessidade de realizar uma espera, o objetivo passa a ser a maximização da Autonomia de voo, isto é, a minimização do consumo de combustível a velocidades baixas, com empuxo reduzido. Como a aeronave já está próxima de seu destino e o tempo de chegada passa a ser critério do controle de tráfego aéreo, ou qualquer outra condição adversa e/ou meteorológica, é preferível minimizar os gastos econômicos da espera nessa fase de voo, ou ainda alternar para outro aeroporto a depender da situação.

Em resumo, a fase de *Loiter* é uma fase *indesejada*, que não ocorre em condições ideais de operação. Contudo, o cálculo de desempenho da aeronave que envolve o cálculo do alcance e combustível necessário deve sempre contemplar reservas para os casos de espera e aeroportos alternativos. Sem essa reserva, a aeronave correria risco de ficar sem combustível. Para garantir a segurança de voo da aviação global, as autoridades aéreas do mundo, em conjunto com órgãos internacionais como a ICAO, regulamentam a obrigatoriedade de reservas de combustível que contabilizem tanto para alcance quanto para autonomia extra. Os valores podem variar de acordo com a legislação local e tipo de operação, mas será admitido para os cálculos deste trabalho o valor de referência para IFR do RBAC² 91 da ANAC, que considera autonomia extra de 45 minutos, somada ao alcance extra do aeroporto alternativo. A Figura 12 apresenta um dos perfis típicos de *Holding* da aeronave para a fase de *Loiter*.

Figura 12 – Perfil típico de *holding* da aeronave, conhecido como *racetrack*.



Fonte: Adaptada de FAA (2001).

² Trecho do RBAC 91 da ANAC que define os requisitos de reserva de combustível para voos IFR:

§91.167 Requisitos de combustível e óleo para voos por instrumentos (IFR)

(a) Somente é permitido operar uma aeronave civil em voo IFR se, considerando vento e condições meteorológicas conhecidas, houver combustível e óleo suficiente para:

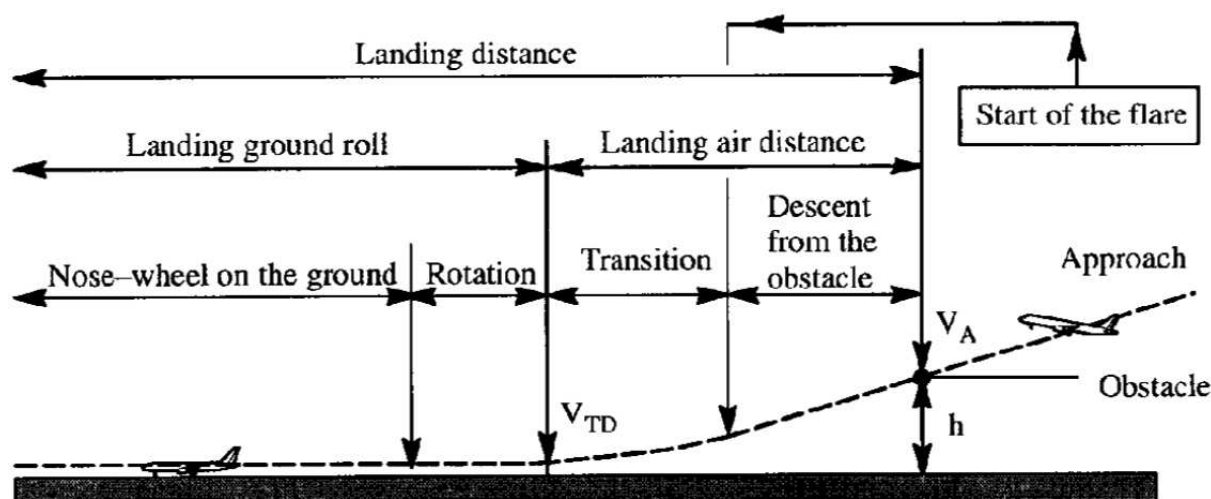
- (1) completar o voo até o aeródromo previsto para primeiro pouso;
- (2) voar desse aeródromo até o aeródromo de alternativa; e
- (3) após isso, voar em velocidade normal de cruzeiro:
 - (i) mais 45 minutos, para aviões; e
 - (ii) mais 30 minutos, para helicópteros.

2.2.6 Pouso (Landing)

A fase de Pouso é definida como o momento em que a aeronave aproxima-se da pista e toca o solo, passando a desacelerar até que atinja velocidade suficientemente baixa para livrar a pista e proceder para o taxi e sua parada definitiva para desembarque. Os principais parâmetros a serem avaliados nessa fase são a Distância de Aterrissagem e as Velocidades Críticas de aterrissagem.

Em termos da distância de aterrissagem, soma-se a distância percorrida em solo a partir do toque na pista à distância percorrida em voo após livrar o obstáculo na altitude regulamentar, que nesse caso é de 50 ft. Na maioria dos casos, a aeronave não realiza a parada completa na pista, mas sim no pátio após livrar a pista para alguma *taxiway* e percorrer o caminho informado pelo controle de tráfego local até o ponto de desembarque com velocidades baixas. Contudo, para efeito dos cálculos da distância, será considerada a condição crítica da aeronave realizar a frenagem até a parada completa na própria pista. A Figura 13 exibe o procedimento de Pouso.

Figura 13 – Perfil típico de pouso.



Fonte: Adaptada de Venson e Silva (2023).

Por definição regulamentar, todas as aeronaves devem contar com um sistema de frenagem. Para algumas aeronaves a hélice, costuma-se regular o passo da hélice para a posição em que gere Tração na direção contrária, auxiliando na frenagem. Em aeronaves a jato, o mecanismo utilizado similarmente é o reversor de empuxo, que bloqueia o jato a fluir no sentido convencional, direcionando-o para as laterais. Assim, o empuxo não contribui para a aceleração da aeronave, podendo ainda contribuir com componentes que a desaceleram. Apesar da vasta utilização desses sistemas em aeronaves de transporte comercial, os cálculos de frenagem são realizados sem a consideração desses mecanismos, adotando a condição crítica.

Outros dispositivos auxiliares que ajudam na frenagem, como os Ground Spoilers, podem ser utilizados. Eles atuam reduzindo drasticamente a sustentação gerada pelas asas e permitem que os freios atuem sobre o peso total da aeronave em solo. Por se tratar de um mecanismo de vasta utilização, o cálculo da frenagem levará em conta os efeitos da sustentação gerada durante a frenagem com a redução de 50% do valor da sustentação.

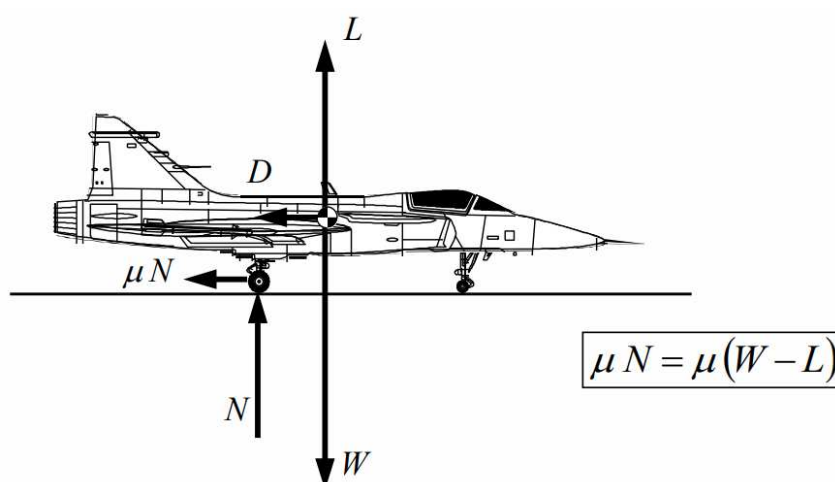
Novamente, a Velocidade de Stall é utilizada para a definição das velocidades críticas, além da Velocidade de Aproximação (V_{APP}) e a Velocidade de Toque (V_{TD}). Seus valores são apresentados nas Equações 2.49 e 2.50.

$$V_{APP} \geq 1,3V_S \tag{2.49}$$

$$V_{APP} \geq V_{TD} \geq 1,15V_S \tag{2.50}$$

As forças que atuam na aeronave durante o Pouso são semelhantes àquelas presentes na Decolagem, com a diferença do coeficiente de atrito ser maior pela frenagem e o Empuxo ser muito baixo, considerado desprezível para os cálculos. A Figura 14 exhibe as relações.

Figura 14 – Forças atuantes no pouso.



Fonte: Venson e Silva (2023).

Em relação às componentes de força, é possível equacionar novamente a 2ª Lei de Newton para o somatório de forças, apresentada a seguir na Equação 2.51, em que o coeficiente de atrito de frenagem (μ) é ainda obtido pela Tabela 3:

$$\sum F_{horiz} = ma_L = -D - \mu N = -D - \mu(W - L) \tag{2.51}$$

Assim, a Equação 2.8 da aceleração pode ser obtida como:

$$a_L = \frac{-D - \mu(W - L)}{m} = -\frac{g[D + \mu(W - L)]}{W} \quad (2.52)$$

Como a velocidade, e conseqüentemente a aceleração da aeronave não é constante durante o pouso, define-se o cálculo da sustentação e arrasto para a condição de *touchdown*, sendo definidas as Equações 2.53 e 2.54.

$$L_{V_{TD}} = \frac{1}{2}\rho_0 S C_{L_{land}} V_{TD}^2 \quad (2.53)$$

$$D_{V_{TD}} = \frac{1}{2}\rho_0 S C_{D_{TD}} V_{TD}^2 = \frac{1}{2}\rho_0 S (C_{D0} + k_2 C_{L_{land}}^2) V_{TD}^2 \quad (2.54)$$

2.3 Alcance

O Alcance de uma aeronave calcula a distância percorrida em voo de acordo com seu consumo e quantidade de combustível disponível. Para isso, utiliza-se o TSFC (para aeronaves a jato) ou o SFC (para aeronaves a hélice) para se calcular o fluxo de combustível consumido pelo motor baseado em seu empuxo gerado, como visto nas Equações 2.23 e 2.25, definindo-se o Alcance Específico (SR) como a distância percorrida por consumo de combustível. Entretanto, existem definições de alcance que contemplam todo o percurso desde a decolagem (SAR), apenas o trajeto percorrido em cruzeiro (GSAR), ou ainda o trajeto completo entre dois aeroportos considerando reservas regulamentares para a operação segura (Safe Range). Para este trabalho, o cálculo do Alcance se dará considerando apenas o voo reto e nivelado em cruzeiro (GSAR), mas descontando ainda o valor calculado para o consumo de combustível nas demais fases de voo do valor total de combustível disponível. Primeiramente, será desenvolvida a teoria para aeronaves a jato como a da Figura 15, com as particularidades para aeronaves a hélice e híbridas-elétricas sendo abordadas em tópicos específicos.

Figura 15 – Exemplo de aeronave a jato: Embraer E175-E2.



Fonte: Elaborada pelo autor.

A Equação 2.55 relaciona o Alcance Específico com a vazão mássica de combustível, com a consideração do TSFC ser constante ao longo do voo de cruzeiro.

$$SR = \frac{dx}{dm_f} = \frac{V dt}{m_f dt} = \frac{V}{m_f} = -\frac{V}{TSFC \cdot T} \quad (2.55)$$

Como em cruzeiro, a força propulsiva é igual ao arrasto, e a sustentação também se iguala ao peso, tem-se a Equação 2.56:

$$SR = -\frac{V}{TSFC \cdot D} = -\frac{V \cdot L}{TSFC \cdot D \cdot L} = -\frac{V \cdot (L/D)}{TSFC \cdot W} = -\frac{V \cdot E}{TSFC \cdot W} \quad (2.56)$$

É importante notar que o cálculo para o Alcance Específico, assim como a Autonomia Específica, se dão pontualmente. Isso se deve ao fato de o Arrasto depender do valor do peso, que em voo de cruzeiro varia conforme o combustível é consumido. Deve-se calcular, portanto, o desempenho integral da aeronave durante toda a fase de cruzeiro, considerando a variação do combustível consumido. Uma vez que a sustentação é igual ao peso, substitui-se a Equação 2.1 em 2.56:

$$SR = -\frac{\left(\sqrt{\frac{2W}{\rho SC_L}}\right) \cdot E}{TSFC \cdot W} = \frac{1}{TSFC} \left(\sqrt{\frac{2}{\rho SW}}\right) \left(\frac{\sqrt{C_L}}{C_D}\right) \quad (2.57)$$

Para avaliar o desempenho integral, é necessário estipular as condições iniciais e finais do peso da aeronave (e o combustível utilizado). Dessa forma, define-se ω como a razão entre o peso inicial e final da aeronave durante o cruzeiro, como descrito na Equação 2.58.

$$\omega = \frac{W_i}{W_f} \Rightarrow W_i - W_f = W_i \left(1 - \frac{1}{\omega}\right) \quad (2.58)$$

A Equação do Alcance é obtida ao se integrar o Alcance específico, como visto na Equação 2.59. Considerando a variação de peso e substituindo a definição de SR, obtém-se a Equação 2.60

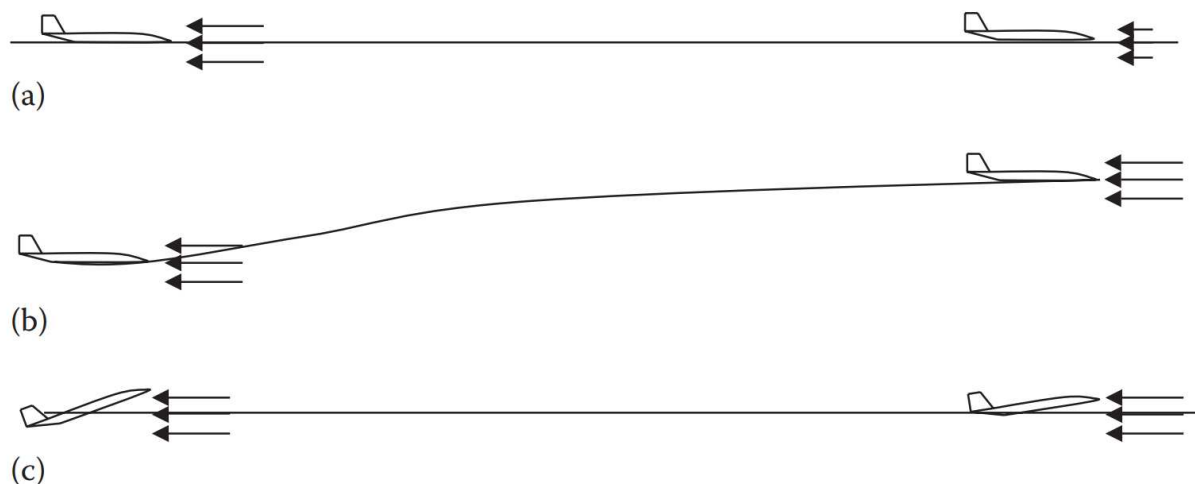
$$R = \int_0^R dx = \int SR dW \quad (2.59)$$

$$R = \frac{1}{TSFC} \int_{W_i}^{W_f} V \frac{L}{D} \frac{dW}{W} \quad (2.60)$$

Ultimamente, a relação para o peso da aeronave é dependente de 3 parâmetros principais: Densidade do Ar, Velocidade de Voo e Coeficiente de Sustentação. Esses parâmetros variam de acordo com a altitude, velocidade e AoA, respectivamente. Sadraey (2017) propõe então 3 programas para o cálculo do Alcance da aeronave em voo de cruzeiro, que estão relacionados aos parâmetros do peso ao se variar uma delas de cada vez. A Equação 2.61 exhibe os parâmetros para o peso, que podem ser avaliados caso a caso ao se manterem constantes dois deles por vez. A Figura 16 apresenta a característica de voo de cruzeiro para as três condições, denominadas aqui como *Flight Programs*. Em (a), varia-se a Velocidade, em (b) a Altitude e em (c) o Ângulo de Ataque da aeronave. O equacionamento para os programas de voo são feitos com base no que foi proposto por Eshelby (2000), tanto para o Alcance quanto para a Autonomia da aeronave.

$$W = \frac{1}{2} \rho V^2 SC_L \quad (2.61)$$

Figura 16 – Características de voo para os 3 métodos de cruzeiro.



Fonte: Sadraey (2017).

2.3.1 Flight Program 1: AoA e Velocidade Constantes

Esse método, também conhecido como *Cruise Climb*, é o mais ideal dos três, pois resulta na condição de maior Alcance para a mesma quantidade de combustível disponível. É obtido mantendo-se o ângulo de ataque e a velocidade constantes, resultando na Equação 2.62.

$$\frac{W}{\rho} = \frac{1}{2} V^2 S C_L = \text{constante} \tag{2.62}$$

Contudo, para que a relação na Equação 2.62 se mantenha constante, conforme o peso da aeronave diminui é necessário haver uma diminuição também na densidade do ar, que se reflete no aumento progressivo da altitude de voo. Isso, a princípio, inviabiliza a operação da aeronave por restrições de aeronavegabilidade, que requerem às aeronaves manter uma mesma altitude de cruzeiro. Uma forma de se contornar isso é realizar ganhos escalonados de altitude ao longo do voo, mas que ainda assim deve ser regulado de acordo com o ATC. Asselin (2012) traz o resumo dos ganhos de altitude permitidos pelo ATC, sendo reproduzido na Tabela 4.

Tabela 4 – Altitudes de cruzeiro permitidas.

Altitudes	Voo Leste (0° - 179°)	Voo Oeste (180° - 359°)
Acima de FL290 (A cada 4000 ft)	FL290, FL330, ...	FL310, FL350, ...
Abaixo de FL290 (A cada 2000 ft)	Milhares Ímpares	Milhares Pares

Fonte: Adaptada de Asselin (2012).

O Alcance calculado para o Método 1 é descrito na Equação 2.63, em que a Equação 2.60 é reescrita para a consideração de V e C_L constantes.

$$R_1 = \frac{V}{(TSFC)} \frac{L}{D} \int_{W_i}^{W_f} \frac{dW}{W} \quad (2.63)$$

Ao se resolver a integral, o resultado é a Equação 2.64, conhecida como Equação de Alcance de Breguet, em sua forma geral.

$$R_1 = \frac{V}{(TSFC)} \frac{L}{D} \ln(\omega) \quad (2.64)$$

Ainda, é possível relacionar a Velocidade referente à condição de Máximo Alcance em função da Velocidade de máxima eficiência aerodinâmica (de mínimo arrasto) para o *Flight Program 1*, que pode ser identificada a seguir de acordo com o demonstrado por Asselin (2012):

$$V_{\text{máximo alcance}} = \sqrt[4]{3} V_{md} = 1.316 V_{md} \quad (2.65)$$

Por fim, busca-se definir uma função geral para o cálculo do Alcance. Uma vez que AoA e V são constantes, as relações de C_L por $C_{L_{md}}$ e a velocidade relativa u também serão constantes. Assim, obtem-se a Equação 2.66 para o *Flight Program 1* com base na velocidade relativa u . O primeiro termo passa a ser denominado Fator de Alcance e apresenta as características da aeronave em voo de cruzeiro, enquanto o segundo é a Função de Alcance, que dá forma à curva e se baseia no combustível consumido.

$$R_1 = \underbrace{\left[\frac{V_{md_i}}{TSFC} E_{\max} \right]}_{\text{Fator de Alcance}} \cdot \underbrace{\left(\frac{2u^3}{u^4 + 1} \right)}_{\text{Função de Alcance}} \ln(\omega) \quad (2.66)$$

2.3.2 *Flight Program 2: AoA e Altitude Constantes*

O segundo método diz respeito à variação da velocidade de voo durante o cruzeiro, mantendo a altitude e o ângulo de ataque constantes, o que resulta na Equação 2.67.

$$\frac{W}{V^2} = \frac{1}{2} \rho S C_L = \text{constante} \quad (2.67)$$

Para realizar o voo seguindo esse programa, é necessário que o piloto, ou o piloto automático, reduza progressivamente as manetes de potência ao longo do voo, para diminuir a velocidade. Em geral para as aeronaves modernas, não é necessário o comando manual do piloto caso esse seja o programa de voo escolhido. Contudo, as restrições de ATC ainda pesam contrariamente ao programa por geralmente definir uma velocidade de cruzeiro aproximadamente constante, com poucas variações. Outro ponto negativo é o fato de a diminuição da velocidade acarretar aumento do tempo de voo, o que na maioria das vezes busca-se evitar.

