

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

**MARIA JULIA SILVA ZANUTTO**

**Elaboração de Banco de Dados para Projeto Conceitual de Aeronaves Elétricas de Decolagem e  
Pouso Vertical da Categoria Lift+Cruise**

São João da Boa Vista  
2025

**Maria Julia Silva Zanutto**

**Elaboração de Banco de Dados para Projeto Conceitual de Aeronaves Elétricas de Decolagem e Pouso Vertical da Categoria Lift+Cruise**

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

Orientador: Profº Dr. Gabriel Pereira Gouveia da Silva

São João da Boa Vista  
2025

Z34e

Zanutto, Maria Julia Silva

Elaboração de banco de dados para projeto conceitual de aeronaves elétricas de decolagem e pouso vertical da categoria lift+cruise / Maria Julia Silva Zanutto. -- São João da Boa Vista, 2025

118 p. : tabs., fotos

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

Orientador: Gabriel Pereira Gouveia da Silva

1. Engenharia aeroespacial. 2. Aerodinamica. 3. Banco de dados. 4. Métodos de simulação. 5. Estatística. I. Título.

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

**TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO**

**ELABORAÇÃO DE BANCO DE DADOS PARA PROJETO CONCEITUAL DE  
AERONAVES ELÉTRICAS DE DECOLAGEM E POUSO VERTICAL DA  
CATEGORIA LIFT+CRUISE**

Aluno: Maria Julia Silva Zanutto

Orientador: Prof. Dr. Gabriel Pereira Gouveia da Silva

Banca Examinadora:

- Gabriel Pereira Gouveia da Silva (Orientador)
- Leandra Isabel de Abreu (Examinadora)
- Adson Agrico de Paula (Examinador)

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

São João da Boa Vista, 02 de dezembro de 2025

Dedico este trabalho à minha família, meu porto seguro, origem e destino de todos os meus passos.

## AGRADECIMENTOS

Meus agradecimentos começam em Pompeia, lar do início do meu sonho de carreira e também o berço do meu alicerce: minha família, que sempre me apoiou em tudo o que me propus a fazer e que esteve ao meu lado em cada decisão e desafio, oferecendo apoio sereno e amor incondicional.

Aos meus pais, José Carlos e Katia, e à minha irmã Maria Carolina, por serem minha base, pelo amor incondicional e por nunca medirem esforços para me apoiar em cada passo desta trajetória.

Aos meus avós, Silvia e Luis, por todo carinho, incentivo e presença constante, que sempre me fortaleceram ao longo desta caminhada.

Aos meus tios, em especial ao Tio “One” (Carlos) e à Tia Cássia, pelo cuidado, encorajamento e suporte que sempre me ofereceram. Estendo meus agradecimentos também aos meus primos e demais familiares que, de diferentes formas, contribuíram para minha formação pessoal e acadêmica.

Ao meu namorado e melhor amigo Lucas, por todo companheirismo, dedicação, ajuda e compreensão, que tornaram essa jornada mais leve, acolhedora e feliz.

A todos os meus amigos, por cada momento de aprendizado, alegria e descontração. Em especial, aos meus amigos mais próximos, cuja presença constante iluminou até os dias mais difíceis; às amigas com quem dividi a moradia e tantos momentos marcantes; aos colegas de turma que tornaram a faculdade mais leve e pelo espírito de colaboração e companheirismo que transformou desafios em jornadas compartilhadas; e aos amigos de Aerodesign, com quem compartilhei desafios, conquistas e experiências que levarei para sempre.

Agradeço também aos professores e orientadores que marcaram minha formação acadêmica, pelos ensinamentos e incentivo ao longo da graduação. Em especial, ao meu orientador, Prof. Dr. Gabriel Pereira Gouveia da Silva, pela orientação, paciência e confiança durante todo o desenvolvimento deste trabalho.

A cada pessoa que caminhou ao meu lado, ofereceu palavras de incentivo, compartilhou silêncios e vibrou com cada conquista - deixo aqui minha mais sincera gratidão.

*“O que a vida quer da gente é coragem.”*  
— *João Guimarães Rosa, Grande Sertão: Veredas*

## RESUMO

Este trabalho de conclusão de curso aborda a elaboração de um banco de dados para projeto conceitual de aeronaves elétricas de decolagem e pouso vertical (eVTOLs) da categoria *lift+cruise*. O objetivo geral é compilar e analisar dados técnicos de eVTOLs para uso em estimativas iniciais de peso e desempenho. A metodologia envolve a identificação e organização de dados de *datasheets* de fabricantes, a estimativa de parâmetros aerodinâmicos utilizando o módulo VSPAERO do *software* OpenVSP e a criação de modelos preditivos. Os resultados demonstram a viabilidade de construir um banco de dados abrangente e desenvolver modelos preditivos a partir desses dados, contribuindo para o avanço do conhecimento no projeto conceitual de eVTOLs. As conclusões apontam para a utilidade da abordagem proposta e sugerem futuras pesquisas para expansão do banco de dados e aprimoramento dos modelos.

**Palavras-chave:** eVTOL; projeto conceitual; banco de dados; VSPAERO; OpenVSP.

## **ABSTRACT**

This graduation project addresses the development of a database for the conceptual design of lift+cruise electric vertical takeoff and landing (eVTOL) aircraft. The general objective is to compile and analyze technical data of eVTOLs for use in initial weight and performance estimations. The methodology involves identifying and organizing data from manufacturer datasheets, estimating aerodynamic parameters using the VSPAERO module of OpenVSP software, and creating predictive models. The results demonstrate the feasibility of building a comprehensive database and developing predictive models from this data, contributing to the advancement of knowledge in eVTOL conceptual design. The conclusions point to the usefulness of the proposed approach and suggest future research for database expansion and model improvement.

**Keywords:** eVTOL; conceptual design; database; VSPAERO; OpenVSP.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 —	Emissões líquidas de $CO_2$ em pleno voo do setor de aviação comercial europeu de 2005 a 2050, considerando diferentes cenários regulatórios e tecnológicos. . . . .	21
Figura 2 —	Projeção do mercado global de Mobilidade Aérea Urbana (UAM) entre 2025 e 2034. . . . .	22
Figura 3 —	Concepção visual do demonstrador tecnológico ZEROe da Airbus, projetado para viabilizar operações comerciais movidas a hidrogênio até 2035. . .	23
Figura 4 —	Exigências regulatórias de confiabilidade para eVTOL segundo a EASA ( $10^{-9}$ falhas catastróficas por hora de voo), demonstrando a distância entre o patamar atual e os padrões que deverão ser atingidos na certificação urbana. . . . .	24
Figura 5 —	Configuração de Empuxo Vetorial: (a) Diagrama ilustrativo da arquitetura; (b) Joby S4; (c) Lilium Jet; (d) Airbus Vahana. . . . .	27
Figura 6 —	Configuração <i>Wingless (Multicopter)</i> : (a) Diagrama ilustrativo da arquitetura; (b) Volocopter 2X em voo; (c) EHang 216; (d) EHang 184. . . . .	27
Figura 7 —	Exemplos da configuração <i>Lift + Cruise</i> : (a) Diagrama ilustrativo da arquitetura; (b) Eve Air Mobility; (c) NASA Lift+Cruise; (d) Volocopter VoloConnect em voo. . . . .	28
Figura 8 —	Processo de <i>design</i> conceitual da aeronave . . . . .	31
Figura 9 —	Exemplo de modelagem paramétrica de uma aeronave eVTOL no OpenVSP, destacando componentes como asas, rotores e fuselagem. . . . .	35
Figura 10 —	Pré-visualização da geometria aerodinâmica da aeronave no VSPAERO. . . . .	38
Figura 11 —	Diagrama das principais arquiteturas de eVTOL com exemplos e vantagens e desvantagens. . . . .	50
Figura 12 —	Fluxograma da metodologia de desenvolvimento do banco de dados para projeto conceitual de aeronaves eVTOL <i>lift+cruise</i> . . . . .	65
Figura 13 —	Interfaces da plataforma <i>web</i> desenvolvida para visualização e análise dos dados . . . . .	70
Figura 14 —	Perfil de missão típico para eVTOL <i>lift+cruise</i> , destacando as fases críticas de consumo energético . . . . .	74
Figura 15 —	Modelagem geométrica da aeronave e parametrização das superfícies no OpenVSP. . . . .	76
Figura 16 —	Estudo de convergência: variação de $C_L$ e $C_D$ em função da resolução da malha (Num U). . . . .	78
Figura 17 —	Histogramas de distribuição de MTOW e Alcance. . . . .	81
Figura 18 —	Comparação de parâmetros por estágio de desenvolvimento (Boxplots). . .	81
Figura 19 —	Gráfico de dispersão: MTOW versus Velocidade de Cruzeiro. . . . .	82
Figura 20 —	Matriz de correlação de Pearson entre as variáveis do estudo. . . . .	83
Figura 21 —	Modelo de regressão para Peso Vazio ( $W_e$ ) em função do MTOW. . . . .	84

Figura 22 —	Modelo de regressão para Envergadura ( $b$ ) em função do MTOW. . . . .	85
Figura 23 —	Tendência de Velocidade de Cruzeiro ( $V_c$ ) em função do MTOW. . . . .	86
Figura 24 —	Distribuição da Carga Alar estimada em função do MTOW. . . . .	88
Figura 25 —	Histograma dos Coeficientes de Sustentação ( $C_L$ ) estimados para cruzeiro.	89
Figura 26 —	Razão L/D estimada versus Velocidade de Cruzeiro. . . . .	90
Figura 27 —	Visualização do conceito NASA Lift+Cruise Reference. . . . .	92
Figura 28 —	Aeronave Kitty Hawk Cora em voo. . . . .	94
Figura 29 —	Modelo geométrico do NASA Lift+Cruise implementado no OpenVSP. .	98
Figura 30 —	Modelo geométrico do Kitty Hawk Cora implementado no OpenVSP. . .	99
Figura 31 —	Curva de sustentação ( $C_L \times \alpha$ ) obtida via VSPAERO para o NASA Lift+Cruise. . . . .	100
Figura 32 —	Polar de arrasto ( $C_L \times C_D$ ) com decomposição dos componentes induzido e total. . . . .	101
Figura 33 —	Eficiência aerodinâmica ( $L/D$ ) em função do ângulo de ataque. . . . .	101
Figura 34 —	Curva de sustentação ( $C_L \times \alpha$ ) para o Kitty Hawk Cora. . . . .	102
Figura 35 —	Polar de arrasto do Cora, evidenciando a alta penalidade parasita dos rotores.	103
Figura 36 —	Eficiência aerodinâmica ( $L/D$ ) em função do ângulo de ataque. . . . .	104

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 —	Comparação das principais tendências tecnológicas em aeronaves convencionais e eVTOL para AAM . . . . .	48
Tabela 2 —	Comparação entre métodos tradicionais e demandas específicas de eVTOLs	50
Tabela 3 —	Características das principais configurações de eVTOL . . . . .	51
Tabela 4 —	Exemplos representativos e características nas configurações <i>lift+cruise</i> .	53
Tabela 5 —	Relação dos principais parâmetros de desempenho para eVTOLs e seus impactos . . . . .	55
Tabela 6 —	Quadro-Resumo: Comparativo dos principais sistemas de propulsão e energia para eVTOLs . . . . .	57
Tabela 7 —	Quadro-Resumo: Ferramentas computacionais e aplicações no estudo de eVTOLs . . . . .	59
Tabela 8 —	Fontes de dados utilizadas para compilação e curadoria de informações sobre eVTOL <i>lift+cruise</i> . . . . .	66
Tabela 9 —	Exemplos de aplicação dos critérios de inclusão e exclusão . . . . .	68
Tabela 10 —	Parâmetros de Análise Assumidos e Justificativas. . . . .	71
Tabela 11 —	Parâmetros geométricos das aeronaves modeladas no OpenVSP. . . . .	76
Tabela 12 —	Configuração e parâmetros da simulação VSPAERO. . . . .	77
Tabela 13 —	Estatísticas Descritivas da Amostra de Aeronaves <i>Lift+Cruise</i> . . . . .	80
Tabela 14 —	Sumário dos Modelos de Regressão Desenvolvidos. . . . .	87
Tabela 15 —	Exemplos de preenchimento de lacunas utilizando os modelos preditivos.	88
Tabela 16 —	Especificações do NASA Lift+Cruise Reference (Turboelétrico). . . . .	92
Tabela 17 —	Validação dos Modelos Preditivos: NASA Lift+Cruise. . . . .	92
Tabela 18 —	Especificações da aeronave Kitty Hawk Cora. . . . .	93
Tabela 19 —	Validação dos Modelos Preditivos: Kitty Hawk Cora. . . . .	94
Tabela 20 —	Métricas de Desempenho Aerodinâmico: NASA Lift+Cruise TE. . . . .	95
Tabela 21 —	Parâmetros Aerodinâmicos: Kitty Hawk Cora. . . . .	96
Tabela 22 —	Resultados do Método Semiempírico (Cálculo Próprio). . . . .	97
Tabela 23 —	Validação Cruzada dos Parâmetros Aerodinâmicos de Cruzeiro. . . . .	104
Tabela 24 —	Compilação técnica detalhada da frota Lift+Cruise . . . . .	118

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AAM	<i>Advanced Air Mobility</i> (Mobilidade Aérea Avançada)
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
AR	<i>Aspect Ratio</i> (Alongamento)
BLDC	<i>Brushless Direct Current</i> (Motor de corrente contínua sem escovas)
BSFC	<i>Brake Specific Fuel Consumption</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i> (Dinâmica dos Fluidos Computacional)
DECEA	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
DEP	<i>Distributed Electric Propulsion</i> (Propulsão Elétrica Distribuída)
EASA	<i>European Union Aviation Safety Agency</i>
eVTOL	<i>electric Vertical Takeoff and Landing</i>
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FAIR	<i>Findable, Accessible, Interoperable, Reusable</i>
FM	<i>Figure of Merit</i> (Figura de Mérito)
FMECA	<i>Failure Mode, Effects, and Criticality Analysis</i>
FTA	<i>Fault Tree Analysis</i>
IATA	<i>International Air Transport Association</i>
ICAO	<i>International Civil Aviation Organization</i>
ISA	<i>International Standard Atmosphere</i>
MAE	<i>Mean Absolute Error</i> (Erro Médio Absoluto)
MAPE	<i>Mean Absolute Percentage Error</i>
MDO	<i>Multidisciplinary Design Optimization</i>
ML	<i>Machine Learning</i> (Aprendizado de Máquina)
MTOW	<i>Maximum Takeoff Weight</i> (Peso Máximo de Decolagem)
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
OpenVSP	<i>Open Vehicle Sketch Pad</i>
PM	<i>Panel Method</i> (Método dos Painéis)

RMSE	<i>Root Mean Square Error</i> (Erro Quadrático Médio)
SAF	<i>Sustainable Aviation Fuels</i> (Combustíveis Sustentáveis de Aviação)
SC-VTOL	<i>Special Condition for VTOL</i>
SI	Sistema Internacional de Unidades
TCC	Trabalho de Conclusão de Curso
TMS	<i>Thermal Management System</i> (Sistema de Gerenciamento Térmico)
TSFC	<i>Thrust Specific Fuel Consumption</i>
UAM	<i>Urban Air Mobility</i> (Mobilidade Aérea Urbana)
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i> (Veículo Aéreo Não Tripulado)
UNESP	Universidade Estadual Paulista
UTM	<i>UAS Traffic Management</i>
VLM	<i>Vortex Lattice Method</i> (Método da Malha de Vórtices)
VSPAERO	<i>Vehicle Sketch Pad Aero</i>

## LISTA DE SÍMBOLOS

$A$	Área do disco do rotor ou Coeficiente de regressão
$AR$	Alongamento da asa ( <i>Aspect Ratio</i> )
$b$	Envergadura da asa
$C$	Capacidade da bateria
$C_D$	Coeficiente de arrasto total
$C_{D0}$	Coeficiente de arrasto parasita
$C_{Di}$	Coeficiente de arrasto induzido
$C_L$	Coeficiente de sustentação
$C_{L_{max}}$	Coeficiente de sustentação máximo
$C_Q$	Coeficiente de torque
$C_T$	Coeficiente de tração
$c$	Corda da asa ou Consumo específico
$D$	Força de arrasto ( <i>Drag</i> )
$E$	Autonomia ( <i>Endurance</i> ) ou Energia
$e$	Fator de eficiência de Oswald
$FM$	Figura de Mérito ( <i>Figure of Merit</i> )
$g$	Aceleração da gravidade
$I$	Corrente elétrica
$K$	Fator de proporcionalidade do arrasto induzido
$L$	Força de sustentação ( <i>Lift</i> )
$L/D$	Eficiência aerodinâmica (Razão Sustentação-Arrasto)
$n$	Parâmetro de Peukert ou Fator de carga
$P$	Potência
$Q$	Torque
$R$	Alcance ( <i>Range</i> ) ou Raio do rotor
$R^2$	Coeficiente de determinação (Estatística)

$S$	Área da asa (Área de referência)
$T$	Tração ou Empuxo ( <i>Thrust</i> )
$V$	Velocidade de voo
$W$	Peso da aeronave ( <i>Weight</i> )
$W_e$	Peso vazio ( <i>Empty Weight</i> )
$W/S$	Carga alar
$\alpha$	Ângulo de ataque
$\beta$	Coefficiente de regressão linear
$\Gamma$	Circulação ou Intensidade do vórtice
$\eta$	Eficiência (propulsiva, elétrica ou total)
$\mu$	Intensidade de dipolo
$\rho$	Densidade do ar
$\sigma$	Fator de correção ou Solidez do rotor
$\Phi$	Potencial de velocidade
$\Omega$	Velocidade angular do rotor

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>20</b>
1.1	Motivação e Justificativa	24
1.2	Estado da Arte e Foco do Trabalho	25
<b>1.2.1</b>	<b>Principais Desenvolvedores e o Estado da Arte</b>	<b>25</b>
<b>1.2.2</b>	<b>Topologias de Arquitetura e Foco do Trabalho</b>	<b>26</b>
1.3	Objetivos	28
1.4	Estrutura do Trabalho	29
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b>	<b>30</b>
2.1	Metodologia Clássica de Projeto Conceitual de Aeronaves	30
2.2	Categorias e Parâmetros de Projeto	32
2.3	Sistemas de Propulsão e Energia	33
2.4	Modelagem Aerodinâmica com VSPAERO e Métodos dos Painéis	34
<b>2.4.1</b>	<b>OpenVSP: Modelagem Paramétrica de Aeronaves</b>	<b>34</b>
<b>2.4.2</b>	<b>VSPAERO: Análise Aerodinâmica de Baixa Fidelidade</b>	<b>35</b>
<b>2.4.3</b>	<b>Fundamentos dos Métodos dos Painéis e VLM</b>	<b>35</b>
<b>2.4.4</b>	<b>Formulação Matemática do PM e VLM</b>	<b>36</b>
<b>2.4.5</b>	<b>Aplicação no OpenVSP Aero</b>	<b>37</b>
<b>2.4.6</b>	<b>Limitações e Considerações Práticas</b>	<b>37</b>
<b>2.4.7</b>	<b>Validação e Estudos Comparativos</b>	<b>38</b>
2.5	Métodos de Regressão e Correlações Empíricas em Projeto Aeronáutico	39
<b>2.5.1</b>	<b>Fundamentos de Análise de Regressão</b>	<b>39</b>
<b>2.5.2</b>	<b>Validação e Métricas de Qualidade</b>	<b>40</b>
<b>2.5.3</b>	<b>Limitações e Domínio de Validade</b>	<b>40</b>
<b>2.5.4</b>	<b>Interpolação vs. Extrapolação</b>	<b>41</b>
<b>2.5.5</b>	<b>Métodos de Validação Cruzada</b>	<b>41</b>
2.6	Análise de Desempenho de Aeronaves: Teoria de Voo e Equações de Movimento	41
<b>2.6.1</b>	<b>Equações de Equilíbrio de Forças em Voo Nivelado</b>	<b>42</b>
<b>2.6.2</b>	<b>Polar de Arrasto e Eficiência Aerodinâmica</b>	<b>42</b>
<b>2.6.3</b>	<b>Teoria de Alcance e Autonomia: Equações de Breguet</b>	<b>43</b>
2.6.3.1	<i>Alcance para Aeronaves a Jato</i>	43
2.6.3.2	<i>Alcance para Aeronaves com Hélice</i>	43
2.6.3.3	<i>Autonomia</i>	44
2.6.3.4	<i>Adaptações para Propulsão Elétrica</i>	44
<b>2.6.4</b>	<b>Curva de Potência Requerida vs. Disponível</b>	<b>44</b>
<b>2.6.5</b>	<b>Teoria de voo pairado e Eficiência de Rotores</b>	<b>45</b>
<b>2.6.6</b>	<b>Envelope de Voo e Limitações Operacionais</b>	<b>46</b>
<b>3</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA</b>	<b>47</b>

3.1	Tendências Recentes em Projeto Conceitual de Aeronaves . . . . .	47
3.2	Limitações dos Métodos Tradicionais . . . . .	48
3.3	Taxonomia e Configurações de eVTOL . . . . .	50
3.4	<i>Lift+cruise</i> : Estado da Arte . . . . .	51
<b>3.4.1</b>	<b>Vantagens</b> . . . . .	<b>52</b>
<b>3.4.2</b>	<b>Desafios</b> . . . . .	<b>52</b>
<b>3.4.3</b>	<b>Diversidade e Complexidade da Categoria</b> . . . . .	<b>53</b>
3.5	Parâmetros-Chave de Desempenho para eVTOL . . . . .	53
3.6	Sistemas de Propulsão e Energia . . . . .	55
<b>3.6.1</b>	<b>Principais Tipos de Arquitetura</b> . . . . .	<b>56</b>
<b>3.6.2</b>	<b>Componentes-Chave dos Sistemas de Propulsão Elétrica</b> . . . . .	<b>56</b>
3.7	Ferramentas Computacionais para Modelagem e Análise Aerodinâmica de eVTOLs	57
<b>3.7.1</b>	<b>Capacidades-chave para eVTOLs</b> . . . . .	<b>58</b>
3.8	Otimização Multidisciplinar . . . . .	59
3.9	Aprendizado de Máquina e Modelos Preditivos . . . . .	60
3.10	Bancos de Dados e Colaboração . . . . .	61
<b>3.10.1</b>	<b>Importância dos Bancos de Dados no Projeto Conceitual</b> . . . . .	<b>61</b>
<b>3.10.2</b>	<b>Desafios na Construção de Bancos de Dados para eVTOLs</b> . . . . .	<b>62</b>
<b>3.10.3</b>	<b>Esquemas de Dados e Colaboração</b> . . . . .	<b>62</b>
3.11	Certificação, Ruído e Aceitação Pública . . . . .	62
3.12	Desafios, Tendências e Considerações para Advanced Air Mobility (AAM) . . . . .	63
<b>3.12.1</b>	<b>Desafios Atuais</b> . . . . .	<b>63</b>
<b>3.12.2</b>	<b>Tendências e Oportunidades</b> . . . . .	<b>64</b>
<b>3.12.3</b>	<b>Considerações para o Futuro da AAM</b> . . . . .	<b>64</b>
<b>4</b>	<b>METODOLOGIA DE DESENVOLVIMENTO DO BANCO DE DADOS . . . . .</b>	<b>65</b>
4.1	Estratégia de Coleta e Curadoria de Dados . . . . .	66
<b>4.1.1</b>	<b>Processo de Curadoria de Dados</b> . . . . .	<b>67</b>
<b>4.1.2</b>	<b>Crítérios de Inclusão e Exclusão</b> . . . . .	<b>67</b>
<b>4.1.3</b>	<b>Automação e Processamento de Dados</b> . . . . .	<b>68</b>
4.2	Metodologia de Estimação de Parâmetros Ausentes . . . . .	70
<b>4.2.1</b>	<b>Justificativa das Suposições de Base</b> . . . . .	<b>70</b>
<b>4.2.2</b>	<b>Cálculo de Parâmetros Geométricos e de Carregamento</b> . . . . .	<b>71</b>
<b>4.2.3</b>	<b>Estimativa de Parâmetros Aerodinâmicos de Cruzeiro</b> . . . . .	<b>72</b>
<b>4.2.4</b>	<b>Cálculo de Alcance e Autonomia para Aeronaves Elétricas</b> . . . . .	<b>73</b>
4.3	Metodologia de Análise Computacional (OpenVSP/VSPAERO) . . . . .	74
<b>4.3.1</b>	<b>Procedimento de Análise Computacional</b> . . . . .	<b>75</b>
<b>4.3.2</b>	<b>Modelagem Geométrica no OpenVSP</b> . . . . .	<b>75</b>
<b>4.3.3</b>	<b>Análise Aerodinâmica com VSPAERO</b> . . . . .	<b>76</b>
<b>4.3.4</b>	<b>Estudo de Convergência e Independência de Malha</b> . . . . .	<b>77</b>
<b>4.3.5</b>	<b>Exportação, Processamento e Tratamento de Dados</b> . . . . .	<b>78</b>

<b>5</b>	<b>ANÁLISE DE DADOS E DESENVOLVIMENTO DE MODELOS PREDITIVOS</b>	<b>80</b>
5.1	Análise Estatística Descritiva . . . . .	80
5.2	Análise Comparativa por Estágio de Desenvolvimento . . . . .	80
5.3	Correlações entre Parâmetros de Desempenho . . . . .	82
5.4	Desenvolvimento de Modelos de Regressão Preditiva . . . . .	84
<b>5.4.1</b>	<b>Estimativa de Peso Vazio (Estrutura e Sistemas)</b> . . . . .	<b>84</b>
<b>5.4.2</b>	<b>Estimativa Geométrica (Envergadura)</b> . . . . .	<b>85</b>
<b>5.4.3</b>	<b>Tendência de Velocidade de Cruzeiro (Desempenho)</b> . . . . .	<b>86</b>
<b>5.4.4</b>	<b>Sumário dos Modelos</b> . . . . .	<b>87</b>
5.5	Aplicação dos Modelos e Análise Aerodinâmica . . . . .	87
<b>5.5.1</b>	<b>Preenchimento de Lacunas no Banco de Dados</b> . . . . .	<b>87</b>
<b>5.5.2</b>	<b>Análise de Carga Alar e Sustentação</b> . . . . .	<b>88</b>
<b>5.5.3</b>	<b>Estimativa de Eficiência Aerodinâmica (L/D)</b> . . . . .	<b>89</b>
<b>6</b>	<b>ESTUDOS DE CASOS DE VALIDAÇÃO</b> . . . . .	<b>91</b>
6.1	Seleção dos Modelos de Referência . . . . .	91
6.2	Caso de Estudo 1: NASA Lift+Cruise Reference . . . . .	91
<b>6.2.1</b>	<b>Especificações Técnicas</b> . . . . .	<b>91</b>
<b>6.2.2</b>	<b>Comparação: Dados Reais vs. Modelos Preditivos</b> . . . . .	<b>92</b>
6.3	Caso de Estudo 2: Kitty Hawk Cora (Wisk) . . . . .	93
<b>6.3.1</b>	<b>Especificações Técnicas</b> . . . . .	<b>93</b>
<b>6.3.2</b>	<b>Comparação: Dados Reais vs. Modelos Preditivos</b> . . . . .	<b>93</b>
6.4	Validação Aerodinâmica e Comparação Cruzada . . . . .	95
<b>6.4.1</b>	<b>Análise Aerodinâmica e Caracterização na Literatura</b> . . . . .	<b>95</b>
6.4.1.1	<i>Veículo Conceitual NASA Lift+Cruise TE (Turboelétrico)</i> . . . . .	95
6.4.1.2	<i>Veículo Kitty Hawk Cora (Wisk)</i> . . . . .	96
<b>6.4.2</b>	<b>Estimativas pelo Método Semiempírico</b> . . . . .	<b>97</b>
<b>6.4.3</b>	<b>Simulação Aerodinâmica no OpenVSP (VSPAERO)</b> . . . . .	<b>97</b>
6.4.3.1	<i>Objetivo e Metodologia de Modelagem</i> . . . . .	97
6.4.3.2	<i>Configuração do Solver e Condições de Contorno</i> . . . . .	98
6.4.3.3	<i>Estratégia de Simulação e Configurações Adicionais</i> . . . . .	99
6.4.3.4	<i>Análise dos Resultados Aerodinâmicos: NASA Lift+Cruise Reference</i> . . . . .	100
6.4.3.5	<i>Análise dos Resultados Aerodinâmicos: Kitty Hawk Cora</i> . . . . .	102
<b>6.4.4</b>	<b>Comparação Cruzada e Validação dos Resultados</b> . . . . .	<b>104</b>
<b>7</b>	<b>CONCLUSÃO E TRABALHOS FUTUROS</b> . . . . .	<b>106</b>
7.1	Síntese das Contribuições e Resultados . . . . .	106
7.2	Limitações do Estudo . . . . .	107
7.3	Recomendações para Trabalhos Futuros . . . . .	107
	<b>REFERÊNCIAS</b> . . . . .	<b>109</b>

**APÊNDICE A – DADOS TÉCNICOS DA FROTA LIFT+CRUISE . . . . . 118**

## 1 INTRODUÇÃO

O século XXI é marcado por uma urbanização acelerada, um fenômeno global que, embora impulse o desenvolvimento econômico, impõe desafios monumentais à infraestrutura das metrópoles. O congestionamento crônico do tráfego terrestre tornou-se uma realidade cotidiana, resultando em perdas de tempo, aumento da poluição atmosférica e sonora, e uma consequente degradação da qualidade de vida urbana.

Diante desse cenário, a pressão por novas formas de mobilidade não se deve apenas ao congestionamento terrestre, mas também a um imperativo ambiental global. Segundo a Organização da Aviação Civil Internacional (ICAO), O setor de aviação civil, embora seja um pilar da conectividade moderna, é reconhecido como uma fonte significativa de emissões de gases de efeito estufa, contribuindo com aproximadamente 2% a 3% das emissões globais de dióxido de carbono (ICAO, 2025).

Nesse contexto, a indústria aeronáutica mundial assumiu compromissos robustos para a descarbonização. As principais entidades do setor, como a Organização da Aviação Civil Internacional (ICAO) e a Associação Internacional de Transportes Aéreos (IATA), formalizaram a meta de atingir a neutralidade de carbono, ou *Net Zero*, até 2050 (ICAO, 2025; IATA, 2023). Este compromisso exige uma transformação tecnológica radical, impulsionando a pesquisa em combustíveis sustentáveis (*Sustainable Aviation Fuels* - SAFs), projetos de aeronaves mais eficientes e novas formas de propulsão.