O Alcance calculado para o Método 2 é descrito na Equação 2.68, em que a Equação 2.60 é reescrita para a consideração de ρ e C_L constantes.

$$R_2 = \frac{1}{(TSFC)} \left(\frac{2}{\rho S C_L} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{L}{D} \int_{W_i}^{W_f} \frac{dW}{W^{\frac{1}{2}}} \quad (2.68)$$

Ao se resolver a integral, tem-se como resultado a Equação 2.69.

$$R_2 = \frac{1}{(TSFC)} \left(\frac{2W_i}{\rho S} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{C_{L^{\frac{1}{2}}}}{C_D} 2 \left(1 - \omega^{-\frac{1}{2}} \right) \quad (2.69)$$

De maneira análoga ao Método 1, a Velocidade referente à condição de Máximo Alcance em função da Velocidade de mínimo arrasto para o *Flight Program 2* é a mesma da Equação 2.65, uma vez que o AoA é constante, assim como a relação para a velocidade relativa u :

$$V_{\text{máximo alcance}} = \sqrt[4]{3} V_{md} = 1.316 V_{md} \quad (2.70)$$

Por fim, define-se a função geral para o cálculo do Alcance nesse programa. As Equações 2.1 e 2.46 são novamente utilizadas, resultando na Equação 2.71 para o *Flight Program 2*, com base na velocidade relativa u . O primeiro termo representa o Fator de Alcance e apresenta as características da aeronave em voo de cruzeiro, enquanto o segundo é a Função de Alcance, que dá forma à curva e se baseia no combustível consumido.

$$R_2 = \underbrace{\left[\frac{V_{md_i}}{TSFC} E_{\max} \right]}_{\text{Fator de Alcance}} \cdot \underbrace{\left(\frac{2u^3}{u^4 + 1} \right) 2 \left(1 - \omega^{-\frac{1}{2}} \right)}_{\text{Função de Alcance}} \quad (2.71)$$

2.3.3 *Flight Program 3: Velocidade e Altitude Constantes*

O último Método considera a variação do ângulo de ataque da aeronave, mantendo velocidade e altitude constantes. A Equação 2.72 demonstra a relação.

$$\frac{W}{C_L} = \frac{1}{2} V^2 \rho S = \text{constante} \quad (2.72)$$

Esse método se diferencia dos anteriores por não apresentar o arrasto constante ao longo do percurso. Dessa forma, o piloto (ou piloto automático) deverá comandar o manche da aeronave para diminuir o AoA progressivamente ao longo do voo de cruzeiro. Em geral para as aeronaves modernas, não é necessário o comando manual do piloto caso esse seja o programa de voo escolhido. O Método 3 é considerado o mais aceitável do ponto de vista operacional, visto que contempla as restrições de altitude e velocidade constantes.

O Alcance calculado para o Método 3, diferentemente do que ocorre para os casos anteriores, tem sua função de Alcance (e conseqüentemente a velocidade para o alcance máximo) alterada de acordo com a razão de combustível utilizado (ω). Isso ocorre pois, uma vez que o arrasto varia, a velocidade para o mínimo arrasto também é variável. Portanto, define-se a Equação 2.73, em que a Equação 2.60 é reescrita para a consideração de ρ e V constantes. O Arrasto variável é calculado na Equação 2.74.

$$R_3 = \frac{V}{(TSFC)} \int_{W_i}^{W_f} \frac{dW}{D} \quad (2.73)$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D0} + \frac{KW^2}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (2.74)$$

Ao se resolver a integral, tem-se como resultado a Equação 2.75.

$$R_3 = \frac{V}{(TSFC)} \frac{1}{(KC_{D0})^{\frac{1}{2}}} \left\{ \tan^{-1} \left[\frac{W_i}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \left(\frac{K}{C_{D0}} \right)^{\frac{1}{2}} \right] - \tan^{-1} \left[\frac{W_f}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \left(\frac{K}{C_{D0}} \right)^{\frac{1}{2}} \right] \right\} \quad (2.75)$$

$$\text{em que: } \frac{W}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \left(\frac{K}{C_{D0}} \right)^{\frac{1}{2}} = \frac{C_L}{C_{L_{md}}} = \frac{V_{md}^2}{V^2} = \frac{1}{u^2} \quad (2.76)$$

Visto que a velocidade se mantém constante e proporcional à raiz quadrada do peso da aeronave, a velocidade relativa final pode ser multiplicada pela razão de peso (ω) como observado em 2.77.

$$u_f = \sqrt{\omega} \cdot u_i \quad (2.77)$$

Finalmente, pode-se definir a função geral para o cálculo do Alcance nesse programa, resultando na Equação 2.78 para o *Flight Program 3*, com base na velocidade relativa u . O primeiro termo representa o Fator de Alcance e apresenta as características da aeronave em voo de cruzeiro, enquanto o segundo é a Função de Alcance, que dá forma à curva e se baseia no combustível consumido.

$$R_3 = \underbrace{\left[\frac{V_{md_i} E_{\max}}{TSFC} \right]}_{\text{Fator de Alcance}} \cdot 2u_i \underbrace{\left\{ \tan^{-1} \left[\frac{1}{u_i^2} \right] - \tan^{-1} \left[\frac{1}{\omega u_i^2} \right] \right\}}_{\text{Função de Alcance}} \quad (2.78)$$

2.4 Autonomia

Do mesmo modo que ocorre para o Alcance, a Autonomia pode ser descrita como a quantidade de tempo que a aeronave é capaz de percorrer de acordo com sua quantidade de combustível disponível. Novamente, será considerada apenas a fase de voo em cruzeiro da aeronave, com o respectivo combustível disponível para ela. A Equação 2.79 relaciona a Autonomia Específica com a vazão mássica de combustível, com a consideração do TSFC ser constante ao longo do voo de cruzeiro.

$$SE = \frac{dt}{dm_f} = \frac{dt}{dm_f} = \frac{1}{TSFC \cdot T} \quad (2.79)$$

Como em cruzeiro, a força propulsiva é igual ao arrasto, e a sustentação também se iguala ao peso, tem-se a Equação 2.80:

$$SE = \frac{1}{TSFC \cdot D} = \frac{1 \cdot L}{TSFC \cdot D \cdot L} = \frac{(L/D)}{TSFC \cdot W} = \frac{E}{TSFC \cdot W} \quad (2.80)$$

O cálculo da Autonomia Específica também se dá pontualmente pelo mesmo motivo do Alcance Específico. Calcula-se então o desempenho integral da aeronave durante toda a fase de cruzeiro, considerando a variação do combustível consumido. Reescrevendo 2.80 em função dos coeficientes de sustentação e arrasto:

$$SE = \frac{1}{TSFC} \left(\frac{C_L}{C_D} \right) \frac{1}{W} \quad (2.81)$$

Novamente avaliando-se o desempenho integral da aeronave em cruzeiro, toma-se a Equação 2.58 unida aos 3 parâmetros para a relação de peso da aeronave da Equação 2.61. A Equação da Autonomia é obtida ao se integrar a Autonomia específica, como visto na Equação 2.82. Considerando a variação de peso e substituindo a definição de SE, obtém-se a Equação 2.83

$$A = \int_0^A dt = \int SE dW \quad (2.82)$$

$$A = \frac{1}{TSFC} \int_{W_i}^{W_f} \frac{L}{D} \frac{dW}{W} \quad (2.83)$$

Do mesmo modo que foi avaliado para o Alcance, Sadraey (2017) propõe os 3 programas para o cálculo da Autonomia da aeronave em voo de cruzeiro.

2.4.1 Flight Program 1: AoA e Velocidade Constantes

A Autonomia calculada para o Método 1 é descrita na Equação 2.84, em que a Equação 2.83 é reescrita para a consideração de V e C_L constantes.

$$A_1 = \frac{1}{(TSFC)} \frac{L}{D} \int_{W_i}^{W_f} \frac{dW}{W} \quad (2.84)$$

Ao se resolver a integral, o resultado é a Equação 2.85.

$$A_1 = \frac{1}{(TSFC)} \frac{L}{D} \ln(\omega) \quad (2.85)$$

Ainda, é possível relacionar a Velocidade referente à condição de Máxima Autonomia em função da Velocidade de mínimo arrasto para o *Flight Program 1*, que pode ser identificada a seguir de acordo com o demonstrado por Asselin (2012):

$$V_{\text{máxima autonomia}} = V_{md} \quad (2.86)$$

Por fim, busca-se definir uma função geral para o cálculo da Autonomia. Uma vez que AoA e V são constantes, as relações de C_L por $C_{L_{md}}$ e a velocidade relativa u também serão constantes. Assim, obtem-se a Equação 2.87 para o *Flight Program 1* com base na velocidade relativa u . O primeiro termo passa a ser denominado Fator de Autonomia e apresenta as características da aeronave em voo de cruzeiro, enquanto o segundo é a Função de Autonomia, que dá forma à curva e se baseia no combustível consumido e na velocidade relativa.

$$A_1 = \underbrace{\left[\frac{E_{\max}}{TSFC} \right]}_{\text{Fator de Autonomia}} \cdot \underbrace{\left(\frac{2u^2}{u^4 + 1} \right) \ln(\omega)}_{\text{Função de Autonomia}} \quad (2.87)$$

2.4.2 Flight Program 2: AoA e Altitude Constantes

A Autonomia calculada para o Método 2 é descrita na Equação 2.88, em que a Equação 2.83 é reescrita para a consideração de ρ e C_L constantes. Ela é análoga ao Método 1 com as Equações 2.84 e 2.85.

$$A_2 = \frac{1}{(TSFC)} \frac{L}{D} \int_{W_i}^{W_f} \frac{dW}{W} \quad (2.88)$$

Ao se resolver a integral, o resultado é a Equação 2.89.

$$A_2 = \frac{1}{(TSFC)} \frac{L}{D} \ln(\omega) \quad (2.89)$$

A Velocidade para Máxima Autonomia em função da Velocidade de mínimo arrasto é análoga à Equação 2.86 do *Flight Program 1*, que pode ser identificada a seguir de acordo com o demonstrado por Asselin (2012):

$$V_{\text{máxima autonomia}} = V_{md} \quad (2.90)$$

Por fim, define-se a função geral para o cálculo da Autonomia nesse programa, igual à Equação 2.87. Com isso, tem-se a Equação 2.91 para o *Flight Program 2*, com base na velocidade relativa u . O primeiro termo representa o Fator de Autonomia e apresenta as características da aeronave em voo de cruzeiro, enquanto o segundo é a Função de Autonomia, que dá forma à curva e se baseia no combustível consumido e na velocidade relativa.

$$A_2 = \underbrace{\left[\frac{E_{\max}}{TSFC} \right]}_{\text{Fator de Autonomia}} \cdot \underbrace{\left(\frac{2u^2}{u^4 + 1} \right) \ln(\omega)}_{\text{Função de Autonomia}} \quad (2.91)$$

2.4.3 *Flight Program 3: Velocidade e Altitude Constantes*

A Autonomia calculada para o Método 3, diferentemente do que ocorre para os casos anteriores, tem sua função de Autonomia (e conseqüentemente a velocidade para o autonomia máxima) alterada de acordo com a razão de combustível utilizado (ω), de forma análoga ao que ocorre ao Alcance. Portanto, define-se a Equação 2.92, em que a Equação 2.83 é reescrita para a consideração de ρ e V constantes.

$$A_3 = \frac{1}{(TSFC)} \int_{W_i}^{W_f} \frac{dW}{D} \quad (2.92)$$

Ao se resolver a integral igual em 2.75, tem-se como resultado a Equação 2.93.

$$A_3 = \frac{1}{(TSFC)} \frac{1}{(KC_{D0})^{\frac{1}{2}}} \left\{ \tan^{-1} \left[\frac{W_i}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \left(\frac{K}{C_{D0}} \right)^{\frac{1}{2}} \right] - \tan^{-1} \left[\frac{W_f}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \left(\frac{K}{C_{D0}} \right)^{\frac{1}{2}} \right] \right\} \quad (2.93)$$

Finalmente, pode-se definir a função geral para o cálculo da Autonomia nesse programa similar ao que ocorre para o Alcance, resultando na Equação 2.94 para o *Flight Program 3*, com base na velocidade relativa u . O primeiro termo representa o Fator de Autonomia e apresenta as características da aeronave em voo de cruzeiro, enquanto o segundo é a Função de Autonomia, que dá forma à curva e se baseia no combustível consumido e na velocidade relativa.

$$A_3 = \underbrace{\left[\frac{E_{\max}}{TSFC} \right]}_{\text{Fator de Autonomia}} \cdot \underbrace{2 \left\{ \tan^{-1} \left[\frac{1}{u_i^2} \right] - \tan^{-1} \left[\frac{1}{\omega u_i^2} \right] \right\}}_{\text{Função de Autonomia}} \quad (2.94)$$

2.5 Aeronaves a Hélice

O equacionamento nesse caso será feito apenas para o *Flight Program 1*, em que são mantidos constantes a Velocidade e o Ângulo de Ataque da aeronave, conhecido como *Cruise Climb*. Como dito anteriormente, ele é o método mais ideal dentre os 3 propostos, resultando na condição de maior alcance para uma mesma quantidade de combustível. Apesar das possibilidades de restrições do ATC, considera-se esse método como modelo de referência, que será utilizado para apresentação dos resultados finais de desempenho para o caso específico das aeronaves a hélice. Ressalta-se ainda a baixa diferença entre o Alcance e a Autonomia dos 3 métodos: O *Flight Program 1* apresenta em média um Alcance 5% maior em relação aos demais programas, que por sua vez apresentam resultados semelhantes. Já a Autonomia do *Flight Program 3* é em média 5% inferior aos demais programas, que por sua vez apresentam resultados iguais (como demonstrado anteriormente). Essa referência é válida tanto para aeronaves a jato quanto para aeronaves a hélice, e podem ser comprovadas estatisticamente com amostras de cálculos com diferentes *inputs* para as variáveis.

Figura 17 – Exemplo de aeronave a hélice: Lockheed P-3 Orion.



Fonte: Elaborada pelo autor.

As aeronaves a hélice apresentam particularidades para os cálculos de alcance e autonomia, pois os cálculos são realizados em termos de Potência em primeiro lugar, ao invés de Empuxo diretamente. A Equação 2.95 apresenta a relação entre eles. Em termos de potência, o consumo de combustível é medido agora pelo SFC, que é descrito na relação 2.96.

$$\eta P = DV \quad (2.95)$$

$$SFC = \frac{\dot{m}_F}{P} \quad (2.96)$$

Ao se adaptar as Equações do Alcance Específico e Autonomia Específica para aeronaves a hélice, são obtidas as Equações 2.97 e 2.98.

$$SAR = \frac{V}{SFC \cdot P} = \frac{\eta}{SFC} \frac{L}{D} \frac{1}{W} \quad (2.97)$$

$$SE = \frac{1}{SFC \cdot P} = \frac{\eta}{SFC \cdot V} \frac{L}{D} \frac{1}{W} \quad (2.98)$$

2.5.1 Alcance

Da mesma forma que foi calculado para as aeronaves a jato, o Alcance para aeronaves a hélice pode ser definido em termos da eficiência aerodinâmica e da velocidade relativa, que relaciona a velocidade de voo com a velocidade de mínimo arrasto. Com isso, obtém-se a relação descrita por Eshelby (2000) para o Alcance de aeronaves a hélice, apresentada na Equação 2.99. A velocidade para o Máximo Alcance, por sua vez, passa a ser dividida por $\sqrt[4]{3}$ em relação à Equação 2.65 para aeronaves a jato, resultando na Equação 2.100.

$$R = \left[\frac{\eta E_{\max}}{SFC} \right] \left\{ \frac{2u^2}{u^4 + 1} \right\} \ln(\omega) \quad (2.99)$$

$$V_{\text{máximo alcance}} = V_{md} \quad (2.100)$$

2.5.2 Autonomia

Ainda seguindo o mesmo método das aeronaves a jato, a Autonomia para aeronaves a hélice pode ser definida em termos da eficiência aerodinâmica, velocidade de mínimo arrasto e a velocidade relativa. Novamente, obtém-se a relação descrita por Eshelby (2000) para a Autonomia de aeronaves a hélice, apresentada na Equação 2.101. Já a velocidade para Autonomia Máxima é também dividida por $\sqrt[4]{3}$ em relação à Equação 2.86 para aeronaves a jato, resultando na Equação 2.102.

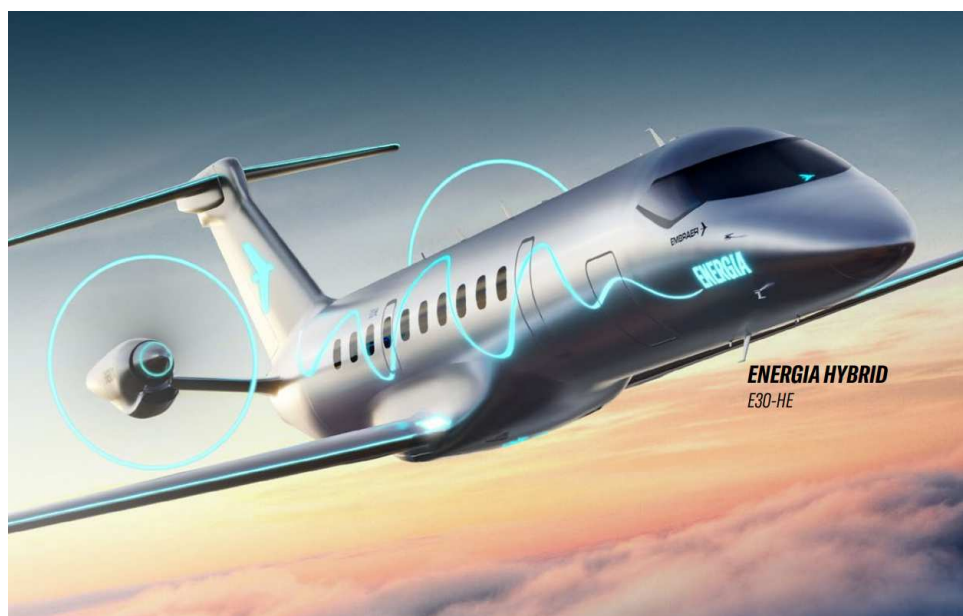
$$E = \left[\frac{\eta E_{\max}}{SFC \cdot V_{md}} \right] \left\{ \frac{2u}{u^4 + 1} \right\} \ln(\omega) \quad (2.101)$$

$$V_{\text{máxima autonomia}} = \frac{V_{md}}{\sqrt[4]{3}} = 0.76V_{md} \quad (2.102)$$

2.6 Aeronaves Híbridas-Elétricas

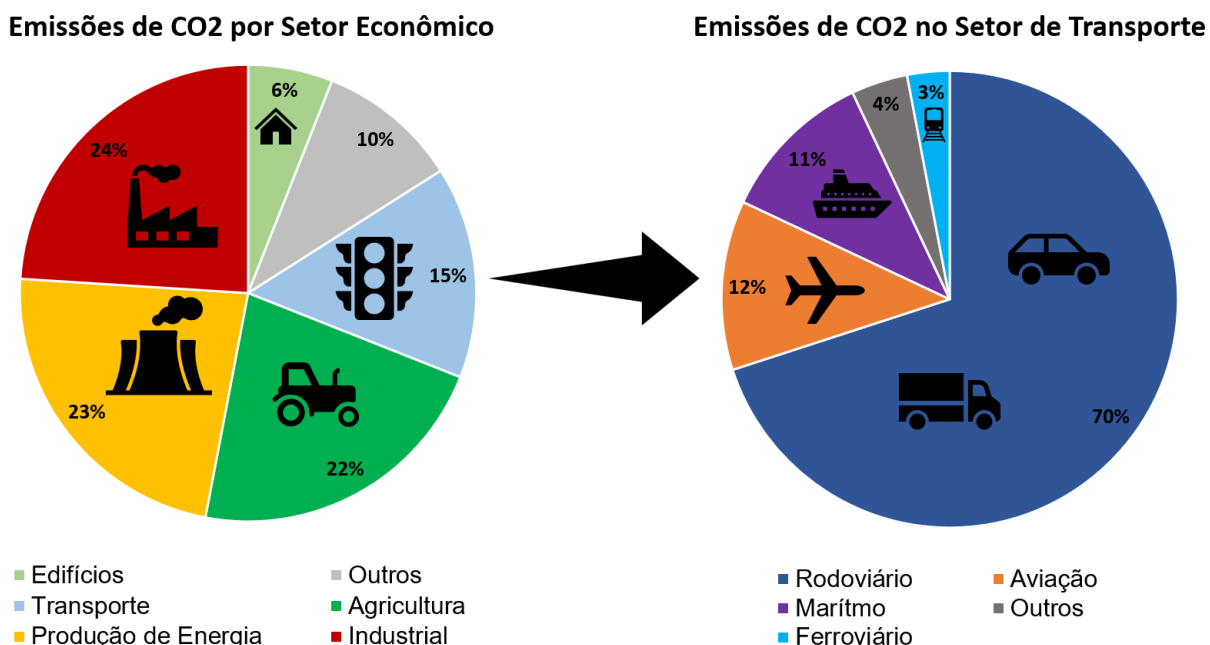
Mais recentemente, a indústria aeronáutica está empregando muitos esforços para reduzir os impactos das operações com aeronaves ao meio ambiente. Apesar de representar cerca de 12% das emissões de carbono do setor de Transportes, a Aviação é notoriamente uma indústria de alta tecnologia, porém com um tempo de implementação lento. Isso ocorre por diversos fatores desde a complexidade de engenharia, passando por questões de segurança e órgãos reguladores. Enquanto isso, outras indústrias como a automobilística, cujo transporte rodoviário representa elevados 70% das emissões, caminham a passos largos para a minimização das emissões de carbono, como na eletrificação de veículos. A Figura 19 apresenta as principais contribuições de emissão de carbono por setor, de acordo com o *Intergovernmental Panel on Climate Change* (IPCC, 2022). Para não haver uma defasagem nas próximas décadas, pesquisas estão sendo realizadas em parceria com as fabricantes de aeronaves no sentido de apresentar soluções com baixo impacto ao meio ambiente. Nesse sentido, o primeiro passo da transição se dará inicialmente com a adaptação de tecnologias já conhecidas, como no caso da compatibilidade de motores com combustíveis sustentáveis (SAF) e a hibridização de aeronaves, principalmente elétricas. Fabricantes como a Embraer já anunciaram conceitos de aeronaves híbridas-elétricas, como no caso da Família Energia, que contaria com versões nesse formato além de outras totalmente elétricas e também movidas a célula de hidrogênio.

Figura 18 – Exemplo de aeronave híbrida-elétrica: Embraer E30-HE (conceito família Energia).



Fonte: Embraer (2023b).

Figura 19 – Emissões globais de CO2 por setor.



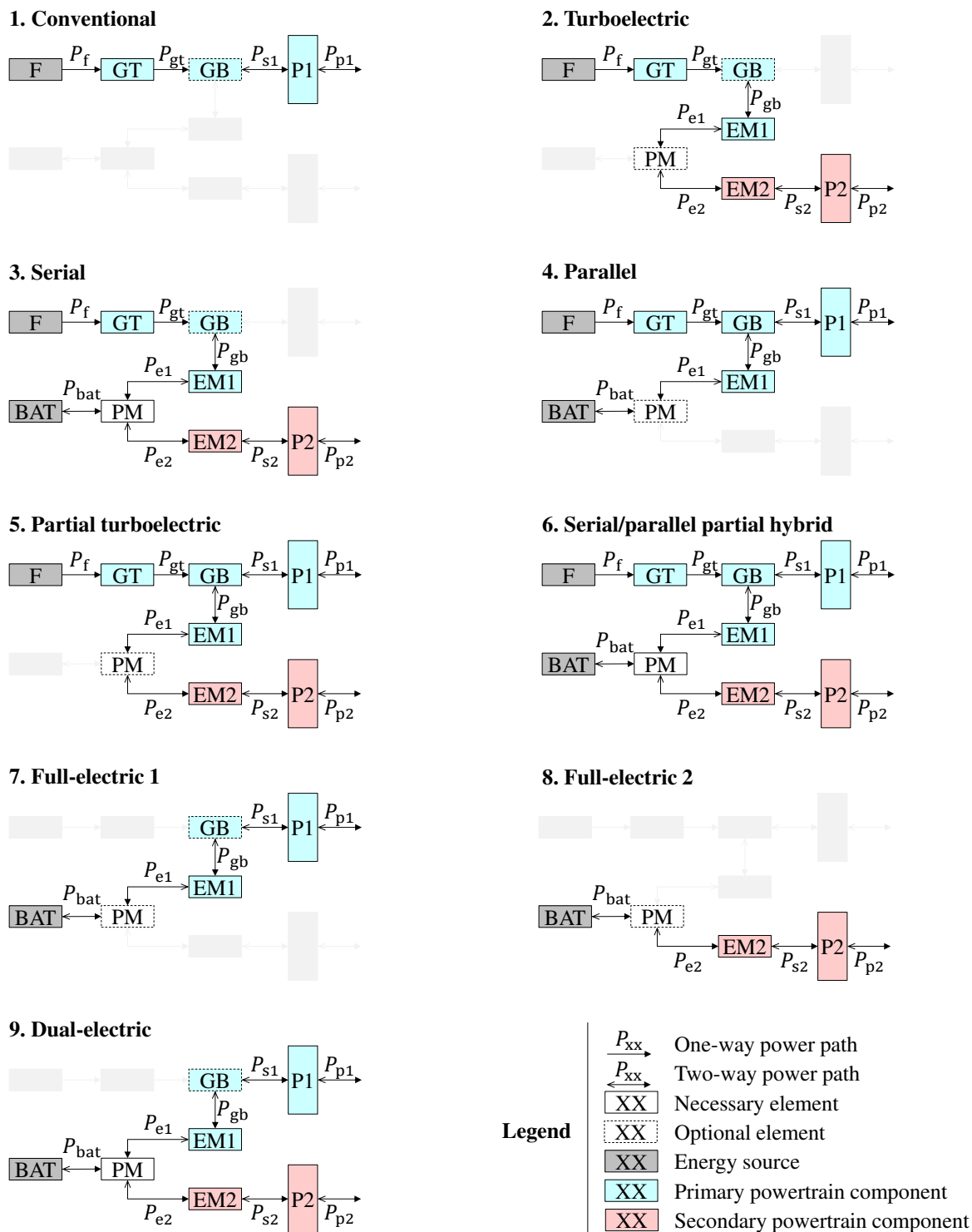
Fonte: Elaborada pelo autor, com dados do IPCC (2022).

Apesar de existirem diversas frentes de desenvolvimento tecnológico no combate às emissões, nesse trabalho será abordada apenas a eletrificação em formato híbrido. Dessa forma, será possível a comparação entre plataformas que não apresentem baterias para auxiliar na geração de energia propulsiva, com aquelas que contam com baterias embarcadas e se beneficiam dessa tecnologia. Com isso, espera-se comparar a troca de peso de baterias por peso de carga paga, que será útil para a otimização da missão desejada. O objetivo da análise é permitir a comparação direta da inclusão de baterias que auxiliem o sistema propulsivo, sem a necessidade de maiores modificações ou remodelação completa de uma plataforma de aeronave já existente.

2.6.1 Topologias e Motorização

Com o foco na eletrificação, é necessário definir o tipo de arquitetura que será utilizada para a inclusão da fonte de energia das baterias ao sistema propulsivo. Vries, Brown e Vos (2018) apresentam um resumo para diferentes arquiteturas possíveis que incluem hibridização elétrica ao sistema propulsivo de aeronaves, como mostrado na Figura 20. Nota-se a partir dela que o modelo 6 é o caso geral, sendo os outros definidos como casos particulares em que componentes e caminhos para o sistema são removidos. Baseado nessas configurações, Zamboni *et al.* (2019) avalia as principais vantagens e desvantagens das arquiteturas híbridas, representadas pelos casos 2-6. Seus principais comentários estão dispostos a seguir em termos de vantagens e desvantagens para cada arquitetura.

Figura 20 – Modelos para diferentes arquiteturas do sistema propulsivo.



Fonte: Vries, Brown e Vos (2018).

Turboelectric

Vantagens:

- Não depende de avanços nas tecnologias de armazenamento de energia;
- Alta liberdade de design para a integração propulsiva de aeronaves.

Desvantagens:

- Alto peso e baixa eficiência;
- Motores de turbina a gás são dimensionados para condições de pico de energia;
- Depende de avanços na tecnologia de materiais supercondutivos de alta temperatura.

Series

Vantagens:

- O motor desacoplado pode funcionar em condições ideais de RPM durante toda a missão;
- Alta liberdade de design para a integração propulsiva de aeronaves;
- Potência dividida entre a fonte de energia convencional e elétrica é ajustável em voo;
- As baterias podem ser recarregadas durante o voo.

Desvantagens:

- Alto peso e baixa eficiência;
- Requer um gerador;
- Pode depender de avanços na tecnologia de materiais supercondutivos de alta temperatura.

Parallel

Vantagens:

- A não necessidade de um gerador torna a configuração mais leve;
- Menos conversões de energia, mais eficiente;
- Potência dividida entre a fonte de energia convencional e elétrica ajustável em voo;
- O motor pode ser reduzido para fornecer apenas a potência contínua média.

Desvantagens:

- Pode precisar de uma caixa de transmissão complexa;
- Mudanças na divisão de potência são restritas devido ao risco da operação fora dos limites;
- O motor não é desacoplado da geração de empuxo, não sendo executado para o RPM ideal;
- Geralmente limitado a configurações convencionais para integração motor-aeronave.

Series/Parallel

Vantagens:

- Maior liberdade de design em comparação com a configuração paralela;
- As baterias podem ser recarregadas durante o voo.

Desvantagens:

- Gerador extra aumenta o peso;
- Estratégia de controle complexa;
- Motor não totalmente desacoplado da hélice.

Partial Turboelectric

Vantagens:

- Não depende de avanços nas tecnologias de armazenamento de energia;
- Boa liberdade de design para integração do motor elétrico com a aeronave.

Desvantagens:

- Dependendo do grau de hibridização pode ser pesado e ineficiente;
- O motor de turbina a gás não é desacoplado da geração de empuxo.

Segundo a própria Embraer (2023b), a arquitetura escolhida para o sistema propulsivo de seus modelos conceito híbridos-elétricos é a **paralela**. Como visto anteriormente, essa topologia não necessita de gerador, sendo a mais leve e eficiente com menos conversão de energia, com maior facilidade de implementação a curto/médio prazo. Com base nessas análises, a arquitetura paralela será escolhida para representar a configuração híbrida-elétrica, permitindo a comparação entre a plataforma convencional e a modificada.

2.6.2 Grau de Hibridização e Energia Específica

Quando se trata de um sistema propulsivo híbrido-elétrico, o principal parâmetro a ser analisado é o Grau de Hibridização (ϕ). Ele se refere ao valor, geralmente dado em porcentagem, da utilização do sistema propulsivo elétrico em relação ao sistema convencional. Além dele, outro dado importante que diz respeito à bateria em si é a sua Energia Específica. É a partir dela que se mede a capacidade de armazenamento de energia em contraste com seu peso, devendo ser maximizada. Com a tecnologia atual, valores típicos para a Energia Específica de baterias eficientes chegam a 230 Wh/kg, de acordo com o levantado por Batra, Raute e Camilleri (2022). Para os próximos 20 anos, espera-se no mínimo dobrar esse valor. Outras frentes tecnológicas prometem avanços ainda maiores, de até 1000 Wh/kg no mesmo período, segundo Tan (2018).

$$\phi = \frac{P_{bat}}{P_{bat} + P_{GT}} \quad (2.103)$$

2.6.3 Alcance

A partir dos termos próprios que caracterizam a hibridização, pode-se equacionar o Alcance para aeronaves híbridas-elétricas, de acordo com o seu grau de hibridização, densidade específica, energias e pesos respectivos. A Equação 2.104 reúne todos os termos, como apresentado por Silva (2019).

$$R_{hybrid} = \frac{\eta_{prop}}{g \left(c_P \frac{H_{fuel}}{g} (1 - S) + \frac{s}{\eta_{elec}} \right)} \frac{C_L}{C_D} \frac{H_{bat} H_{fuel}}{(\psi H_{fuel} + (1 - \psi) H_{bat})} \cdot \ln \left(\frac{(\psi H_{fuel} + (1 - \psi) H_{bat}) g E_{start} + W_{empty} + W_{payload}}{W_{empty} + W_{payload}} \right) \quad (2.104)$$

2.7 Dados Amostrais e Variáveis Pertinentes

Muitos dos parâmetros utilizados para os cálculos foram retirados de dados amostrais contidos na literatura, como aqueles trazidos por Sadraey (2017) e Raymer (2018). Outros ainda foram obtidos diretamente dos *websites* das fabricantes de aeronaves como Embraer (EMBRAER, 2023a) e ATR (ATR, 2023), e de motores como Pratt & Whitney (PRATT & WHITNEY, 2023), além do banco de dados da ICAO (ICAO, 2023) para motores. Foram buscados *datasheets* e brochuras específicas para a definição do *input* do usuário nos exemplos de aplicação, que serão exibidos no Capítulo 3.

Tabela 5 – Valores típicos para o consumo específico de combustível de motores diversos.

Tipo de Aeronave	Consumo Específico de Combustível	Unidade
Turbojato	0,8 – 0,9	lb/h/lb
Turbofan com baixa razão de <i>bypass</i>	0,7 – 0,8	lb/h/lb
Turbofan com alta razão de <i>bypass</i>	0,4 – 0,5	lb/h/lb
Turboprop	0,5 – 0,8	lb/h/lb
Pistão (<i>pitch</i> fixo)	0,4 – 0,8	lb/h/lb
Pistão (<i>pitch</i> variável)	0,4 – 0,8	lb/h/lb

Fonte: Adaptada de Sadraey (2017).

Tabela 6 – Valores típicos para a Eficiência Aerodinâmica de aeronaves diversas.

Tipo de Aeronave	Eficiência Aerodinâmica
Planador	30 – 40
Transporte a Jato	15 – 20
Aviação Geral Leve	10 – 15
Caça Subsônico	7 – 10
Caça Supersônico	4 – 7

Fonte: Adaptada de Sadraey (2017).

Figura 21 – Quadro comparativo de $C_{L,max}$ para diferentes aeronaves.

No.	Aircraft	Country	Type	Engine	Mass (kg)	$C_{L,max}$	V_s (knot)	P or T
1.	Cirrus VK30	The United States	GA	Piston	1,520	2.51	57	35 hp
2.	Eipper Quicksilver	The United States	Ultralight	Piston	259	2	24	35 hp
3.	Mirage celerity	The United States	Homebuilt	Piston	828	2.83	46	160 hp
4.	Volmer VJ-23	The United States	Hang glider	No engine	136	2.93	13	0
5.	Swiss Aerolight Nimbus	Swiss	Hang glider	No engine	138	2.57	16	0
6.	Embraer EMB 121A1	Brazil	Transport	Turboprop	5,670	2.16	76	2 x 750 hp
7.	DHC-8 Dash-100	Canada	Transport	Turboprop	14,968	3.2	72	2 x 1800 hp
8.	Grob G115	Germany	Light	Piston	680	1.61	57	115 hp
9.	Soko J-22 Orao	Romania–Yugoslavia	Fighter	Turbofan	10,326	1.42	130	2 x 17.8 kN
10.	Aeritalia G222	Italy	Transport	Turboprop	28,000	2.93	84	2 x 3400 hp
11.	Siai-Marchetti	Italy	Military Trainer	Turbofan	2,750	2.2	74	11.12 kN
12.	Sukhoi SU-26M	Russia	Racer	Piston	800	1.34	55	360 hp
13.	British Aerospace BAe 146-300	Britain	Transport	Turbofan	42,184	3.17	102	4 x 31 kN
14.	Boeing 737-200	The United States	Transport	Turbofan	56,472	2.66	102	2 x 71.2 kN
15.	Cessna 208	The United States	GA	Turboprop	3,311	2.14	60	600 hp
16.	Saab 340A	Sweden	Transport	Turboprop	12,372	2.1	93	2 x 1735 hp
17.	Brooklands Scout	Britain	Reconnaissance	Piston	115	1.93	51	260 hp
18.	Cessna citation II	The United States	Transport	Turbofan	6,033	1.73	82	2 x 11.1 kN
19.	Silver Eagle	The United States	Ultralight	Piston	251	—	24	23 hp
20.	Falcon 900	France	Transport	Turbofan	20,640	2.25	82	3 x 20 kN
21.	Grumman F-14 Tomcat	The United States	Fighter	Turbofan	33,724	2.94	115	2 x 93 kN
22.	Bede BD-17	The United States	Sport plane	Piston	430	2.37	47	60 hp
23.	Antonov An-70	Russia	Transport	Propfan	145,000	—	61	4 x 10,350 kW

Fonte: Sadraey (2017).