Agências reguladoras, como a Agência Europeia para a Segurança da Aviação (EASA), monitoram ativamente o progresso desta transição, publicando relatórios detalhados sobre o desempenho ambiental do setor e as iniciativas em andamento para cumprir as metas estabelecidas (EASA, 2025a).

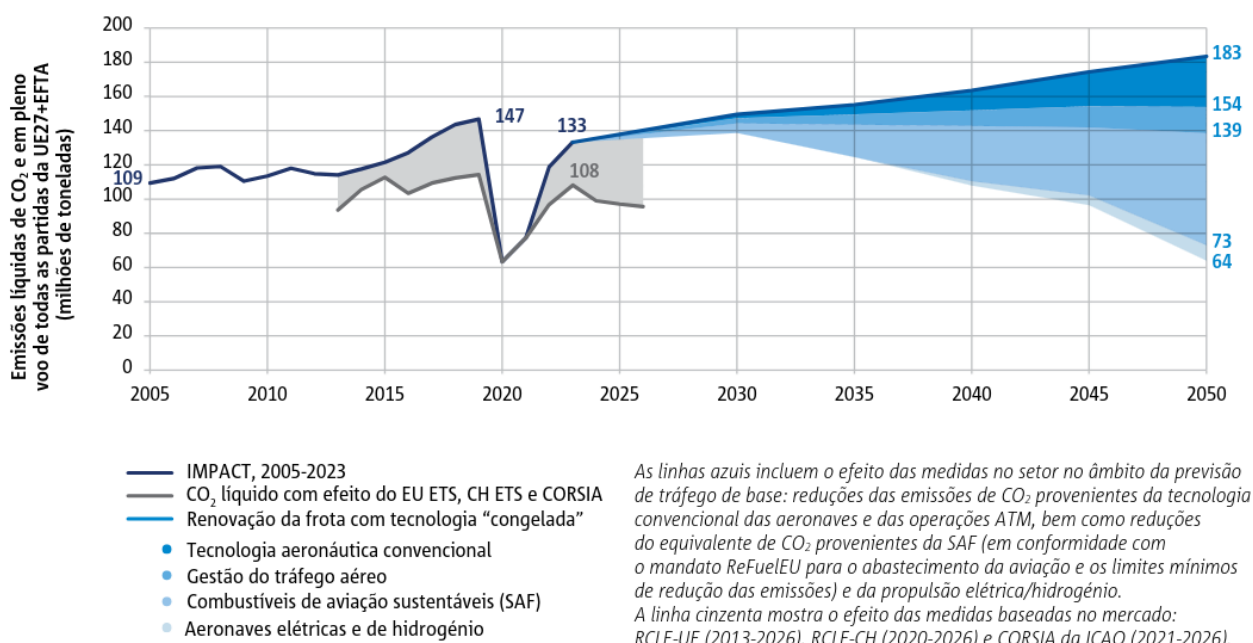
No contexto de descarbonização, a Figura 1 ilustra a evolução das projeções de emissões líquidas de  $CO_2$  do setor de aviação até 2050, segundo cenários regulatórios e tecnológicos considerados pela Agência Europeia para a Segurança da Aviação (EASA). Esses dados mostram tanto a manutenção das emissões em caso de renovação tecnológica “congelada” quanto os efeitos combinados das principais políticas e avanços, como a introdução de combustíveis sustentáveis de aviação (SAF), melhorias no gerenciamento do tráfego aéreo e a propulsão elétrica e a hidrogênio. Tais projeções reforçam a necessidade de transformação tecnológica e o papel dos compromissos setoriais rumo à neutralidade climática.

Nesse contexto, a intensificação dos desafios ambientais e urbanos tem impulsionado uma profunda transformação nas soluções de mobilidade, abrindo espaço para conceitos inovadores como a Mobilidade Aérea Avançada (AAM). Neste cenário, os eVTOLs despontam não apenas como alternativas eficientes para a logística urbana, mas principalmente como protagonistas na transição para uma aviação mais sustentável.

A Mobilidade Aérea Avançada, definida pela National Aeronautics and Space Administration (NASA) e pela Federal Aviation Administration (FAA), compreende sistemas de transporte que expandem a utilização do espaço aéreo de baixa altitude, oferecendo uma terceira dimensão para o deslocamento seguro e eficiente de passageiros e cargas (NASA, 2024; FAA, 2023; Rivera *et al.*, 2025).

A implementação de sistemas AAM, particularmente em seu subconjunto focado em ambientes urbanos (Mobilidade Aérea Urbana - UAM), promete revolucionar a logística e a mobilidade. Esta

Figura 1 – Emissões líquidas de  $CO_2$  em pleno voo do setor de aviação comercial europeu de 2005 a 2050, considerando diferentes cenários regulatórios e tecnológicos.



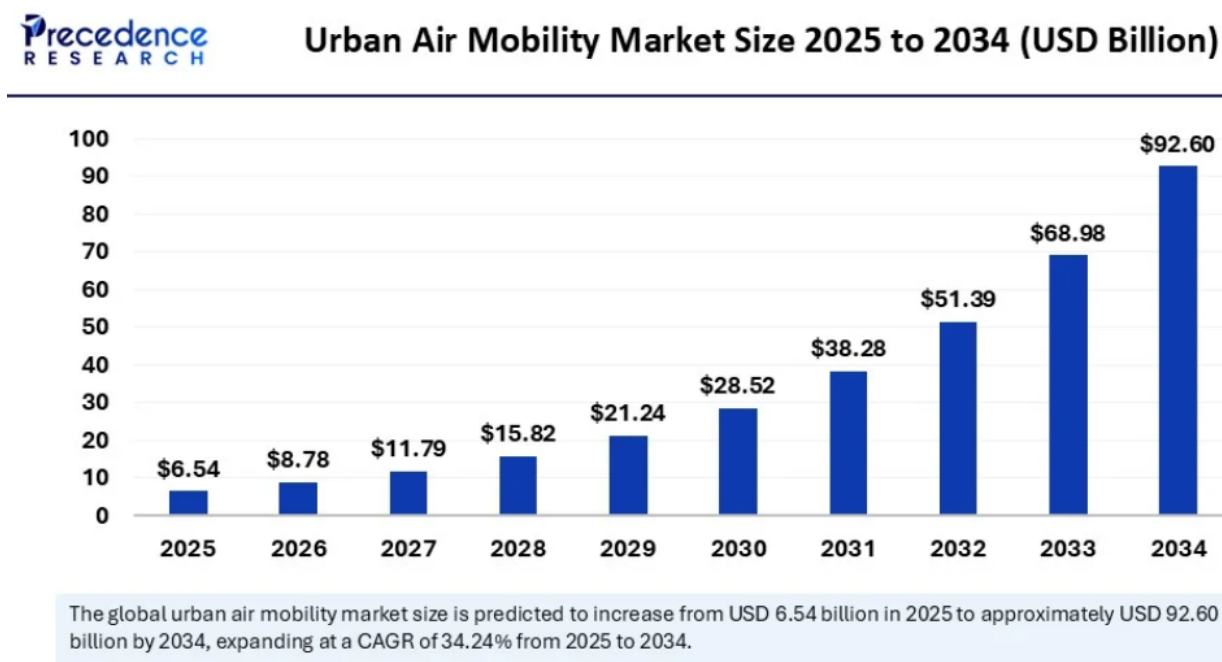
Fonte: Relatório Ambiental da Aviação Europeia 2025 EASA (2025a).

visão, compartilhada globalmente por agências como a EASA na Europa e a FAA nos Estados Unidos, visa aliviar o fluxo de tráfego terrestre e gerar novas oportunidades econômicas. Relatórios recentes apontam que o mercado global de UAM/AAM deverá apresentar crescimento acelerado nos próximos anos. Por exemplo, análises da Allied Market Research Inc. (2022) e da Precedence Research (2025) preveem que o setor atingirá um valor entre US\$ 30,7 bilhões e US\$ 92,6 bilhões até 2031-2034, com taxas de crescimento anual acima de 30%. Esses números refletem o impacto disruptivo da mobilidade aérea avançada e sustentam a projeção de expansão do segmento, como ilustrado na Figura 2.

O potencial econômico que sustenta esta transformação é vasto. Relatórios de mercado de 2024 e 2025 de consultorias especializadas, como a Fortune Business Insights (2024) e a Precedence Research (2025), quantificam este crescimento, estimando que o mercado global de AAM, avaliado entre \$6.54 e \$13.27 bilhões em 2025, crescerá para um valor entre \$65.91 e \$92.60 bilhões até 2032-2034. Projeções de longo prazo de bancos de investimento, como o Morgan Stanley (2025), são ainda mais expressivas, sugerindo que o mercado global pode atingir \$1.5 trilhão até 2040. Os principais impulsionadores econômicos citados para esta expansão são o congestionamento crônico das metrópoles, os avanços em propulsão elétrica e autonomia, e a demanda por transporte sustentável e eficiente integrado às *smart cities* (Precedence Research (2025)).

Contudo, a materialização da UAM depende da superação de barreiras complexas que vão além do projeto da aeronave. O *framework* regulatório para a operação segura desses veículos em ambientes densamente povoados está em pleno desenvolvimento (EASA, 2024). Os principais desafios incluem a integração destes veículos ao sistema de gerenciamento de tráfego aéreo existente, o desenvolvimento de um sistema de gerenciamento de tráfego específico para baixa altitude (*UTM - UAS Traffic Management*), a definição de requisitos para a infraestrutura de solo (vertiportos) e, crucialmente, a

Figura 2 – Projeção do mercado global de Mobilidade Aérea Urbana (UAM) entre 2025 e 2034.



Fonte: Precedence Research (2025).

garantia da aceitação pública em relação ao ruído e à segurança das operações (NASA, 2024; FAA, 2023).

Para viabilizar a Mobilidade Aérea Avançada e cumprir as metas de *Net Zero*, a indústria explora duas rotas principais de propulsão de baixa emissão: a propulsão elétrica a bateria e a propulsão baseada em hidrogênio.

O pilar tecnológico desta revolução é a aeronave de decolagem e pouso vertical elétrica, ou eVTOL (do inglês, *electric Vertical Takeoff and Landing*). Estes veículos representam uma ruptura paradigmática em relação à aviação convencional, impulsionados por avanços sinérgicos em propulsão elétrica distribuída, sistemas de controle de voo autônomos e, fundamentalmente, na tecnologia de armazenamento de energia. Ao contrário dos helicópteros, que são limitados em sua aplicação urbana devido ao ruído, custo operacional e complexidade mecânica, os eVTOLs prometem uma operação mais silenciosa, segura e economicamente viável (Marzouk, 2025; Moradi; Wang; Mafakheri, 2024). Mais importante, ao utilizarem propulsão elétrica, eles se alinham diretamente com as metas de *Net Zero* da indústria, oferecendo um caminho para operações de voo com zero emissões em nível local, fator essencial para sua integração em ambientes densamente povoados e ecologicamente conscientes (IATA, 2023; EASA, 2025a).

Paralelamente à revolução das baterias, que foca primariamente em aeronaves menores como os eVTOLs, a indústria desenvolve ativamente o uso de hidrogênio para a descarbonização de aeronaves regionais e de maior porte. Esta abordagem divide-se em duas tecnologias principais: a queima direta de hidrogênio em turbinas adaptadas e o uso de células de combustível (*fuel cells*) para gerar eletricidade. Projetos de grande escala, como o programa *ZEROe* da Airbus, estão em fase avançada de desenvolvimento de demonstradores tecnológicos com o objetivo de lançar uma aeronave comercial movida a hidrogênio até 2035 (Airbus (2024)). A Figura 3 apresenta a concepção visual deste projeto,

ilustrando o potencial do hidrogênio na aviação de próxima geração.

Figura 3 – Concepção visual do demonstrador tecnológico ZEROe da Airbus, projetado para viabilizar operações comerciais movidas a hidrogênio até 2035.



Fonte: adaptado de Airbus (2024).

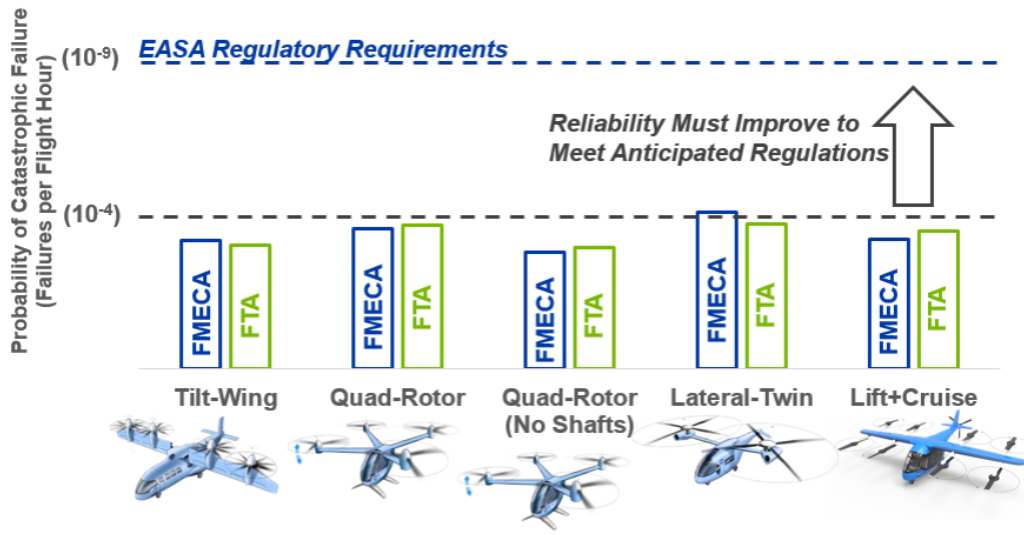
Empresas pioneiras como a ZeroAvia já realizam voos de teste bem-sucedidos com aeronaves regionais adaptadas para propulsão híbrido-elétrica baseada em células de combustível a hidrogênio, estabelecendo marcos para a certificação comercial (ZeroAvia (2025)). Esses testes envolvem tecnologias como a integração do powertrain ZA600 e o desenvolvimento do sistema criogênico ZA2000 para aeronaves de até 80 assentos, em parceria com companhias como KLM e diversas iniciativas europeias. Embora o hidrogênio seja promissor para a descarbonização, ainda apresenta desafios significativos relacionados ao armazenamento criogênico, infraestrutura de abastecimento em solo, além do desenvolvimento de regulamentação específica para certificação desses sistemas avançados. Por esta razão, a propulsão elétrica distribuída (DEP) permanece como a tecnologia dominante e viabilizadora para o mercado emergente de Mobilidade Aérea Urbana (UAM), foco deste trabalho

Apesar do otimismo de mercado e do avanço tecnológico, a maior barreira para a implementação da UAM é a certificação de aeronavegabilidade. O desafio regulatório é inédito: pela primeira vez, autoridades como a EASA na Europa e a FAA nos Estados Unidos estão criando *frameworks* para certificar uma classe inteiramente nova de veículos (eVTOLs) para operar rotineiramente sobre áreas urbanas densas.

Para garantir a aceitação pública e a segurança, essas agências estão exigindo um nível de confiabilidade equivalente ao da aviação comercial. A base de certificação da EASA, conhecida como *Special Condition VTOL (SC-VTOL)*, e os critérios de aeronavegabilidade da FAA convergem para um requisito de segurança de nível  $10^{-9}$  (EASA, 2025b; FAA, 2025). Isso se traduz na probabilidade de uma falha catastrófica ser inferior a uma em um bilhão ( $10^9$ ) de horas de voo, um padrão de segurança rigoroso que historicamente levou décadas para ser alcançado por aeronaves convencionais.

A Figura 4 ilustra esse desafio imposto pelas exigências regulatórias da EASA. O gráfico compara diversas arquiteturas típicas (*Tilt-Wing*, *Quad-Rotor*, *Lateral-Twin*, *Lift+Cruise*) e destaca a necessidade de evolução dos métodos de análise de risco e redundância, como a Análise de Modos de Falha, Efeitos e Criticidade (FMECA) e a Análise por Árvore de Falhas (FTA), para que o setor alcance o rigor dos novos requisitos de certificação (Darmstadt *et al.*, 2021).

Figura 4 – Exigências regulatórias de confiabilidade para eVTOL segundo a EASA ( $10^{-9}$  falhas catastróficas por hora de voo), demonstrando a distância entre o patamar atual e os padrões que deverão ser atingidos na certificação urbana.



Fonte: Darmstadt *et al.* (2021).

Alcançar este nível de segurança em um veículo leve, elétrico e de produção em massa impõe desafios de engenharia extremos. A chave para a certificação reside na *redundância*, particularmente nos sistemas de propulsão e energia. A Propulsão Elétrica Distribuída, uma característica central dos eVTOLs, é uma facilitadora desta redundância, permitindo que a aeronave continue voando com segurança mesmo após a falha de um ou mais motores. No entanto, isso exige uma análise de projeto complexa para evitar falhas de modo comum, especialmente no sistema de armazenamento de energia (baterias), onde a segurança contra fuga térmica (*thermal runaway*) é uma das principais preocupações dos reguladores (EASA, 2025b).

É precisamente neste ponto que a engenharia de projeto conceitual se torna crítica. A necessidade de atender aos requisitos de segurança de  $10^{-9}$ , ao mesmo tempo em que se otimiza o peso, a eficiência energética e o desempenho sob as severas limitações das baterias, torna os métodos de projeto tradicionais insuficientes.

### 1.1 Motivação e Justificativa

Conforme estabelecido, a materialização da visão da Mobilidade Aérea Urbana depende da superação de desafios regulatórios e de engenharia formidáveis. A necessidade de atender aos rigorosos requisitos de certificação de segurança, como o padrão  $10^{-9}$  de falha catastrófica (EASA, 2025b; FAA, 2025), exige uma precisão sem precedentes nas fases iniciais do projeto. O processo de projeto

conceitual de novas aeronaves, uma tarefa intrincada e altamente especializada, é o ponto de partida onde essas garantias de segurança começam a ser construídas.

Este processo é universalmente reconhecido como um fluxo de trabalho iterativo, que se inicia com a formulação explícita de especificações e requisitos técnicos (alcance, carga paga, autonomia, acústica) e das regulamentações de aeronavegabilidade aplicáveis (EASA, 2025b). A partir destes requisitos, um ciclo de projeto é iniciado para definir os parâmetros fundamentais da aeronave, tais como o coeficiente máximo de sustentação ( $C_{L_{max}}$ ), a eficiência aerodinâmica máxima ( $(L/D)_{max}$ ), a carga alar ( $W/S$ ) e a relação potência/peso ( $P/W$ ) (Malpica; Suh; Silva, 2024).

Uma etapa de sensibilidade ímpar neste processo é a estimativa inicial de peso, onde o peso vazio da aeronave ( $W_e$ ) é calculado como uma fração do peso máximo de decolagem (MTOW). Esta estimativa inicial reverbera por todo o projeto, influenciando diretamente o dimensionamento da estrutura, a seleção do sistema de propulsão e, em última análise, a viabilidade da própria missão. Tradicionalmente, engenheiros recorrem a bancos de dados históricos e equações de regressão estatística para esta tarefa. Obras canônicas da literatura de projeto aeronáutico, como as de Jan Roskam (Roskam, 1989) e Daniel Raymer (Raymer, 2018), forneceram por décadas as ferramentas para essas estimativas.

No entanto, o problema central, e a principal motivação para este trabalho, é que esses bancos de dados encontram-se fundamentalmente desatualizados para a análise de aeronaves eVTOL. Compilados majoritariamente até o final dos anos 1980, eles não refletem os avanços significativos em materiais compósitos, sistemas de manufatura aditiva e, principalmente, as arquiteturas de propulsão elétrica, que alteraram substancialmente as frações de peso dos componentes das aeronaves modernas. Mais criticamente, as configurações radicalmente novas dos eVTOLs, com suas arquiteturas de propulsão distribuída (e.g., *Lift+Cruise* ou *Vectored Thrust*) e regimes de voo multifásicos (vertical, transição e cruzeiro), não são contempladas pelos bancos de dados convencionais. A aplicação direta de suas regressões estatísticas torna-se, portanto, imprecisa e, por vezes, enganosa (Balli, 2019; Hirschberg, 2024).

Esta lacuna na literatura técnica justifica a necessidade urgente de desenvolver novas bases de dados específicas para esta classe emergente de veículos aéreos.

## 1.2 Estado da Arte e Foco do Trabalho

### 1.2.1 Principais Desenvolvedores e o Estado da Arte

A corrida tecnológica para materializar a UAM, impulsionada pelos avanços em propulsão elétrica e baterias, resultou em um ecossistema industrial altamente competitivo. Centenas de empresas disputam o desenvolvimento da primeira aeronave eVTOL certificada, com algumas se destacando pelo nível de maturidade tecnológica e avanço no processo de certificação junto às principais autoridades de aeronavegabilidade.

Nos Estados Unidos, a Joby Aviation (Figura 5,b) lidera com seu modelo S4, um projeto de empuxo vetorial (*Vectored Thrust*) que já superou 80 mil quilômetros em testes de voo e, em novembro de 2025, iniciou a etapa final de certificação do tipo com a FAA, sendo considerada a candidata mais adiantada para operar comercialmente na América do Norte. Já a Archer Aviation, com seu modelo

"Midnight," também avança em campanhas de testes, tendo realizado voos de expansão de envelope acima de 110 nós e voos de até 55 milhas, mirando igualmente a certificação FAA para entrada em serviço a partir de 2026 (Archer Aviation (2025)).

Na Europa, a alemã Lilium (Figura 5,c) se destaca pelo seu design radical de *ducted fans* (jatos elétricos) integrados às asas, buscando a certificação da EASA para seu "Lilium Jet".

No Brasil, a Eve Air Mobility, uma empresa do grupo Embraer, tornou-se um dos principais *players* globais, desenvolvendo seu eVTOL com uma abordagem de *Lift+Cruise* (Figura 7,b) e atuando em estreita coordenação com ANAC, EASA e FAA (EVE, 2025). Em 2024, a ANAC publicou oficialmente os critérios finais de certificação do modelo, consolidando o avanço regulatório nacional e abrindo caminho para a validação internacional (AGN, 2024).

Essas trajetórias reforçam que, embora o setor esteja próximo de importantes marcos, até novembro de 2025 nenhuma aeronave eVTOL com piloto obteve ainda a certificação final de tipo para transporte comercial de passageiros, evidenciando o rigor técnico que precede a entrada operacional da UAM.

### 1.2.2 Topologias de Arquitetura e Foco do Trabalho

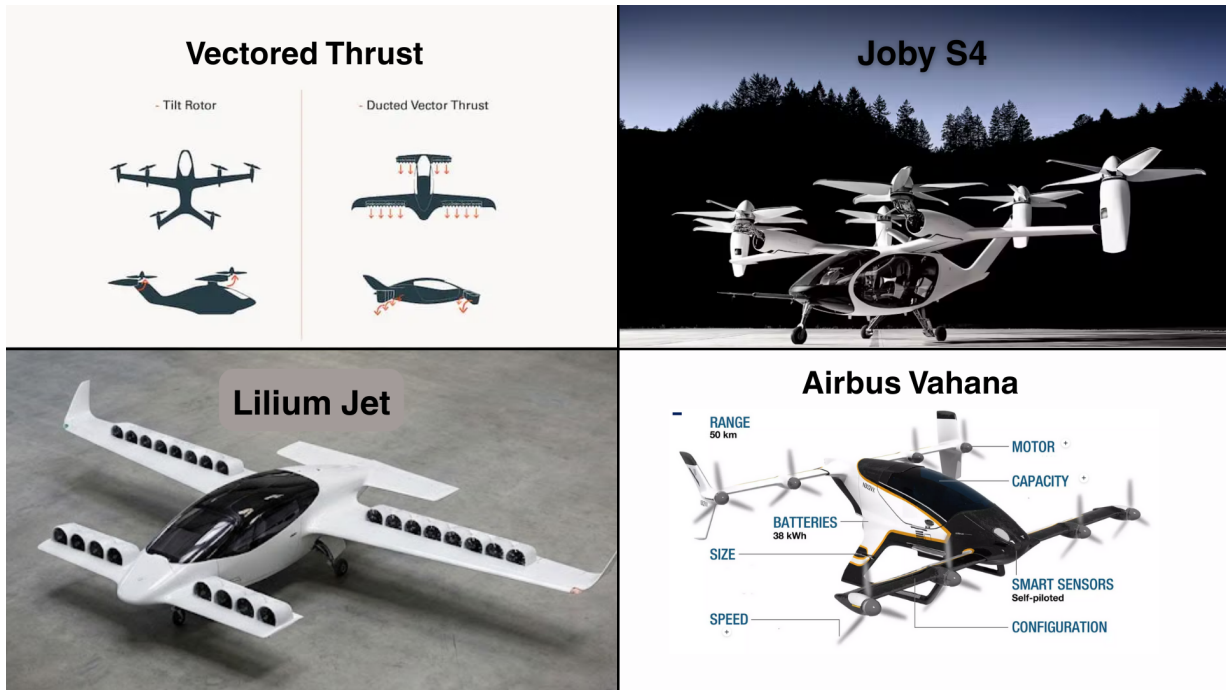
No contexto do desenvolvimento e pesquisa em eVTOLs, a tipificação por função propulsiva tem se consolidado em três categorias principais segundo a literatura e os diretórios internacionais: ***Vectored Thrust***, ***Lift + Cruise*** e ***Wingless (Multicopter)*** (Bacchini; Cestino, 2019; VFS, 2024a; Silva *et al.*, 2018).

A arquitetura de **Empuxo Vetorial (*Vectored Thrust*)** refere-se a aeronaves que empregam o mesmo conjunto de propulsores, frequentemente acoplados a asas, para ambos os regimes de voo, vertical e horizontal, por meio de mecanismos de articulação, inclinação ou deflexão, conforme ilustrado na Figura 5. Configurações notáveis incluem *tilt-rotor*, *tilt-wing* e *tilt-duct*, sendo Joby S4 e Lilium Jet exemplos emblemáticos. Essas aeronaves se destacam pela alta eficiência em cruzeiro, mas apresentam desafios substanciais de complexidade mecânica, controle dinâmico e transição. (Bacchini; Cestino, 2019; May; Milz; Looye, 2022; Newman, 2022; Liu *et al.*, 2024).

Já as aeronaves ***Wingless (Multicopter)*** englobam projetos sem asas fixas, baseados exclusivamente em múltiplos rotores de passo fixo para controle e sustentação em todas as fases de voo, inclinando a aeronave para gerar empuxo translacional (Figura 6). Esses modelos, como o Volocopter 2X e o EHang 216, oferecem arquitetura simplificada, alta redundância e controle robusto em voo pairado, porém são inerentemente limitados em eficiência energética, alcance e velocidade devido ao elevado arrasto e ausência de superfícies sustentadoras (Bacchini; Cestino, 2019; Newman, 2022).

Finalmente, a arquitetura ***Lift+Cruise***, foco deste trabalho e apresentada na Figura 7, é definida pelo uso de sistemas de propulsão distintos e independentes: um conjunto de rotores otimizado para a sustentação vertical (voo pairado, decolagem e pouso) e outro conjunto, geralmente hélices tratoras ou propulsoras, otimizado para o voo horizontal (cruzeiro) (Bacchini; Cestino, 2019). Exemplos de referência incluem Eve (Embraer) e NASA Lift+Cruise. Esta abordagem representa uma troca de engenharia fundamental: aceita-se a penalidade de peso e a complexidade de sistemas redundantes em troca da otimização de cada sistema para seu regime de voo específico (Silva *et al.*, 2018). Os rotores de sustentação são projetados para alta eficiência em voo pairado (alta figura de mérito), enquanto as

Figura 5 – Configuração de Empuxo Vetorial: (a) Diagrama ilustrativo da arquitetura; (b) Joby S4; (c) Lilium Jet; (d) Airbus Vahana.



Fonte: Produção da própria autora. Imagem (a) adaptada de Stella Tecnologia (2025); imagem (b) de Joby (2024); imagem (c) de Lilium (2024); imagem (d) de Airbus (2019).

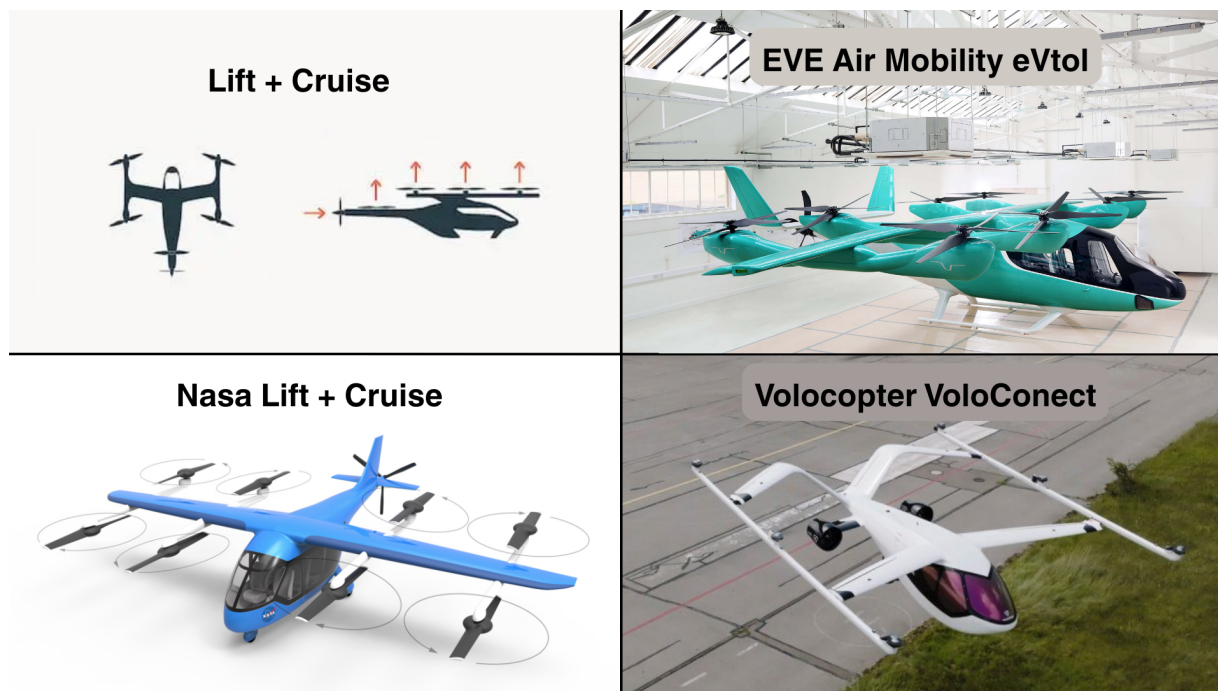
Figura 6 – Configuração *Wingless (Multicopter)*: (a) Diagrama ilustrativo da arquitetura; (b) Volocopter 2X em voo; (c) EHang 216; (d) EHang 184.