METODOLOGIA

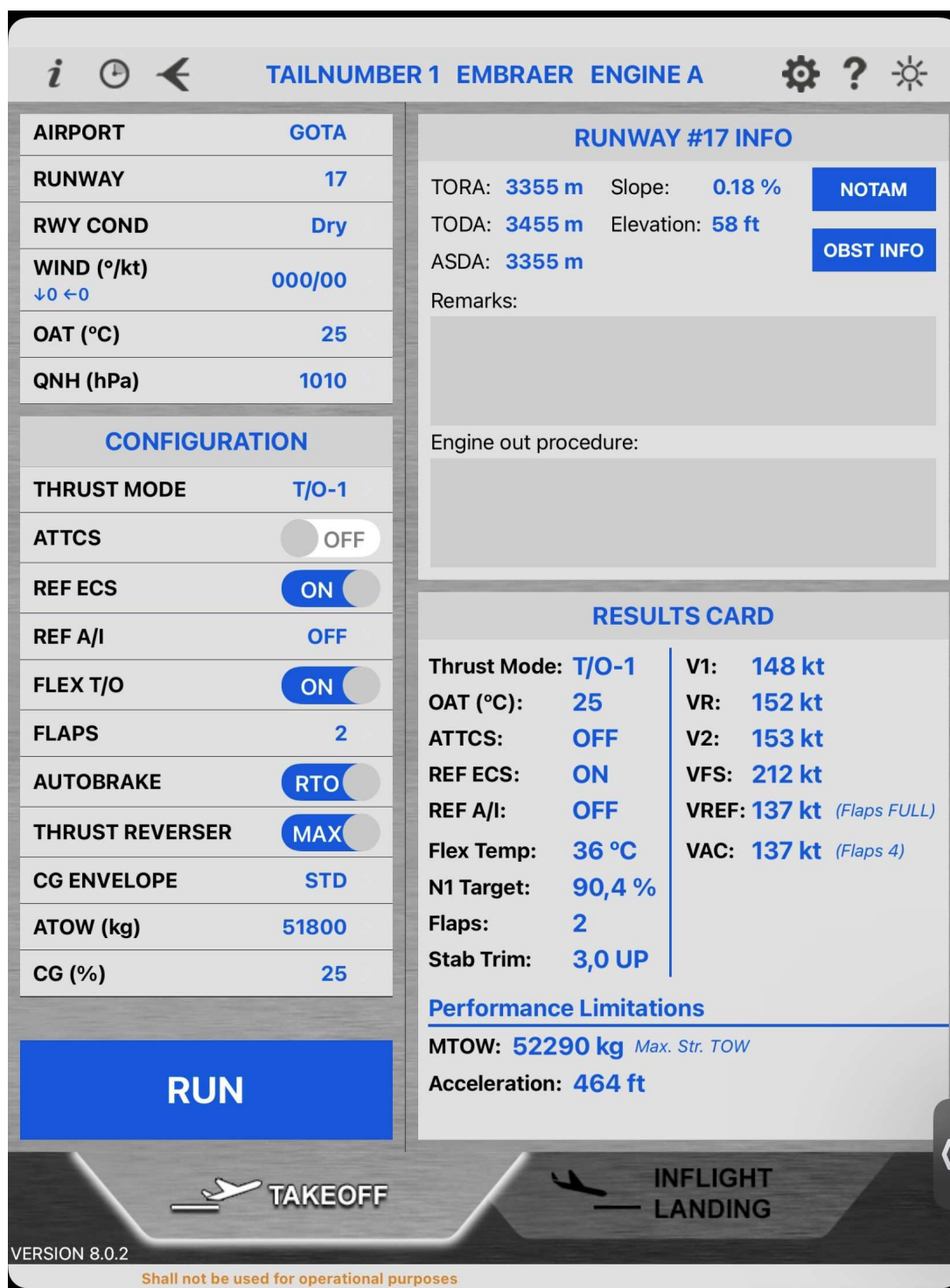
Este capítulo apresenta a metodologia utilizada para a centralização dos dados e realização dos cálculos, assim como a definição de interface de comunicação com o usuário, que permitirá o ajuste de acordo com a operação desejada. Com base em interfaces comerciais existentes que apresentam objetivos semelhantes, um aplicativo novo é desenvolvido em MATLAB pelo autor e será detalhado quanto às funcionalidades, que vão além do proposto pelo software comercial comparado.

3.1 ePerf © - EMBRAER

A Embraer, com sua equipe de *Performance and Software*, desenvolveu um aplicativo próprio para o cálculo de parâmetros de desempenho de suas aeronaves, de acordo com as rotas de seus operadores. Ele atua de forma semelhante ao P-AERO, realizando cálculos para as fases de Decolagem e Pouso. Dessa forma, o usuário define os parâmetros de entrada como peso e condições climáticas, comprimento de pista e tipo de pavimento, além da configuração da aeronave em pouso ou decolagem. A partir disso, o software calcula se o comprimento da pista informada atende os requisitos de pista requerida, tanto para a decolagem quanto para o pouso, assim como os valores para as velocidades críticas dessas fases.

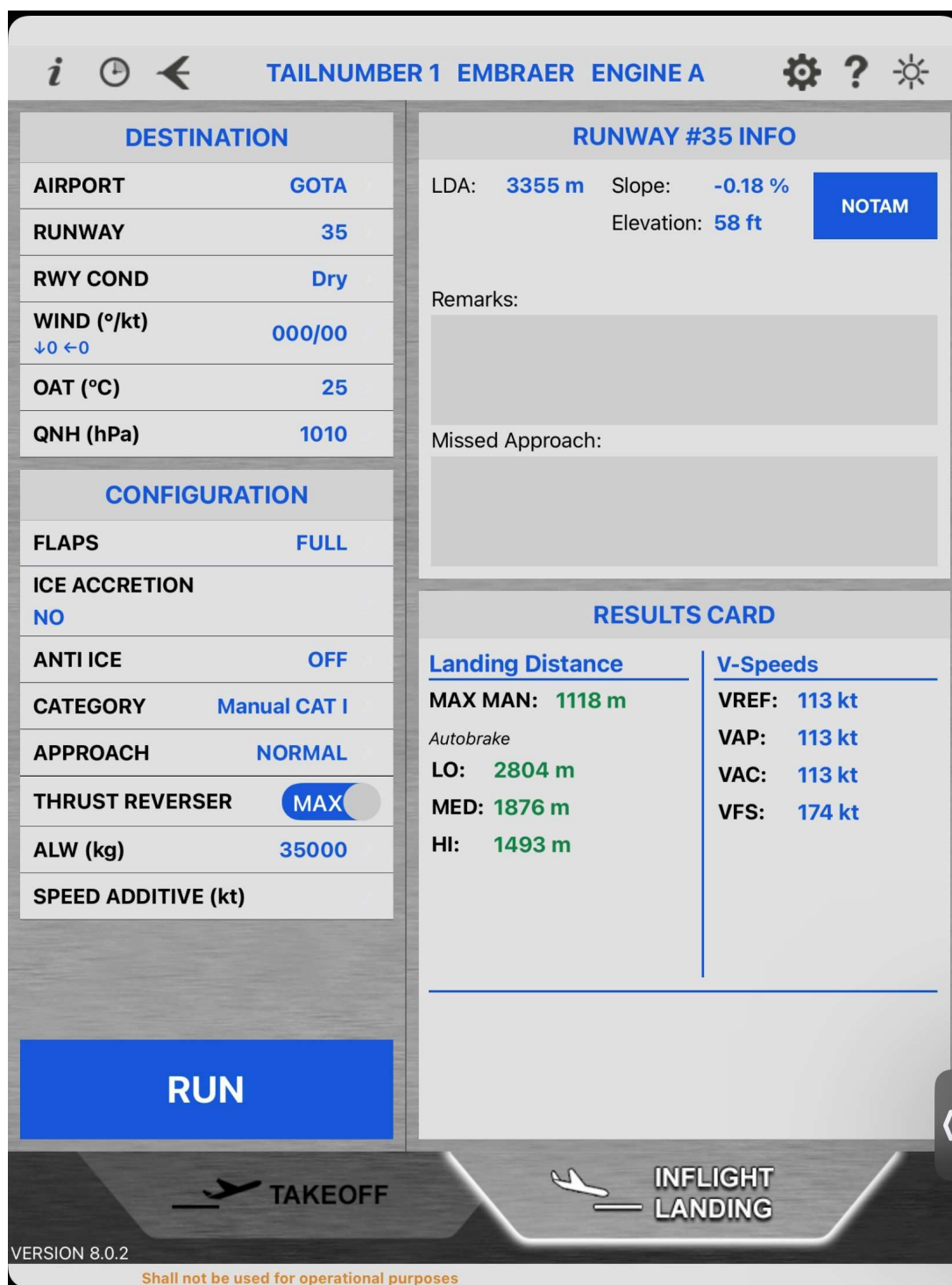
A versão de demonstração do aplicativo traz um banco de dados reduzido, com dois exemplos de aeronaves e alguns aeroportos fictícios. Contudo, a fabricante indica o suporte a todos os seus modelos de aeronaves comerciais, sendo possível ainda fazer o *download* de um banco de dados de aeroportos, para receber as informações de suas pistas. Entretanto, não há opção para cálculo do consumo de combustível nem uma estimativa para alcance e/ou autonomia de voo da aeronave. As fases de Subida e Descida também não são analisadas, mas o aplicativo cumpre o que promete em calcular as etapas em solo de forma parametrizada.

Figura 22 – Interface do aplicativo ePerf: cálculo de decolagem.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 23 – Interface do aplicativo ePerf: cálculo do pouso.



Fonte: Elaborada pelo autor.

3.2 P-AERO © - Desenvolvido pelo autor

O aplicativo criado para receber os *inputs* do usuário e centralizar os cálculos e otimização é denominado *Performance-Based Aircraft Endurance and Range Optimizator* (P-AERO). A interface do aplicativo conta com a opção de inserir dados da aeronave, gerenciar quantidade de passageiros, carga e combustível, e selecionar a rota desejada com as condições de voo. Por fim, é possível realizar e visualizar os cálculos para as distâncias de decolagem, pouso, alcance e autonomia. Tanto o alcance como a autonomia são calculadas para as condições informadas e também otimizadas para a condição máxima, tendo o diagrama *Payload x Range* disponibilizado. A Figura 24 exibe a tela de abertura do aplicativo criado.

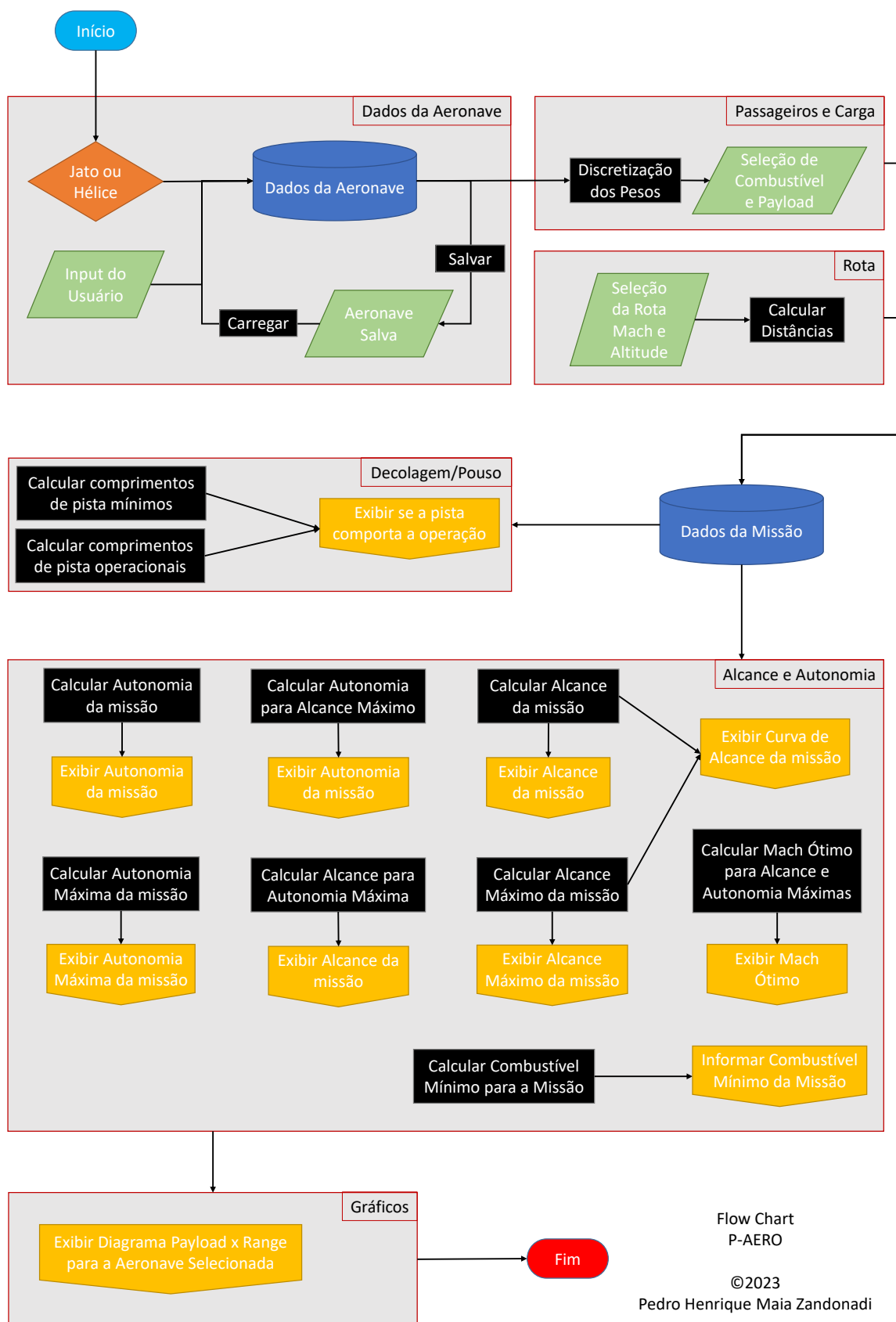
Figura 24 – Interface do aplicativo P-AERO: tela de abertura.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Para melhor apresentação do programa, serão utilizados casos exemplos no Capítulo 4 que percorrem todas as funcionalidades propostas. Além disso, um Diagrama de Fluxo que descreve o funcionamento do aplicativo é exibido na Figura 25. Ressalta-se que o aplicativo apresenta margem para melhorias futuras a para a implementação de novas funcionalidades, que serão ainda discutidas no Capítulo 5.

Figura 25 – Diagrama de fluxo do aplicativo P-AERO.



Flow Chart
P-AERO
©2023
Pedro Henrique Maia Zandonadi

Fonte: Elaborada pelo autor.

RESULTADOS E DISCUSSÕES

Este capítulo traz a utilização do aplicativo e sua interface para atender as necessidades dos operadores aéreos. Serão apresentados casos para diferentes aeronaves: a Jato e a Hélice.

A partir do desenvolvimento teórico realizado no Capítulo 2, foi possível a construção de um aplicativo robusto que centraliza os principais equacionamentos de Desempenho de Aeronaves em uma interface de acesso facilitado ao usuário. Tem-se o intuito de disponibilizar o software para o público por meio de plataformas de compartilhamento de códigos *online*, permitindo que alunos e professores da UFU e demais escolas se beneficiem de sua utilização, bem como reforcem suas funcionalidades trazendo sugestões de melhorias.

Figura 26 – Interface do aplicativo P-AERO: tela inicial.

The screenshot shows the initial screen of the P-AERO application. The window title is 'P-AERO' and the subtitle is 'P-AERO Ajuda'. The main menu includes: 'Dados da Aeronave', 'Passageiros e Carga', 'Rota', 'Decolagem', 'Pouso', 'Alcance e Autonomia', 'Gráficos', and 'Retrofit Híbrido-Elétrico'. The main heading is 'Performance-Based Aircraft Endurance and Range Optimizator'. On the left, under 'Insira os Dados da Aeronave:', there are input fields for: Envergadura [m] (1), Área Alar [m2] (1), Cd_0 [-] (0.01), Cl_max [-] (0.01), Peso Vazio [kg] (10000), Combustível Máximo [kg] (10000), Carga Máxima [kg] (10000), MTOW [kg] (10000), TSFC [s-1] (0.0001), and Empuxo Máximo [N] (1). There is an 'Upload Foto' button. Below the inputs are buttons for 'Carregar Aeronave', 'Salvar Aeronave' (with a file name 'Nova_Aeronave.mat'), and 'Aplicar'. On the right, it says 'Created by: Pedro Henrique Maia Zandonadi ©2023' and 'In partial fulfillment of the requirements for the degree of Aeronautical Engineer'. At the bottom right, there are radio buttons for 'Jato' (selected) and 'Hélice', and the P-AERO logo.

Fonte: Elaborada pelo autor.

4.1 Estudo de Caso: Aeronave a Jato E-190E2

Neste caso, foi implementado um modelo para a aeronave E-190E2 da fabricante brasileira EMBRAER. Primeiramente, dados foram coletados a respeito de características dimensionais, aerodinâmicas e de desempenho da aeronave e de seu respectivo grupo moto-propulsor. Como citado anteriormente, os dados foram obtidos nos *websites* das fabricantes, *datasheets* e valores típicos encontrados na literatura.

A primeira tela do software abrange a entrada dos dados, que permite ainda salvar a aeronave informada para ser utilizada no futuro. Isso ocorre quando a seleção "Jato" do quadro amarelo está selecionada, permitindo a entrada dos dados pertinentes a esse tipo de aeronave. A opção "Hélice" deve ser habilitada quando o interesse se dá pela análise de aeronaves a hélice.

Figura 27 – Entrada de dados: aeronave a jato.

The screenshot shows the P-AERO software interface. The title bar reads "P-AERO" and "P-AERO Ajuda". The menu bar includes "Dados da Aeronave", "Passageiros e Carga", "Rota", "Decolagem", "Pouso", "Alcance e Autonomia", "Gráficos", and "Retrofit Híbrido-Elétrico". The main content area has a dark blue background with the title "Performance-Based Aircraft Endurance and Range Optimizer" in yellow. On the left, under "Insira os Dados da Aeronave:", there is a list of input fields with their values: Envergadura [m] (33.72), Área Alar [m2] (103), Cd_0 [-] (0.03), Cl_max [-] (3.1), Peso Vazio [kg] (33200), Combustível Máximo [kg] (13690), Carga Máxima [kg] (13500), MTOW [kg] (56400), TSFC [s-1] (0.0001215), and Empuxo Máximo [N] (2.062e+05). An "Upload Foto" button is at the top right of this section. Below the inputs are buttons for "Carregar Aeronave" (blue), "Salvar Aeronave" (green), and a text field containing "E190-E2.mat". A large "Aplicar" button is at the bottom center. On the right, there is a photo of an E-190E2 aircraft. Below the photo are two radio buttons: "Jato" (selected, yellow background) and "Hélice" (unselected, white background). The P-AERO logo is in the bottom right corner.

Insira os Dados da Aeronave:	Upload Foto
Envergadura [m]	33.72
Área Alar [m2]	103
Cd_0 [-]	0.03
Cl_max [-]	3.1
Peso Vazio [kg]	33200
Combustível Máximo [kg]	13690
Carga Máxima [kg]	13500
MTOW [kg]	56400
TSFC [s-1]	0.0001215
Empuxo Máximo [N]	2.062e+05

Carregar Aeronave Salvar Aeronave E190-E2.mat

Aplicar

Jato Hélice

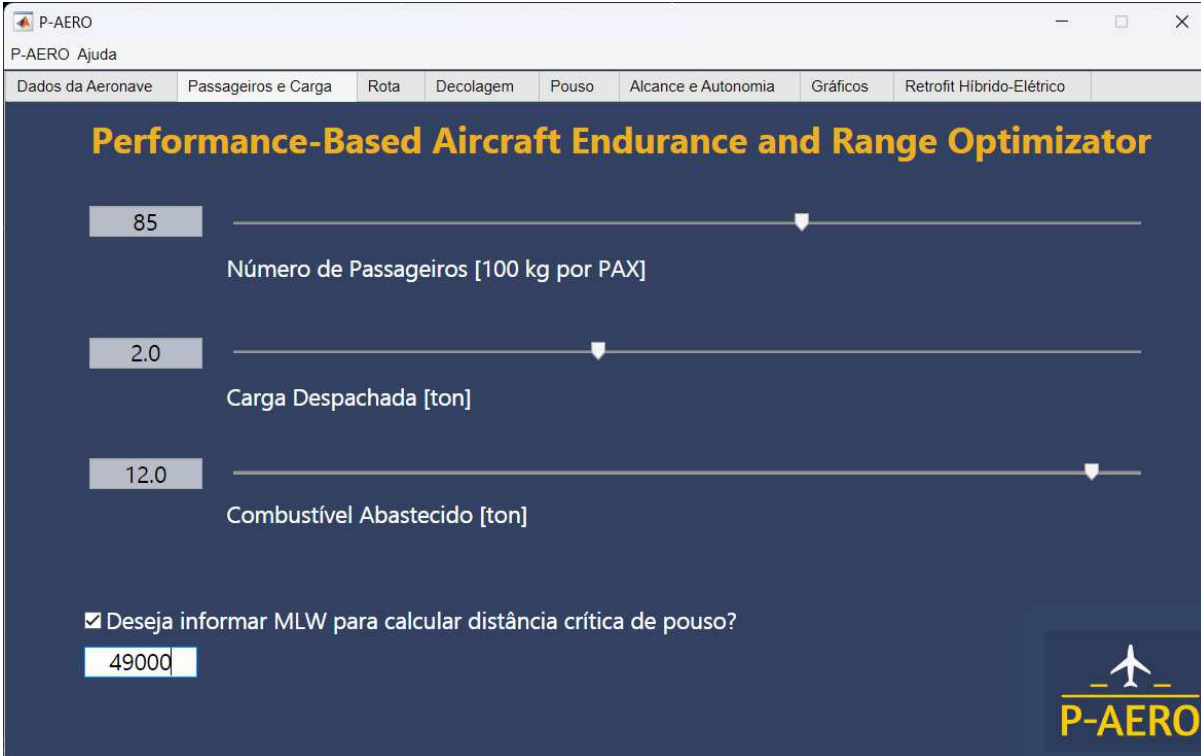
P-AERO

Fonte: Elaborada pelo autor.

Após inserir os dados referentes à aeronave desejada, ela será salva no banco de dados. O botão "Aplicar" armazena as informações indicadas na memória do aplicativo, para que ele possa realizar os cálculos. A opção de "Upload Photo" permite ainda a seleção de uma imagem que represente a aeronave de estudo, que será exibida em tela durante o funcionamento do programa, caso seja selecionada.

Já na segunda guia, é possível selecionar as opções de peso da aeronave: passageiros, carga despachada e combustível abastecido. Caso o usuário deseje acrescentar a análise de pouso imediato, logo após a decolagem e com a consideração do peso máximo de aterrissagem (MLW), a opção abaixo na tela deve ser marcada e o peso informado.

Figura 28 – Gerenciamento de pesos: aeronave a jato.



The screenshot displays the 'Performance-Based Aircraft Endurance and Range Optimizer' interface. It features three sliders for adjusting aircraft weight parameters: 'Número de Passageiros [100 kg por PAX]' set to 85, 'Carga Despachada [ton]' set to 2.0, and 'Combustível Abastecido [ton]' set to 12.0. Below these sliders, there is a checked checkbox for 'Deseja informar MLW para calcular distância crítica de pouso?' and a text input field containing the value '49000'. The P-AERO logo is visible in the bottom right corner.

Fonte: Elaborada pelo autor.

A terceira guia diz respeito às escolhas do trajeto. Nela, o usuário informa os aeroportos de partida e destino, bem como suas respectivas pistas. Essas informações estão armazenadas no banco de dados do aplicativo e serão utilizadas para comparar as distâncias requeridas de decolagem e pouso, com aquelas disponíveis de acordo com a seleção. A opção de pista molhada pode ainda ser habilitada na opção "Chuva", alterando o coeficiente de atrito para os cálculos.

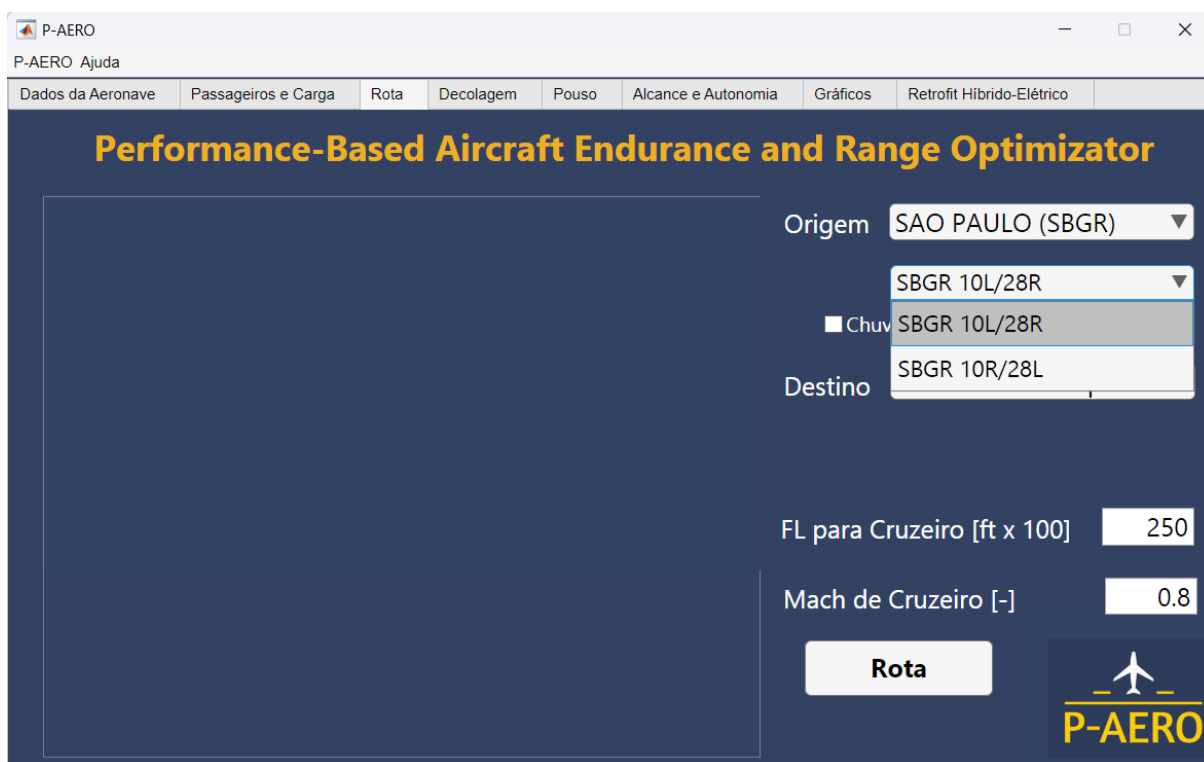
Por fim, o usuário informa a altitude de voo de cruzeiro para a missão da aeronave e o Mach de cruzeiro desejado, que serão utilizados para os cálculos de Alcance e Autonomia. O botão "Rota" armazena as informações na memória do aplicativo e inicia os cálculos da trajetória informada, assim como as distâncias de decolagem e pouso.

Figura 29 – Seleção de aeroporto: aeronave a jato.



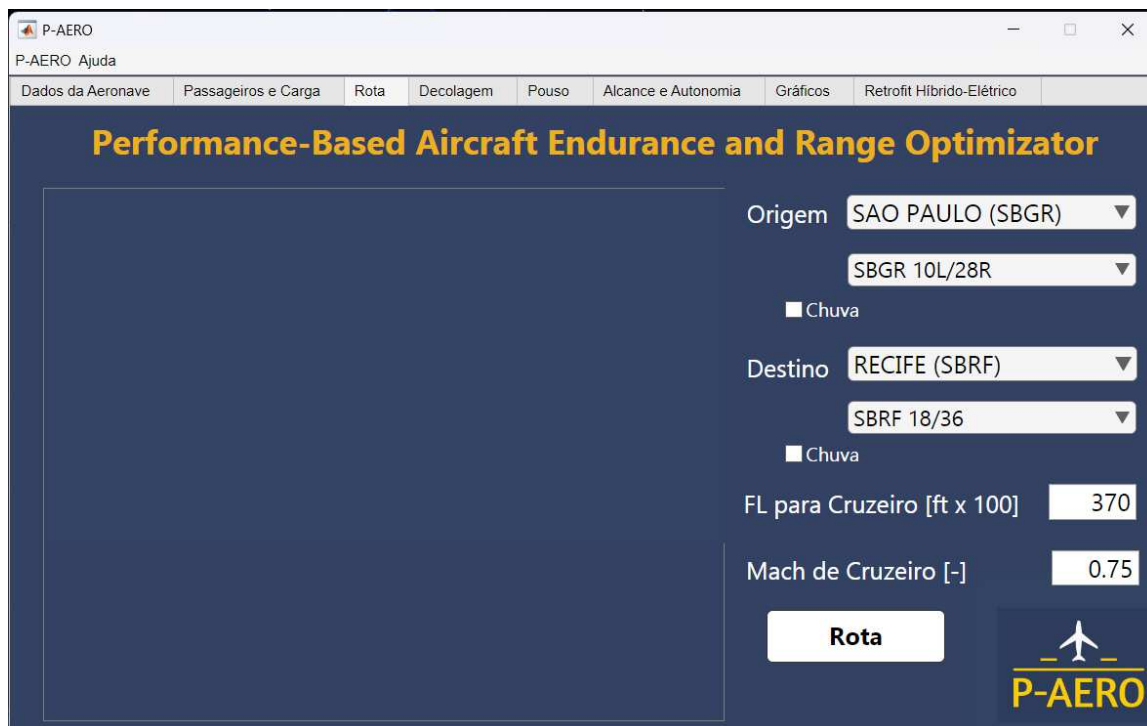
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 30 – Seleção da pista: aeronave a jato.



Fonte: Elaborada pelo autor.

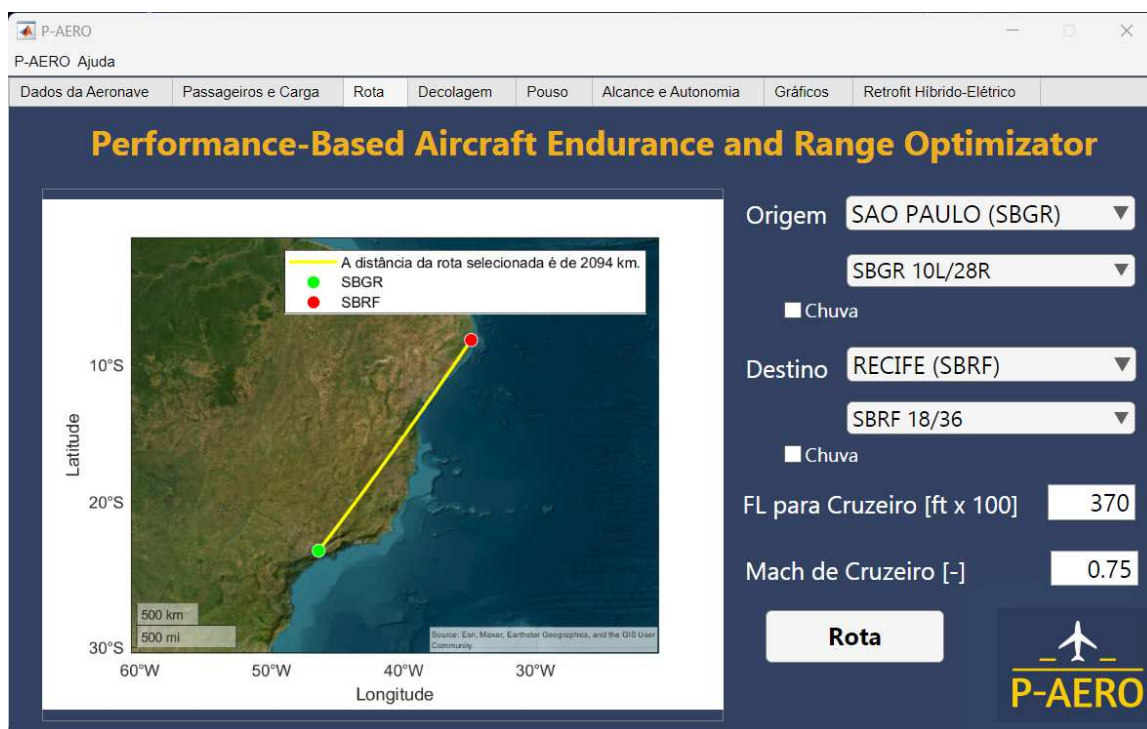
Figura 31 – Definição da rota: aeronave a jato.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Após realizar os cálculos, o aplicativo exibe o mapa com a trajetória informada como imagem e também gráfico 3D com vista de satélite. A distância da rota é exibida na legenda.

Figura 32 – Mapa da rota: aeronave a jato.



Fonte: Elaborada pelo autor.

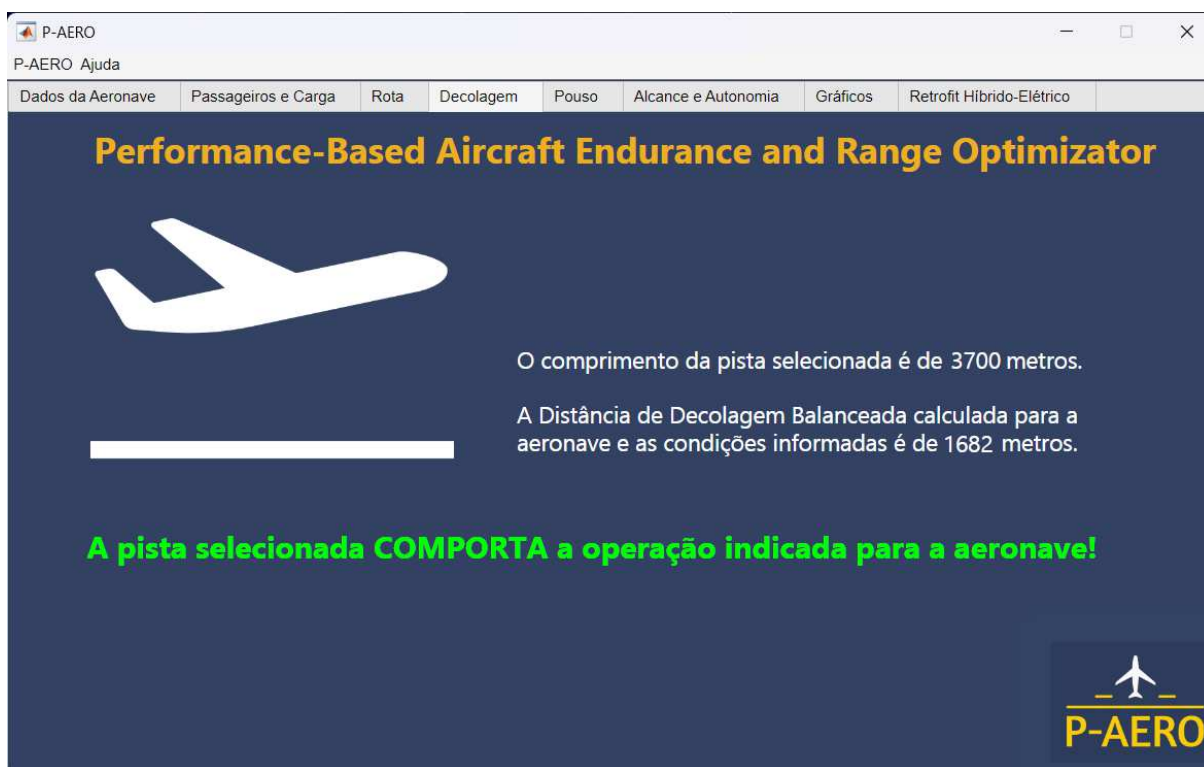
Figura 33 – Mapa 3D da rota: aeronave a jato.



Fonte: Elaborada pelo autor.

As guias de "Decolagem" e "Pouso" informam os comprimentos das pistas selecionadas e exibem os comprimentos calculados para que a aeronave decole e pouse nas condições de peso selecionadas. Caso o comprimento de pista requerido seja menor que o comprimento de pista disponível, em ambos os casos será exibida uma mensagem de que a pista comporta a operação indicada. Já para o caso de a pista ser menor que o comprimento requerido, a informação exibida será de que a pista não comporta a operação da aeronave, sendo necessário trocar o aeroporto e/ou a pista selecionada, ou ainda reduzir o peso da aeronave removendo carga paga ou combustível.

Figura 34 – Comprimento de decolagem: aeronave a jato.



Fonte: Elaborada pelo autor.

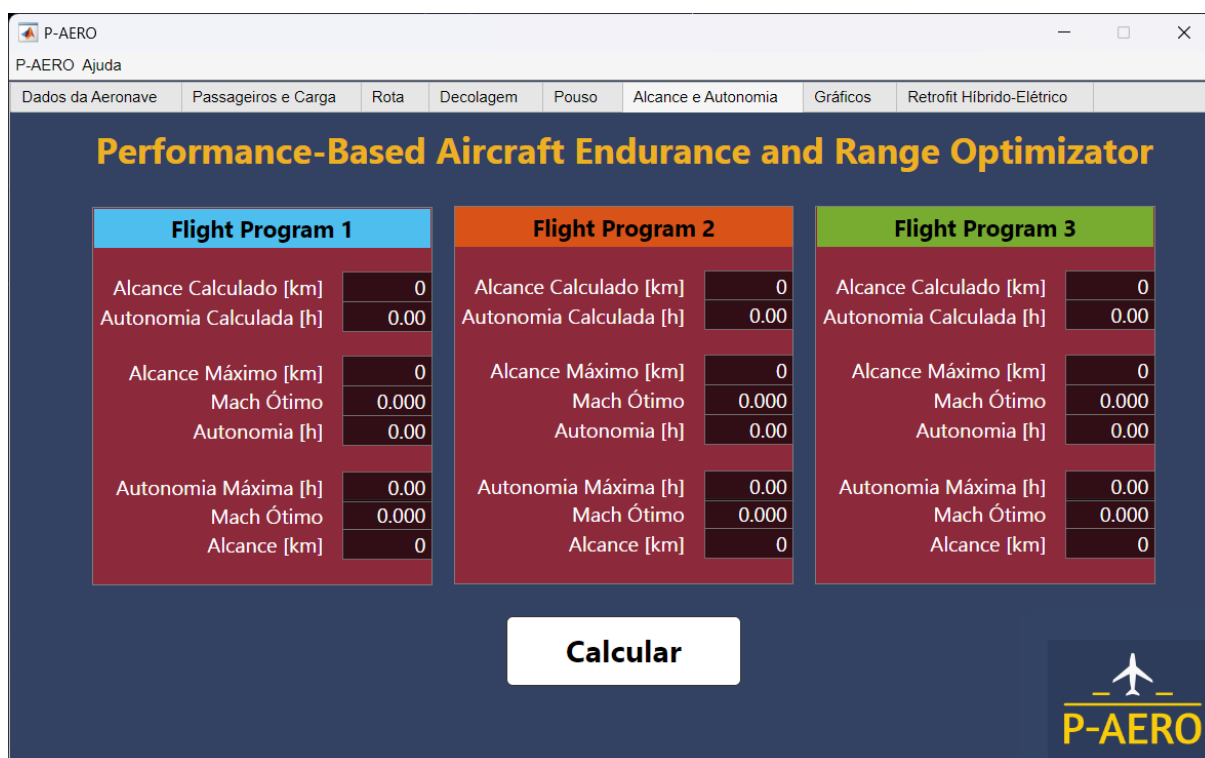
Figura 35 – Comprimento de aterrissagem: aeronave a jato.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Com os cálculos da rota realizados, a guia de "Alcance e Autonomia" permite calcular seus respectivos valores para a condição de voo informada, além de calcular os valores ótimos com seu respectivo Mach. Dessa forma, o usuário pode utilizar os valores informados para sua operação ou então modificar sua missão com base nos valores ótimos. Para efeito de minimização de custos operacionais, o valor mínimo de combustível é também exibido para que o usuário tenha a opção de embarcar apenas o necessário para a missão, já considerando as reservas regulamentares obrigatórias. O botão "Calcular" compila as informações fornecidas e equaciona a fase de cruzeiro, preenchendo os quadros na tela com as informações obtidas.