Fonte: Produção da própria autora. Imagem (a) adaptada de Stella Tecnologia (2025); imagem (b) de Volocopter (2022); imagens (c) e (d) de EHang (2024).

hélices de cruzeiro são otimizadas para alta eficiência em voo translacional (Bacchini *et al.*, 2020).

Figura 7 – Exemplos da configuração *Lift + Cruise*: (a) Diagrama ilustrativo da arquitetura; (b) Eve Air Mobility; (c) NASA Lift+Cruise; (d) Volocopter VoloConnect em voo.



Fonte: Produção da própria autora. Imagem (a) adaptada de Stella Tecnologia (2025); imagem (b) de Eve (2024); imagem (c) de VFS (2024c); imagem (d) de Volocopter (2021).

Diante desta variedade, este trabalho foca especificamente na compilação e análise de dados de aeronaves da categoria *lift+cruise*. A justificativa para este foco reside na clara separação de funções desta arquitetura, que embora pague uma penalidade de peso, simplifica a análise de desempenho em cada fase de voo e mitiga os compromissos de projeto inerentes às soluções de empuxo vetorial (Silva *et al.*, 2018; Bacchini; Cestino, 2019).

### 1.3 Objetivos

Diante da lacuna de dados identificada na seção Motivação e Justificativa: a obsolescência dos bancos de dados tradicionais para o projeto de eVTOLs e a necessidade de ferramentas de alta precisão para atender aos desafios de certificação (EASA, 2025b; FAA, 2025), o objetivo geral deste trabalho é definido como:

Compilar e analisar um banco de dados técnicos de aeronaves elétricas de decolagem e pouso verticais (eVTOLs) da categoria *lift+cruise*, desenvolvendo modelos preditivos para seu uso em estimativas iniciais de peso e desempenho em fases de projeto conceitual.

Para alcançar este objetivo, os seguintes objetivos específicos foram definidos:

- **Coletar e Organizar** dados técnicos disponíveis de aeronaves eVTOL *lift+cruise* a partir de fontes públicas, como especificações técnicas (*datasheets*) de fabricantes.

- **Estimar** parâmetros aerodinâmicos e de desempenho não disponíveis publicamente para as aeronaves estudadas, utilizando o módulo VSPAERO do software OpenVSP.
- **Desenvolver** modelos preditivos (regressões estatísticas) para propriedades-chave da aeronave, a partir do banco de dados consolidado, para auxiliar novos projetos conceituais.
- **Validar** os modelos preditivos através da comparação com dados de aeronaves de referência que não foram utilizadas na construção do banco de dados.

#### 1.4 Estrutura do Trabalho

Para atingir os objetivos propostos, este documento é organizado em oito capítulos. O presente capítulo (**Capítulo 1**) introduziu a contextualização do mercado de UAM, o estado da arte das tecnologias, a motivação e os objetivos da pesquisa. O **Capítulo 2** estabelece a **Fundamentação Teórica**, cobrindo os princípios de projeto conceitual e os parâmetros de desempenho de aeronaves. Em seguida, o **Capítulo 3** realiza uma **Revisão Bibliográfica** aprofundada, analisando o estado da arte específico de bancos de dados aeronáuticos e metodologias de projeto para eVTOLs. O **Capítulo 4** detalha a **Metodologia** empregada, descrevendo o processo de coleta de dados e a abordagem computacional para a estimação de parâmetros (Objetivos Específicos 1 e 2). Os resultados deste processo são apresentados no **Capítulo 5**, focado na **Análise de Dados e Modelos Preditivos** (Objetivo Específico 3). O **Capítulo 6** dedica-se à **Validação e Estudos de Caso**, onde a precisão dos modelos é verificada e sua aplicação prática é demonstrada (Objetivo Específico 4). Finalmente, o **Capítulo 7** apresenta as **Conclusões** gerais do trabalho, sintetizando as contribuições e discute as limitações encontradas e propõe direções para **Trabalhos Futuros**.

## 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

O projeto conceitual de aeronaves é a fase inicial e mais crítica no desenvolvimento de qualquer nova aeronave. É um processo multidisciplinar que integra uma vasta gama de conhecimentos, incluindo aerodinâmica, estruturas, propulsão, materiais, sistemas de controle e aviônicos. O objetivo principal é definir as características fundamentais da aeronave, garantindo que ela atenda aos requisitos de missão e desempenho, ao mesmo tempo em que se mantém viável do ponto de vista técnico e econômico. A complexidade inerente a este processo exige a utilização de ferramentas e metodologias que permitam a exploração eficiente de um vasto espaço de projeto e a avaliação rápida de diferentes configurações (Raymer, 2018; Roskam, 1989).

Historicamente, o projeto conceitual tem sido guiado por metodologias estabelecidas e dados empíricos derivados de aeronaves convencionais. Autores como Roskam (1989) e Raymer (2018) desenvolveram abordagens sistemáticas que se tornaram pilares na engenharia aeronáutica. No entanto, a rápida evolução tecnológica, particularmente no setor de aeronaves elétricas de decolagem e pouso vertical (eVTOLs), tem desafiado essas metodologias tradicionais. Os eVTOLs representam uma nova classe de aeronaves, impulsionada pela eletrificação da propulsão e pela busca por soluções de mobilidade aérea urbana (UAM - *Urban Air Mobility*). A singularidade de suas configurações, sistemas de propulsão distribuída e perfis de missão exige uma reavaliação e adaptação das abordagens de projeto existentes.

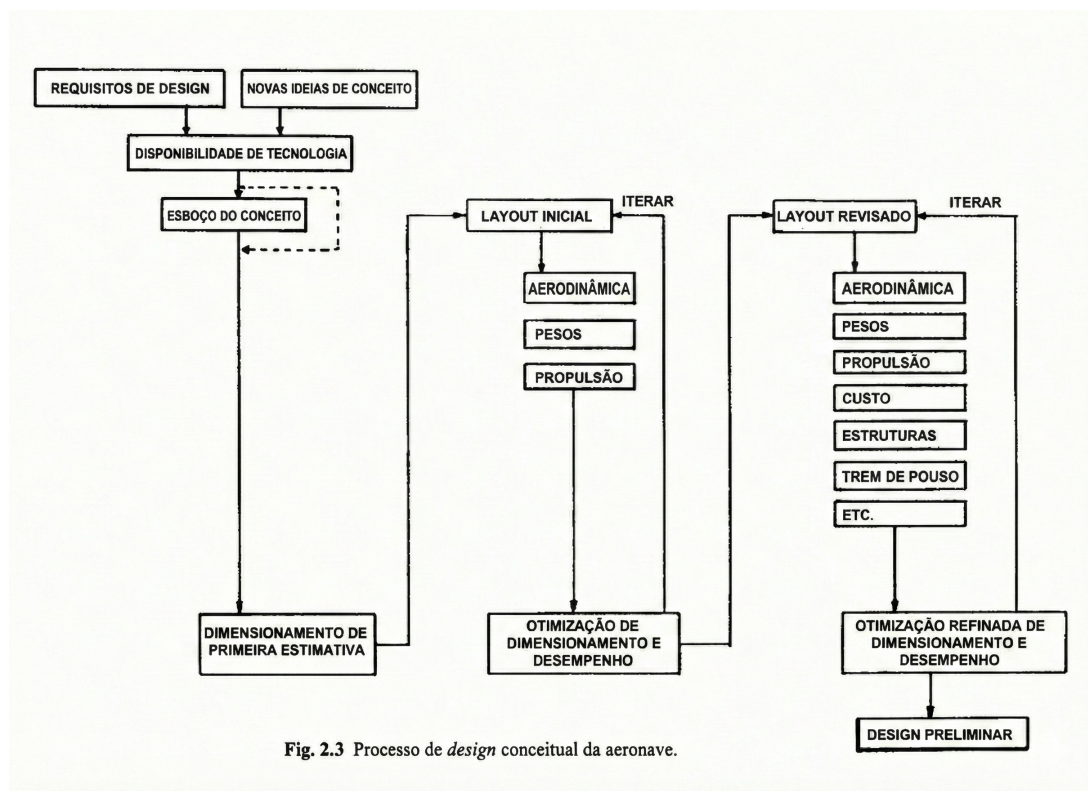
Este capítulo expandirá a fundamentação teórica, aprofundando-se nas metodologias de projeto conceitual tradicionais, nos parâmetros-chave de desempenho, nos sistemas de propulsão e energia e nas ferramentas computacionais para análise aerodinâmica. Posteriormente, o capítulo de revisão bibliográfica abordará a taxonomia e características dos eVTOLs, a otimização multidisciplinar e os modelos preditivos, além de desafios e tendências para a Mobilidade Aérea Avançada (AAM). O objetivo é fornecer uma base sólida para a compreensão dos desafios e oportunidades no projeto de eVTOLs, especialmente aqueles da categoria *lift+cruise*, e justificar a necessidade de abordagens inovadoras, como a criação de bancos de dados específicos e a aplicação de técnicas de aprendizado de máquina.

### 2.1 Metodologia Clássica de Projeto Conceitual de Aeronaves

O projeto conceitual de aeronaves é tradicionalmente estruturado como um processo iterativo, no qual se busca convergir para uma solução que atenda a um conjunto de requisitos de missão. O ciclo de projeto segue etapas como definição de requisitos, dimensionamento inicial, análise de desempenho, definição do *layout*, estimativa de peso e balanceamento, e refinamento iterativo (Raymer, 2018; Roskam, 1989). A estrutura lógica deste fluxo de trabalho é apresentada na Figura 8.

O projeto conceitual de aeronaves, conforme tradicionalmente ensinado e praticado, visa convergir para uma solução ótima que satisfaça um conjunto de requisitos de missão. O ciclo de projeto geralmente envolve as seguintes etapas principais:

- **Definição de Requisitos:** Estabelecimento claro das especificações de desempenho, operacionais e econômicas da aeronave.

Figura 8 – Processo de *design* conceitual da aeronaveFig. 2.3 Processo de *design* conceitual da aeronave.

Fonte: Adaptado e traduzido de Raymer (2018).

- **Dimensionamento Inicial:** Estimativa de parâmetros como peso máximo de decolagem (*MTOW*), área alar e empuxo/potência necessária.
- **Análise de Desempenho:** Avaliação do desempenho da aeronave em diferentes fases de voo (decolagem, cruzeiro, pouso).
- **Definição do *Layout*:** Configuração geral da aeronave, incluindo arranjo de asas, fuselagem, empenagens e sistemas de propulsão.
- **Estimativa de Peso e Balanceamento:** Determinação detalhada dos pesos dos componentes e sua distribuição.
- **Refinamento Iterativo:** Ajustes contínuos em todas as etapas com base nos resultados das análises e otimizações.

A estimativa de peso, especialmente do peso vazio, é um dos aspectos mais críticos, pois influencia diretamente o desempenho, o alcance e a carga útil da aeronave. Métodos clássicos, como os propostos por Roskam e Raymer, utilizam equações de regressão baseadas em dados históricos de aeronaves existentes para estimar parâmetros como peso vazio ( $W_e$ ) em função do peso máximo de decolagem (*MTOW*) e outros parâmetros de projeto (Roskam, 1989; Raymer, 2018).

Uma das etapas mais críticas e desafiadoras é a estimativa de peso, particularmente o peso vazio da aeronave. Em metodologias clássicas, como as propostas por Roskam (1989), o peso vazio é frequentemente estimado usando equações de regressão empíricas. Essas equações são derivadas

de dados históricos de aeronaves existentes e relacionam o peso vazio a parâmetros como *MTOW*, envergadura, área alar e potência instalada. Por exemplo, uma equação típica de Roskam para peso vazio pode ser expressa como:

$$W_{\text{vazio}} = A \cdot W_{\text{MTOW}}^B \cdot S_w^C \cdot P_t^D \dots \quad (1)$$

onde  $W_{\text{vazio}}$  é o peso vazio,  $W_{\text{MTOW}}$  é o peso máximo de decolagem,  $S_w$  é a área alar,  $P_t$  é a potência total, e  $A, B, C, D$  são coeficientes de regressão (Roskam, 1989). Essas equações funcionam bem para aeronaves convencionais, pois são baseadas em uma vasta quantidade de dados de aeronaves com características estruturais e propulsivas semelhantes.

Essas metodologias são amplamente aceitas e utilizadas na indústria aeronáutica, sendo fundamentais para o desenvolvimento de aeronaves convencionais. No entanto, sua aplicação a aeronaves com tecnologias disruptivas, como propulsão elétrica distribuída e estruturas avançadas, pode ser limitada devido à falta de representatividade dos dados históricos.

## 2.2 Categorias e Parâmetros de Projeto

A classificação das configurações de aeronaves é um dos pilares do projeto aeronáutico, sendo fundamental para a seleção de soluções adequadas a cada missão. Tradicionalmente, as aeronaves são divididas em categorias como asa fixa, asa rotativa (helicópteros), planadores, e, mais recentemente, configurações emergentes como eVTOLs, asas mistas (*blended/hybrid wing body*), asas não-planas, e aeronaves com geometria adaptável em voo ou *morphing wings* (Raymer, 2018; Roskam, 1989; Bravo-Mosquera; Catalano; Zingg, 2022; Barnes, 2020).

Autores clássicos como Raymer, Roskam e Anderson detalham que a escolha da configuração impacta diretamente parâmetros críticos de projeto, como desempenho aerodinâmico, estabilidade, controle, eficiência estrutural e viabilidade operacional (Raymer, 2018; Roskam, 1989; Anderson, 1999). Os fundamentos teóricos para a análise de asas finitas foram estabelecidos por Ludwig Prandtl, que desenvolveu a teoria da linha de sustentação (*lifting-line theory*), base para o cálculo da distribuição de sustentação e do arrasto induzido em asas reais (Phillips, 2004; Houghton *et al.*, 2003). Max Munk e Robert T. Jones, colaboradores e sucessores de Prandtl, contribuíram significativamente para a compreensão dos efeitos da fuselagem e das superfícies de cauda na estabilidade e no desempenho, além de propor soluções para a minimização do arrasto induzido e para a análise de configurações não convencionais (Barnes, 2020; Taylor; Hunsaker, 2020). Trabalhos recentes, como o de Barnes (2020), revisitam e aplicam esses métodos clássicos para avaliar e otimizar configurações inovadoras, demonstrando a atualidade e relevância desses princípios no projeto aeronáutico contemporâneo.

Os principais parâmetros, segundo Raymer (2018) e Roskam (1989), utilizados para caracterizar e comparar diferentes configurações incluem:

- **Peso Máximo de Decolagem (*MTOW*):** Limita a capacidade de carga e influencia diretamente o dimensionamento estrutural e de propulsão.
- **Fração de Peso Vazio:** Relação entre o peso estrutural e o peso total, fundamental para estimativas de desempenho e eficiência.

- **Carga Alar** ( $W/S$ ): Relação entre peso e área alar, afeta decolagem, pouso, manobrabilidade e desempenho em voo.
- **Carga de Disco**: Importante para aeronaves de decolagem vertical, relaciona o peso ao disco dos rotores.
- **Relação Empuxo/Peso** ( $T/W$ ): Determina a capacidade de aceleração, subida e manobras.
- **Relação Potência/Peso** ( $P/W$ )<sup>1</sup>: Frequentemente utilizada no lugar de  $T/W$  para configurações propulsionadas por motores a pistão ou elétricos, nos quais a potência disponível é diretamente vinculada ao desempenho de subida e tração em baixa velocidade.
- **Eficiência Aerodinâmica** ( $L/D$ ): Relação entre sustentação e arrasto, diretamente ligada ao alcance e autonomia.
- **Alongamento** (*Aspect Ratio*): Influencia a eficiência aerodinâmica e o comportamento estrutural das asas.

Além disso, a literatura recente destaca a importância de métodos de otimização multiobjetivo e análise multidisciplinar para comparar configurações convencionais e não convencionais, considerando restrições de estabilidade, desempenho, ruído e impacto ambiental (Champasak *et al.*, 2023; Bravo-Mosquera; Catalano; Zingg, 2022; Balli, 2019).

### 2.3 Sistemas de Propulsão e Energia

Historicamente, a propulsão aeronáutica foi dominada por motores a combustão interna e turbinas a gás. A introdução de sistemas híbrido-elétricos e totalmente elétricos representa uma mudança de paradigma, exigindo novas abordagens para estimativa de desempenho e integração de sistemas (Raymer, 2018).

O desenvolvimento de motores turboélice, *turbofan* e turbojato permitiu avanços significativos em velocidade, alcance e capacidade de carga (Raymer, 2018; Anderson, 1999). Nas últimas décadas, a busca por sustentabilidade e redução de emissões impulsionou o surgimento de sistemas híbrido-elétricos e totalmente elétricos, especialmente relevantes para aeronaves regionais, *urban air mobility* (UAM) e eVTOLs (Rendón *et al.*, 2021; Kusmieriek *et al.*, 2025; Fard *et al.*, 2022).

As arquiteturas de propulsão híbrida podem ser classificadas em série, paralelo, série-paralelo, turboelétrico e totalmente elétrico, cada uma com vantagens e desafios específicos em termos de eficiência, peso, gerenciamento térmico e integração com a célula (Kusmieriek *et al.*, 2025; Shan *et al.*, 2025; Salem *et al.*, 2024). A integração de sistemas elétricos exige novas abordagens para estimativa de desempenho, dimensionamento de baterias, gerenciamento de energia e análise de segurança. Parâmetros como densidade energética das baterias, eficiência dos motores elétricos, capacidade de

<sup>1</sup> Em aeronaves propulsionadas por motores que fornecem potência ao eixo — como motores a pistão e elétricos — o uso de  $P/W$  frequentemente substitui  $T/W$ , uma vez que a potência disponível está mais diretamente relacionada ao desempenho em subida e tração em baixas velocidades.

recarga e impacto no peso total da aeronave tornam-se críticos no processo de projeto (Rendón *et al.*, 2021; Kusmierek *et al.*, 2025; Fard *et al.*, 2022).

Além disso, a literatura destaca a importância de métodos de otimização multidisciplinar para integrar aerodinâmica, propulsão, estruturas e sistemas de energia, visando maximizar eficiência e atender requisitos regulatórios e ambientais (Bravo-Mosquera; Catalano; Zingg, 2022; Champasak *et al.*, 2023; Shan *et al.*, 2025).

## 2.4 Modelagem Aerodinâmica com VSPAERO e Métodos dos Painéis

A análise aerodinâmica no projeto conceitual de aeronaves frequentemente recorre a métodos de baixa fidelidade, como o método dos painéis (*Panel Method*, PM) e o método da rede de vórtices (*Vortex Lattice Method*, VLM), devido à sua eficiência computacional e capacidade de fornecer estimativas rápidas de forças e momentos aerodinâmicos (Katz; Plotkin, 2001; Shahid *et al.*, 2020; Lim, 2023). O VSPAERO, módulo de análise integrado ao *software* OpenVSP, implementa esses métodos para permitir a avaliação aerodinâmica de geometrias paramétricas complexas durante as fases iniciais do projeto.

No projeto conceitual de aeronaves modernas, as ferramentas computacionais são essenciais e permitem a modelagem rápida, a análise de desempenho e a otimização de configurações, reduzindo a necessidade de protótipos físicos caros e demorados (Sheridan; Pham; Whiteside, 2021; Cho, 2020).

### 2.4.1 OpenVSP: Modelagem Paramétrica de Aeronaves

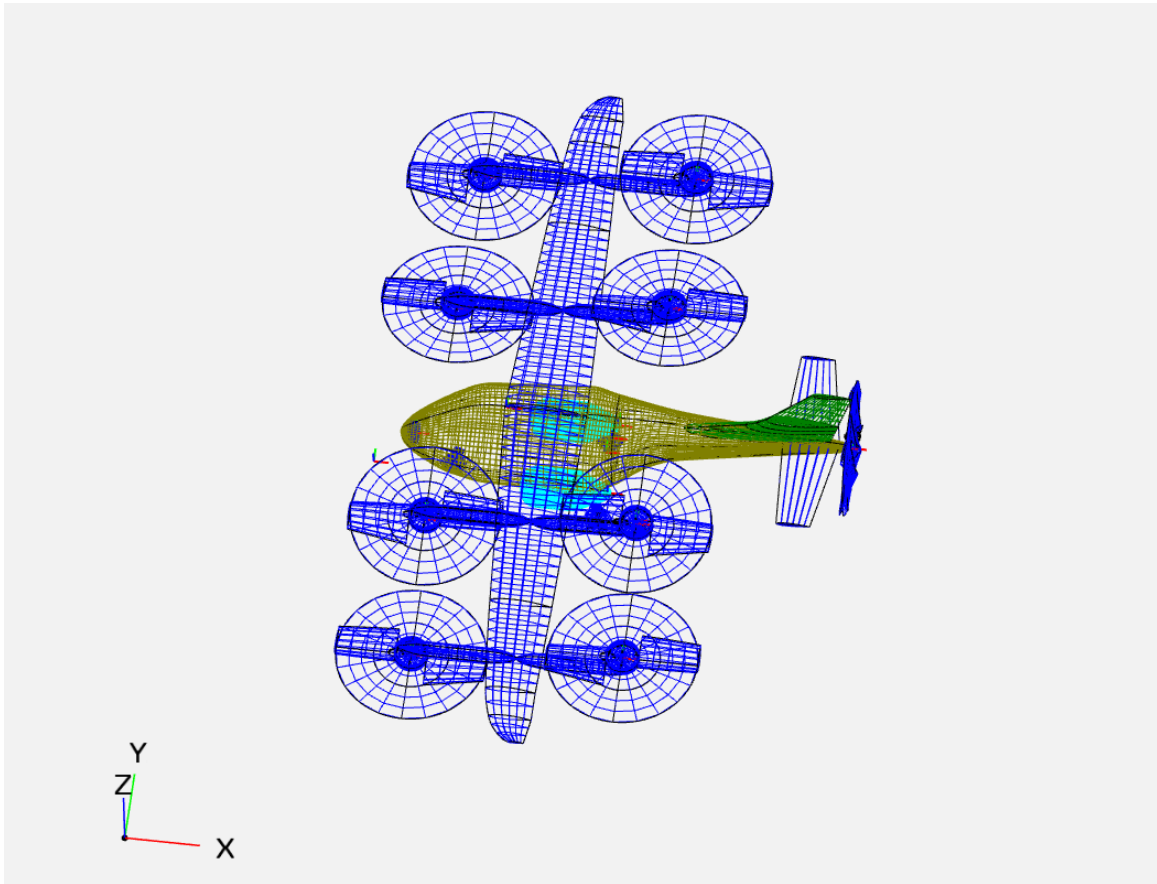
O OpenVSP (*Open Vehicle Sketch Pad*), desenvolvido pela NASA, é um modelador de geometria paramétrica de código aberto que permite a criação ágil de modelos 3D de aeronaves a partir de parâmetros como envergadura, corda, afilamento, diâmetro da fuselagem, entre outros (NASA, 2012; Cho, 2020). Essa abordagem paramétrica facilita a exploração de diferentes configurações e a realização de estudos de sensibilidade, sendo especialmente útil para projetos conceituais de eVTOLs e aeronaves não convencionais.

Principais características do OpenVSP incluem:

- **Modelagem Paramétrica Rápida:** Criação e modificação ágil de geometrias complexas, incluindo asas, fuselagens, empenagens, naceles e rotores (Cho, 2020).
- **Flexibilidade de Configuração:** Suporte a uma ampla gama de configurações, desde aviões convencionais até eVTOLs, *tilt-rotors* e *lift+cruise* (Pollard; Welstead; Whiteside, 2021).
- **Geração de Malhas:** Geração automática de malhas de superfície (painéis) para análise aerodinâmica e estrutural.
- **Integração com Outras Ferramentas:** Possibilidade de exportação de geometrias para *solvers* aerodinâmicos e estruturais, formando *pipelines* de *design* integrados.

A Figura 9 exemplifica a modelagem de uma aeronave no OpenVSP.

Figura 9 – Exemplo de modelagem paramétrica de uma aeronave eVTOL no OpenVSP, destacando componentes como asas, rotores e fuselagem.



Fonte: Produção da própria autora.

#### 2.4.2 VSPAERO: Análise Aerodinâmica de Baixa Fidelidade

O VSPAERO é um *solver* aerodinâmico integrado ao OpenVSP, projetado para análises rápidas e eficientes de geometrias complexas. Ele implementa métodos de baixa fidelidade, como o Método de Malha de Vórtices (*Vortex Lattice Method* - VLM) e o Método dos Painéis (*Panel Method*), ambos baseados na teoria do escoamento potencial (Katz; Plotkin, 2001; Lim, 2023; Sheridan; Pham; Whiteside, 2021).

#### 2.4.3 Fundamentos dos Métodos dos Painéis e VLM

O método dos painéis (*Panel Method*, PM) e o método da rede de vórtices (*Vortex Lattice Method*, VLM) são técnicas numéricas baseadas na teoria do escoamento potencial, amplamente utilizadas na análise aerodinâmica preliminar devido à sua eficiência computacional e capacidade de fornecer estimativas rápidas de forças e momentos. Ambos os métodos assumem que o escoamento é incompressível, não viscoso e irrotacional, o que os torna adequados para análises em baixas velocidades e geometrias sem separação de escoamento significativa (Katz; Plotkin, 2001; Lee; Horn; Saetti, 2025).

O método dos painéis discretiza a superfície da aeronave em pequenos elementos (painéis), sobre os quais são impostas distribuições de singularidades, como fontes, sumidouros e dipolos (*doublets*). A

intensidade dessas singularidades é determinada pela aplicação de condições de contorno: a condição de escoamento nulo na superfície (impenetrabilidade) e a condição de Kutta na borda de fuga. A solução do sistema linear resultante permite calcular o campo de velocidades e, por integração, as distribuições de pressão, forças de sustentação e arrasto (Katz; Plotkin, 2001). O PM é particularmente adequado para modelar superfícies espessas, fuselagens e geometrias tridimensionais complexas.

O VLM, por sua vez, é uma simplificação do método dos painéis, aplicável principalmente a asas finas em regime subsônico. Ele modela a superfície aerodinâmica como uma rede de vórtices em forma de ferradura distribuídos ao longo da corda e da envergadura. A intensidade de cada vórtice é determinada impondo a condição de escoamento nulo em pontos de controle estrategicamente posicionados em cada painel. O VLM é computacionalmente mais rápido que o PM e é especialmente eficaz para prever coeficientes de sustentação, arrasto induzido e distribuição de sustentação ao longo da envergadura (Lim, 2023; Pinzon, 2008).

O livro *Low-Speed Aerodynamics* de Katz & Plotkin (2001) apresenta detalhadamente os fundamentos matemáticos e físicos desses métodos, incluindo suas hipóteses, formulações e limitações. A escolha entre PM e VLM depende da geometria analisada: o método dos painéis é preferido para superfícies espessas e fuselagens, enquanto o VLM é mais apropriado para asas de pequena espessura e alto alongamento.

#### 2.4.4 Formulação Matemática do PM e VLM

A formulação do método dos painéis baseia-se na equação integral de superfície, onde o potencial de velocidade ( $\Phi$ ) em qualquer ponto  $P$  do campo de escoamento é expresso como a soma do potencial de escoamento não perturbado ( $\Phi_\infty$ ) e o potencial induzido pelas singularidades distribuídas na superfície ( $\Phi_s$ ):

$$\Phi(P) = \Phi_\infty(P) + \Phi_s(P) \quad (2)$$

O potencial induzido é calculado através de uma integral sobre a superfície ( $S$ ) da aeronave, envolvendo a intensidade das fontes ( $\sigma$ ) e dos dipolos ( $\mu$ ):

$$\Phi_s(P) = \frac{1}{4\pi} \iint_S \left[ \frac{1}{r} \sigma(Q) - \frac{\partial}{\partial n_Q} \left( \frac{1}{r} \right) \mu(Q) \right] dS \quad (3)$$

onde  $P$  é o ponto de campo,  $Q$  é o ponto na superfície,  $r$  é a distância entre  $P$  e  $Q$ , e  $n_Q$  é o vetor normal à superfície em  $Q$ . A condição de contorno de escoamento nulo na superfície ( $\vec{V} \cdot \vec{n} = 0$ ) é aplicada em um ponto de controle em cada painel, resultando em um sistema de equações lineares cuja solução fornece as intensidades das singularidades.

No VLM, a formulação é mais simplificada. A intensidade de cada vórtice em forma de ferradura ( $\Gamma_i$ ) é determinada pela aplicação da condição de escoamento nulo na direção normal ( $\vec{n}_j$ ) no ponto de controle  $j$ :

$$\vec{V}_\infty \cdot \vec{n}_j + \sum_{i=1}^N \Gamma_i \cdot \vec{v}_{ij} \cdot \vec{n}_j = 0 \quad (4)$$

onde  $\vec{V}_\infty$  é a velocidade de escoamento livre,  $N$  é o número de painéis,  $\Gamma_i$  é a intensidade do vórtice  $i$ , e  $\vec{v}_{ij}$  é a velocidade induzida pelo vórtice  $i$  no ponto de controle  $j$ . O termo  $\vec{v}_{ij} \cdot \vec{n}_j$  é o coeficiente de influência aerodinâmica, que forma a matriz do sistema linear. A lei de Biot-Savart é utilizada para calcular a velocidade induzida por cada segmento de vórtice.

Em ambos os métodos, a suposição fundamental é o escoamento potencial, o que implica que o fluido é incompressível, não viscoso e irrotacional.

Uma vez resolvido o sistema linear, as intensidades dos vórtices são conhecidas, permitindo o cálculo da distribuição de sustentação ao longo da asa através do teorema de Kutta-Joukowski. Os coeficientes aerodinâmicos globais são então obtidos por integração. A principal vantagem do VLM é a rapidez computacional e a precisão aceitável para asas de alto alongamento, enquanto sua limitação está na incapacidade de modelar efeitos viscosos, espessura da asa e separação de escoamento (Katz; Plotkin, 2001; Pinzon, 2008).