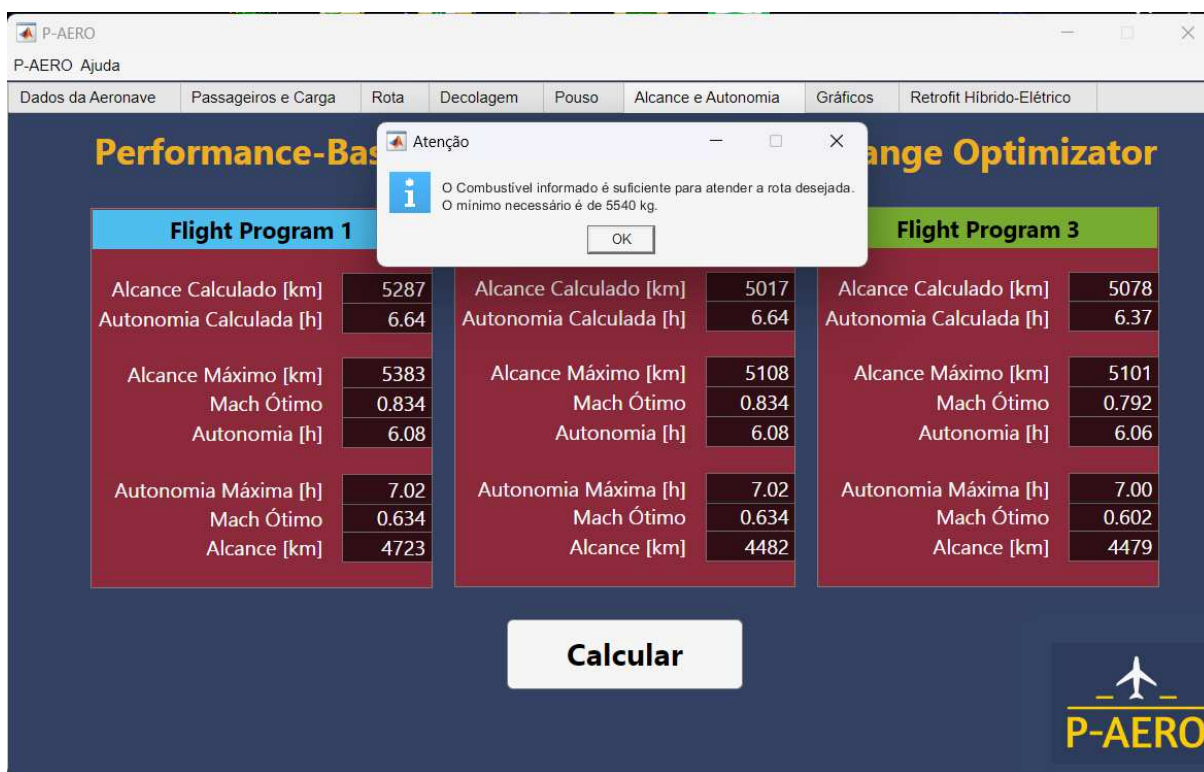
Figura 36 – Alcance e autonomia: aeronave a jato.



Fonte: Elaborada pelo autor.

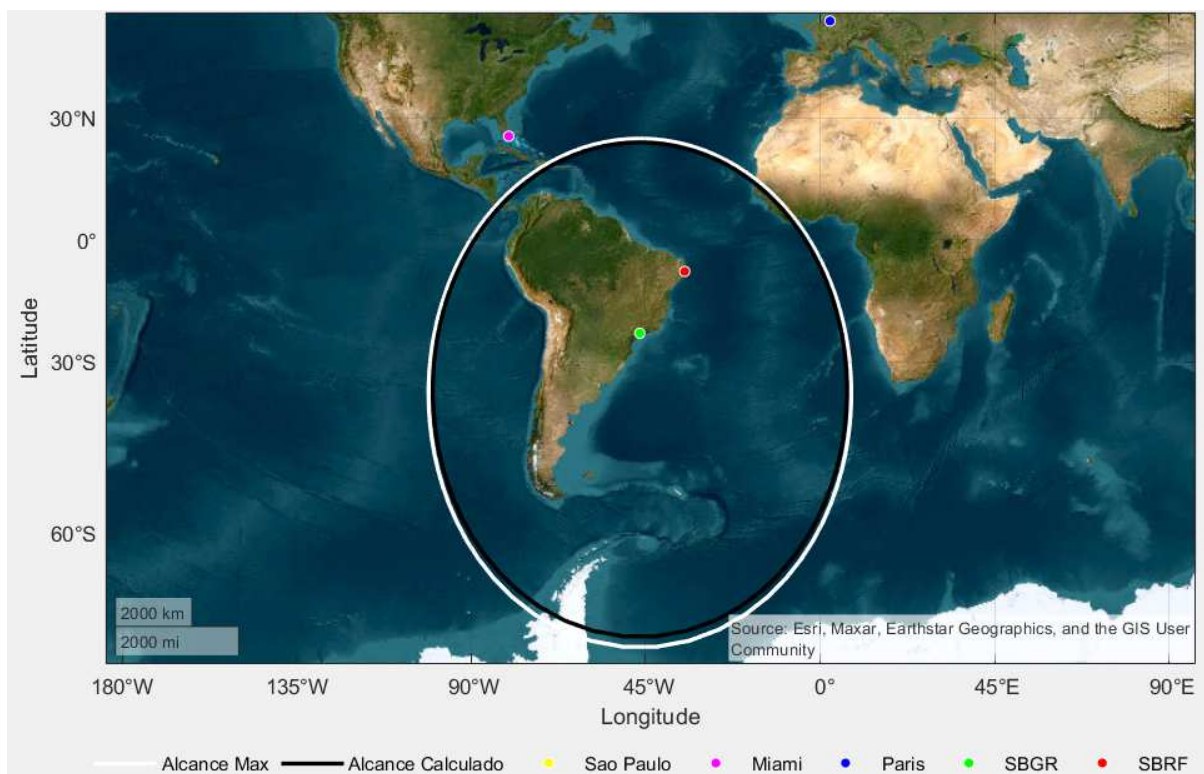
O resultado dos cálculos é exibido nos quadros ao mesmo tempo que um *pop-up* informa a quantidade mínima de combustível para se percorrer a rota desejada. Cabe ressaltar que se o combustível abastecido for inferior ao necessário, o software marca como aviso para o usuário de que a rota não poderá ser cumprida com o combustível atual. Além disso, uma tela com o alcance calculado e o alcance máximo para a aeronave é exibida, sendo traçada a linha de alcance no mapa, com seu centro no aeroporto de origem.

Figura 37 – Cálculos de cruzeiro e combustível Mínimo: aeronave a jato.



Fonte: Elaborada pelo autor.

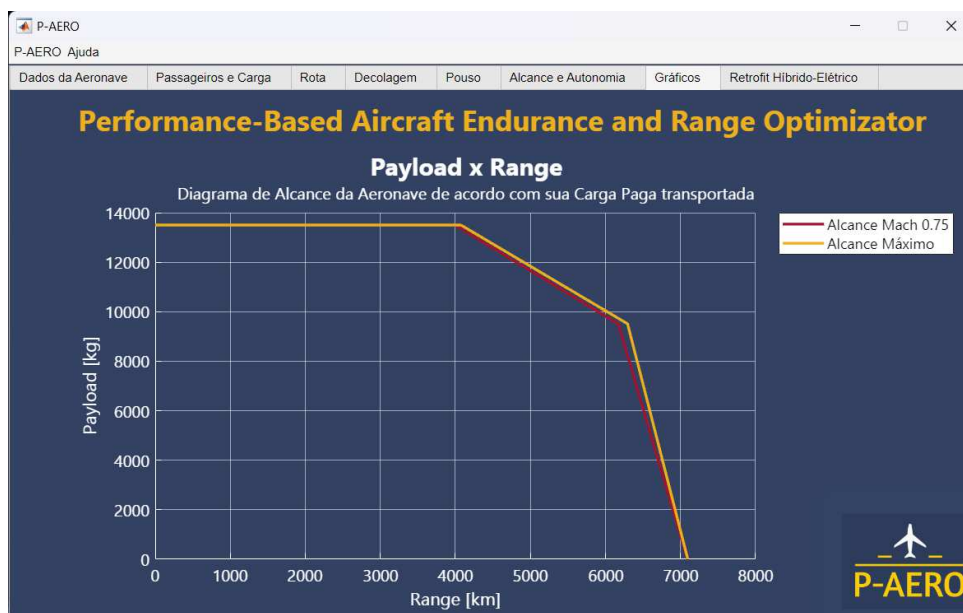
Figura 38 – Alcance projetado: aeronave a jato.



Fonte: Elaborada pelo autor.

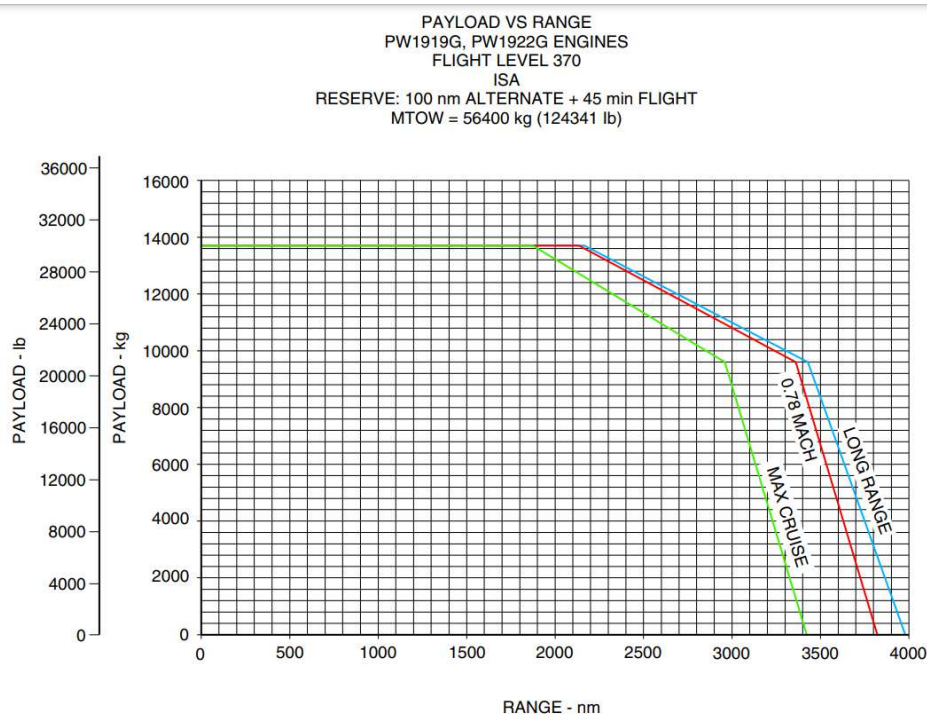
Por fim, a aba de "Gráficos" apresenta o diagrama *Payload x Range* da aeronave, que relaciona o Alcance da aeronave de acordo com sua carga paga transportada. Ele exibe a curva tanto para a condição ótima quanto para a condição informada. A Figura 40 traz o diagrama real da Embraer.

Figura 39 – Payload x range: aeronave a jato.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 40 – Diagrama *Payload x Range* para o E190-E2.



Fonte: Embraer (2022).

4.2 Estudo de Caso: Aeronave a Hélice ATR 72-600

O caso da aeronave a hélice foi implementado para o modelo de aeronave ATR 72-600 da fabricante ATR. Da mesma forma que ocorrera com o caso do E-190E2, dados foram coletados a respeito de características dimensionais, aerodinâmicas e de desempenho da aeronave e seu respectivo grupo moto-propulsor. Os dados foram também obtidos nos *websites* das fabricantes, *datasheets* e valores típicos encontrados na literatura.

A tela de abertura do software, agora na opção de "Hélice" habilitada na caixa de seleção amarela, abrange a entrada dos dados, que permite ainda salvar a aeronave informada para ser utilizada no futuro.

Figura 41 – Entrada de dados: aeronave a hélice.

The screenshot shows the P-AERO software interface. The window title is "P-AERO" and the menu bar includes "P-AERO Ajuda", "Dados da Aeronave", "Passageiros e Carga", "Rota", "Decolagem", "Pouso", "Alcance e Autonomia", "Gráficos", and "Retrofit Híbrido-Elétrico". The main title is "Performance-Based Aircraft Endurance and Range Optimizer".

Insira os Dados da Aeronave:

Envergadura [m]	27
Área Alar [m ²]	61
Cd ₀ [-]	0.034
Cl _{max} [-]	2.8
Peso Vazio [kg]	13600
Combustível Máximo [kg]	5000
Carga Máxima [kg]	7400
MTOW [kg]	23000
SFC [s ⁻¹]	6.3e-07
Potência Máxima [hp]	5400
Eficiência de Hélice [-]	0.6

Buttons: "Carregar Aeronave", "Salvar Aeronave" (ATR72-600.mat), "Aplicar", "Upload Foto".

Radio buttons: "Jato" (unselected), "Hélice" (selected).

Image: A photograph of an Azul ATR 72-600 aircraft in flight.

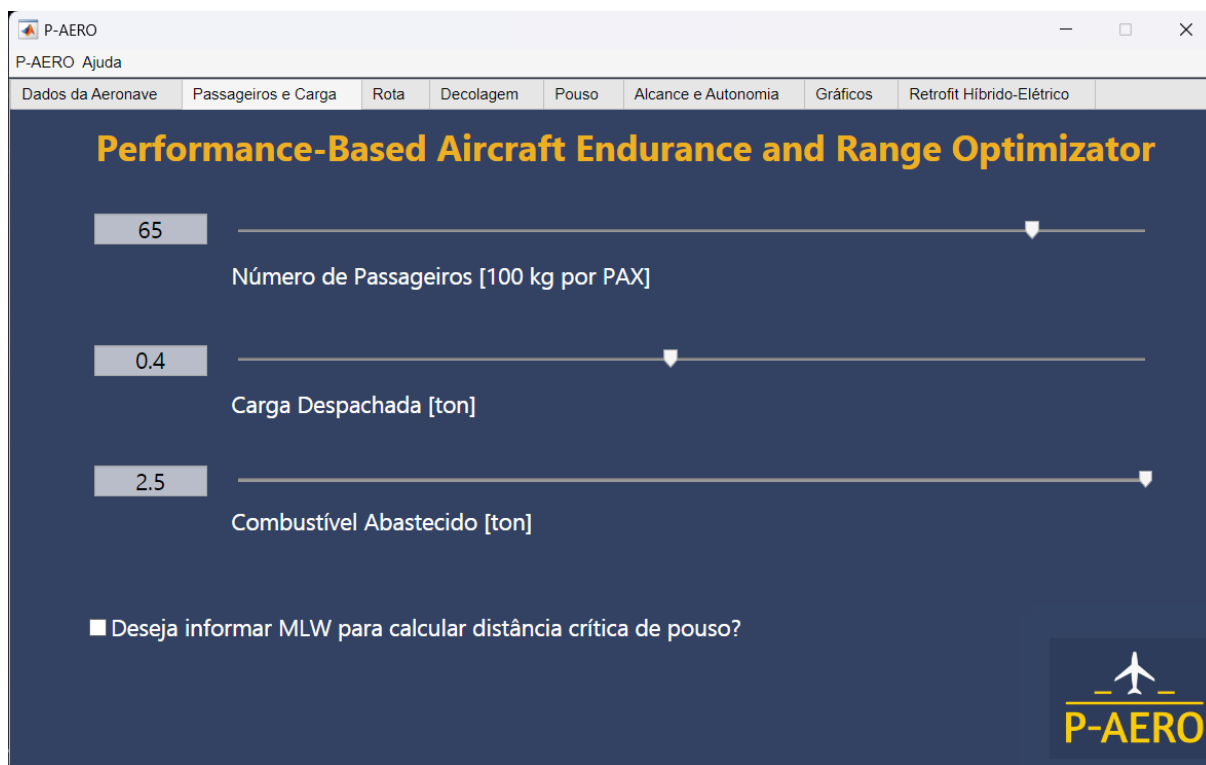
Logo: P-AERO with an airplane icon.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Após inserir os dados referentes à aeronave desejada, ela será salva no banco de dados. Mais uma vez, o botão "Aplicar" armazena as informações indicadas na memória do aplicativo, para que ele possa realizar os cálculos. Já a opção de "Upload Photo" permite a seleção de uma imagem que represente a aeronave de estudo, que será exibida em tela durante o funcionamento do programa, caso seja selecionada.

Para a segunda guia, selecionam-se as opções de peso da aeronave: passageiros, carga despachada e combustível abastecido. Caso o usuário deseje acrescentar a análise de pouso imediato, logo após a decolagem e com a consideração do peso máximo de aterrissagem (MLW), a opção abaixo na tela deve ser marcada e o peso informado.

Figura 42 – Gerenciamento de pesos: aeronave a hélice.

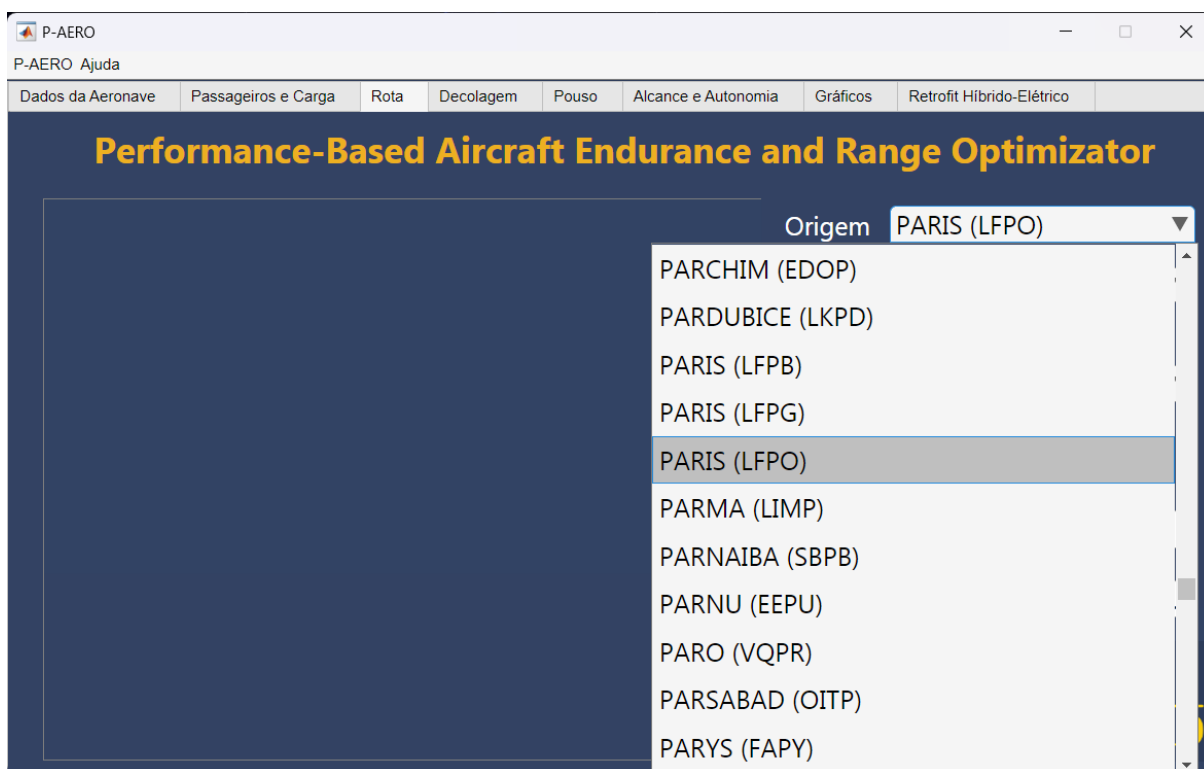


Fonte: Elaborada pelo autor.