#### 2.4.5 Aplicação no OpenVSP Aero

No contexto do OpenVSP, a modelagem paramétrica da geometria é realizada a partir de dados básicos da aeronave, permitindo a rápida geração de modelos tridimensionais. A análise aerodinâmica é então conduzida pelo VSPAERO, que utiliza o VLM para calcular coeficientes de sustentação, arrasto e momentos, além de fornecer distribuições de pressão e visualização de linhas de esteira (Cho, 2020). Essa abordagem é especialmente útil para comparar diferentes configurações e realizar estudos de sensibilidade no projeto conceitual, conforme demonstrado em estudos recentes de modelagem reversa de aeronaves leves (Cho, 2020).

Estudos recentes mostram que o VSPAERO fornece resultados comparáveis à teoria de linha de sustentação de Prandtl e a dados experimentais para asas finitas, com pequenas diferenças atribuídas à consideração da espessura da asa no método dos painéis (Lim, 2023; Sheridan; Pham; Whiteside, 2021). O VSPAERO é amplamente utilizado para:

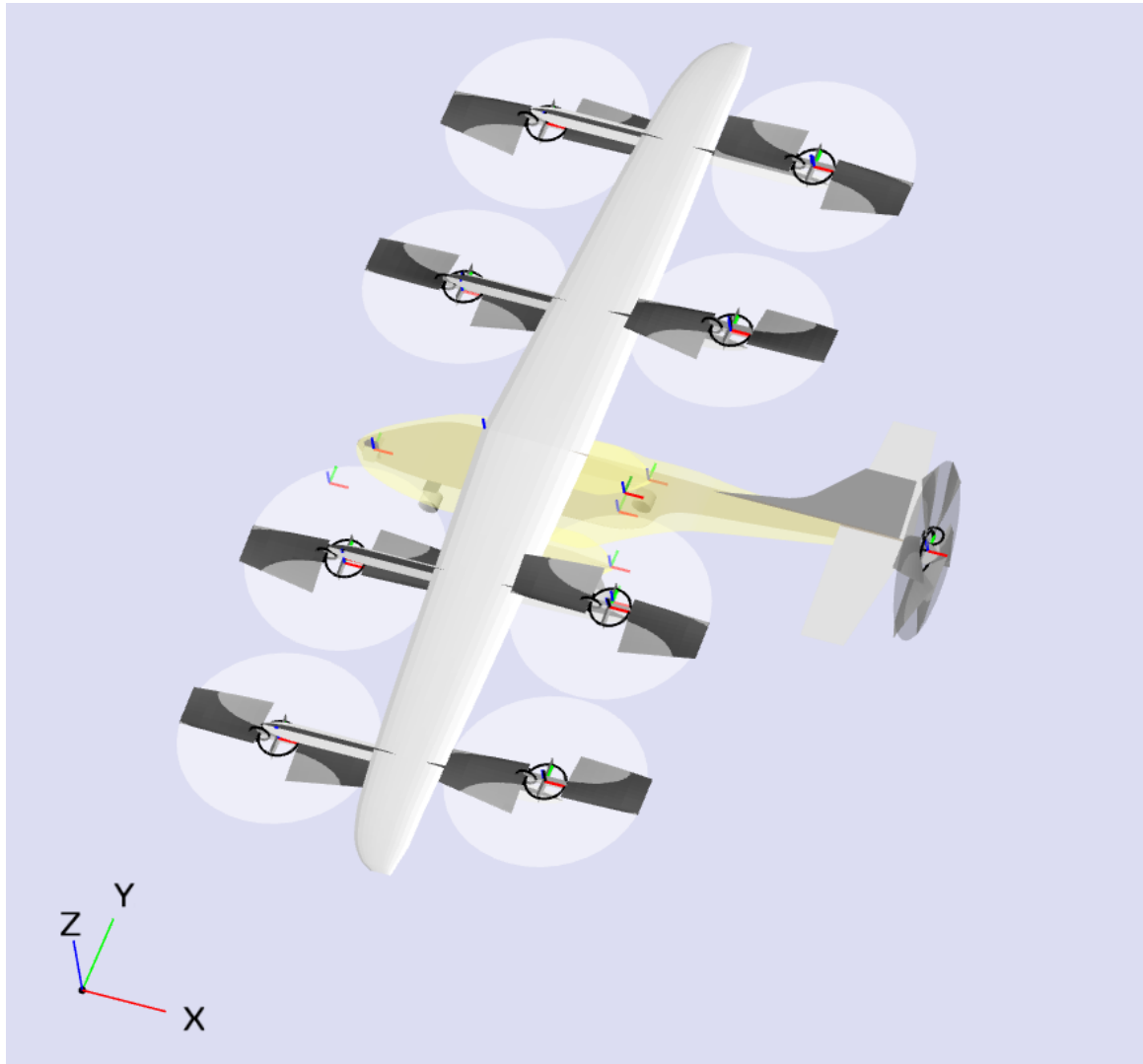
- **Análise de múltiplos rotores:** Avaliação da interação aerodinâmica entre rotores e superfícies, crítica para eVTOLs (Lee; Horn; Saetti, 2025).
- **Estimativa de coeficientes aerodinâmicos:** Cálculo de sustentação, arrasto e momento em diferentes condições de voo (Lim, 2023; Sheridan; Pham; Whiteside, 2021).
- **Construção de bancos de dados:** Geração de dados para alimentar modelos preditivos e apoiar decisões de projeto quando dados experimentais são escassos (Lim, 2023).

A Figura 10 ilustra a visualização da geometria de uma aeronave no módulo VSPAERO, resultante da modelagem paramétrica realizada previamente no OpenVSP.

#### 2.4.6 Limitações e Considerações Práticas

Embora os métodos dos painéis e o VLM ofereçam uma relação entre precisão e custo computacional adequada para a fase conceitual, suas limitações físicas devem ser consideradas. Por se fundamentarem

Figura 10 – Pré-visualização da geometria aerodinâmica da aeronave no VSPAERO.



Fonte: Produção da própria autora.

na teoria do escoamento potencial (inviscido e irrotacional), essas abordagens não capturam efeitos viscosos, separação de camada limite ou fenômenos não-lineares típicos de altos ângulos de ataque (Katz; Plotkin, 2001; Lee; Horn; Saetti, 2025; Yang; Xie; Yang, 2020). Para análises que demandam maior fidelidade física em etapas subsequentes do projeto, torna-se necessário o emprego de ferramentas como a Dinâmica dos Fluidos Computacional (*Computational Fluid Dynamics - CFD*)

A literatura destaca que a combinação de VLM e métodos dos painéis é uma abordagem consolidada para análise preliminar, sendo utilizada em ferramentas como OpenVSP, AVL, XFLR5 e PANAIR (Zammit *et al.*, 2024; Shahid *et al.*, 2020). A escolha entre os métodos depende da geometria analisada, do regime de voo e do objetivo da análise.

#### 2.4.7 Validação e Estudos Comparativos

Diversos estudos compararam os resultados do VLM e do método dos painéis com dados experimentais e soluções analíticas, demonstrando que ambos fornecem estimativas confiáveis para coeficientes de sustentação e arrasto em condições apropriadas (Shahid *et al.*, 2020; Lim, 2023; Yang; Xie; Yang,

2020). O VLM é preferido para asas finas e alto alongamento, enquanto o método dos painéis é mais preciso para superfícies espessas e fuselagens.

Trabalhos recentes validam e aplicam o OpenVSP/VSPAERO em projetos de UAVs, eVTOLs e aeronaves convencionais, destacando sua utilidade para análise preliminar e otimização. Por exemplo, Lim (2023) comparou resultados do VSPAERO com a teoria de Prandtl e dados experimentais, enquanto Sheridan, Pham & Whiteside (2021) avaliaram a capacidade do VSPAERO para modelar interações propulsor-asa em aeronaves com propulsão distribuída.

## 2.5 Métodos de Regressão e Correlações Empíricas em Projeto Aeronáutico

A estimativa de parâmetros de projeto no estágio conceitual de aeronaves depende fortemente de correlações empíricas e métodos de regressão estatística. Esses métodos permitem prever características de uma nova aeronave a partir de dados históricos de projetos existentes, fornecendo estimativas rápidas e suficientemente precisas para guiar as decisões iniciais de projeto (Raymer, 2018; Roskam, 1989; Horvath; Wells, 2018).

### 2.5.1 Fundamentos de Análise de Regressão

A análise de regressão é uma técnica estatística que estabelece relações matemáticas entre variáveis dependentes e independentes. No contexto aeronáutico, a variável dependente típica é um parâmetro de interesse, como peso vazio, arrasto parasita ou consumo de combustível, enquanto as variáveis independentes são parâmetros de projeto conhecidos, como peso máximo de decolagem, área alar, envergadura, potência instalada, entre outros (Horvath; Wells, 2018; Ma; Yan; Elham, 2023).

A forma geral de um modelo de regressão linear múltipla pode ser expressa como:

$$Y = \beta_0 + \beta_1 X_1 + \beta_2 X_2 + \dots + \beta_n X_n + \epsilon \quad (5)$$

onde  $Y$  é a variável dependente,  $X_1, X_2, \dots, X_n$  são as variáveis independentes,  $\beta_0, \beta_1, \dots, \beta_n$  são os coeficientes de regressão a serem determinados, e  $\epsilon$  representa o erro aleatório. No caso de relações não-lineares, transformações logarítmicas ou potências são frequentemente aplicadas, resultando em equações do tipo:

$$Y = A \cdot X_1^{B_1} \cdot X_2^{B_2} \dots X_n^{B_n} \quad (6)$$

que, quando linearizadas através de logaritmos, tornam-se:

$$\log(Y) = \log(A) + B_1 \log(X_1) + B_2 \log(X_2) + \dots + B_n \log(X_n) \quad (7)$$

Essa abordagem é amplamente utilizada nas metodologias de Roskam e Raymer para estimativa de peso de componentes estruturais, onde os coeficientes  $A, B_1, B_2, \dots, B_n$  são determinados a partir de dados históricos de aeronaves similares através de regressão linear múltipla aplicada aos dados transformados logaritmicamente (Roskam, 1989; Raymer, 2018; Horvath; Wells, 2018).

### 2.5.2 Validação e Métricas de Qualidade

A confiabilidade de um modelo de regressão é avaliada através de diversas métricas estatísticas. O coeficiente de determinação ( $R^2$ ) é uma das mais utilizadas, representando a proporção da variância da variável dependente que é explicada pelas variáveis independentes:

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n (Y_i - \hat{Y}_i)^2}{\sum_{i=1}^n (Y_i - \bar{Y})^2} \quad (8)$$

onde  $Y_i$  são os valores observados,  $\hat{Y}_i$  são os valores preditos pelo modelo, e  $\bar{Y}$  é a média dos valores observados. Valores de  $R^2$  próximos a 1 indicam um bom ajuste, embora isso não garanta que o modelo seja adequado para extrapolação fora do domínio dos dados utilizados na calibração (Horvath; Wells, 2018).

Outras métricas fundamentais incluem o erro médio absoluto (*MAE - Mean Absolute Error*), o erro quadrático médio (*RMSE - Root Mean Square Error*) e o erro percentual médio absoluto (*MAPE - Mean Absolute Percentage Error*). Estas métricas são definidas, respectivamente, pelas Equações 9, 10 e 11:

$$MAE = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n |y_i - \hat{y}_i| \quad (9)$$

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2} \quad (10)$$

$$MAPE = \frac{100\%}{n} \sum_{i=1}^n \left| \frac{y_i - \hat{y}_i}{y_i} \right| \quad (11)$$

onde  $n$  representa o número total de observações,  $y_i$  é o valor real (ou de referência) e  $\hat{y}_i$  é o valor estimado pelo método.

Nesse contexto, Horvath & Wells (2018) compararam os métodos de estimativa de peso de Roskam, Raymer e *FLOPS* para diversos componentes de aeronaves comerciais, reportando erros médios entre 10,3% e 33,4% para diferentes grupos estruturais. Tais resultados demonstram que, embora úteis na fase conceitual, esses métodos apresentam incertezas significativas que devem ser consideradas no processo de *design*.

### 2.5.3 Limitações e Domínio de Validade

Uma limitação crítica dos métodos de regressão empírica é o domínio de validade restrito ao conjunto de dados históricos utilizados na sua calibração. Extrapolações para configurações ou tecnologias fora desse domínio podem resultar em erros significativos. Por exemplo, equações de peso desenvolvidas para aeronaves convencionais com propulsão a combustão podem não capturar adequadamente os efeitos de sistemas de propulsão elétrica distribuída, baterias de alta densidade energética e materiais compósitos avançados, característicos de eVTOLs (Horvath; Wells, 2018; Ma; Yan; Elham, 2023).

Além disso, a propagação de incertezas ao longo do ciclo iterativo de projeto pode amplificar erros. Se a estimativa de peso vazio está incorreta, isso afeta o dimensionamento de propulsão, que por sua vez afeta o desempenho, realimentando o erro no próximo ciclo de iteração. Portanto, é fundamental que os projetistas compreendam as hipóteses subjacentes aos modelos empíricos e validem suas estimativas sempre que dados experimentais ou de maior fidelidade estiverem disponíveis.

#### 2.5.4 Interpolação vs. Extrapolação

A distinção entre interpolação e extrapolação é fundamental na aplicação de correlações empíricas. A interpolação refere-se à estimativa de valores dentro do intervalo dos dados utilizados para calibrar o modelo, enquanto a extrapolação envolve prever valores fora desse intervalo. A interpolação tende a ser mais confiável, pois os modelos estatísticos são otimizados para capturar tendências dentro do domínio dos dados de treinamento. Já a extrapolação introduz riscos significativos, especialmente quando a relação física entre as variáveis muda fora do domínio conhecido (Raymer, 2018; Ma; Yan; Elham, 2023).

No contexto de eVTOLs, a aplicação de correlações desenvolvidas para aeronaves convencionais constitui uma extrapolação arriscada, justificando a necessidade de novos bancos de dados específicos e modelos preditivos ajustados para essa nova classe de aeronaves.

#### 2.5.5 Métodos de Validação Cruzada

A validação cruzada (*cross-validation*) é uma técnica estatística utilizada para avaliar a capacidade de generalização de um modelo preditivo. O conjunto de dados é dividido em subconjuntos de treinamento e teste, e o modelo é treinado nos dados de treinamento e avaliado nos dados de teste. Esse processo é repetido múltiplas vezes com diferentes divisões, e as métricas de erro são calculadas em média. A validação cruzada é particularmente útil para detectar *overfitting* (ajuste excessivo aos dados de treinamento) e para comparar diferentes modelos preditivos (Horvath; Wells, 2018).

No desenvolvimento de modelos de regressão para projeto conceitual, a validação cruzada permite identificar quais variáveis independentes são verdadeiramente relevantes e quais coeficientes fornecem a melhor combinação de precisão e simplicidade. Dinc *et al.* (2023) utilizaram regressão linear múltipla e validação cruzada para desenvolver equações de estimativa de peso de motores turbofan, alcançando uma margem de erro de  $\pm 10\%$ , superior à maioria dos modelos estatísticos disponíveis na literatura.

### 2.6 Análise de Desempenho de Aeronaves: Teoria de Voo e Equações de Movimento

A análise de desempenho é essencial para avaliar se uma aeronave projetada atende aos requisitos de missão. Os parâmetros de desempenho incluem velocidade máxima, alcance, autonomia, razão de subida, teto operacional e distâncias de decolagem e pouso. A teoria de voo fornece as equações fundamentais que relacionam as forças atuantes na aeronave com seu movimento e desempenho (Raymer, 2018; Anderson, 2001).

### 2.6.1 Equações de Equilíbrio de Forças em Voo Nivelado

Em voo nivelado, retilíneo e não acelerado, as forças atuantes na aeronave estão em equilíbrio. As quatro forças principais são sustentação ( $L$ ), peso ( $W$ ), tração ( $T$ ) e arrasto ( $D$ ). As equações de equilíbrio são:

$$L = W \quad (12)$$

$$T = D \quad (13)$$

A sustentação é gerada principalmente pelas asas e é expressa como:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (14)$$

onde  $\rho$  é a densidade do ar,  $V$  é a velocidade de voo,  $S$  é a área de referência (tipicamente a área alar), e  $C_L$  é o coeficiente de sustentação. O arrasto é a força de resistência ao movimento e é expresso como:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (15)$$

onde  $C_D$  é o coeficiente de arrasto total da aeronave. A relação entre sustentação e arrasto é caracterizada pela polar de arrasto, conforme discutido na próxima subseção.

### 2.6.2 Polar de Arrasto e Eficiência Aerodinâmica

A polar de arrasto é a representação gráfica ou analítica da relação entre o coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) e o coeficiente de arrasto ( $C_D$ ). A forma mais comum da polar de arrasto parabólica é<sup>2</sup>:

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2 \quad (16)$$

onde  $C_{D0}$  é o coeficiente de arrasto parasita (arrasto de forma, fricção e interferência a sustentação nula), e  $K$  é o fator de arrasto induzido, dado por:

$$K = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (17)$$

onde  $AR$  é o alongamento da asa (*aspect ratio*), definido como  $AR = b^2/S$  (com  $b$  sendo a envergadura), e  $e$  é o fator de eficiência de Oswald, que considera efeitos de distribuição de sustentação não-ideal, interferências aerodinâmicas e vórtices de ponta de asa (Raymer, 2018; Anderson, 2001).

A eficiência aerodinâmica é medida pela relação sustentação-arrasto ( $L/D$ ), que representa quantas unidades de sustentação são geradas para cada unidade de arrasto. A maximização de  $L/D$  é fundamental para otimizar o alcance e a autonomia. O valor máximo de  $L/D$  ocorre quando:

<sup>2</sup> Válida para aeronaves subsônicas, onde o regime de escoamento não apresenta efeitos significativos de compressibilidade nem arrasto de onda.

$$\frac{dC_D}{dC_L} = 0 \quad (18)$$

Resolvendo essa condição para a polar parabólica, obtém-se que o  $(L/D)_{\max}$  ocorre quando:

$$C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} \quad (19)$$

e o valor máximo é:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{C_{D0} \cdot K}} \quad (20)$$

Esse ponto de operação é crucial para voos de cruzeiro em alcance máximo, sendo amplamente utilizado em análises de desempenho (Raymer, 2018; Leishman, 2023).

### 2.6.3 Teoria de Alcance e Autonomia: Equações de Breguet

As equações de Breguet são relações fundamentais que estimam o alcance e a autonomia de aeronaves a partir de parâmetros aerodinâmicos, propulsivos e de peso. Essas equações foram desenvolvidas no início do século XX e permanecem como ferramentas essenciais no projeto conceitual de aeronaves (Leishman, 2023).

#### 2.6.3.1 Alcance para Aeronaves a Jato

Para aeronaves propulsionadas por motores a jato, o alcance ( $R$ ) é dado pela equação de Breguet:

$$R = \frac{V}{c_t} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln \left( \frac{W_i}{W_f} \right) \quad (21)$$

onde  $V$  é a velocidade de cruzeiro,  $c_t$  é o consumo específico de combustível de tração baseado em peso ( $c_t = TSFC \cdot g$ ) (sendo *TSFC - Thrust Specific Fuel Consumption*),  $L/D$  é a relação sustentação-arrasto,  $W_i$  é o peso inicial da aeronave e  $W_f$  é o peso final após o consumo de combustível. Para maximizar o alcance, a aeronave deve voar na velocidade correspondente ao  $(L/D)_{\max}$  e o motor deve operar na condição de mínimo *TSFC* (Leishman, 2023).

#### 2.6.3.2 Alcance para Aeronaves com Hélice

Para aeronaves propulsionadas por hélices, a equação de Breguet assume uma forma diferente, considerando o consumo específico de combustível de potência (*BSFC - Brake Specific Fuel Consumption*):

$$R = \frac{\eta_p}{c_p} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln \left( \frac{W_i}{W_f} \right) \quad (22)$$

onde  $\eta_p$  é a eficiência da hélice e  $c_p$  é o consumo específico de combustível baseado em peso ( $c_p = BSFC \cdot g$ ) (sendo *BSFC - Brake Specific Fuel Consumption*). Neste caso, o alcance depende da relação  $L/D$  e não da velocidade, diferentemente das aeronaves a jato. Para maximizar o alcance, a aeronave deve voar na velocidade que maximiza  $\eta_p \cdot (L/D)$  (Leishman, 2023; Nygren; Schulz, 1996).

### 2.6.3.3 Autonomia

A autonomia ( $E$ ) representa o tempo máximo de voo. Para aeronaves a jato:

$$E = \frac{1}{c_t} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln \left( \frac{W_i}{W_f} \right) \quad (23)$$

e para aeronaves com hélice:

$$E = \frac{\eta_p}{c_p} \cdot \frac{(dC_L)^{3/2}}{dC_D \cdot \sqrt{W}} \cdot \left( \sqrt{W_i} - \sqrt{W_f} \right) \quad (24)$$

A autonomia máxima ocorre em condições diferentes das do alcance máximo, tipicamente em velocidades menores, onde a potência requerida é mínima (Leishman, 2023).

### 2.6.3.4 Adaptações para Propulsão Elétrica

As equações de Breguet foram originalmente desenvolvidas para motores a combustão. No caso de aeronaves elétricas, o consumo de combustível é substituído pelo consumo de energia elétrica das baterias. A equação de alcance para aeronaves elétricas pode ser expressa como:

$$R = \frac{\eta_e \cdot E_b}{W} \cdot \frac{L}{D} \quad (25)$$

onde  $\eta_e$  é a eficiência do sistema de propulsão elétrica (incluindo motor, controlador e hélice/rotor),  $E_b$  é a energia específica da bateria (em Wh/kg), e  $W$  é o peso médio da aeronave durante o voo<sup>3</sup>. A maximização do alcance em aeronaves elétricas depende criticamente da densidade energética das baterias e da eficiência do sistema propulsivo (Leishman, 2023).

## 2.6.4 Curva de Potência Requerida vs. Disponível

A análise de desempenho de aeronaves com hélice ou rotores também envolve a comparação entre a potência requerida ( $P_r$ ) e a potência disponível ( $P_a$ ). A potência requerida é calculada como:

$$P_r = D \cdot V = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_D \quad (26)$$

Para voo nivelado, onde  $L = W$ , a potência requerida pode ser expressa em função da velocidade:

$$P_r = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho VS} \quad (27)$$

A potência disponível para aeronaves propulsionadas por hélice é dada por:

$$P_a = \eta_p \cdot P_{\text{shaft}} \quad (28)$$

onde  $P_{\text{shaft}}$  é a potência de eixo entregue pelo motor, e  $\eta_p$  é a eficiência propulsiva da hélice.

<sup>3</sup> No caso de aeronaves puramente elétricas, o peso permanece praticamente constante, pois não há consumo de massa de combustível. A redução de peso ao longo do voo só ocorre em aeronaves híbridas que queimam combustível para gerar energia elétrica, posteriormente utilizada para acionar os motores elétricos de propulsão.

Já para aeronaves propulsadas a jato, a potência disponível é:

$$P_a = T \cdot V \quad (29)$$

onde  $T$  é a tração fornecida pelos motores.

A curva de potência requerida apresenta um ponto de mínimo, correspondente à velocidade de melhor autonomia. A diferença entre a potência disponível e a requerida determina a capacidade de subida e o envelope de voo da aeronave (Raymer, 2018; Anderson, 2001).

### 2.6.5 Teoria de voo pairado e Eficiência de Rotores

Para aeronaves de decolagem vertical, como helicópteros e eVTOLs, o desempenho em voo pairado (*hover*) é crítico. A teoria de quantidade de movimento aplicada a rotores em voo pairado estabelece que a potência ideal necessária para gerar sustentação é:

$$P_{\text{ideal}} = \frac{T^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (30)$$

onde  $T$  é a tração (igual ao peso em voo pairado),  $\rho$  é a densidade do ar, e  $A$  é a área do disco do rotor. Na prática, a potência real requerida é maior devido a perdas aerodinâmicas, incluindo arrasto de perfil das pás, perdas induzidas não-ideais e efeitos de ponta de pá (Leishman, 2006).

A eficiência em voo pairado é quantificada pela figura de mérito (*Figure of Merit*, FM), definida como:

$$FM = \frac{P_{\text{ideal}}}{P_{\text{real}}} \quad (31)$$

ou em termos de coeficientes adimensionais:

$$FM = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2} \cdot C_Q} \quad (32)$$

onde  $C_T$  representa o coeficiente de tração e  $C_Q$  o coeficiente de torque. Estes parâmetros adimensionais fundamentais para a análise de desempenho de rotores são definidos, respectivamente, pelas Equações 33 e 34:

$$C_T = \frac{T}{\rho A (\Omega R)^2} \quad (33)$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho A (\Omega R)^2 R} \quad (34)$$

onde  $T$  é a tração (ou empuxo) gerada pelo rotor,  $Q$  é o torque necessário para girá-lo,  $\rho$  é a densidade do ar,  $A$  é a área do disco do rotor ( $A = \pi R^2$ ),  $\Omega$  é a velocidade angular e  $R$  é o raio da pá.

Nesse contexto, rotores bem projetados apresentam uma Figura de Mérito (FM) — a razão entre a potência ideal induzida e a potência real consumida — tipicamente entre 0,75 e 0,80, enquanto valores abaixo de 0,5 indicam baixa eficiência aerodinâmica (Leishman, 2006; Konstantinov *et al.*, 2021).

### **2.6.6 Envelope de Voo e Limitações Operacionais**

O envelope de voo define a região de operação segura e viável da aeronave em termos de velocidade, altitude e fator de carga. As limitações podem ser impostas por fatores estruturais (carga alar máxima, resistência da estrutura), aerodinâmicos (estol, *buffeting*), propulsivos (potência disponível insuficiente) ou operacionais (regulamentações, conforto dos passageiros). A construção do envelope de voo requer a integração de análises de desempenho, estrutura e aerodinâmica, sendo uma etapa essencial na validação do projeto conceitual (Raymer, 2018; Anderson, 2001).

### 3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

O desenvolvimento acelerado de aeronaves elétricas de decolagem e pouso vertical (eVTOLs) tem fomentado uma transformação inovadora no setor aeroespacial, especialmente no âmbito da *Advanced Air Mobility (AAM)*. A busca por soluções energeticamente eficientes, com menores emissões e adequadas para ambientes urbanos complexos, exige um olhar crítico sobre as metodologias de projeto convencional. Esta revisão bibliográfica visa sintetizar o estado-da-arte nas áreas de projeto conceitual, modelagem, otimização e regulamentação de eVTOLs, particularmente focando os desafios e inovações contemporâneas para configurações *lift+cruise*, que combinam sistemas separados para sustentação e propulsão em cruzeiro para maximizar eficiência (Bravo-Mosquera; Catalano; Zingg, 2022; Kieseewetter *et al.*, 2023). Adicionalmente, a revisão destaca as lacunas existentes na literatura, a aplicação de ferramentas computacionais e a integração de abordagens preditivas e de aprendizado de máquina.

#### 3.1 Tendências Recentes em Projeto Conceitual de Aeronaves

O projeto conceitual de aeronaves tem passado por uma transformação significativa impulsionada pela eletrificação da propulsão, avanços em estruturas leves e integração de sistemas inteligentes, especialmente no contexto da Mobilidade Aérea Avançada (AAM) e dos veículos elétricos de decolagem e pouso vertical (eVTOLs) (Kieseewetter *et al.*, 2023; Zhang; Liu; Yao, 2024). Os eVTOLs emergem como protagonistas desse novo paradigma, exigindo a revisão e adaptação das metodologias tradicionais de projeto para acomodar desafios como a integração de múltiplos sistemas de propulsão, restrições energéticas de baterias e requisitos de operação urbana (Ugwueze *et al.*, 2023; Hu; Yan; Yuan, 2025).

Pesquisas recentes destacam a necessidade de abordagens multidisciplinares e integradas, capazes de considerar simultaneamente aspectos aerodinâmicos, estruturais, propulsivos, acústicos e de segurança (Kieseewetter *et al.*, 2023; Su *et al.*, 2024). O desenvolvimento de *frameworks* holísticos e métodos de otimização multidisciplinar (MDO - *Multidisciplinary Design Optimization*) têm permitido superar a fragmentação metodológica, promovendo a análise e o balanceamento de *trade-offs* entre eficiência energética, peso, alcance e desempenho operacional (Zhang; Liu; Yao, 2024; Ugwueze *et al.*, 2023; Rostami *et al.*, 2023).

No caso das configurações *lift+cruise*, há um foco crescente na otimização simultânea da geometria, arquitetura propulsiva e trajetória de voo, visando maximizar a eficiência aerodinâmica e a capacidade VTOL, ao mesmo tempo em que se busca minimizar penalidades de peso e consumo energético (Zhang; Liu; Yao, 2024; Donateo; Çinar, 2022). Novas metodologias, como a otimização possibilística e o uso de modelos de alta fidelidade para análise de incertezas, têm sido aplicadas para garantir que os projetos conceituais sejam robustos e viáveis frente às incertezas inerentes à fase inicial de desenvolvimento (Rostami *et al.*, 2023).

Além dos avanços técnicos, a literatura enfatiza a importância de iniciativas colaborativas entre fabricantes, órgãos reguladores e centros de pesquisa, que buscam harmonizar padrões de projeto, requisitos de certificação e integração com a infraestrutura urbana (Al-Rubaye; Tsourdos; Namuduri,

2023; Hu; Yan; Yuan, 2025). Essas parcerias são essenciais para acelerar a maturação tecnológica e garantir a viabilidade operacional dos eVTOLs em ambientes urbanos densos.

Por fim, destaca-se a incorporação crescente de técnicas de aprendizado de máquina e análise de dados reais de operação para informar decisões de projeto, prever desempenho e otimizar sistemas embarcados, consolidando uma abordagem orientada por dados no projeto conceitual de aeronaves inovadoras (Granado *et al.*, 2022; Su *et al.*, 2024).

As principais tendências tecnológicas observadas em aeronaves conceituais e eVTOL são comparadas na Tabela 1.

Tabela 1 – Comparação das principais tendências tecnológicas em aeronaves convencionais e eVTOL para AAM

Aspecto	Aeronaves Convencionais	eVTOL para AAM
<b>Propulsão</b>	Motores a combustão <i>turbofans</i>	Elétrica, híbrida e hidrogênio
<b>Energia</b>	Combustível fóssil	Baterias, híbridos, célula a combustível
<b>Configurações</b>	Asa fixa clássica	Multirrotores, <i>vectored-thrust</i> , <i>lift+cruise</i>
<b>Operação</b>	Rotas longas, aeroportos	Missões curtas, mobilidade urbana
<b>Regulamentação</b>	Normas estabelecidas	Regulamentação em desenvolvimento

Fonte: Produção da própria autora.

Avanços recentes, como detalhado por Zhang, Liu & Yao (2024), propõem *frameworks* de projeto integrados que consideram a otimização simultânea da geometria, propulsão e trajetória para eVTOLs, especialmente focados em *lift+cruise*, que balanceiam a eficiência aerodinâmica e a capacidade VTOL com sistemas híbridos de propulsão. A proposta destes autores é progressiva e busca superar os tradicionais *trade-offs* entre peso, alcance e eficiência energética.

Revisões amplas também apontam para a necessidade de cruzar dados de voo, simulações computacionais e metodologias analíticas para projetar aeronaves mais seguras, eficientes e compatíveis com a realidade operacional urbana, integrando temas como acústica, segurança, sustentabilidade e aceitação pública (Kiesewetter *et al.*, 2023; Hu; Yan; Yuan, 2025; Su *et al.*, 2024).

### 3.2 Limitações dos Métodos Tradicionais

As metodologias clássicas de projeto conceitual, como as estabelecidas por Raymer (2018) e Roskam (1989), baseiam-se em dados históricos e correlações empíricas derivadas de aeronaves convencionais, o que limita significativamente sua aplicabilidade direta para eVTOLs (Ugwueze *et al.*, 2023; Sarojini *et al.*, 2023). Essas abordagens não contemplam a complexidade associada a múltiplos rotores, propulsão elétrica distribuída (DEP), interações aerodinâmicas entre rotores e fuselagem, nem os desafios térmicos e funcionais das baterias de alta densidade (Ugwueze *et al.*, 2023; Park; Jeong; Yee, 2025; Lee; Yee, 2024).

Configurações inovadoras, como *lift+cruise*, *tilt-wing* e *vectored thrust*, apresentam desafios únicos para estimativas de parâmetros clássicos, exigindo a criação e validação de novos bancos

de dados e modelos preditivos específicos (Zheng, 2023; Chakraborty; Mishra, 2022). A aplicação direta de metodologias tradicionais pode levar a resultados imprecisos ou enganosos, principalmente devido à extrapolação inadequada de correlações empíricas fora do domínio de validade, o que pode comprometer a segurança e a viabilidade econômica (Su *et al.*, 2024).

As principais limitações dos métodos tradicionais incluem:

- **Novas Configurações Aerodinâmicas e Propulsivas:** eVTOLs frequentemente empregam múltiplos rotores, asas inclináveis e sistemas *lift+cruise*, cujas interações aerodinâmicas não são capturadas por modelos convencionais (Malpica; Suh; Silva, 2024; Simmons; Murphy, 2022).
- **Propulsão Elétrica Distribuída (DEP):** A arquitetura DEP altera a distribuição de peso e as características de falha, não sendo considerada nas equações de peso tradicionais (Ugwueze *et al.*, 2023; Ma *et al.*, 2022).
- **Densidade de Energia de Baterias:** A massa das baterias é um fator limitante crítico, e sua modelagem exige abordagens específicas que considerem efeitos térmicos e de descarga, ausentes nos métodos clássicos (Hagag *et al.*, 2021; Park; Jeong; Yee, 2025; Park *et al.*, 2022).
- **Materiais e Estruturas Leves:** O uso intensivo de compósitos e manufatura aditiva altera as frações de peso vazio, tornando inadequadas as correlações empíricas baseadas em aeronaves metálicas convencionais. Além disso, em aeronaves elétricas não ocorre redução de peso ao longo do voo por queima de combustível, o que invalida as suposições clássicas de variação de peso empregadas nos métodos tradicionais (Taflan; Smith; Loughlan, 2025).
- **Perfis de Missão Distintos:** Missões urbanas com decolagens e pousos verticais frequentes impactam requisitos de potência e energia, exigindo modelagem diferenciada (Li *et al.*, 2025; Chakraborty; Mishra, 2022).
- **Falta de Dados Históricos:** A escassez de dados padronizados de eVTOLs limita a validade das equações empíricas tradicionais (Ugwueze *et al.*, 2023; Su *et al.*, 2024).

Pesquisas recentes propõem metodologias aprimoradas, como *frameworks* de otimização multidisciplinar que incorporam incertezas, modelagem física detalhada e integração de dados experimentais e simulações de alta fidelidade (Rostami *et al.*, 2023; Simmons; Murphy, 2022; Kaneko; Martins, 2024). Essas abordagens buscam superar as limitações dos métodos tradicionais, promovendo maior precisão e robustez no projeto conceitual de eVTOLs.

Em resumo, enquanto as metodologias clássicas fornecem uma base importante, suas limitações frente às características únicas dos eVTOLs ressaltam a necessidade de novas ferramentas, bancos de dados e modelos específicos para apoiar o projeto conceitual preciso e eficiente dessas aeronaves inovadoras. A Tabela 2 resume a comparação entre os métodos tradicionais e as demandas dos eVTOLs.

Tabela 2 – Comparação entre métodos tradicionais e demandas específicas de eVTOLs

Característica	Métodos Tradicionais	Demandas para eVTOLs
<b>Base de Dados</b>	Aeronaves convencionais	eVTOLs, híbridos, elétricos
<b>Empuxo/Peso</b>	Baixo (e.g., 0.3-0.4)	Alto (e.g., >1.0 para multicópteros)
<b>Configurações</b>	Asa fixa única	Múltiplos rotores, asas móveis
<b>Modelagem Energética</b>	Combustível fóssil	Gestão de baterias e gerenciamento térmico
<b>Aeroacústica</b>	Pouco considerada	Crítica para aceitação urbana

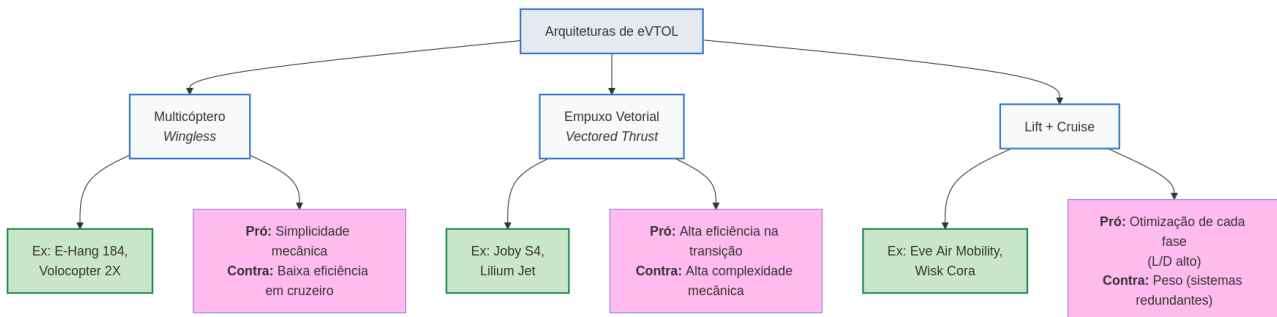
Fonte: Produção da própria autora.

### 3.3 Taxonomia e Configurações de eVTOL

A diversidade de configurações dos veículos elétricos de decolagem e pouso vertical (eVTOLs) é significativamente ampla, refletindo as variadas abordagens para atender às demandas de mobilidade aérea urbana. Conforme analisado em revisões seminais como a de Bacchini & Cestino (2019) e em estudos mais recentes de Ugwueze *et al.* (2023) e Courtin *et al.* (2021), essa taxonomia abrange principalmente três grandes categorias baseadas na arquitetura de propulsão e sustentação.

O diagrama a seguir (Figura 11) ilustra essa classificação fundamental, que apresenta características distintas em termos de complexidade mecânica, eficiência aerodinâmica e adequação à mobilidade urbana (AAM).

Figura 11 – Diagrama das principais arquiteturas de eVTOL com exemplos e vantagens e desvantagens.



Fonte: Produção da própria autora com base em literatura e estudo comparativo.

**Multicóptero (*Multirotor*):** Estes veículos utilizam múltiplos rotores fixos que geram sustentação e controle em todas as fases do voo, dispensando asas fixas para sustentação contínua. Embora apresentem simplicidade estrutural e facilidade no controle vertical, multicópteros tendem a ser menos eficientes no voo de cruzeiro devido à elevada área de disco total ocupada pelos rotores, o que gera maior arrasto aerodinâmico e consumo energético. Essa configuração é tipicamente empregada em drones de carga e projetos iniciais de táxis aéreos urbanos (Xiang *et al.*, 2024; Bacchini; Cestino, 2019).

**Empuxo Vetorial (*Vectored Thrust*):** Aeronaves que utilizam rotores ou superfícies propulsoras móveis, como asas inclináveis (*tilt-wing*) ou rotores inclináveis (*tilt-rotor*), que permitem o direcionamento do empuxo para voo vertical e horizontal. Essa arquitetura favorece maior eficiência aerodinâmica na transição e no voo de cruzeiro, reduzindo o arrasto associado aos rotores durante o voo horizontal. Contudo, essa versatilidade é atingida às custas de maior complexidade mecânica, aumentando a demanda por sistemas de controle sofisticados e manutenção especializada (Courtin *et al.*, 2021).

**Lift+Cruise:** Configurações que possuem sistemas de propulsão dedicados separadamente para decolagem/pouso vertical (*lift*) e para voo em cruzeiro horizontal (*cruise*). Normalmente, múltiplos rotores verticais são usados para as fases de sustentação vertical, enquanto hélices convencionais alimentam o voo horizontal sustentado por asas fixas. Essa segregação funcional permite otimizar cada subsistema para sua respectiva missão, elevando a eficiência aerodinâmica durante o cruzeiro e reduzindo a complexidade mecânica da transição quando comparado ao *vectored thrust* (Ugwueze *et al.*, 2023; Bacchini; Cestino, 2019).

Os *lift+cruise* destacam-se por combinar elevada eficiência aerodinâmica em cruzeiro e capacidade VTOL independente, todavia enfrentam desafios relevantes de integração entre os sistemas e controle da transição entre modos de voo, demandando soluções robustas de engenharia (Zheng, 2023). A análise de Bacchini & Cestino (2019) conclui que esta arquitetura representa o melhor "compromisso" entre a eficiência de voo pairado do multicóptero e a eficiência de cruzeiro do empuxo vetorial. Enquanto isso, os veículos de empuxo vetorial privilegiam a capacidade de manobra, e os multicópteros priorizam controle simplificado e redundante via múltiplos rotores (Sarojini *et al.*, 2023).

As principais características de cada configuração estão explicitadas na Tabela 3.

Tabela 3 – Características das principais configurações de eVTOL

Configuração	Eficiência no Cruzeiro	Complexidade do Controle	Adequação para Missões AAM
<b>Multicóptero</b>	Baixa	Alta	Alta (missões curtas e urbanas)
<b>Empuxo Vetorial</b>	Média	Média	Média (operacionalmente flexível)
<b>Lift + Cruise</b>	Alta	Alta	Alta (missões intermediárias e eficiência)

Fonte: Produção da própria autora.

Este panorama taxonômico é fundamental para orientar o desenvolvimento tecnológico, os processos de certificação e a definição de normas regulatórias adequadas a cada tipo de eVTOL, bem como para identificar melhor os *trade-offs* entre desempenho, segurança e complexidade operacional que cada arquitetura apresenta (Courtin *et al.*, 2021; Ugwueze *et al.*, 2023; Xiang *et al.*, 2024).

### 3.4 *Lift+cruise*: Estado da Arte

A configuração *lift+cruise* representa uma das abordagens mais promissoras e ativas na pesquisa e desenvolvimento de eVTOLs, principalmente por combinar a eficiência aerodinâmica do voo horizontal com as capacidades de decolagem e pouso vertical. Ao utilizar rotores dedicados exclusivamente para as fases verticais (*lift*) e asas fixas combinadas com hélices ou propulsores para o cruzeiro (*cruise*),

esse conceito permite otimizar independentemente cada parte do sistema, promovendo vantagens significativas em eficiência e segurança operacional (Sarojini *et al.*, 2023).

### 3.4.1 Vantagens

- **Eficiência em voo de cruzeiro:** O *lift+cruise* permite que as asas fixas sejam otimizadas para sustentação no voo horizontal, alcançando maiores razões de sustentação-arrasto ( $L/D$ ) e consequentemente maior alcance e velocidade de cruzeiro em comparação com configurações multicóptero puras, que operam com rotores fixos menos aerodinamicamente eficientes (Zheng, 2023).
- **Otimização de subsistemas:** A separação dos sistemas de sustentação vertical e propulsão horizontal torna possível projetar cada um dos subsistemas de forma mais especializada, sem a necessidade de compromissos devido à multifuncionalidade, o que pode reduzir o peso e melhorar a performance geral (Ugwueze *et al.*, 2023).
- **Menor complexidade de transição:** Em comparação com aeronaves de empuxo vetorial, o conceito *lift+cruise* oferece uma transição de voo vertical para horizontal mais simples, já que os rotores de sustentação podem ser desligados ou retraídos após a fase de decolagem, reduzindo o arrasto aerodinâmico e a complexidade de controle (Altouq, 2024).

### 3.4.2 Desafios

- **Peso e complexidade adicional:** A presença de dois sistemas de propulsão separados implica um aumento no peso vazio da aeronave e maior complexidade de integração, principalmente no gerenciamento de múltiplos motores e baterias, o que pode impactar o desempenho e a eficiência energética (Sarojini *et al.*, 2023).
- **Integração aerodinâmica:** A interação entre os rotores de sustentação vertical e as superfícies fixas de sustentação na transição e no voo de cruzeiro pode gerar efeitos aerodinâmicos complexos, como interferência de escoamento e recirculação, demandando análise detalhada e mitigação para evitar perda de eficiência e estabilidade (Malpica; Suh; Silva, 2024).
- **Controle de voo:** Garantir uma transição segura e suave entre os modos de voo vertical e horizontal requer sistemas avançados de controle e automação, capaz de coordenar a operação dos diferentes conjuntos de propulsores, sobretudo em condições ambientais adversas como vento cruzado ou turbulência (Su *et al.*, 2024).
- **Ruído:** Embora mais silenciosos que helicópteros tradicionais, os múltiplos rotores do *lift+cruise* ainda geram ruído significativo nas fases de decolagem e aproximação, o que é uma preocupação para a aceitação pública em ambientes urbanos. O desenvolvimento de estratégias de otimização acústica continua sendo uma área ativa de pesquisa (Weitsman; Greenwood, 2021).

### 3.4.3 Diversidade e Complexidade da Categoria

A variedade de arranjos na categoria *lift+cruise*, incluindo o número e posicionamento dos rotores verticais, a geometria das asas e os designs das hélices de cruzeiro, evidencia a necessidade de bancos de dados amplos e ferramentas analíticas sofisticadas que suportem o projeto conceitual e permitam comparações fundamentadas entre soluções alternativas (Ugwueze *et al.*, 2023; Sarojini *et al.*, 2023).

Alguns exemplos estão citados na Tabela 4.

Tabela 4 – Exemplos representativos e características nas configurações *lift+cruise*

Modelo	Configuração de Propulsão	Particularidades
Eve Air Mobility	Rotores verticais (8) + Hélices de cruzeiro (2)	Foco em eficiência e baixa manutenção, projeto com forte ênfase na certificação e operação urbana (EVE, 2025)
Wisk (Kitty Hawk) Cora	Rotores de sustentação (12) + Hélice de cruzeiro (1)	Configuração que prioriza a redundância na sustentação vertical e a eficiência de uma única hélice propulsora (Zheng, 2023)
Archer Midnight	Rotores de sustentação (12) + Hélices de cruzeiro (6)	Este modelo é <i>lift+cruise</i> , mas usa suas hélices de cruzeiro inclináveis ( <i>tilt-propellers</i> ) para complementar a sustentação vertical, otimizando a transição.

Fonte: Produção da própria autora.

### 3.5 Parâmetros-Chave de Desempenho para eVTOL

Os parâmetros clássicos de projeto, como peso máximo de decolagem (MTOW — *Maximum Takeoff Weight*), carga alar, relação empuxo/peso e eficiência aerodinâmica ( $L/D$ ), necessitam de adaptação para o contexto específico dos eVTOLs (Bravo-Mosquera; Catalano; Zingg, 2022; Li *et al.*, 2025). A literatura recente destaca que a análise e o projeto de aeronaves eVTOL exigem a avaliação de um conjunto de parâmetros que capturam suas características únicas (Su *et al.*, 2024; Mak *et al.*, 2023).

Por exemplo, a **carga de disco** torna-se uma métrica vital para avaliar a pressão do rotor no ar ambiente e seu impacto no ruído (Courtin *et al.*, 2021). Além disso, o cálculo de autonomia e alcance deve considerar os perfis de missão urbanos curtos e frequentes de AAM, bem como as limitações sistêmicas das baterias e do gerenciamento térmico (Hagag *et al.*, 2021).

O dimensionamento e a otimização de eVTOLs requerem o uso de parâmetros próprios que capturam as especificidades dessa categoria, sendo essenciais para viabilidade e competitividade (Su *et al.*, 2024). Os principais parâmetros utilizados são:

- **Peso Máximo de Decolagem (MTOW):** Peso total da aeronave incluindo estrutura, sistemas,

propulsão, carga útil e passageiros, influenciando diretamente todo o dimensionamento (Balli, 2019).

- **Fração de Peso Vazio:** Relação entre o peso vazio (estrutura, sistemas, propulsão sem energia e carga útil) pelo MTOW. Em eVTOLs, tende a valores próprios devido a materiais compósitos leves e arquitetura elétrica distribuída, além de não haver variação de peso ao longo do voo devido a queima de combustível (Kiesewetter *et al.*, 2023).
- **Carga Alar (*Wing Loading*):** Relação MTOW/área da asa — fator relevante para eficiência em cruzeiro, velocidade de estol e requisitos operacionais em eVTOLs com asas (Ugwueze *et al.*, 2023).
- **Carga de Disco (*Disk Loading*):** Relação MTOW/área varrida pelos rotores. Baixa carga tem efeito positivo em eficiência de voo pairado e ruído, mas aumenta peso e dimensões (Courtin *et al.*, 2021).
- **Relação Empuxo/Peso:** Empuxo total disponível/MTOW. Geralmente superior à de aeronaves convencionais, pois garante boa performance VTOL e agilidade em situações urbanas (Ugwueze *et al.*, 2023).
- **Eficiência Aerodinâmica ( $L/D$ ):** Relação sustentação/arrasto em cruzeiro — determina a competitividade do *lift+cruise* frente a alternativas (Zheng, 2023).
- **Velocidade de Cruzeiro e Alcance:** Definidos pelo balanço de energia disponível, eficiência aerodinâmica e requisitos de missão (Hagag *et al.*, 2021; Li *et al.*, 2025).
- **Autonomia (*Endurance*):** Tempo máximo em voo, fortemente influenciado pela limitação de energia elétrica, peso e gestão térmica dos sistemas (Li *et al.*, 2025).

### **Impacto da Propulsão Elétrica Distribuída (DEP).**

A Propulsão Elétrica Distribuída (DEP) é uma característica definidora de muitos eVTOLs e tem um impacto profundo nos parâmetros de desempenho. A DEP utiliza múltiplos motores elétricos menores distribuídos ao longo da aeronave, oferecendo várias vantagens (Senkans *et al.*, 2021):

- **Controle Aprimorado:** A capacidade de controlar individualmente o empuxo de cada motor permite um controle de voo mais preciso, além de redundância e maior segurança. (Senkans *et al.*, 2021; Su *et al.*, 2024).
- **Redução de Ruído:** Motores menores podem ser otimizados para operar em rotações mais baixas e com geometrias mais adequadas à redução de emissões acústicas. (Weitsman; Greenwood, 2021)
- **Integração Aerodinâmica:** A distribuição dos motores pode ser usada para influenciar o escoamento de ar sobre as asas, aumentando a sustentação (ex: *blown wing*), o que pode otimizar o *design* da asa, permitindo asas menores. (Weitsman; Greenwood, 2021)

- **Segurança:** A redundância inerente a múltiplos motores aumenta a segurança em caso de falha de um ou mais propulsores.

No entanto, a DEP também introduz desafios, como a complexidade da fiação elétrica, a necessidade de sistemas de refrigeração eficientes e o gerenciamento térmico. A otimização desses sistemas é crucial para garantir que as vantagens da DEP se traduzam em melhorias reais de desempenho (Altouq, 2024).

Em resumo, os principais parâmetros estão listados na Tabela 5, juntamente com seu impacto em eVTOLs.

Tabela 5 – Relação dos principais parâmetros de desempenho para eVTOLs e seus impactos

Parâmetro	Impacto em eVTOL	Referência
MTOW	Limita missão, exige balanceamento estrutural e energético	(Balli, 2019; Ugwueze <i>et al.</i> , 2023)
Fração de peso vazio	Influencia capacidade de carga e autonomia	(Kiesewetter <i>et al.</i> , 2023)
Carga alar	Melhora performance em cruzeiro, penaliza estol	(Ugwueze <i>et al.</i> , 2023)
Carga de disco	Relaciona-se à eficiência pairada e ruído	(Bacchini; Cestino, 2019)
Empuxo/peso <i>L/D</i>	Define capacidade VTOL, agilidade Determina alcance e consumo energético	(Ugwueze <i>et al.</i> , 2023) (Zheng, 2023)
Velocidade de cruzeiro/alcance	Delimita envelope operacional urbano	(Hagag <i>et al.</i> , 2021; Li <i>et al.</i> , 2025)
Autonomia	Influencia robustez operacional	(Li <i>et al.</i> , 2025)

Fonte: Produção da própria autora adaptada da literatura.

### 3.6 Sistemas de Propulsão e Energia

Os sistemas de propulsão são o núcleo da inovação nos projetos de eVTOLs, e suas arquiteturas evoluem rapidamente conforme novas demandas de missão e restrições operacionais são enfrentadas. Predomina atualmente a adoção de sistemas inteiramente elétricos com baterias de íon-lítio, que oferecem simplicidade mecânica e ausência de emissões diretas, constituintes ideais para missões urbanas de curta distância (Granado *et al.*, 2022; Li *et al.*, 2025). Porém, tais soluções impõem limitações em autonomia e carga útil devido à baixa densidade energética e à necessidade de gerenciar com rigor o aquecimento e a degradabilidade do sistema de armazenamento (Hagag *et al.*, 2021; Altouq, 2024).

Para missões que exigem maior alcance e carga útil, surgem alternativas híbridas, nas quais motores a combustão alimentam geradores elétricos ou atuam em conjunto com baterias e motores elétricos (Marzougui; Neuhaus; Labracherie, 2022; Senkans *et al.*, 2021). Essa abordagem estende as capacidades típicas dos sistemas puramente elétricos, mas implica aumento significativo em complexidade, peso e manutenção, além de introduzir dependência de fontes fósseis e emissões residuais (Marzougui; Neuhaus; Labracherie, 2022).

### 3.6.1 Principais Tipos de Arquitetura

A literatura e a análise de aeronaves existentes revelam duas abordagens principais para o fornecimento de energia (Li *et al.*, 2025):

- **Sistemas Totalmente Elétricos (*Battery-Electric*):** Baseados integralmente em baterias recarregáveis, priorizam redução de emissões e viabilidade para operações urbanas. O principal desafio desses sistemas é a densidade energética limitada das baterias atuais, tornando-os restritos a rotas curtas e cargas leves. Gerenciamento térmico eficaz é vital para segurança operacional e durabilidade (Granado *et al.*, 2022; Li *et al.*, 2025).
- **Sistemas Híbrido-Elétricos (*Hybrid-Electric*):** Combina fonte tradicional, como motor a combustão, com motores elétricos e baterias. Pode operar como híbrido-série (motor a combustão apenas para geração elétrica) ou híbrido-paralelo (tração combinada). Permite ampliar alcance/carga útil em relação ao modelo puramente elétrico, ao custo de maior peso estrutural e maior complexidade de integração/sistemas (Marzougui; Neuhaus; Labracherie, 2022; Senkans *et al.*, 2021).
- **Propulsão a Hidrogênio:** Pesquisada como alternativa de médio a longo prazo, envolve a adoção de células a combustível e tanques pressurizados. Promete alta densidade energética e operações sem emissões de carbono, mas ainda enfrenta desafios de infraestrutura, armazenagem e regulamentação (Altouq, 2024).

### 3.6.2 Componentes-Chave dos Sistemas de Propulsão Elétrica

Independentemente da arquitetura, os sistemas de propulsão elétrica em eVTOLs geralmente incluem os seguintes componentes-chave:

- **Motores Elétricos:** Responsáveis por converter energia elétrica em energia mecânica. Motores BLDC (*brushless*) são predominantes, combinando alta eficiência, controle preciso e robustez (Ugwueze *et al.*, 2023).
- **Baterias:** Tipicamente íon-lítio, armazenam a energia da aeronave. São alvo prioritário de pesquisa para aumentar densidade energética, segurança e ciclos de carga rápida (Granado *et al.*, 2022).
- **Controladores de Potência (Inversores/Conversores):** Gerenciam o fluxo de energia entre as fontes (bateria ou gerador) e os motores, otimizando performance e garantindo proteção contra sobrecargas (Li *et al.*, 2025).
- **Fiação e Barramentos Elétricos:** Redes elétricas robustas e leves conectam os diversos atuadores na propulsão elétrica distribuída, minimizando perdas e aumentando resiliência a falhas (Senkans *et al.*, 2021).

- **Sistemas de Gerenciamento Térmico (TMS):** Essenciais para operar baterias e motores dentro da faixa ótima de temperatura, evitando degradação prematura e riscos de segurança (Altouq, 2024).

A escolha arquitetural e o dimensionamento desses sistemas impactam diretamente desempenho, custo, requisitos de operação e ciclo de vida da aeronave. A otimização desses sistemas é um dos principais *trade-offs* analisados em estudos recentes, buscando o equilíbrio entre alcance, carga útil, velocidade, ruído e custo (Su *et al.*, 2024). A tendência de integração avançada de sensores, métodos de inteligência artificial para monitoramento preditivo e novas tecnologias (como sistemas com célula a combustível) marca o estado da arte do setor (Li *et al.*, 2025; Granado *et al.*, 2022; Su *et al.*, 2024).

A Tabela 6 resume os principais sistemas de propulsão e suas características.

Tabela 6 – Quadro-Resumo: Comparativo dos principais sistemas de propulsão e energia para eVTOLs

Arquitetura	Vantagens	Desafios	Aplicações Típicas
Totalmente Elétricos	Zero emissão direta, mecânica simples, baixo ruído	Autonomia restrita, dependência da recarga, gerenciamento térmico rigoroso	UAM urbana, trajetos curtos, missões regulares (Granado <i>et al.</i> , 2022; Li <i>et al.</i> , 2025)
Híbrido-Elétricos	Maior alcance e carga útil, maior flexibilidade operacional	Complexidade, peso extra, emissões remanescentes, integração complexa	Missão regional ou crítica, resgates, rotas desconectadas (Marzougui; Neuhaus; Labracherie, 2022; Senkans <i>et al.</i> , 2021)
Hidrogênio (prospectivo)	Potencial para alta densidade energética e zero carbono	Infraestrutura, armazenamento de H <sub>2</sub> , maturidade tecnológica	Futuro, longo alcance, grandes aeronaves (Altouq, 2024)

Fonte: Produção da própria autora adaptada da literatura.

### 3.7 Ferramentas Computacionais para Modelagem e Análise Aerodinâmica de eVTOLs

A modelagem e análise conceitual de aeronaves eVTOL têm se beneficiado de ferramentas computacionais especializadas que permitem acelerar o ciclo de projeto, explorar configurações inovadoras e reduzir custos experimentais. Entre as mais difundidas estão o *OpenVSP*<sup>1</sup> e o *VSPAERO*, ambas desenvolvidas pela NASA e pela comunidade open-source, que apresentam recursos robustos de modelagem paramétrica, simulação aerodinâmica e integração entre disciplinas (Du *et al.*, 2025).

O *OpenVSP* é amplamente empregado para gerar rapidamente geometrias paramétricas complexas, criando um fluxo eficiente desde o esboço conceitual até a análise inicial de desempenho (Martello, 2020). A plataforma *VSPAERO* complementa este processo por permitir análises aerodinâmicas

<sup>1</sup> <https://openvsp.org/>

do tipo painel, com simulações multifásicas de sustentação, arrasto e comportamento de superfícies de controle, inclusive em geometrias inovadoras caracterizadas por múltiplos rotores, asas móveis e disposições *lift+cruise* (Du *et al.*, 2025; Hyodo; Lei, 2023).

### 3.7.1 Capacidades-chave para eVTOLs

- **Múltiplos Rotores:** Permite modelar e analisar a interação aerodinâmica entre vários rotores e superfícies, aspecto crítico em configurações DEP (*Distributed Electric Propulsion*) e arranjos multicóptero.
- **Geometrias Inovadoras:** Capaz de avaliar desempenho de asas com múltiplos propulsores ou superfícies aerodinâmicas complexas, essenciais para projetos eVTOL não convencionais (Hyodo; Lei, 2023; Du *et al.*, 2025).
- **Estimativa de Coeficientes Aerodinâmicos:** Obtém parâmetros como sustentação, arrasto e momento em diferentes condições e ângulos de ataque, fundamentais para avaliação de estabilidade, controle e desempenho operacional.
- **Análise de Transição:** Apesar das limitações dos modelos de baixa fidelidade para simular regimes viscosos altamente complexos, o VSPAERO fornece indicações valiosas do comportamento do escoamento durante transições ou mudanças rápidas de configuração (Hyodo; Lei, 2023; Du *et al.*, 2025).

A construção de bancos de dados aerodinâmicos apoiados em simulações VSPAERO/OpenVSP tem se mostrado eficiente para alimentar modelos preditivos baseados em aprendizado de máquina, possibilitando regressão rápida e suporte à tomada de decisão ainda em fase conceitual, especialmente na ausência de dados experimentais (Sarkar *et al.*, 2025). Atualmente, observa-se a tendência de acoplamento dessas plataformas com simulações CFD de alta fidelidade e integração em *frameworks* de otimização multidisciplinar, buscando solucionar desafios das configurações eVTOL como interferências de rotores, ruído, e *trade-offs* complexos no projeto (Hyodo; Lei, 2023; Winter *et al.*, 2021).

Paralelamente às ferramentas de baixa e alta fidelidade, destaca-se o papel crescente das ferramentas de média fidelidade, como o DUST, desenvolvidas especificamente para simulações rápidas e confiáveis de configurações VTOL não convencionais, incluindo eVTOLs (Tugnoli *et al.*, 2021). O DUST utiliza uma formulação baseada em elementos de fronteira potenciais e partículas de vórtice para modelar a aerodinâmica de rotores e superfícies, permitindo capturar com precisão fenômenos de interação entre rotores e asas, tanto em voo pairado quanto em voo avançado. Estudos recentes demonstram que o DUST apresenta resultados comparáveis aos de CFD de alta fidelidade para condições de escoamento com separação limitada, porém com custo computacional muito inferior, tornando-se uma ferramenta valiosa para a fase preliminar de projeto e para a análise de *trade-offs* em configurações complexas (Tugnoli *et al.*, 2021).