A terceira guia trata das escolhas do trajeto. Informam-se os aeroportos de partida e destino, assim como suas respectivas pistas. Os dados de aeroportos e pistas estão armazenadas no banco de dados do aplicativo, sendo utilizados para comparar as distâncias requeridas de decolagem e pouso, com aquelas disponíveis de acordo com a seleção. A opção de pista molhada pode ainda ser habilitada na opção "Chuva", alterando o coeficiente de atrito para os cálculos.

O usuário ainda informa a altitude de voo de cruzeiro para a missão da aeronave e o Mach de cruzeiro desejado, que serão utilizados para os cálculos de Alcance e Autonomia. O botão "Rota" armazena as informações na memória do aplicativo e inicia os cálculos da trajetória informada, assim como as distâncias de decolagem e pouso.

Figura 43 – Seleção de aeroporto: aeronave a hélice.



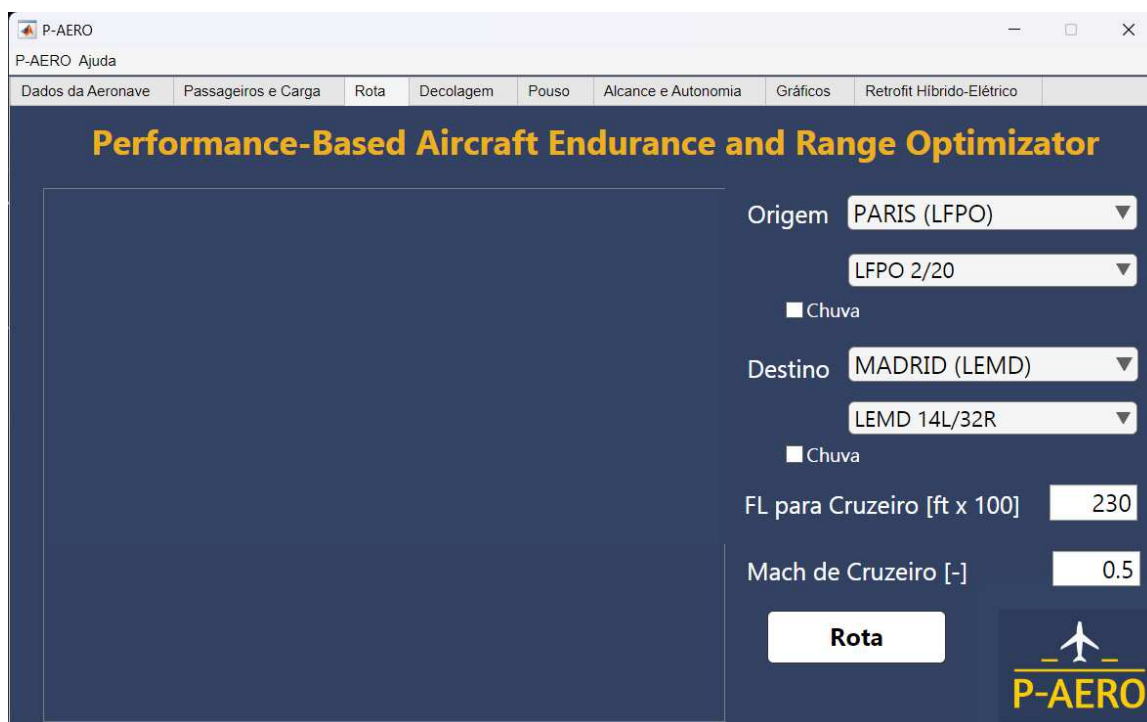
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 44 – Seleção da pista: aeronave a hélice.



Fonte: Elaborada pelo autor.

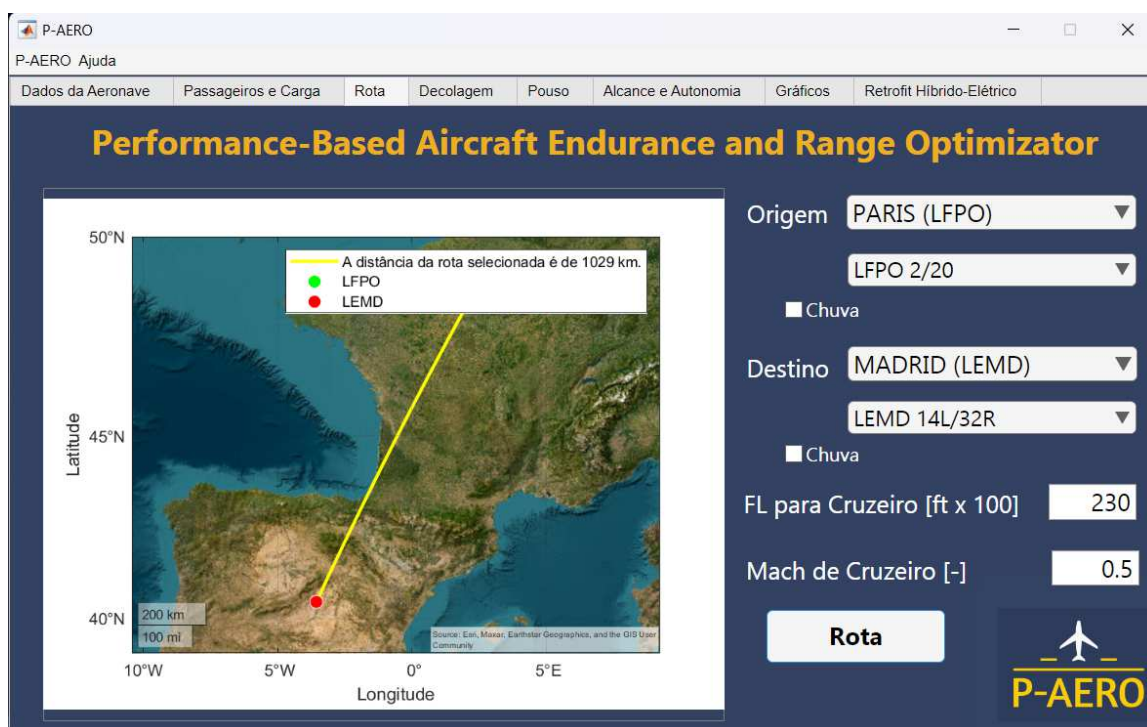
Figura 45 – Definição da rota: aeronave a hélice.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Após realizar os cálculos, o aplicativo exibe o mapa com a trajetória informada como imagem e também gráfico 3D com vista de satélite. A distância da rota é exibida na legenda.

Figura 46 – Mapa da rota: aeronave a hélice.



Fonte: Elaborada pelo autor.

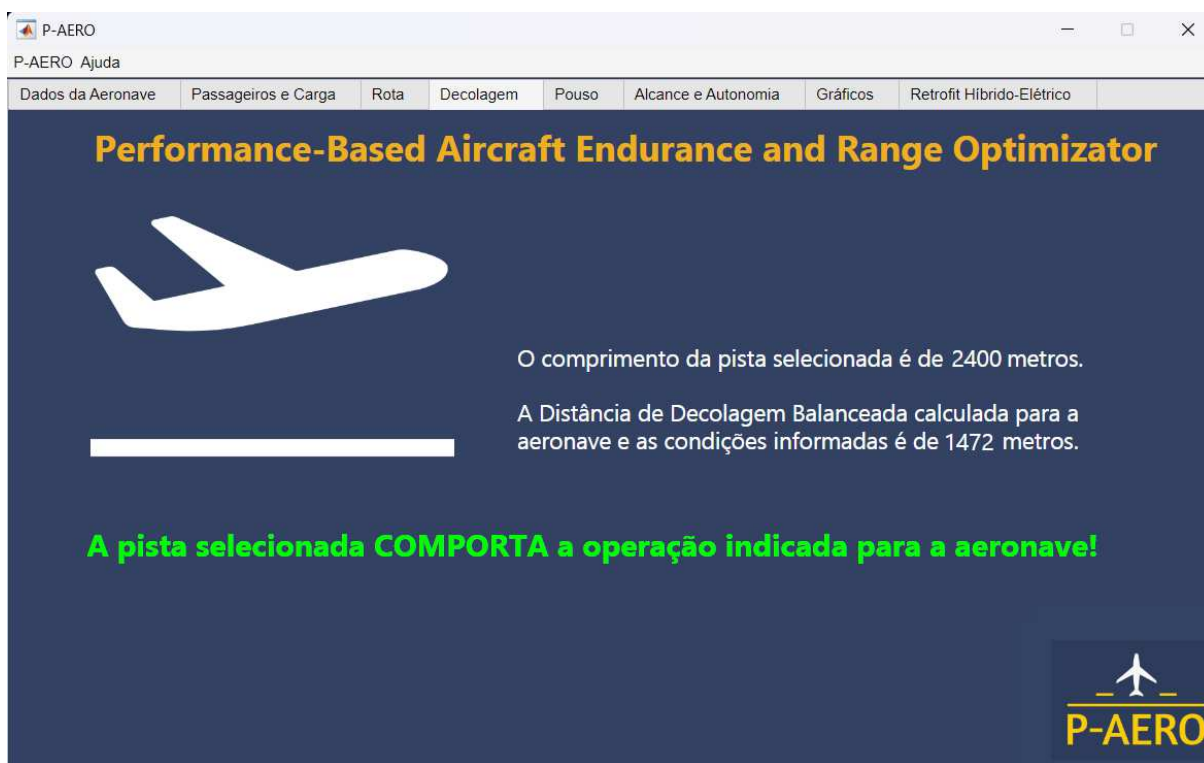
Figura 47 – Mapa 3D da rota: aeronave a hélice.



Fonte: Elaborada pelo autor.

As guias de "Decolagem" e "Pouso" informam os comprimentos das pistas selecionadas e exibem os comprimentos calculados para que a aeronave decole e pouse nas condições de peso selecionadas. Caso o comprimento de pista requerido seja menor que o comprimento de pista disponível, em ambos os casos será exibida uma mensagem de que a pista comporta a operação indicada. Já para o caso de a pista ser menor que o comprimento requerido, a informação exibida será de que a pista não comporta a operação da aeronave, sendo necessário trocar o aeroporto e/ou a pista selecionada, ou ainda reduzir o peso da aeronave removendo carga paga ou combustível.

Figura 48 – Comprimento de decolagem: aeronave a hélice.



Fonte: Elaborada pelo autor.

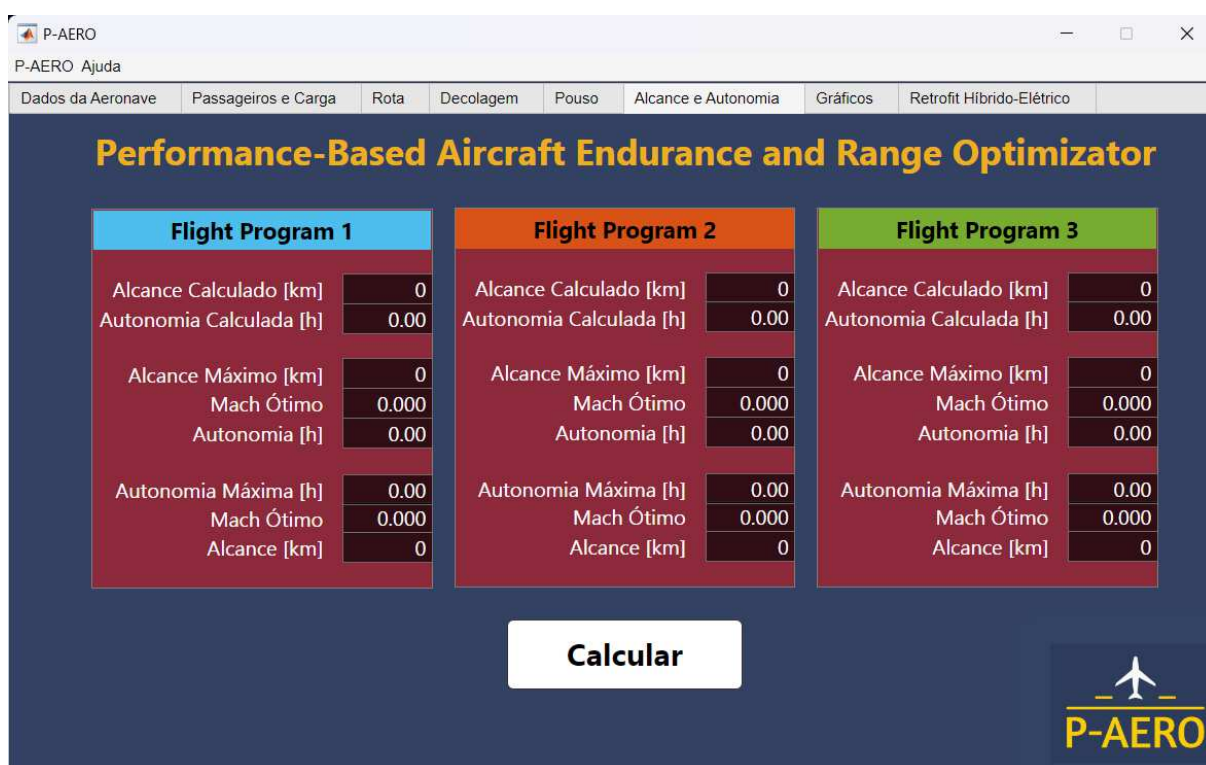
Figura 49 – Comprimento de aterrissagem: aeronave a hélice.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Com os cálculos da rota realizados, a guia de "Alcance e Autonomia" permite calcular seus respectivos valores para a condição de voo informada, além de calcular os valores ótimos com seu respectivo Mach. Dessa forma, o usuário pode utilizar os valores informados para sua operação ou então modificar sua missão com base nos valores ótimos. Para efeito de minimização de custos operacionais, o valor mínimo de combustível é também exibido para que o usuário tenha a opção de embarcar apenas o necessário para a missão, já considerando as reservas regulamentares obrigatórias. O botão "Calcular" compila as informações fornecidas e equaciona a fase de cruzeiro, preenchendo os quadros na tela com as informações obtidas.

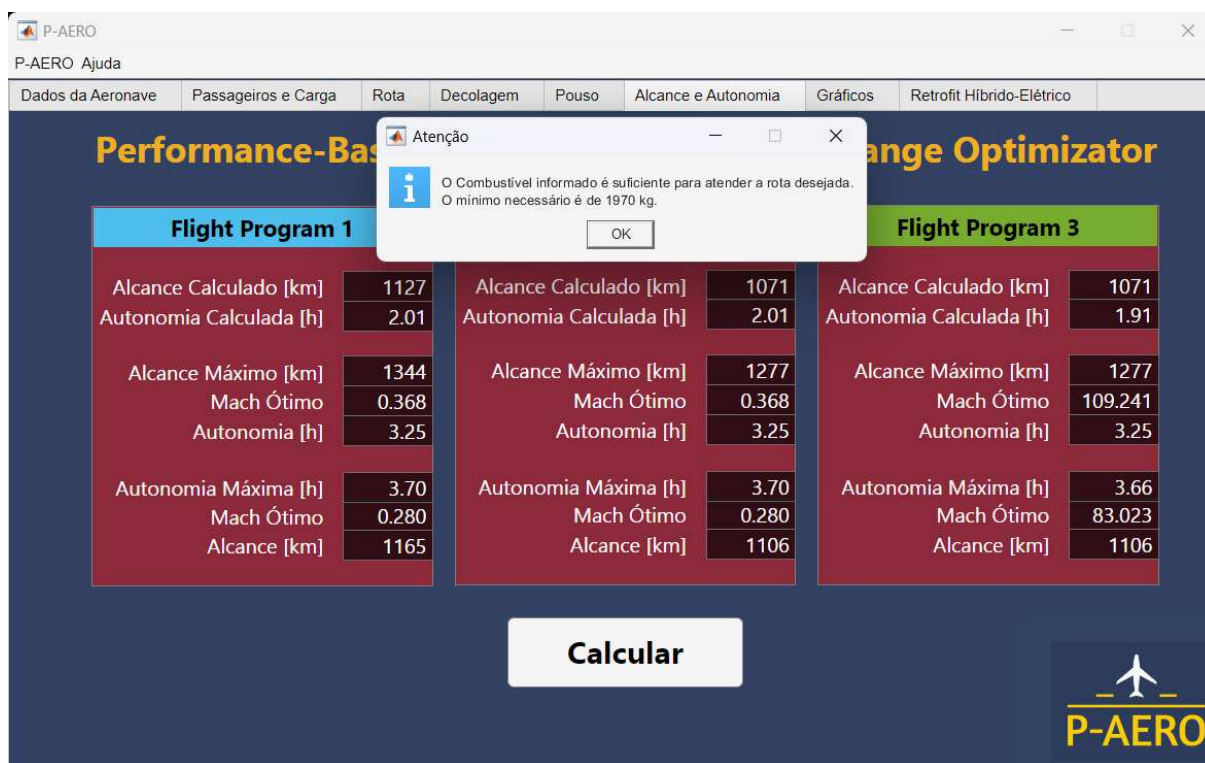
Figura 50 – Alcance e autonomia: aeronave a hélice.



Fonte: Elaborada pelo autor.

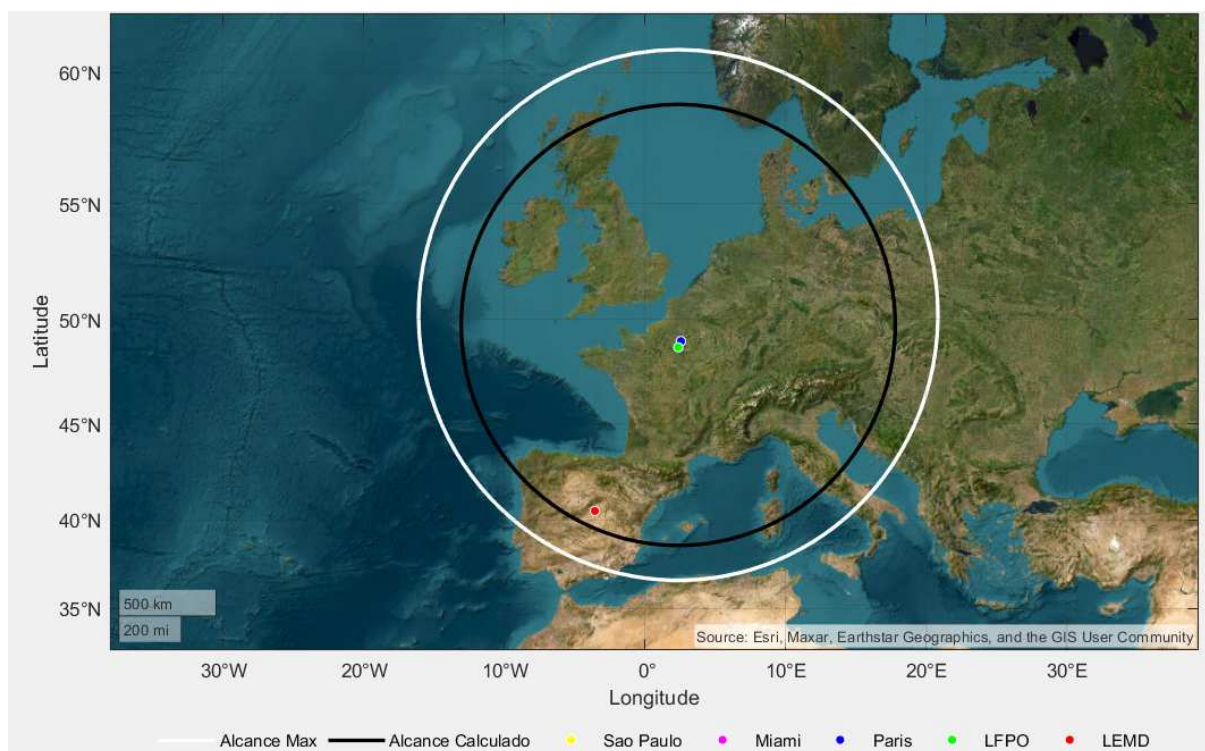
O resultado dos cálculos é exibido nos quadros ao mesmo tempo que um *pop-up* informa a quantidade mínima de combustível para se percorrer a rota desejada. Cabe ressaltar que se o combustível abastecido for inferior ao necessário, o software marca como aviso para o usuário de que a rota não poderá ser cumprida com o combustível atual. Além disso, uma tela com o alcance calculado e o alcance máximo para a aeronave é exibida, sendo traçada a linha de alcance no mapa, com seu centro no aeroporto de origem.