No contexto de otimização e análise acelerada, a literatura recente evidencia o uso de modelos substitutos baseados em aprendizado de máquina para previsão de desempenho eVTOL e suporte à tomada de decisão em fases iniciais do projeto (Wang; Li; Wu, 2024; Sarkar *et al.*, 2025). Esses modelos

são treinados a partir de grandes bases de dados geradas por simulações físicas (de baixa, média e alta fidelidade) e conseguem prever parâmetros críticos, como autonomia e eficiência, com alta precisão e custo computacional reduzido. Por exemplo, *frameworks* que utilizam redes neurais profundas, árvores de decisão e métodos de regressão têm alcançado erros médios inferiores a 2% na estimativa de alcance e tempo de voo, viabilizando sua integração em processos de otimização multidisciplinar e certificação digital (Wang; Li; Wu, 2024; Sarkar *et al.*, 2025). Além disso, abordagens multi-fidelidade, que combinam dados de diferentes níveis de fidelidade, têm se mostrado eficazes para ampliar a robustez e a generalização dos modelos preditivos, reduzindo a dependência de grandes volumes de dados experimentais.

Esses avanços consolidam o papel das ferramentas de média fidelidade e dos modelos substitutos baseados em aprendizado de máquina como elementos centrais para acelerar o ciclo de projeto, explorar o envelope de desempenho e viabilizar a certificação digital de aeronaves eVTOL inovadoras. A Tabela 7 resume as ferramentas computacionais e suas aplicações.

Tabela 7 – Quadro-Resumo: Ferramentas computacionais e aplicações no estudo de eVTOLs

<b>Ferramenta</b>	<b>Aplicação Principal</b>	<b>Limitações e Desafios</b>
OpenVSP	Modelagem paramétrica 3D, integração CAD, variação rápida de geometria	Requer calibração e validação experimental, limitado por geometrias muito não convencionais
VSPAERO	Análise aerodinâmica rápida (método de painel), múltiplos rotores, superfícies móveis	Menor precisão para escoamentos viscosos e interação forte entre rotores/asa (Du <i>et al.</i> , 2025)
CFD acoplado	Simulação de alta fidelidade, ruído e transientes, design estruturado	Elevada demanda computacional, integração com modelos paramétricos pode ser lenta (Hyodo; Lei, 2023; Winter <i>et al.</i> , 2021)
Bancos de dados + ML	Treinamento de modelos preditivos rápidos ( <i>surrogates</i> ), integração em MDO	Requer base de dados robusta, risco de extrapolação fora do domínio amostrado (Sarkar <i>et al.</i> , 2025)

Fonte: Produção da própria autora adaptada da literatura.

Em síntese, as ferramentas computacionais têm papel central na evolução dos projetos de eVTOLs, sendo fundamentais para a redução de ciclo de projeto, exploração de arquiteturas inovadoras e validação multidisciplinar de conceitos (Du *et al.*, 2025).

### 3.8 Otimização Multidisciplinar

A otimização multidisciplinar (MDO — *Multidisciplinary Design Optimization*) tem se consolidado como abordagem essencial no projeto conceitual de aeronaves, particularmente para eVTOLs, devido à necessidade de integração eficiente de diversas disciplinas, tais como aerodinâmica, estruturas, propulsão, controle, custos e ruído (Champasak *et al.*, 2023; Sarojini *et al.*, 2023). Tais sistemas

complexos exigem métodos avançados de otimização que considerem os acoplamentos entre as disciplinas, pois decisões tomadas em uma área impactam fortemente as demais (Balli, 2019).

No contexto de eVTOLs, a otimização multidisciplinar permite explorar amplamente o espaço de projeto para atender múltiplos requisitos simultâneos, superando limitações das abordagens sequenciais ou isoladas (Liu *et al.*, 2024; Champasak *et al.*, 2023). Técnicas como algoritmos genéticos, otimização baseada em enxame de partículas e métodos gradientes têm sido usadas para obter conjuntos de soluções que balanceiam desempenho, peso, conforto, segurança e aspectos econômicos e ambientais (Sarojini *et al.*, 2023).

Os principais desafios da MDO para eVTOLs incluem:

- **Complexidade do Modelo:** Integração de múltiplos modelos com equações e variáveis distintas requer considerável poder computacional e metodologias sofisticadas (Ha; Lee; Hwang, 2020).
- **Acoplamentos Fortes:** Relações não lineares e significativas entre disciplinas dificultam a convergência e exigem tratamento robusto nos algoritmos (Wang *et al.*, 2025).
- **Múltiplos Objetivos Contraditórios:** É necessário buscar o equilíbrio (*trade-offs*) para maximizar alcance, minimizar ruído e custo, e garantir segurança, resultando em soluções de Pareto (Sarojini *et al.*, 2023).
- **Incertezas e Evolução Tecnológica:** A rápida evolução e a escassez de dados históricos recomendam o uso de otimização sob incerteza para garantir robustez das soluções (Wang *et al.*, 2025).

A aplicação da MDO tem mostrado capacidade para identificar configurações ótimas e explorar rapidamente soluções inovadoras para eVTOLs, acelerando o desenvolvimento e minimizando riscos (Sarojini *et al.*, 2023).

### 3.9 Aprendizado de Máquina e Modelos Preditivos

O uso de aprendizado de máquina (ML - Machine Learning) tem se destacado como complemento fundamental às abordagens tradicionais para projeto conceitual de eVTOLs, principalmente ao lidar com a complexidade e escassez de dados históricos (Granado *et al.*, 2022; Martello, 2020). Algoritmos supervisionados, redes neurais artificiais, métodos ensemble e outros são empregados para criar modelos preditivos capazes de estimar parâmetros chave, superar limitações empíricas e auxiliar em processos decisórios ágeis (Sarkar *et al.*, 2025).

As principais aplicações de ML em eVTOLs incluem:

- **Estimativa de Peso Vazio:** Treinamento com conjuntos de dados simulados e experimentais permite previsão mais precisa do peso vazio, essencial para o dimensionamento correto (Rao; Chimata, 2024).
- **Predição de Alcance e Consumo Energético:** Modelos que antecipam o consumo energético em função do design, perfil de missão e condições ambientais favorecem a otimização do sistema de propulsão e baterias (Li *et al.*, 2025).

- **Otimização de Trajetórias:** Algoritmos que prevêm trajetórias energeticamente eficientes, levando em conta ruído e tempo de viagem, apoiam a operação urbana sustentável.
- **Análise Aerodinâmica Rápida:** Modelos substitutos substituem simulações CFD demoradas, possibilitando exploração rápida de projeto aerodinâmico (Bajwa; Baluch; Saeed, 2024).
- **Previsão da Vida Útil da Bateria:** Modelos preditivos ajudam a planejar manutenção e assegurar segurança operacional ao estimar o estado de saúde dos sistemas de energia (Granado *et al.*, 2022).

Os modelos baseados em aprendizado de máquina são capazes de lidar eficientemente com dados complexos e relações não lineares, mas sua precisão depende diretamente da qualidade e abrangência dos dados de treinamento (Sarkar *et al.*, 2025). Assim, o desenvolvimento e manutenção de bancos de dados robustos e bem estruturados para eVTOLs é fundamental para ampliar o impacto positivo dessa tecnologia no projeto conceitual (Sarkar *et al.*, 2025).

### 3.10 Bancos de Dados e Colaboração

Iniciativas recentes na construção de bancos de dados abertos para eVTOLs e aeronaves elétricas buscam disponibilizar informações de configurações, ensaios e simulações para a comunidade acadêmica e indústria, promovendo o avanço coletivo e minimizando a redundância nos esforços de pesquisa e desenvolvimento (Kabashkin, 2024; Martello, 2020). A adoção dos princípios FAIR (Findable, Accessible, Interoperable, Reusable) e o desenvolvimento de ontologias específicas para aeronaves elétricas configuram áreas emergentes para assegurar a interoperabilidade e a qualidade dos dados (Sarkar *et al.*, 2025).

O desenvolvimento e atualização contínua de bancos de dados abrangentes são fundamentais para orientar o projeto conceitual de aeronaves, especialmente devido à natureza dinâmica e emergente dos eVTOLs (Sun *et al.*, 2023). Esses bancos servem como repositórios essenciais para validação de modelos, comparação de configurações e processos decisórios em projetos (Sarkar *et al.*, 2025).

#### 3.10.1 Importância dos Bancos de Dados no Projeto Conceitual

Bancos de dados robustos são a base para a construção de modelos empíricos e preditivos, uma vez que as equações tradicionais não atendem adequadamente às peculiaridades dos eVTOLs. Estes modelos demandam dados de qualidade para serem treinados e validados (Sarkar *et al.*, 2025). Além disso, bancos de dados permitem análise comparativa e identificação de *trade-offs* entre parâmetros como alcance, carga útil, ruído, velocidade e eficiência energética, elementos cruciais na seleção de arquiteturas para missões específicas (Chakraborty; Mishra; Miller, 2023; Ugwueze *et al.*, 2023).

O acesso rápido a dados confiáveis reduz significativamente o tempo e custo do processo de projeto conceitual, evitando simulações complexas e testes dispendiosos nas primeiras etapas do desenvolvimento (Ugwueze *et al.*, 2023). Ademais, a otimização multidisciplinar, frequentemente baseada em MDO, depende de bancos de dados extensos para explorar variadas configurações de projeto e permitir decisões mais embasadas (Sarojini *et al.*, 2023).

### 3.10.2 Desafios na Construção de Bancos de Dados para eVTOLs

A criação e manutenção de bancos de dados para eVTOLs enfrentam diversos desafios críticos:

- **Escassez de Dados Abertos:** Dados proprietários e falta de acesso a informações detalhadas limitam a criação de bancos amplos e acessíveis (Kiesewetter *et al.*, 2023).
- **Heterogeneidade e Padronização:** Dados coletados de múltiplas fontes apresentam formatos, unidades e detalhamentos diversos, exigindo esforços constantes em padronização e limpeza (Xie *et al.*, 2021).
- **Evolução Tecnológica Rápida:** Novos conceitos e tecnologias surgem com frequência, obrigando atualizações constantes para manter relevância (Kabashkin, 2024).
- **Qualidade dos Dados:** Precisão e confiabilidade variam, sendo fundamental assegurar a integridade das informações para evitar decisões mal fundamentadas (Franciscone; Fernandes, 2023).

### 3.10.3 Esquemas de Dados e Colaboração

Para mitigar os desafios, a definição de esquemas de dados claros e a padronização dos processos colaborativos entre pesquisadores, indústria e órgãos reguladores são práticas recomendadas. Um esquema bem definido facilita o armazenamento, compartilhamento e interoperabilidade dos dados (Sun *et al.*, 2023).

A padronização inclui normalização de unidades, terminologias e formatos, facilitando a comparação e integração automática de dados. Plataformas colaborativas e repositórios abertos, como o *OpenVSP*, exemplificam essa abordagem, fomentando o compartilhamento e o desenvolvimento conjunto (NASA, 2012).

Adicionalmente, o uso de ontologias permite estruturar semanticamente o conhecimento, suportando a integração de dados heterogêneos e ampliando capacidades inferenciais, essenciais no contexto multidisciplinar e dinâmico dos eVTOLs (Ayalew *et al.*, 2023).

Em síntese, a evolução de bancos de dados robustos e colaborativos é fator-chave para o avanço do projeto conceitual e operacional dos eVTOLs, otimizando recursos, ampliando conhecimento e acelerando inovações na área.

## 3.11 Certificação, Ruído e Aceitação Pública

Os desafios para a certificação das aeronaves eVTOL abrangem questões inéditas, incluindo a aprovação de sistemas elétricos distribuídos, requisitos rigorosos de segurança redundante e a necessidade de garantir níveis extremamente baixos de ruído para operação segura e aceitável em ambientes urbanos (Shan *et al.*, 2025; Weitsman; Greenwood, 2021). A redução do impacto acústico é vital para a aceitação pública dos eVTOLs, impulsionando pesquisas voltadas para otimização aeroacústica, controle ativo do ruído e o desenvolvimento de modelos que considerem os efeitos cumulativos do uso dessas aeronaves em áreas densamente povoadas (Kabashkin, 2024).

As agências reguladoras brasileiras (ANAC e Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA)), assim como os órgãos internacionais (FAA, EASA e ICAO), estão em processo de estabelecer normas e procedimentos específicos para certificar eVTOLs e seus ambientes operacionais, como os vertiportos (Al-Rubaye; Tsourdos; Namuduri, 2023). Esses processos incluem a análise detalhada de desempenho aerodinâmico, controle de falhas, requisitos de segurança elétrica, além da homologação de sistemas de combate a incêndio e manejo de energia para baterias de alta densidade (Preis; HERNICZEK; GERMAN, 2025).

A infraestrutura dos vertiportos é também objeto de crescente preocupação, envolvendo dimensões físicas, acessos para serviços de emergência, segregação operacional e controle acústico rigoroso para mitigar efeitos negativos sobre a comunidade local (Hu; Yan; Yuan, 2025). O envolvimento colaborativo entre indústria, órgãos reguladores e autoridades locais tem sido apontado como fundamental para o desenvolvimento de um ecossistema sustentável e socialmente aceito (Goyal; Cohen, 2022).

Apesar das barreiras técnicas e regulatórias, o setor de eVTOL permanece otimista quanto às perspectivas de longo prazo, com programas em andamento que visam a certificação de modelos próximos da comercialização e a adaptação progressiva das regulações, favorecendo a integração desses veículos no espaço aéreo metropolitano (Shan *et al.*, 2025).

### 3.12 Desafios, Tendências e Considerações para Advanced Air Mobility (AAM)

A emergência dos eVTOLs e o conceito de Mobilidade Aérea Avançada (AAM - *Advanced Air Mobility*) representam uma transformação radical no transporte aéreo, mas trazem consigo desafios técnicos, regulatórios, operacionais e sociais complexos que moldarão o futuro da aviação urbana e regional (Garrow; German; Schwab, 2022). A AAM não contempla apenas o desenvolvimento e certificação de novas aeronaves elétricas e híbridas, mas também envolve a criação de infraestrutura, sistemas integrados de gerenciamento de tráfego aéreo e aceitação social para suporte dessas operações (Kabashkin, 2024).

#### 3.12.1 Desafios Atuais

- **Escassez de Dados e Padronização:** A falta de bancos de dados públicos e padronizados dificulta a validação e comparação entre diversas arquiteturas eVTOL, especialmente diante do caráter emergente e proprietário dos protótipos existentes (Kiesewetter *et al.*, 2023).
- **Rápida Evolução Tecnológica:** A velocidade da inovação em baterias, motores, materiais e sistemas de controle exige constante atualização dos modelos conceituais e de bases de dados para permitir avaliações acuradas e oportunas (Kabashkin, 2024).
- **Integração de Dados Multidisciplinares:** Dados gerados em aerodinâmica, estruturas, propulsão e acústica apresentam heterogeneidade dificultando sua interoperabilidade e uso integrado no projeto (Xie *et al.*, 2021).
- **Certificação e Regulamentação:** Processos regulatórios ainda em desenvolvimento, com normas complexas para segurança elétrica, ruído e operação urbana, podem retardar a comercialização

e operação generalizada dos eVTOLs (FAA, 2025).

- **Infraestrutura e Gerenciamento do Espaço Aéreo:** A criação de vertiportos, pontos de recarga e sistemas UTM exigem planejamento integrado e investimentos consideráveis, além do desenvolvimento de protocolos para crescente densidade de tráfego aéreo urbano (FAA, 2023).
- **Aceitação Pública e Ruído:** O ruído residual dos múltiplos rotores, ainda perceptível em áreas densamente habitadas, além das preocupações com privacidade e segurança, são desafios sociais a serem mitigados para garantir adesão da população (Weitsman; Greenwood, 2021).

### 3.12.2 Tendências e Oportunidades

- **Inteligência Artificial e Aprendizado de Máquina:** Aplicações crescentes em otimização de projeto, manutenção preditiva e gestão de tráfego aéreo, com impacto positivo em segurança e eficiência.
- **Simulações Multidisciplinares e Gêmeos Digitais:** Tecnologias para integração de análises aerodinâmicas, térmicas, estruturais, acústicas e de controle via simulações acopladas e modelos virtuais ao longo do ciclo de vida (Du *et al.*, 2025).
- **frameworks Abertos e Colaboração:** Tendência para o compartilhamento aberto de dados, modelos e ferramentas, fundamental para acelerar inovação e superar limitações associadas a dados proprietários (NASA, 2012).
- **Sustentabilidade e Impacto Ambiental:** Além das emissões zero no uso, importante é o balanço do ciclo de vida completo e o investimento em tecnologias para redução de ruído e poluição sonora (Carpenter Electrification (2023)).
- **Segurança Cibernética:** A digitalização crescente aumenta a vulnerabilidade a ataques, exigindo protocolos rigorosos para proteger sistemas críticos de controle e comunicação (Xiang *et al.*, 2024).

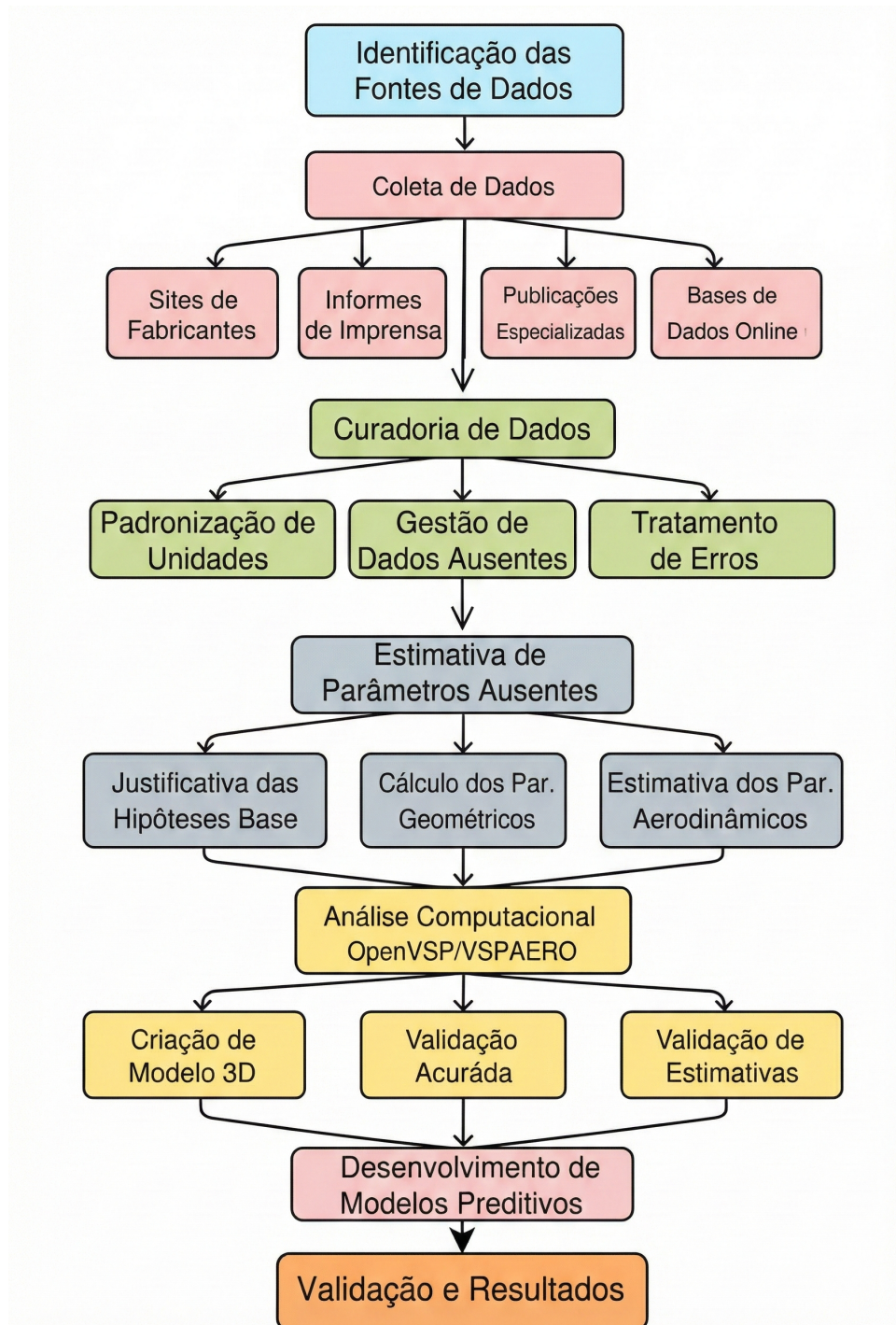
### 3.12.3 Considerações para o Futuro da AAM

O futuro da AAM depende da construção de um ecossistema completo, envolvendo infraestrutura urbana, regulamentação evolutiva, aceitação social, e modelos de negócios sustentáveis. A cooperação entre academia, indústria, órgãos reguladores e governos é vital para superar os desafios técnicos e sociais, promovendo o desenvolvimento de aeronaves eVTOL seguras, eficientes e economicamente viáveis, capazes de responder às demandas futuras de transporte aéreo.

#### 4 METODOLOGIA DE DESENVOLVIMENTO DO BANCO DE DADOS

A construção de uma base de dados confiável e a metodologia para preencher suas lacunas são os pilares deste trabalho. Esta seção detalha o processo de coleta, curadoria e enriquecimento dos dados, estabelecendo um procedimento transparente e replicável para a análise subsequente. A Figura 12 apresenta o fluxograma geral da metodologia adotada.

Figura 12 – Fluxograma da metodologia de desenvolvimento do banco de dados para projeto conceitual de aeronaves eVTOL *lift+cruise*



Fonte: Produção da própria autora.

#### 4.1 Estratégia de Coleta e Curadoria de Dados

A construção do banco de dados está diretamente relacionada à qualidade das informações coletadas e à robustez dos mecanismos de curadoria empregados. Diante do amplo espectro tecnológico e das diferenças nos estágios de desenvolvimento das aeronaves *lift+cruise*, foi necessário adotar uma abordagem criteriosa, estruturada e transparente na coleta e validação dos dados, buscando sempre fontes confiáveis e cruzamento de informações sempre que possível para reduzir incertezas.

A Tabela 8 apresenta as principais fontes utilizadas para a obtenção de informações relevantes sobre as aeronaves analisadas, organizadas por categoria e acompanhadas do respectivo link de referência.

Tabela 8 – Fontes de dados utilizadas para compilação e curadoria de informações sobre eVTOL *lift+cruise*

<b>Fabricantes</b>	
<a href="https://www.jobyaviation.com/">https://www.jobyaviation.com/</a>	Site oficial Joby, dados técnicos
<a href="https://lilium.com/">https://lilium.com/</a>	Site oficial Lilium, informações detalhadas
<a href="https://www.archer.com/">https://www.archer.com/</a>	Site oficial Archer, press releases
<a href="https://www.beta.team/">https://www.beta.team/</a>	Site oficial Beta Technologies, notícias
<a href="https://www.eviation.co/">https://www.eviation.co/</a>	Site oficial Eviation, fichas técnicas
<a href="https://www.voltaero.com/">https://www.voltaero.com/</a>	Site oficial VoltAero, apresentações
<a href="https://heartaerospace.com/">https://heartaerospace.com/</a>	Site oficial Heart Aerospace
<b>Bancos de Dados Online</b>	
<a href="https://evtol.news/aircraft/">https://evtol.news/aircraft/</a>	Diretório especializado de aeronaves eVTOL
<a href="https://www.easa.europa.eu/en/domains/aircraft-products/type-certificates">https://www.easa.europa.eu/en/domains/aircraft-products/type-certificates</a>	Certificação EASA de aeronaves elétricas
NASA Advanced Air Mobility Database	Base de dados da NASA sobre UAM
SAE International Standards	Normas técnicas SAE para eVTOL
<b>Revistas Técnicas</b>	
<a href="https://verticalmag.com/">https://verticalmag.com/</a>	Notícias e análises sobre aviação vertical
<a href="https://www.ainonline.com/">https://www.ainonline.com/</a>	Novidades e análises da indústria
<a href="https://www.aero-mag.com/">https://www.aero-mag.com/</a>	Foco em negócios e inovação aérea
<a href="https://evtol.news/">https://evtol.news/</a>	Especializada em eVTOLs/UAM
<b>Documentos Técnicos</b>	
Relatórios AIAA, VFS, SAE	Publicações técnicas de conferências
Press releases dos fabricantes	Especificações recentes e relevantes
Relatórios de ensaio em voo	Resultados públicos de testes

Fonte: Produção da própria autora.

A estratégia inicial focou em coletar todos os parâmetros disponíveis para aeronaves da categoria *lift+cruise*, abrangendo modelos em diferentes estágios de desenvolvimento: conceito, protótipo e produção.

#### 4.1.1 Processo de Curadoria de Dados

Um desafio significativo encontrado foi a qualidade e consistência dos dados. As especificações fornecidas pelos fabricantes são, por vezes, incompletas, inconsistentes entre diferentes fontes ou otimistas, refletindo metas de projeto em vez de desempenho comprovado. O processo de curadoria de dados foi, portanto, essencial e envolveu:

- **Padronização:** Conversão de todas as unidades para o Sistema Internacional (SI) para garantir a consistência nos cálculos subsequentes.
- **Tratamento de Erros:** Identificação e correção de erros de digitação e de análise de dados, incluindo valores inconsistentes entre fontes diferentes para a mesma aeronave.
- **Gestão de Dados Ausentes:** Identificação de dados faltantes e tratamento de valores anômalos, como datas inseridas em campos de dimensões. Tais entradas foram tratadas como dados indisponíveis ('N/A') para não corromper a análise estatística.
- **Validação Cruzada:** Verificação de informações através de múltiplas fontes quando disponível, priorizando dados de fontes oficiais dos fabricantes.

Esta abordagem transparente para a gestão da qualidade dos dados é fundamental para a credibilidade dos resultados e modelos desenvolvidos.

#### 4.1.2 Critérios de Inclusão e Exclusão

Para garantir a consistência e qualidade do banco de dados desenvolvido, foram estabelecidos critérios para inclusão e exclusão, definindo quais aeronaves eVTOL seriam consideradas para análise. Esta abordagem visa a confiabilidade dos resultados e a aplicabilidade dos modelos desenvolvidos.

Os critérios de inclusão visam delimitar o escopo da pesquisa, focando especificamente em aeronaves que atendam aos objetivos do trabalho:

- **Configuração *lift+cruise*:** Aeronaves que possuam sistemas de propulsão distintos para decolagem e pouso vertical (*lift*) e voo de cruzeiro (*cruise*), caracterizando claramente a arquitetura *lift+cruise*.
- **Propulsão Elétrica ou Híbrida:** Veículos que utilizem propulsão totalmente elétrica ou sistemas híbrido-elétricos como fonte primária de energia, excluindo aeronaves convencionais com motores a combustão interna.
- **Capacidade de Passageiros:** Aeronaves projetadas para transporte de pelo menos 1 passageiro (incluindo o piloto), focando em aplicações de mobilidade aérea urbana (UAM) e excluindo modelos de carga exclusivamente.
- **Disponibilidade de Dados Técnicos:** Presença de pelo menos 3 parâmetros técnicos básicos, obtidos através de fontes primárias ou secundárias confiáveis.

- **Estágio de Desenvolvimento:** Aeronaves em estágio de conceito avançado, protótipo ou produção, com informações técnicas suficientes para análise.

Os critérios de exclusão foram estabelecidos para eliminar aeronaves que possam comprometer a qualidade e consistência da análise:

- **Dados Conflitantes:** Aeronaves com informações técnicas altamente inconsistentes entre diferentes fontes, onde não foi possível estabelecer valores de referência confiáveis pela validação cruzada.
- **Informações Inconclusivas:** Aeronaves com poucas especificações técnicas e que predominam estimativas preliminares ou projeções de *marketing*.
- **Configurações Híbridas:** Aeronaves que não se enquadram claramente na categoria *lift+cruise*, como multi-rotorosos puros (sem propulsão de cruzeiro) ou aeronaves de transição *tilting (vectored thrust)*.
- **Dados Insuficientes:** Veículos com menos de 3 parâmetros técnicos verificáveis.
- **Escala Inadequada:** Modelos em escala reduzida, demonstradores tecnológicos ou aeronaves não tripuladas (UAVs) com finalidades exclusivamente militares ou de pesquisa.

A Tabela 9 apresenta exemplos de aplicação destes critérios em aeronaves específicas, demonstrando a transparência do processo de seleção.

Tabela 9 – Exemplos de aplicação dos critérios de inclusão e exclusão

<b>Aeronave</b>	<b>Status</b>	<b>Justificativa</b>
ALIA-250 Beta	Incluída	Atende todos os critérios: <i>lift+cruise</i> , elétrica, dados técnicos consistentes
EHang 216	Excluída	Configuração multi-rotor pura, sem sistema de propulsão de cruzeiro
Mk-5 teTra Aviation Co., Ltd.	Incluída	<i>lift+cruise</i> com propulsão elétrica, dados técnicos disponíveis
Aerial Rider 5A Series	Excluída	Poucos dados e conflitantes entre fontes (MTOW varia até 3500kg)
DJI Matrice	Excluída	Escala inadequada (UAV), finalidade não-UAM

Fonte: Produção da própria autora.

Este processo de seleção resultou em um conjunto final de 40 aeronaves que atendem a maioria dos critérios estabelecidos, proporcionando uma base de dados homogênea e confiável para as análises subsequentes.

#### 4.1.3 Automação e Processamento de Dados

Reconhecendo a necessidade de escalabilidade e eficiência no processo de coleta e curadoria de dados, foram desenvolvidos *scripts* de automação para otimizar as etapas mais repetitivas e suscetíveis a

erros humanos. O desenvolvimento dessas ferramentas focou em três áreas principais: coleta de dados, validação e processamento. Os *scripts* foram criados em Python, utilizando bibliotecas especializadas para manipulação de dados e interfaces *web*.

Nesse contexto, foi implementado um *script* automatizado de coleta (*Web Scraping*) para extrair informações técnicas de sites oficiais e bases de dados especializadas. Utilizando tecnologias como *Beautiful Soup*, *Selenium WebDriver* e *requests*, a ferramenta realiza a extração de especificações, o monitoramento de atualizações e a detecção de novos modelos. O sistema cobre aproximadamente 15 fontes primárias, incluindo fabricantes como Joby, Lilium e Archer, além de bases como a eVTOL.news, com execução semanal automatizada via *cron jobs*.

Esse método representou uma melhoria significativa no tempo de processamento de novos dados, ampliando a eficiência e a abrangência da coleta.

Para garantir a integridade das informações, implementou-se também um sistema básico de validação no Excel, capaz de identificar inconsistências e valores anômalos. Esse processo inclui a verificação automática de tipos de dados (numérico, texto, data) e a validação de intervalos (*ranges*) para detectar valores fisicamente impossíveis, como, por exemplo, um MTOW negativo.

Apesar dos avanços, os *scripts* atuais apresentam limitações. A principal delas é a dependência das estruturas *web*, visto que alterações no *layout* dos sites de origem podem interromper o funcionamento dos *scrapers*. Além disso, há dificuldade no processamento de dados semi-estruturados, como PDFs e imagens, e limitações na capacidade de interpretação de informações implícitas ou contextuais.

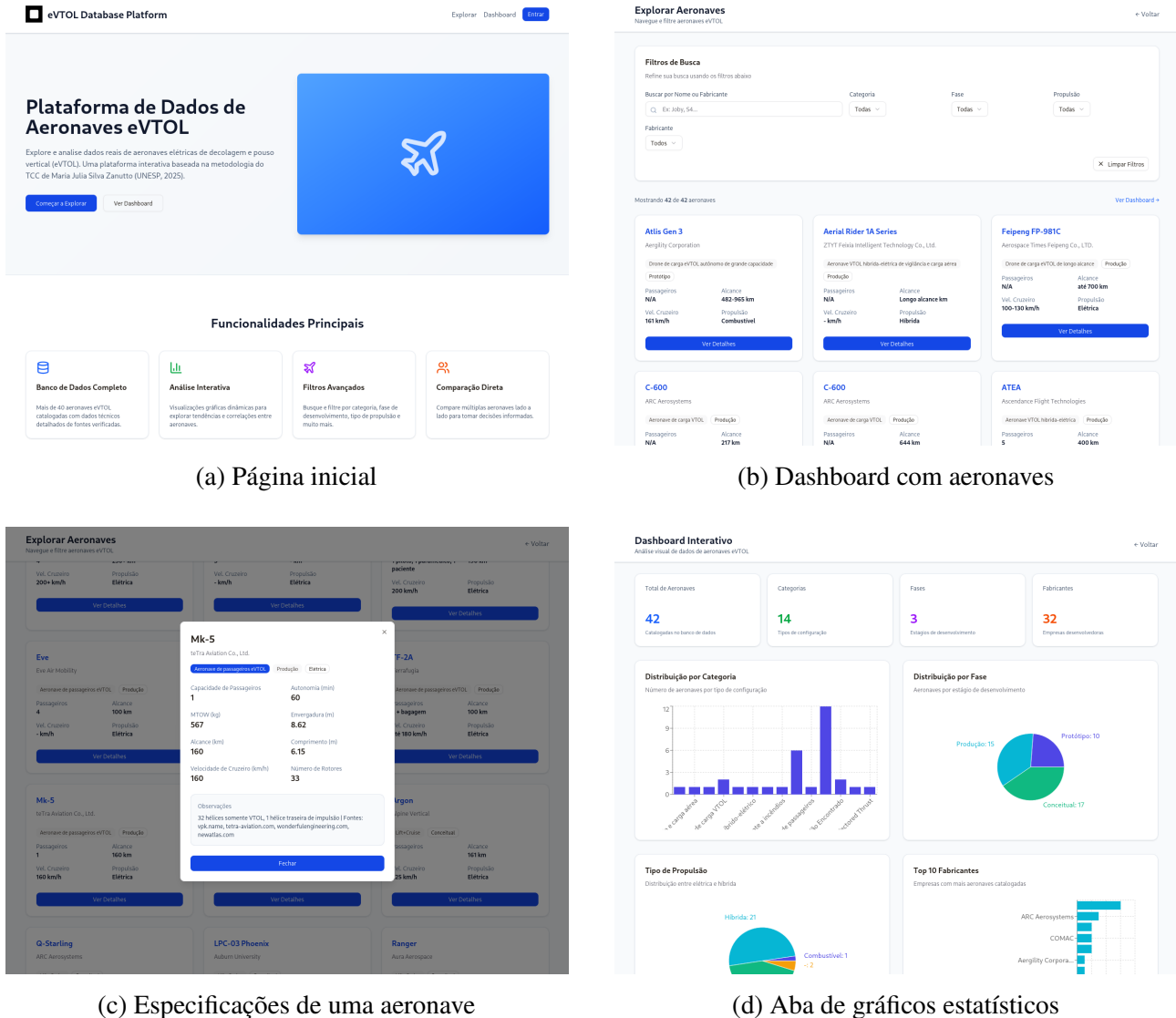
Como extensão natural do trabalho de curadoria, foi iniciado o desenvolvimento de uma plataforma *web* interativa (HTML, CSS e JavaScript) com o objetivo de disponibilizar os dados para a comunidade científica e industrial. A plataforma, em fase intermediária de desenvolvimento, busca maximizar o impacto e a utilidade das informações coletadas.

O projeto contempla um conjunto de funcionalidades principais que incluem um *dashboard* interativo para visualização dinâmica de comparações entre aeronaves, permitindo aos usuários explorar as especificações técnicas de forma intuitiva. Também incorpora um sistema de contribuição que permite a usuários e fabricantes submeterem novos dados ou correções, sujeitos a um processo de validação para manter a qualidade do banco de dados. Por fim, o sistema inclui funcionalidades para geração automática de gráficos estatísticos e comparativos, oferecendo análises visuais das tendências e características das aeronaves eVTOL.

A Figura 13 apresenta as principais telas da interface da plataforma, detalhando a página inicial, o catálogo de busca, a visualização de especificações e o painel estatístico.

Esta iniciativa visa democratizar o acesso a dados técnicos de eVTOLs, reduzindo o esforço duplicado de coleta de dados pela comunidade científica e industrial, e facilitando pesquisas acadêmicas. O projeto representa um passo importante para a maior transparência e colaboração no desenvolvimento de tecnologias eVTOL, estabelecendo uma base de conhecimento compartilhada que pode acelerar o progresso do setor como um todo.

Figura 13 – Interfaces da plataforma *web* desenvolvida para visualização e análise dos dados



Fonte: Produção da própria autora.

## 4.2 Metodologia de Estimação de Parâmetros Ausentes

Muitos parâmetros cruciais para a análise de desempenho, como a área da asa e a eficiência aerodinâmica, não são comumente divulgados pelos fabricantes. Para superar essa limitação, foi desenvolvida uma metodologia semiempírica para estimar esses valores com base nos dados disponíveis e em suposições de engenharia fundamentadas, seguindo as metodologias consolidadas, como a de Roskam (1989) e Sadraey (2012).

### 4.2.1 Justificativa das Suposições de Base

O processo de estimação baseia-se em um conjunto de suposições padrão. A Tabela 10 apresenta e justifica cada uma dessas suposições, garantindo a transparência e a repetibilidade da metodologia.

Tabela 10 – Parâmetros de Análise Assumidos e Justificativas.

Parâmetro	Valor Assumido	Justificativa Bibliográfica e Racional
Alongamento de Asa ( $AR$ ) <sup>1</sup>	7.0	Valor típico para aeronaves de transporte subsônicas de baixa a média velocidade, conforme literatura de projeto (e.g., Raymer, 2018). Considerado uma primeira aproximação razoável para a asa de cruzeiro de um eVTOL.
Altitude de Cruzeiro	1000 m	Altitude operacional típica para UAM, visando evitar o tráfego aéreo convencional. Consistente com conceitos operacionais da NASA e EASA.
Densidade do Ar ( $\rho$ )	1.0581 kg/m <sup>3</sup>	Corresponde à densidade na altitude de 1500 m, de acordo com o modelo de Atmosfera Padrão Internacional (ISA).
Coef. Arrasto Parasita ( $C_{D0}$ )	0.035	Valor de linha de base para uma aeronave de aviação geral com configuração "limpa". Reconhece-se que este é um parâmetro de alta incerteza, podendo ser maior em projetos eVTOL.
Fator de Oswald ( $e$ )	0.8	Valor padrão para asas retas ou com enflechamento moderado e alongamento na faixa assumida. Referenciado em textos clássicos de aerodinâmica (e.g., Anderson, 2017).

Fonte: Produção da própria autora.

#### 4.2.2 Cálculo de Parâmetros Geométricos e de Carregamento

Com base nas suposições, os parâmetros geométricos e de carregamento foram calculados para cada aeronave com dados de envergadura e  $MTOW$  disponíveis:

- **Área Alar ( $S$ ):** Estimada a partir da envergadura ( $b$ ) e do alongamento assumido ( $AR$ ).

$$S = \frac{b^2}{AR} \quad (35)$$

- **Carga Alar ( $W/S$ ):** Calculada usando o  $MTOW$  e a área alar estimada.

$$\frac{W}{S} = \frac{MTOW \cdot g}{S} \quad (36)$$

<sup>1</sup> O AR de algumas aeronaves com vista superior disponível em que a suposição não fosse válida, ele foi estimado com base nas suas dimensões e/ou aparência do alongamento.

### 4.2.3 Estimativa de Parâmetros Aerodinâmicos de Cruzeiro

Os parâmetros que definem o desempenho em cruzeiro foram estimados seguindo as metodologias consolidadas de Roskam (1990) e Sadraey (2012), adaptadas para as características específicas dos eVTOLs:

#### *Método de Roskam para Estimativa de Polar de Arrasto*

- **Coefficiente de Arrasto Parasita ( $C_{D0}$ ):** Calculado usando o método de build-up de Roskam:

$$C_{D0} = \frac{1}{S_{ref}} \sum_i C_{f,i} S_{wet,i} \left( 1 + L_i + 100 \left( \frac{t}{c} \right)_i^4 \right) + \Delta C_{D0,misc} \quad (37)$$

onde  $C_{f,i}$  é o coeficiente de atrito de cada componente,  $S_{wet,i}$  é a área molhada,  $L_i$  é o fator de forma, e  $\Delta C_{D0,misc}$  inclui contribuições de itens diversos.

- **Fator de Eficiência de Oswald ( $e$ ):** Estimado usando a correlação de Roskam:

$$\frac{1}{e} = \frac{1}{e_{wing}} + \frac{1}{e_{fuselage}} + \frac{1}{e_{misc}} \quad (38)$$

#### *Método de Sadraey para Desempenho de Aeronaves*

- **Coefficiente de Sustentação ( $C_L$ ):** Calculado a partir da condição de voo nivelado em cruzeiro:

$$C_L = \frac{W_{cruise}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (39)$$

- **Coefficiente de Arrasto Induzido ( $C_{Di}$ ):** Estimado usando a teoria da linha sustentadora com correções para efeito solo:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \cdot \sigma \quad (40)$$

onde  $\sigma$  é o fator de correção para efeito solo durante operações de decolagem e pouso vertical.

- **Coefficiente de Arrasto Total ( $C_D$ ):**

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} + \Delta C_{D,comp} \quad (41)$$

onde  $\Delta C_{D,comp}$  é a correção para efeitos de compressibilidade.

- **Eficiência Aerodinâmica ( $L/D$ ):**

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (42)$$

#### 4.2.4 Cálculo de Alcance e Autonomia para Aeronaves Elétricas

O cálculo de alcance e autonomia de aeronaves elétricas segue as equações propostas por Traub (2011), considerando o impacto do efeito Peukert e as especificidades energéticas do sistema propulsivo. Para aeronaves eVTOL, aspectos como a demanda de energia significativamente distinta em cada fase do perfil de missão tornam a análise ainda mais relevante.

- **Autonomia Máxima:** Considerando o efeito de descarga da bateria:

$$E_{max} = R_t^{1-n} \frac{\eta_{tot} V C}{P_{req}^n} \quad (43)$$

onde  $R_t$  é o tempo de descarga nominal,  $n$  é o parâmetro de Peukert,  $\eta_{tot}$  é a eficiência total do sistema propulsivo,  $V$  é a tensão da bateria,  $C$  é a capacidade da bateria, e  $P_{req}$  é a potência requerida durante a fase analisada.

- **Alcance Máximo:**

$$R_{max} = E_{max} \cdot U_R \quad (44)$$

onde  $U_R$  é a velocidade para alcance máximo, calculada como:

$$U_R = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{k}{C_{D0}}} \quad (45)$$

- **Velocidade para Autonomia Máxima:**

$$U_E = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{k}{3C_{D0}}} \quad (46)$$

- **Efeito Peukert na Capacidade Efetiva:**

$$C_{eff} = C \left( \frac{I_{nominal}}{I_{real}} \right)^{n-1} \quad (47)$$

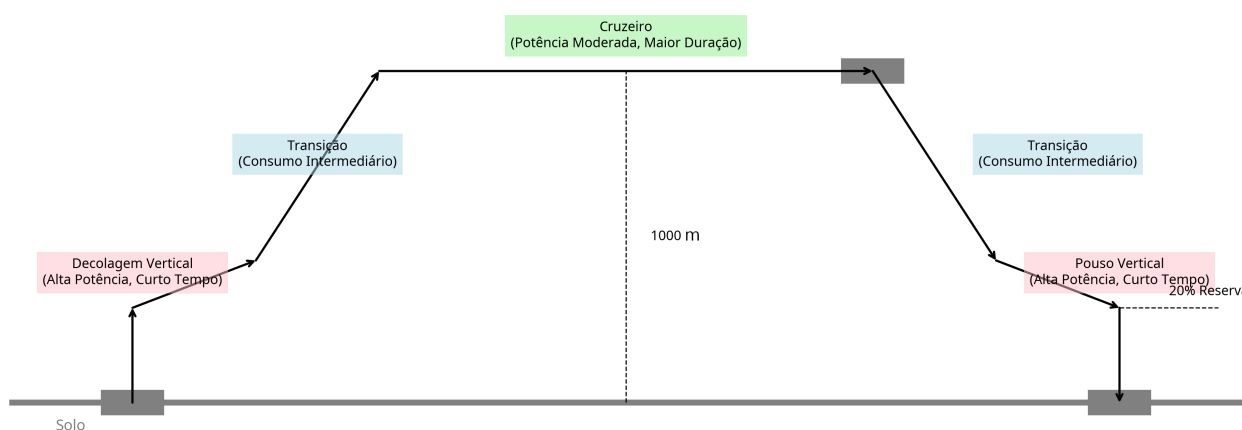
#### Considerações Específicas para eVTOLs:

- **Eficiência do Sistema Propulsivo ( $\eta_{tot}$ ):** Inclui a cadeia motriz (motor elétrico  $\approx 0.95$ , controlador eletrônico  $\approx 0.95$ , hélice/rotor  $\approx 0.80$ ), resultando em  $\eta_{tot} \approx 0.72$  para estimativas conservadoras.
- **Parâmetro de Peukert ( $n$ ):** Para baterias Li-ion, varia entre 1.1 e 1.3; adota-se  $n = 1.2$  como valor típico.
- **Perfil de Missão:** O perfil de missão considerado, ilustrado na Figura 14, inclui as fases de decolagem vertical, transição para voo horizontal, cruzeiro, transição de volta e pouso vertical.

Estas fases apresentam demandas energéticas distintas, sendo as fases verticais as mais exigentes em termos de potência.

- **Consumo por Fase:** Para um dimensionamento realista, calcula-se o consumo individual de energia em cada segmento. As fases de decolagem e pouso vertical caracterizam-se por alta potência e curto tempo de duração. Em contrapartida, o cruzeiro demanda potência moderada por um período maior, sendo a fase mais relevante para a definição do alcance e autonomia. Já as transições apresentam consumo intermediário, podendo ser significativo dependendo da arquitetura da aeronave.
- **Margem de Segurança:** Recomenda-se reservar entre 10% e 20% da capacidade nominal para contingências e envelhecimento da bateria.

Figura 14 – Perfil de missão típico para eVTOL *lift+cruise*, destacando as fases críticas de consumo energético



Fonte: Produção da própria autora.

#### 4.3 Metodologia de Análise Computacional (OpenVSP/VSPAERO)

A utilização de ferramentas computacionais de média fidelidade neste trabalho tem como objetivo refinar e validar as estimativas aerodinâmicas iniciais (semiempíricas) e capturar efeitos tridimensionais específicos da geometria da asa, como a distribuição de sustentação e o arrasto induzido. Para aeronaves cujos dados técnicos permitem uma reconstrução geométrica fidedigna, foram desenvolvidos modelos tridimensionais no software OpenVSP (*NASA Vehicle Sketch Pad*). Estes modelos, posteriormente, foram analisados utilizando o módulo VSPAERO, um solucionador aerodinâmico baseado no método de malha de vórtices (VLM), permitindo validar os pressupostos teóricos de eficiência aerodinâmica ( $L/D$ ). O propósito principal é tanto obter estimativas de parâmetros aerodinâmicos para os casos selecionados quanto validar e refinar as hipóteses base.

### 4.3.1 Procedimento de Análise Computacional

A metodologia computacional deste trabalho combina modelagem tridimensional, análise aerodinâmica e validação de convergência dos resultados, contemplando as seguintes etapas: es

- **Modelagem Geométrica:** Reconstrução das aeronaves no OpenVSP com base em especificações técnicas (envergadura, área, afilamento) e documentação oficial.
- **Geração de Malha:** Discretização das superfícies das asas, fuselagem e cauda em painéis para análise pelo método VLM.
- **Condições de Contorno:** Definição dos parâmetros de voo para a análise em cruzeiro, incluindo altitude, velocidade e ângulo de ataque.
- **Análise de Convergência:** Estudo de sensibilidade para determinar a resolução de malha necessária para garantir a independência dos resultados.
- **Simulação Aerodinâmica:** Execução do VSPAERO para varreduras de ângulo de ataque ( $\alpha$ -sweep) para obtenção das curvas de sustentação ( $C_L \times \alpha$ ) e polares de arrasto induzido ( $C_L \times C_{Di}$ ).
- **Validação:** Comparação entre os resultados computacionais e as estimativas semiempíricas, avaliando eventuais divergências.
- **Refinamento:** Ajuste dos modelos e das simulações, conforme análise dos resultados obtidos.

Esta metodologia combina métodos clássicos da engenharia aeronáutica com ferramentas modernas de análise computacional, criando fundamento para o desenvolvimento do banco de dados de aeronaves eVTOL *lift+cruise*.

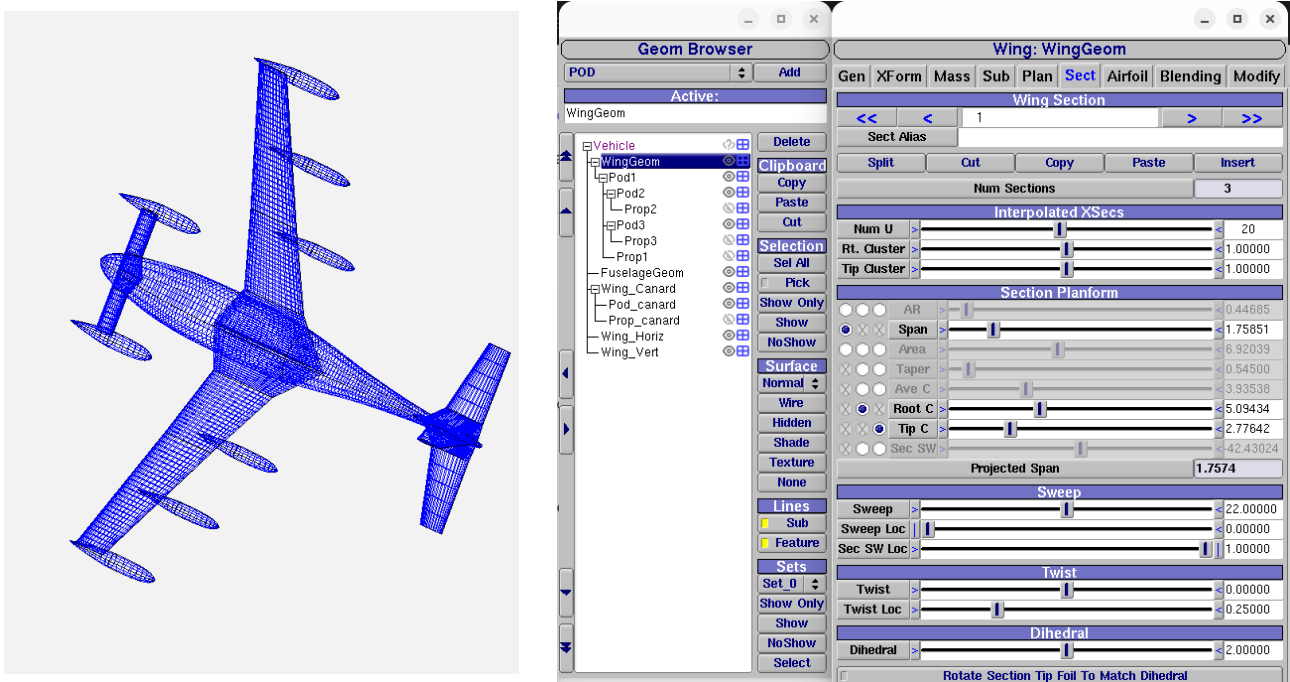
### 4.3.2 Modelagem Geométrica no OpenVSP

Os modelos tridimensionais das aeronaves foram criados ou importados no OpenVSP, baseando-se em imagens e desenhos técnicos disponíveis de forma pública para definição dos esquemas geométricos como ângulos de asas, posicionamento de motores e disposições de superfícies de controle. Para tal, também foram utilizadas as dimensões e dados extraídos das fontes citadas previamente.

Para cada veículo, foram definidos painéis na superfície das asas, fuselagem e cauda para análise posterior no VSPAERO. Os parâmetros de malha, como o número de painéis em cada direção e o refinamento ao redor das bordas, foram ajustados para garantir fidelidade geométrica sem excesso de painéis, evitando simulações demoradas e instabilidades numéricas.

Para fins de simulação VLM, a geometria foi tratada como "Asa Isolada" ou configuração limpa, removendo-se componentes que geram instabilidades numéricas em métodos de potencial (como rotores parados), cujo arrasto é contabilizado posteriormente de forma analítica.

Figura 15 – Modelagem geométrica da aeronave e parametrização das superfícies no OpenVSP.



Fonte: Produção da própria autora.

A Figura 15 ilustra o modelo geométrico completo de uma aeronave desenvolvido no OpenVSP, destacando a discretização das superfícies para posterior análise aerodinâmica, além da interface de configuração das superfícies da aeronave.

Os principais parâmetros geométricos definidos para os modelos de validação estão resumidos na Tabela 11.

Tabela 11 – Parâmetros geométricos das aeronaves modeladas no OpenVSP.

	Kitty Hawk Cora	NASA Lift+Cruise
Envergadura ( $b$ )	11,0 m	15,4 m
Área Alar ( $S$ )	10,0 m <sup>2</sup>	21,5 m <sup>2</sup>
Alongamento ( $AR$ )	12,1	11,0
Corda Média Aerodinâmica ( $c_{ref}$ )	0,91 m	1,40 m
Configuração	Asa Alta (Retangular)	Asa Alta (Afilada)

Fonte: Produção da própria autora.

Os modelos utilizados para validação são detalhados no Capítulo 6

### 4.3.3 Análise Aerodinâmica com VSPAERO

O VSPAERO é um solucionador de escoamento potencial desenvolvido pela NASA (Dave Kinney, NASA Ames) e integra-se nativamente ao OpenVSP (Kinney, 2024). A análise é configurada para cada modelo, especificando: tipo de malha (*thin-surface* ou *thick-surface*), número de Mach, Reynolds, ângulo de ataque, além dos parâmetros de discretização. As simulações retornam coeficientes de sustentação, arrasto e momento, bem como distribuições de pressão ao longo das superfícies. Os resultados podem ser exportados para tratamento, comparação e validação estatística.

O VSPAERO foi configurado para utilizar o método de Malha de Vórtices (*Vortex Lattice Method - VLM*) em regime estacionário. Este método discretiza a superfície média da asa em painéis de vórtices em ferradura, calculando a circulação necessária para satisfazer a condição de não-penetração do escoamento.

As condições de contorno e parâmetros do solver foram padronizados para garantir a comparabilidade dos resultados, conforme Tabela 12.

Tabela 12 – Configuração e parâmetros da simulação VSPAERO.

Parâmetro	Valor / Configuração
Método de Solução	VLM (Vortex Lattice Method)
Tipo de Malha	<i>Thin Surface</i> (Superfície Fina)
Discretização (Corda)	Num_U = 40 (Definido via convergência)
Mach de Referência	0,17 (Cora) / 0,20 (NASA)
Correção de Compressibilidade	Karman-Tsien
Densidade do Ar ( $\rho$ )	1,0581 kg/m <sup>3</sup> (1500m ISA)
Varredura de $\alpha$	-4° a +12° (Passo de 1°)
Modelo de Esteira	Iterativo com Relaxamento (40 iterações)

Fonte: Produção da própria autora.

#### 4.3.4 Estudo de Convergência e Independência de Malha

Para garantir a confiabilidade e a robustez numérica dos resultados aerodinâmicos obtidos via VSPAERO, realizou-se um estudo sistemático de convergência de malha. Este procedimento constitui uma etapa essencial em análises baseadas no método de malha de vórtices (VLM), visando assegurar que os coeficientes aerodinâmicos calculados sejam independentes da discretização espacial adotada (Katz; Plotkin, 2001; Anderson, 2001). A literatura clássica ressalta que resultados confiáveis devem exibir variações inferiores a 1% para aumentos sucessivos de discretização, sendo este critério amplamente adotado e também no VSPAERO (Kinney, 2024).

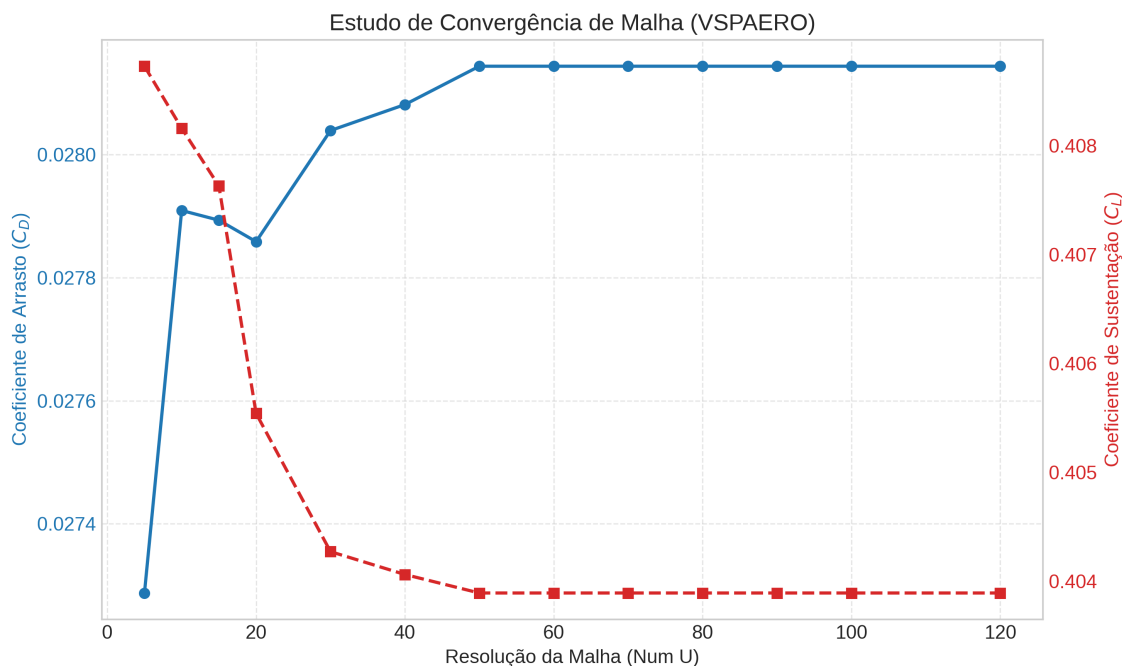
O parâmetro de controle principal para o refinamento foi a resolução da malha na direção da corda (*Chordwise Tessellation*, parâmetro Num\_U no OpenVSP), que define a fidelidade com que a curvatura do perfil alar é representada. A análise consistiu em variar este parâmetro de 5 a 120 divisões, mantendo-se constantes as demais condições de voo ( $Mach = 0.17$ ,  $\alpha = 4^\circ$ ), e observar a estabilização dos coeficientes de sustentação ( $C_L$ ) e arrasto induzido ( $C_{Di}$ ).

A Figura 16 apresenta as curvas de convergência obtidas.

A análise quantitativa dos resultados revelou três regiões distintas de comportamento:

- **Região de Instabilidade (Num U < 20):** Com malhas excessivamente grosseiras, observou-se subestimação do arrasto ( $C_D \approx 0,0272$ ) e variações no  $C_L$ , indicando que a geometria discretizada não capturava adequadamente a física do escoamento sobre o perfil.
- **Região de Transição ( $20 \leq \text{Num U} < 40$ ):** Os valores apresentaram convergência assintótica, aproximando-se do patamar estável.

Figura 16 – Estudo de convergência: variação de  $C_L$  e  $C_D$  em função da resolução da malha (Num U).



Fonte: Produção da própria autora.

- **Região de Convergência ( $\text{Num U} \geq 40$ ):** A partir de 40 painéis de corda, os resultados estabilizaram-se completamente. Entre  $\text{Num U} = 40$  ( $C_L = 0,4041$ ) e  $\text{Num U} = 120$  ( $C_L = 0,4039$ ), a variação relativa foi inferior a 0,05%, demonstrando independência de malha.

Com base neste estudo, adotou-se uma discretização de **Num U = 40** para todas as simulações subsequentes. Este valor oferece o equilíbrio ideal entre precisão numérica (erro de discretização desprezível) e custo computacional, atendendo aos critérios de confiabilidade sugeridos pela literatura clássica (Katz; Plotkin, 2001).

Além disso, A estabilidade do solver também foi verificada através do histórico de resíduos, confirmando a convergência da esteira de vórtices após 40 iterações.

#### 4.3.5 Exportação, Processamento e Tratamento de Dados

A integração entre as diferentes etapas deste trabalho — banco de dados, modelos estatísticos e simulação numérica — foi realizada através de um fluxo de trabalho computacional automatizado desenvolvido em linguagem Python. Esta abordagem garantiu a reprodutibilidade dos cálculos, a consistência das unidades e a geração padronizada de visualizações gráficas.