Figura 51 – Cálculos de cruzeiro e combustível mínimo: aeronave a hélice.



Fonte: Elaborada pelo autor.

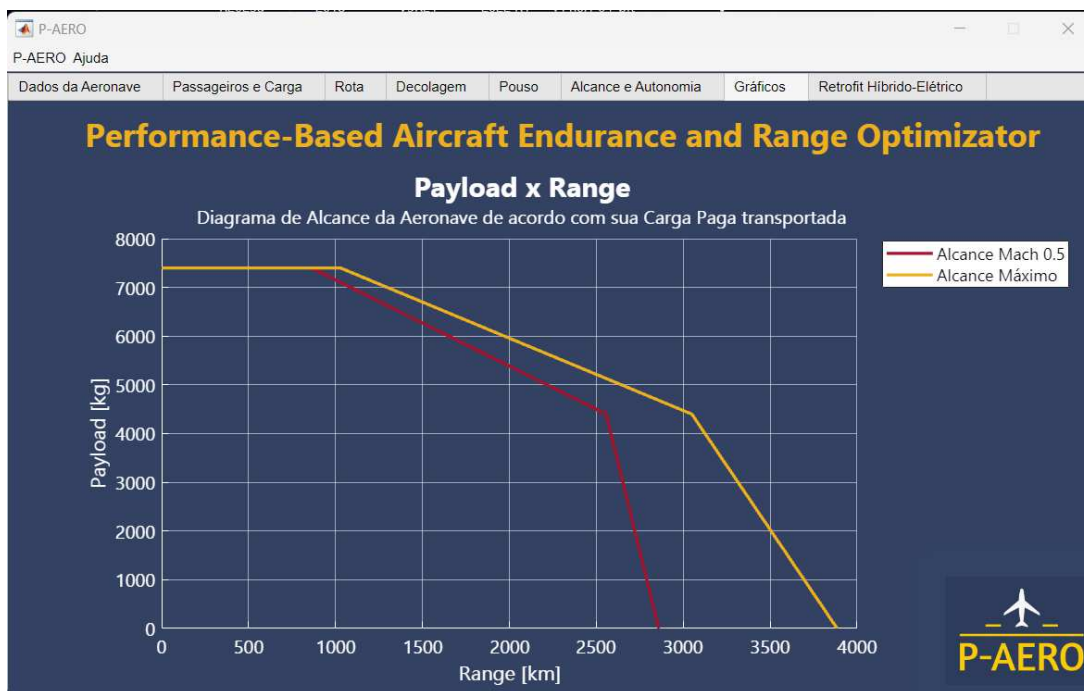
Figura 52 – Alcance projetado: aeronave a hélice.



Fonte: Elaborada pelo autor.

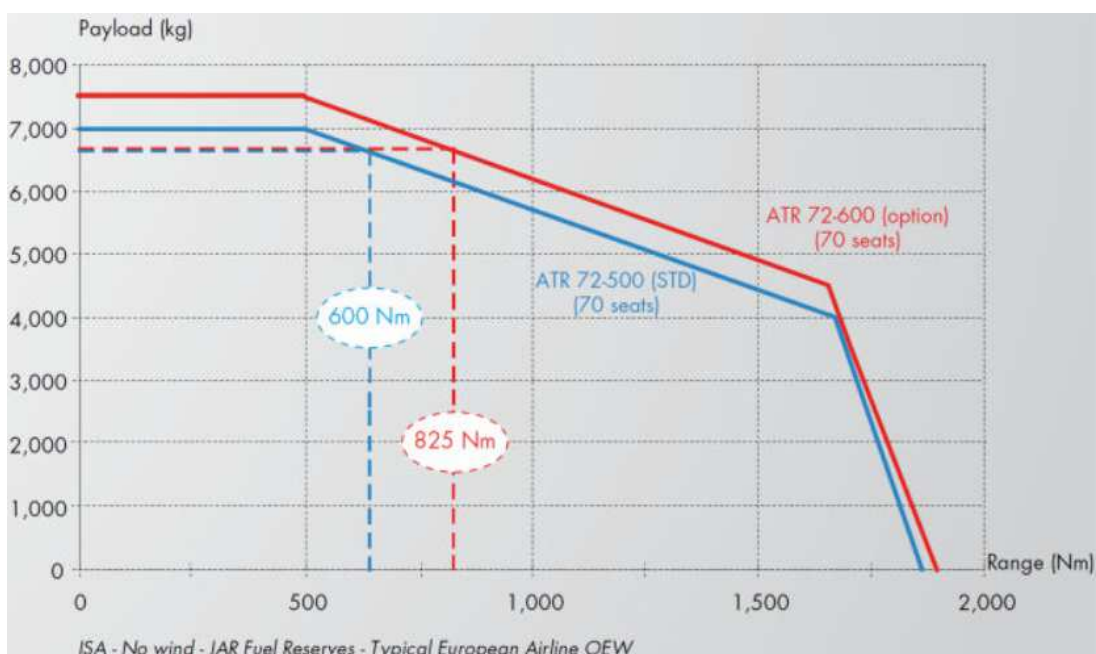
Por fim, a aba de "Gráficos" apresenta o diagrama *Payload x Range* da aeronave, que relaciona o Alcance da aeronave de acordo com sua carga paga transportada. Ele exibe a curva tanto para a condição ótima quanto para a condição informada. A Figura 54 traz o diagrama real da ATR.

Figura 53 – Payload x range: aeronave a hélice.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 54 – Diagrama *Payload x Range* para o ATR 72-600.



Fonte: ATR (2012).

CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS

Este capítulo apresenta as conclusões finais, discussões e comentários gerais sobre o estudo apresentado. Também dá uma perspectiva de melhorias futuras e ramos de pesquisa que podem ser derivados da metodologia proposta.

5.1 Conclusões

A partir do desenvolvimento do aplicativo e estudos para os casos propostos, entende-se como bastante satisfatório seus resultados. A interface do aplicativo atinge o objetivo de ser simples, permitindo fácil interação com o usuário, enquanto realiza os cálculos e otimizações a partir de um robusto embasamento teórico. Outro objetivo, de se analisar detalhadamente a teoria de desempenho de aeronaves em todas as fases de sua missão foi alcançado, ao descrever as principais relações para cada etapa bem como seus equacionamentos pertinentes. Além disso, o desenvolvimento do trabalho possibilitou a criação de uma ferramenta de comparação e otimização do desempenho de aeronaves com diferentes sistemas propulsivos.

Os resultados podem ainda ser comparados com os *datasheets* das fabricantes, que demonstram bastante proximidade com os valores calculados. Valores para os diagramas *Payload x Range* são apresentados nas Figuras 39 e 53 como calculados, podendo ser comparados com as Figuras 40 e 54 dos dados reais fornecidos pelas fabricantes.

Ainda assim, há margem para se incrementar o trabalho com uma análise de aeronaves híbridas-elétricas, que no escopo atual se restringiu à formulação teórica. Isso se deve ao fato de o levantamento realizado ter indicado a dificuldade da implantação imediata de um sistema híbrido para voos de aeronaves comerciais, uma vez que a tecnologia das baterias ainda caminha para cenários com maiores energias específicas.

Como a intenção do aplicativo era permitir cálculos e otimizações dos planos de voo aos operadores aéreos, uma estratégia de redimensionamento do sistema propulsivo para se acomodar o sistema elétrico e suas baterias, permitindo a diminuição do motor a combustão tanto em tamanho (peso) quanto em potência gerada seria algo com difícil aplicabilidade aos operadores. Tais análises vêm sendo realizadas por muitos autores, como Silva (2019), Finger *et al.* (2020) e Xie, Savvaris e Tsourdos (2018).

Uma guia denominada "Retrofit Híbrido-Elétrico" foi adicionada ao aplicativo para que seja explorada no futuro. O chamado *Retrofit* seria uma adaptação às plataformas convencionais de aeronaves já existentes (não híbridas), que contariam com a substituição do sistema tradicional de *bleed* (sangria) do motor para sistemas da aeronave, passando a ter seu funcionamento exclusivamente a partir da energia das baterias. Esse conceito é denominado *More Electric Aircraft* (MEA), já sendo utilizado em aeronaves recentes como o Boeing 787 (SINNETT, 2008).

Além de fornecer energia para sistemas da aeronave e permitir diminuição no consumo de combustível, a adição e retirada de baterias seria realizada de forma modular de acordo com a necessidade de cada operação, em cada voo realizado. Isso se dá pela relação entre Alcance (ou Autonomia) desejada para cumprir uma determinada missão, e a carga paga transportada. Para os casos em que o Alcance precise aumentar e a aeronave não necessite operar com carga paga máxima, essa poderia ser substituída parcialmente por baterias, que diminuiriam o consumo global.

Contudo, com a tecnologia atual de baterias, a avaliação feita foi a de que os benefícios do Retrofit, por hora, seriam muito reduzidos e restritos à operações curtas, com baixo custo-benefício operacional e logístico. Por fim, optou-se pelo não prosseguimento dos cálculos de otimização desse tema no aplicativo, mas sim sua indicação de melhoria para trabalhos que venham a ser desenvolvidos no futuro, com recursos tecnológicos que tornem esse conceito de Retrofit modular viável para operações.

Espera-se que esse trabalho possa servir de inspiração para novos temas que tirem proveito do desenvolvimento de aplicações e que tornem o aprendizado mais tangível, podendo ser amplamente utilizado com uma interface de usuário simplificada. As aulas da disciplina de Desempenho de Aeronaves do curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica da UFU poderão se beneficiar do uso do software, bem como do desenvolvimento trazido ao longo desse trabalho, para projetos, pesquisas e o próprio aprendizado da disciplina dentro e fora da sala de aula.

5.2 Perspectivas para Trabalhos Futuros

Ao final deste trabalho, tomando como base os resultados obtidos e discussões levantadas, as seguintes sugestões são trazidas para trabalhos futuros:

- Realização de validações por meio de outros métodos, sejam eles através da verificação direta com as fabricantes para obtenção de dados mais precisos, monitoramento e levantamento estatístico de voos realizados por companhias aéreas, bem como validação numérica por meio de *softwares* de simulação de voo como *Microsoft Flight Simulator 2020*.
- Maior detalhamento da configuração híbrida-elétrica para otimização de rotas que possam se beneficiar de um *retrofit* com baterias e sistemas MEA, permitindo melhor comparação entre o custo-benefício das configurações em relação ao custo operacional, peso e eficiência energética.
- Melhorias na interface de usuário bem como adição de novas funcionalidades, cálculos e variáveis otimizadas são encorajadas para versões futuras do software, que será disponibilizado ao público em repositório *online* para que seja explorado.
- Desenvolvimento de estudos específicos para aeronaves de configurações disruptivas e de UAM como VTOL e eVTOL.

REFERÊNCIAS

ANAC. **RBAC 91, EMD 03**. ANAC, 2021. 134 p. Disponível em: <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/rbha-e-rbac/rbac/rbac-91/@@display-file/arquivo_norma/RBAC91EMD01.pdf>. Citado na página 38.

ANDERSON, J. **Aircraft Performance & Design**. McGraw-Hill Education (India) Pvt Limited, 2010. ISBN 9780070702455. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=5lhHzwEACAAJ>>. Citado na página 18.

_____. **Introduction to Flight**. McGraw-Hill Education, 2015. ISBN 9780078027673. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=aujfoQEACAAJ>>. Citado na página 22.

_____. **Fundamentals of Aerodynamics**. McGraw-Hill Education, 2016. ISBN 9781259129919. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=D1ZojgEACAAJ>>. Citado na página 22.

ASSELIN, M. **An Introduction to Aircraft Performance**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 2012. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/4.861529>>. Citado nas páginas 25, 44, 45, 49 e 50.

ATR. **ATR 72 Brochure**. France: ATR Aircraft, 2012. Disponível em: <http://www.aviation-broker.com/uploads/media/specs_atr_72-500.pdf>. Citado na página 83.

_____. **ATR Aircraft Website**. ATR Aircraft Family, 2023. Disponível em: <<https://www.atr-aircraft.com/>>. Citado na página 58.

BATRA, A.; RAUTE, R.; CAMILLERI, R. Series or parallel hybrid-electric aircraft propulsion systems? case studies of the atr42 and atr72. In: **33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences**. Sweden: ICAS, 2022. p. 16. Citado na página 57.

CIRIUM. **CIRIUM AIRLINE PASSENGER RANKINGS FOR 2021**. CIRIUM Aviation Analytics, 2022. Disponível em: <<https://www.cirium.com/studios/reports/?industry=airline-and-airport&report=world-airline-passenger-rankings>>. Citado na página 18.

_____. **CIRIUM AIRLINE FINANCE RANKINGS FOR 2021 AND FIRST HALF 2022**. CIRIUM Aviation Analytics, 2023. Disponível em: <<https://www.cirium.com/studios/reports/?industry=airline-and-airport&report=ciriums-world-airline-group-finance-rankings-for-2021-and-first-half-of-2022>>. Citado na página 18.

EMBRAER. **AIRPORT PLANNING MANUAL 5824: E-JETS E2**. São José dos Campos, SP - BRA: Flyembraer, 2022. Disponível em: <https://www.flyembraer.com/irj/go/km/docs/download_center/Anonymous/Ergonomia/Home20Page/Documents/APM_E-JetsE2.PDF>. Citado na página 74.

_____. **Embraer Commercial Website**. Embraer Commercial Aviation, 2023. Disponível em: <<https://www.embraercommercialaviation.com/>>. Citado na página 58.

_____. **Future Aircraft Concepts: Energia Family**. Embraer Commercial Aviation Sustainability, 2023. Disponível em: <<https://embraercommercialaviationsustainability.com/>>. Citado nas páginas 53 e 57.

ESHELBY, M. **Aircraft Performance: Theory and Practice**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000. (AIAA education series). ISBN 9780340758977. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=qPt-QgAACAAJ>>. Citado nas páginas 43 e 52.

FAA. **FAA-H-8083-15A - Instrument Flying Handbook**. U.S. Department of Transport, 2001. 281 p. Disponível em: <<http://www.sheppardair.com/ACs/faa-h-8083-15.pdf>>. Citado na página 38.

FILIPPONE, A. **Advanced Aircraft Flight Performance**. Cambridge: Cambridge University Press, 2012. (Cambridge Aerospace Series). Citado nas páginas 25 e 37.

FINGER, D.; VRIES, R. de; VOS, R.; BRAUN, C.; BIL, C. A comparison of hybrid-electric aircraft sizing methods. In: . [S.l.: s.n.], 2020. Citado na página 85.

ICAO. **ICAO Aircraft Engine Emissions Databank**. EASA, 2023. Disponível em: <<https://www.easa.europa.eu/en/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank>>. Citado na página 58.

IPCC. **Climate Change 2022: Mitigation of Climate Change. Contribution of Working Group III to the Sixth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change**. [P.R. Shukla, J. Skea, R. Slade, A. Al Khourdjie, R. van Diemen, D. McCollum, M. Pathak, S. Some, P. Vyas, R. Fradera, M. Belkacemi, A. Hasija, G. Lisboa, S. Luz, J. Malley, (eds.)]. Cambridge, UK and New York, NY, USA: Cambridge University Press, 2022. Citado nas páginas 53 e 54.

PRATT & WHITNEY. **Pratt & Whitney Website**. Pratt & Whitney Engines, 2023. Disponível em: <<https://www.prattwhitney.com/>>. Citado na página 58.

RAYMER, D. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Incorporated, 2018. (AIAA education series). ISBN 9781624104909. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=3G1uuwEACAAJ>>. Citado nas páginas 18 e 58.

SADRAEY, M. **Aircraft Design: A Systems Engineering Approach**. Wiley, 2012. (Aerospace Series). ISBN 9781118352809. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=VT-Tc3Tx5aEC>>. Citado na página 18.

SADRAEY, M. H. **Aircraft Performance: An Engineering Approach**. CRC Press, 2017. Disponível em: <<https://www.taylorfrancis.com/books/mono/10.1201/9781315366913/aircraft-performance-mohammad-sadraey>>. Citado nas páginas 22, 23, 31, 32, 33, 35, 43, 44, 48, 58 e 59.

SILVA, H. L. **Contributions to conceptual design of electric and hybrid-electric aircraft**. : Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia – MG, 2019. 128 p. Citado nas páginas 25, 58 e 85.

SINNETT, M. **787 No-Bleed Systems: Saving Fuel and Enhancing Operational Efficiencies**. USA: Boeing, 2008. Disponível em: <https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_07/AERO_Q407_article2.pdf>. Citado na página 85.

TAN, S. C. **Electrically Assisted Propulsion Power Systems for Short-Range Missions**. Delft, Netherlands: Aerospace Engineering Master Thesis - Delft University of Technology, 2018. 212 p. Citado na página 57.

THE INDEPENDENT. **The airlines that have stopped flying in 2019**. 2019. Último acesso em 2023-03-25. Disponível em: <<https://www.independent.co.uk/travel/news-and-advice/airlines-bankrupt-stop-flying-flight-thomas-cook-flybe-adria-a9242741.html>>. Citado na página 18.

UNIFEI. **Personalidades do Muro: Alberto Santos Dumont**. 2023. Último acesso em 2023-03-27. Disponível em: <<https://unifei.edu.br/personalidades-do-muro/extensao/alberto-santos-dumont/>>. Citado na página 18.

VENSON, G. G.; SILVA, H. L. **Material de aula da disciplina: Desempenho de Aeronaves**. Uberlândia – MG: Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, 2023. Citado nas páginas 23, 26, 27, 30, 37, 39 e 40.

VRIES, R. de; BROWN, M. T.; VOS, R. A preliminary sizing method for hybrid-electric aircraft including aero-propulsive interaction effects. In: **2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference**. Atlanta, Georgia: AIAA, 2018. p. 31. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2018-4228>>. Citado nas páginas 54 e 55.

XIE, Y.; SAVVARIS, A.; TSOURDOS, A. Sizing of hybrid electric propulsion system for retrofitting a mid-scale aircraft using non-dominated sorting genetic algorithm. **Aerospace Science and Technology**, v. 82-83, p. 323–333, 09 2018. Citado na página 85.

ZAMBONI, J.; VOS, R.; EMENETH, M.; SCHNEEGANS, A. A method for the conceptual design of hybrid electric aircraft. In: **AIAA Scitech 2019 Forum**. AIAA, 2019. p. 132. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2019-1587>>. Citado na página 54.