O processamento dos dados foi estruturado em três módulos principais: Módulo de Análise Estatística e Regressão, Módulo de Pós-Processamento do VSPAERO e Módulo de Validação e Visualização:

##### **Módulo de Análise Estatística e Regressão:**

No primeiro módulo, o tratamento inicial dos dados concentrou-se na análise estatística e regressão. Utilizando bibliotecas científicas como *Pandas* e *SciPy*, implementaram-se rotinas para a curadoria das planilhas brutas, realizando a conversão de unidades para o Sistema Internacional, a detecção de

valores espúrios (*outliers*) e a filtragem das aeronaves por estágio de maturidade (Conceito, Protótipo, Produção).

A partir dos dados limpos, o algoritmo gerou automaticamente as análises exploratórias, incluindo histogramas de distribuição, *boxplots* comparativos e matrizes de correlação para identificar as variáveis de projeto mais influentes, fundamentando a escolha das variáveis para a modelagem preditiva.

Em sequência, foram ajustados os modelos de regressão linear para estimativa de peso vazio ( $W_e$ ) e envergadura ( $b$ ) em função do MTOW, incluindo o cálculo automático dos coeficientes de determinação ( $R^2$ ) e intervalos de confiança. As equações resultantes foram imediatamente aplicadas para imputar dados faltantes no banco de dados, permitindo que aeronaves com informações incompletas fossem incluídas nas análises aerodinâmicas subsequentes.

#### **Módulo de Pós-Processamento do VSPAERO:**

Os resultados brutos das simulações aerodinâmicas, exportados pelo VSPAERO em formato CSV (*Comma-Separated Values*), exigiram tratamento específico devido à estrutura de dados de histórico de iterações do *solver*.

Foram implementados *scripts* para interpretar os arquivos de saída do VSPAERO. Como o solucionador exporta o histórico temporal completo das iterações, o código foi programado para filtrar e extrair apenas os valores finais convergidos dos coeficientes de sustentação ( $C_L$ ) e arrasto induzido ( $C_{Di}$ ) para cada ângulo de ataque da varredura ( $\alpha$ -sweep), descartando iterações transientes.

Nesta etapa, também foi realizada a análise de convergência: Plotagem automatizada do histórico de resíduos e das curvas de sensibilidade de malha, quantificando a variação percentual dos coeficientes aerodinâmicos em função da resolução (Num\_U) e do número de iterações.

#### **Módulo de Validação e Visualização Gráfica:**

Para viabilizar a comparação metodológica, foi desenvolvido um algoritmo dedicado à aplicação das equações aerodinâmicas semiempíricas. Este código processou os dados geométricos e de peso de cada aeronave para calcular analiticamente a Carga Alar ( $W/S$ ), o Coeficiente de Sustentação ( $C_L$ ) de cruzeiro e a eficiência estimada ( $L/D$ ), utilizando as formulações de arrasto ( $C_{D0}$  fixo +  $C_{Di}$  teórico) descritas metodologia.

Em paralelo, rotinas de validação cruzada consolidaram os resultados das três fontes (Literatura, Semiempírico e Numérico). O *script* calculou automaticamente os erros relativos percentuais entre as estimativas do modelo e os dados de referência, gerando as tabelas comparativas finais.

A produção gráfica utilizou as bibliotecas *Matplotlib* e *Seaborn* para plotar as curvas características ( $C_L \times \alpha$ , Polar de Arrasto), assegurando que todas as figuras fossem derivadas diretamente dos dados processados, sem intervenção manual.

Esse procedimento computacional assegura a rastreabilidade dos dados, minimizando erros de transcrição e permitindo a rápida atualização das análises mediante a inserção de novas aeronaves no banco de dados.

## 5 ANÁLISE DE DADOS E DESENVOLVIMENTO DE MODELOS PREDITIVOS

Este capítulo apresenta os resultados obtidos a partir da consolidação do banco de dados de aeronaves *lift+cruise*. A análise foi dividida em duas etapas principais: uma análise exploratória, visando compreender o panorama atual da tecnologia e as tendências de mercado; e uma etapa de modelagem estatística, dedicada ao desenvolvimento de equações de regressão para estimativa de parâmetros em fase de projeto conceitual.

A base de dados final, após o processo de limpeza e tratamento de *outliers* descrito na metodologia, compõe-se de uma amostra heterogênea que abrange desde protótipos em escala reduzida até modelos de produção em fase de certificação.

### 5.1 Análise Estatística Descritiva

A caracterização estatística da amostra fornece os valores de referência para a categoria *lift+cruise*. A Tabela 13 resume as métricas de tendência central e dispersão para as principais variáveis de desempenho e geométricas.

Observa-se que a média do Peso Máximo de Decolagem (MTOW) situa-se em torno de 1.369 kg, valor condizente com a classe de veículos projetados para 2 a 5 ocupantes, típica da Mobilidade Aérea Urbana (UAM). O Alcance apresenta uma mediana de 245,5 km, indicando que, embora existam projetos de longo alcance (máximo de 1.450 km), o foco predominante da indústria está em missões regionais e intraurbanas de curta a média distância.

Tabela 13 – Estatísticas Descritivas da Amostra de Aeronaves *Lift+Cruise*.

Parâmetro	N	Média	Mediana	Desv. Padrão	Máximo
MTOW (kg)	34	1368,9	1120,0	958,8	3175,0
Alcance (km)	34	361,7	245,5	334,5	1450,0
Vel. Cruzeiro (km/h)	32	213,2	200,0	77,1	450,0
Envergadura (m)	24	9,8	9,1	3,6	15,2
Peso Vazio (kg)	20	771,1	474,0	679,8	2000,0

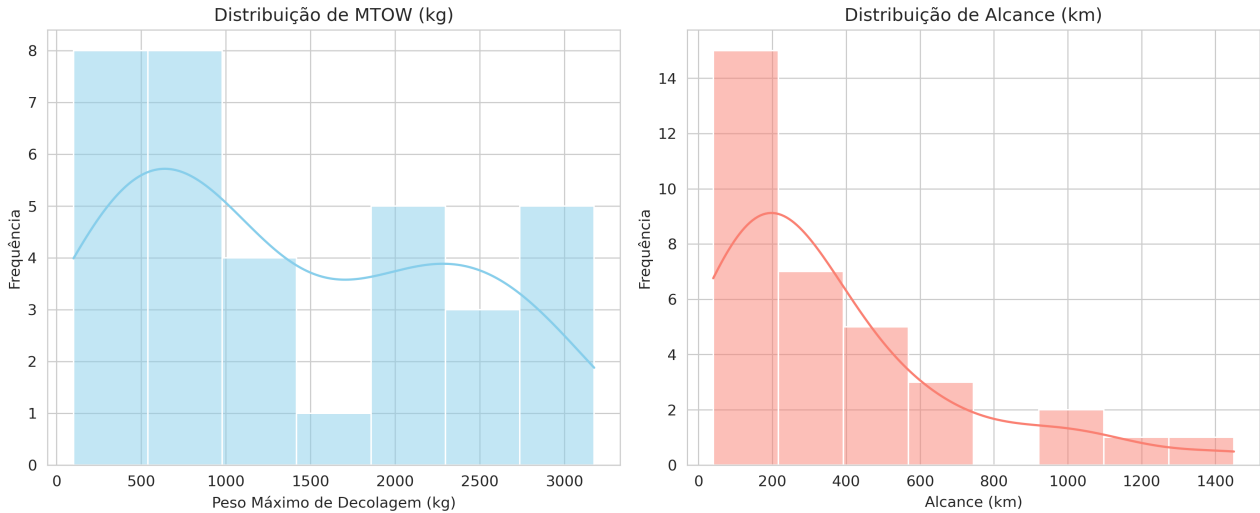
Fonte: Produção da própria autora.

A distribuição de frequências destas variáveis, apresentada na Figura 17, reforça a concentração de projetos na faixa de até 2.000 kg de MTOW. A distribuição do Alcance revela uma assimetria positiva, com uma cauda longa à direita, sugerindo que, enquanto a tecnologia atual de baterias limita a maioria dos eVTOLs a alcances modestos, abordagens híbridas permitem que alguns modelos atinjam distâncias significativamente maiores.

### 5.2 Análise Comparativa por Estágio de Desenvolvimento

Uma das contribuições deste estudo é a segmentação dos dados por nível de maturidade do projeto. A Figura 18 ilustra a variação do MTOW e da Velocidade de Cruzeiro entre três categorias: *Concept Design* (Conceito), *Prototype* (Protótipo) e *Production Model* (Modelo de Produção).

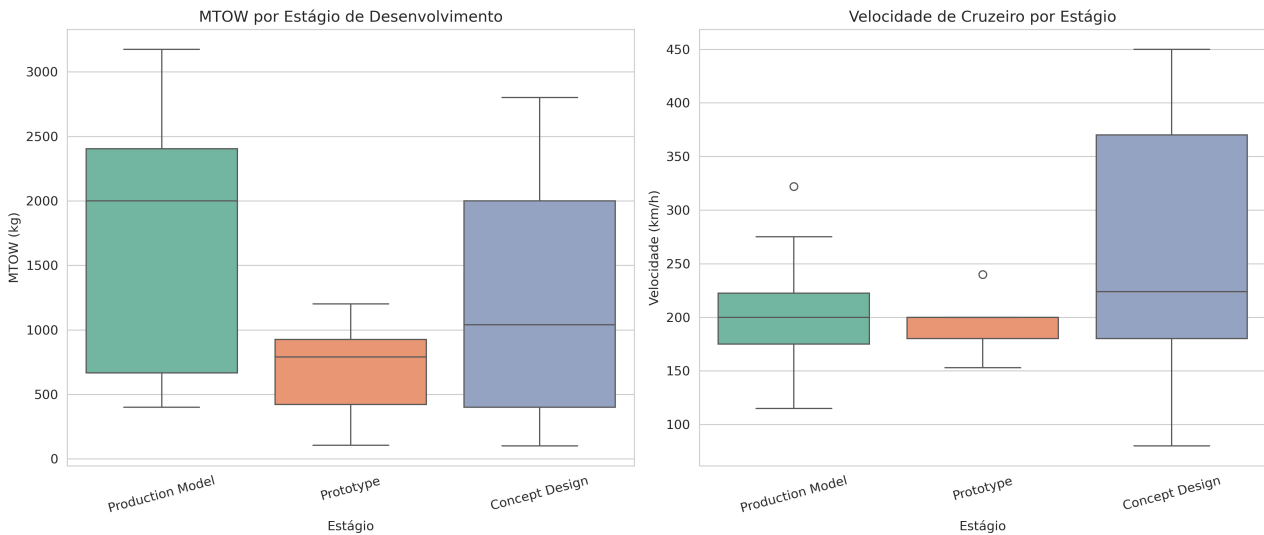
Figura 17 – Histogramas de distribuição de MTOW e Alcance.



Fonte: Produção da própria autora.

A análise dos *boxplots* revela uma tendência de convergência nos modelos de produção. Enquanto a categoria de Conceito apresenta grande dispersão — indicando incertezas de projeto e variabilidade de propostas —, a categoria *Production Model* exibe uma faixa interquartil mais estreita, especialmente para a Velocidade de Cruzeiro, que tende a se estabilizar entre 200 km/h e 250 km/h. Isso sugere um consenso da indústria sobre o ponto de operação economicamente viável e tecnicamente exequível para esta arquitetura.

Figura 18 – Comparação de parâmetros por estágio de desenvolvimento (Boxplots).



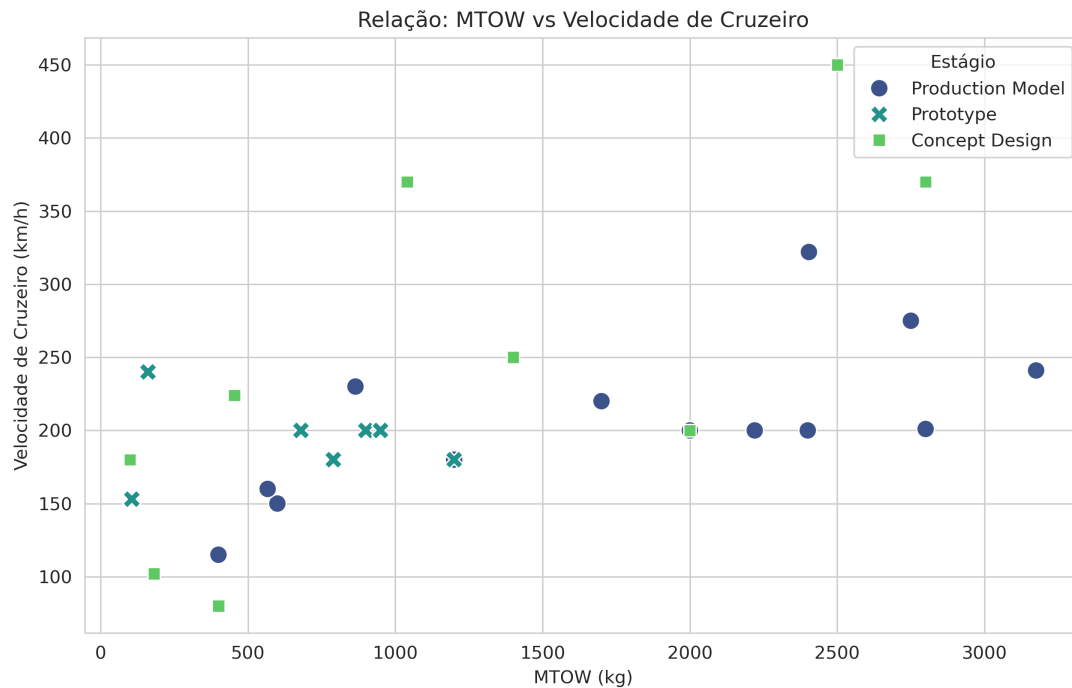
Fonte: Produção da própria autora.

Nota-se também que os protótipos possuem medianas de peso significativamente inferiores, o que é explicado pela predominância de demonstradores de tecnologia em escala reduzida ou monoplugares nesta fase, antes do desenvolvimento das versões finais certificáveis de maior porte.

### 5.3 Correlações entre Parâmetros de Desempenho

Para fundamentar a criação de modelos preditivos, investigou-se a interdependência entre as variáveis de projeto. A Figura 19 apresenta a dispersão entre MTOW e Velocidade de Cruzeiro, evidenciando que aeronaves mais pesadas tendem a ser projetadas para velocidades de cruzeiro superiores, embora exista considerável variabilidade dependendo da missão específica (carga versus passageiros).

Figura 19 – Gráfico de dispersão: MTOW versus Velocidade de Cruzeiro.



Fonte: Produção da própria autora.

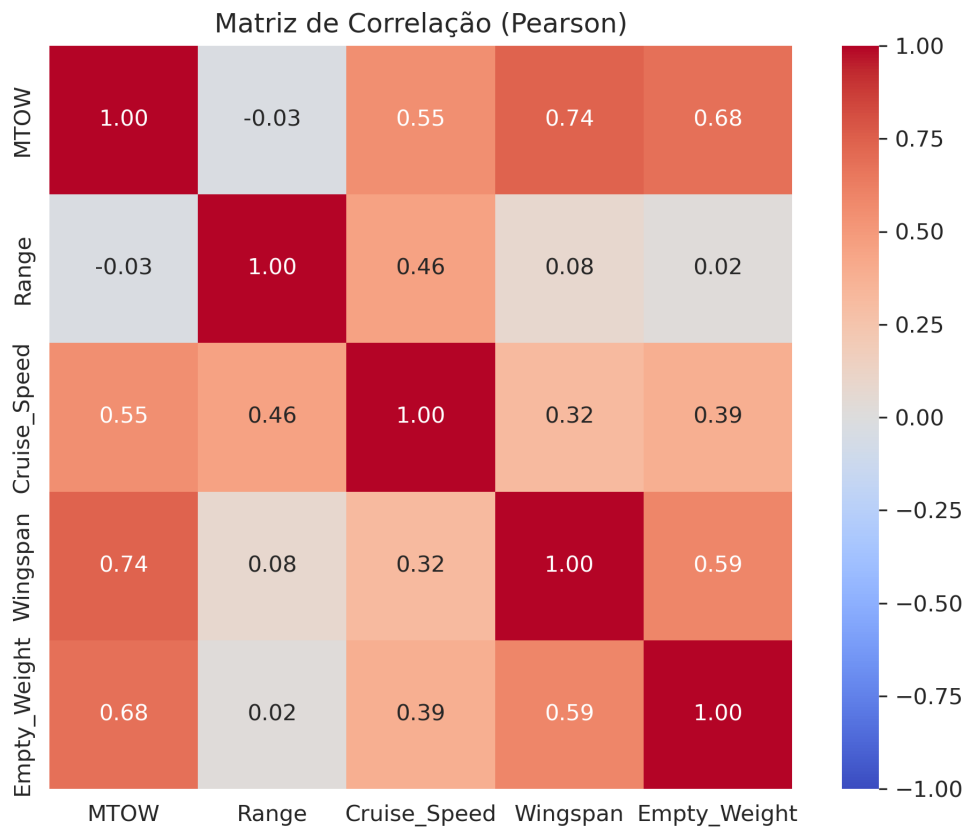
A força destas relações foi quantificada através da Matriz de Correlação de Pearson, apresentada na Figura 20. Os coeficientes variam de -1 a 1, onde valores próximos aos extremos indicam forte correlação linear.

Desta matriz, destacam-se cinco observações fundamentais para o dimensionamento preliminar:

1. **MTOW vs. Envergadura (0,74):** A forte correlação positiva confirma a relação física direta entre o peso da aeronave e a área necessária para sustentação. Aeronaves mais pesadas exigem maior área alar, resultando em maior envergadura, o que valida a consistência geométrica do banco de dados.
2. **MTOW vs. Peso Vazio (0,68):** A correlação significativa entre o peso total e o peso vazio é o achado mais crítico para a modelagem, permitindo a estimativa da massa estrutural e de sistemas com base apenas no peso máximo de decolagem.

3. **Envergadura vs. Peso Vazio (0,59):** Complementar à relação anterior, este coeficiente reforça a penalidade estrutural associada ao aumento das dimensões. Estruturas maiores demandam mais material, impactando diretamente o peso vazio da aeronave.
4. **MTOW vs. Velocidade de Cruzeiro (0,55):** Esta correlação moderada indica uma tendência de projeto onde veículos de maior porte (geralmente comerciais) são otimizados para velocidades superiores, visando maior produtividade, diferentemente de veículos pessoais mais leves e lentos.
5. **Velocidade vs. Alcance (0,46):** Diferentemente da aviação comercial turbofan, onde velocidade e alcance são fortemente acoplados, em eVTOLs a correlação é apenas moderada. Isso reflete os compromissos de design, onde o aumento de velocidade consome desproporcionalmente a energia limitada das baterias, restringindo o ganho de alcance.

Figura 20 – Matriz de correlação de Pearson entre as variáveis do estudo.



Fonte: Produção da própria autora.

A existência dessas fortes correlações lineares, especialmente entre variáveis geométricas e de peso, fornece a justificativa estatística necessária para o desenvolvimento de modelos de regressão. Tais modelos permitirão estimar parâmetros desconhecidos de novas aeronaves com base em dados parciais, conforme será detalhado na seção a seguir.

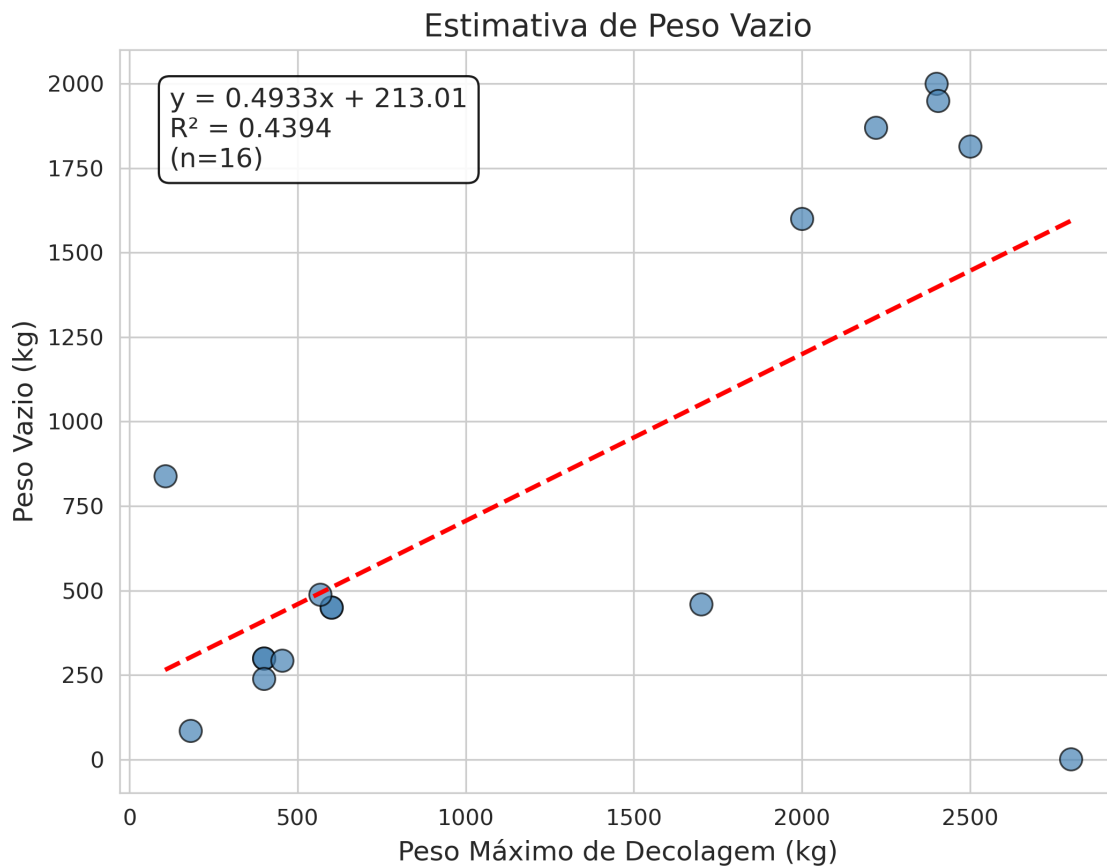
## 5.4 Desenvolvimento de Modelos de Regressão Preditiva

Com base nas correlações identificadas na análise exploratória, esta seção propõe modelos matemáticos para auxiliar no dimensionamento preliminar de aeronaves *lift+crui*se. Foram desenvolvidas três equações de regressão cobrindo os aspectos fundamentais de peso, geometria e desempenho. A Tabela 14, ao final desta seção, sumariza todas as equações desenvolvidas.

### 5.4.1 Estimativa de Peso Vazio (Estrutura e Sistemas)

A primeira estimativa refere-se à fração de peso vazio ( $W_e/W_0$ ). A Figura 21 apresenta o modelo ajustado para a amostra.

Figura 21 – Modelo de regressão para Peso Vazio ( $W_e$ ) em função do MTOW.



Fonte: Produção da própria autora.

A equação preditiva obtida é:

$$W_e = 0.4933 \cdot MTOW + 213.01 \quad (R^2 = 0,4394) \quad (48)$$

O coeficiente angular (0,4933) sugere que o custo marginal de peso estrutural e de sistemas é de aproximadamente 49% para cada quilograma adicional de MTOW. O coeficiente de determinação ( $R^2 \approx 0,44$ ) indica uma correlação moderada. Isso reflete a diversidade tecnológica da amostra,

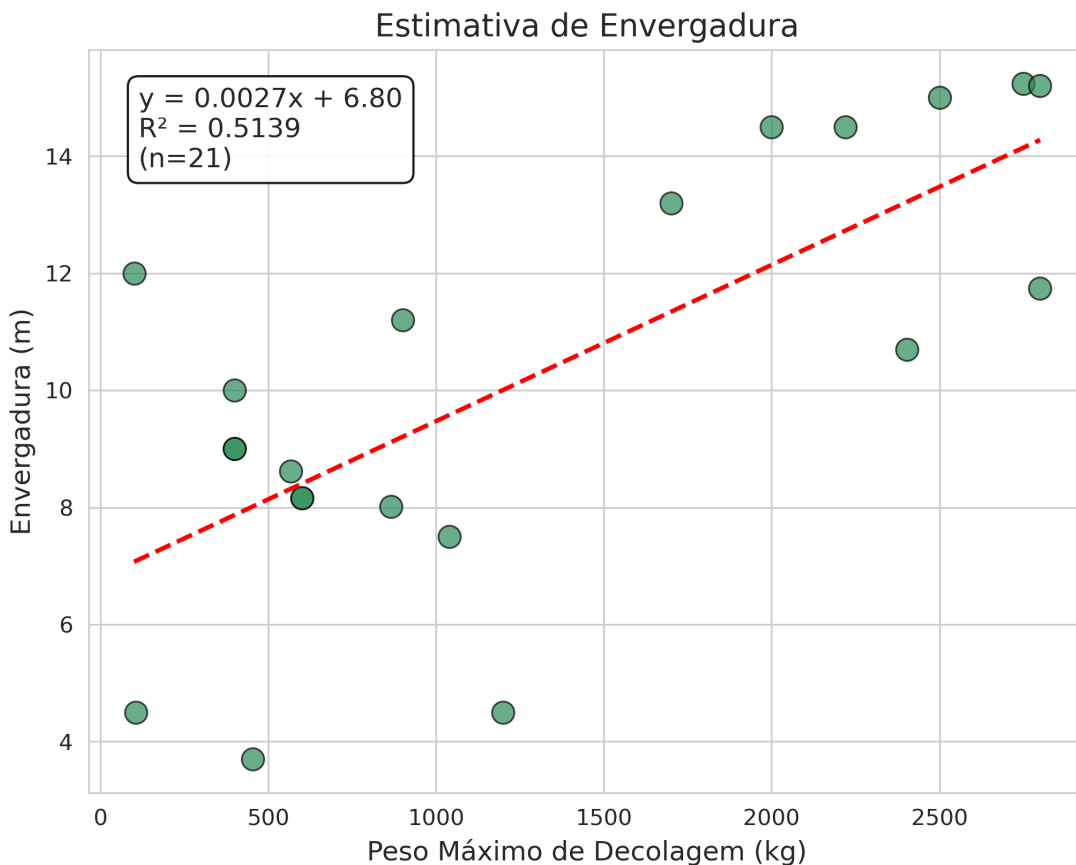
que mistura aeronaves puramente elétricas (baterias pesadas, motores leves) com híbridas (motores térmicos pesados, combustível leve), sugerindo que este modelo deve ser usado como uma estimativa de primeira ordem.

O intercepto de 213 kg sugere um "peso de entrada" para a arquitetura *lift+cruise*, representando a massa mínima necessária para aviônicos, trens de pouso e a infraestrutura básica de múltiplos rotores, independentemente da escala da aeronave.

#### 5.4.2 Estimativa Geométrica (Envergadura)

Para definir o *footprint* da aeronave e a compatibilidade com infraestrutura de solo, estabeleceu-se a relação entre peso e envergadura ( $b$ ), conforme a Figura 22.

Figura 22 – Modelo de regressão para Envergadura ( $b$ ) em função do MTOW.



Fonte: Produção da própria autora.

A relação geométrica é dada por:

$$b = 0.0027 \cdot MTOW + 6.80 \quad (R^2 = 0,5139) \quad (49)$$

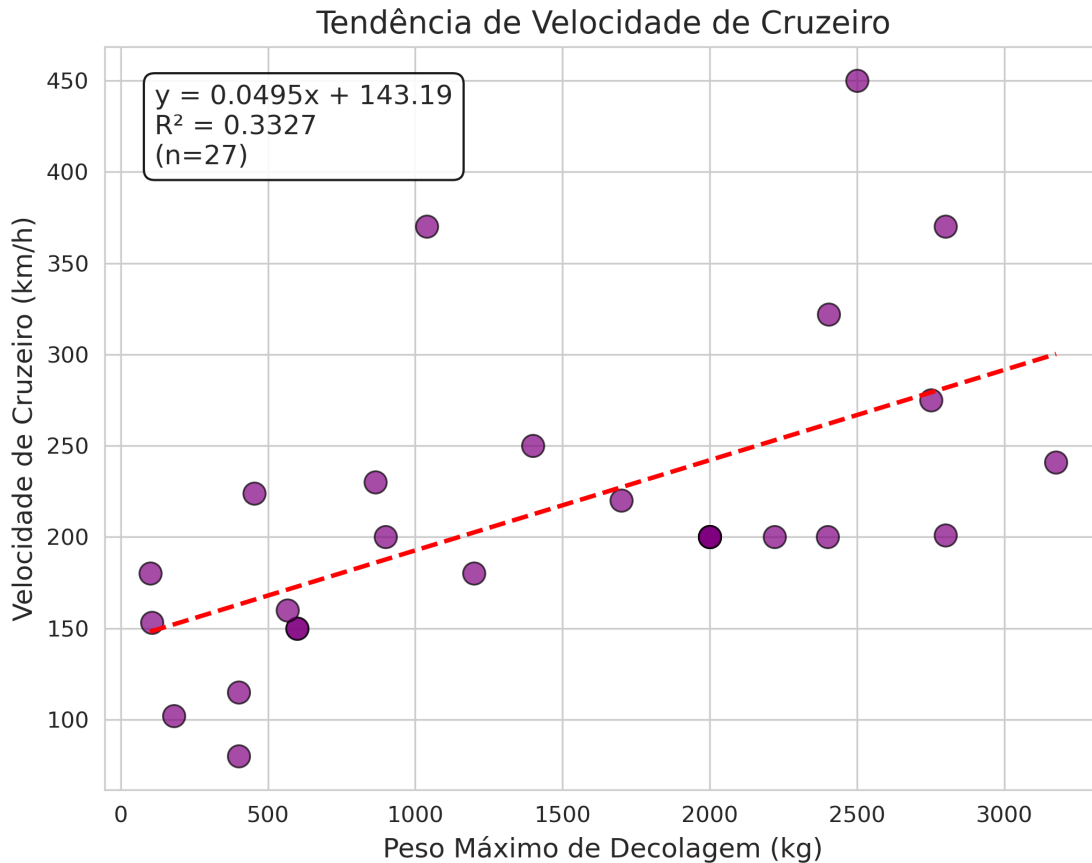
Neste modelo, o baixo coeficiente angular (0,0027) contrastado com um alto intercepto (6,80 m) indica uma característica intrínseca do *lift+cruise*: a necessidade de alojar rotores de sustentação distribuídos (frequentemente em *booms* longitudinais) impõe uma envergadura mínima considerável

(próxima a 7 metros) mesmo para veículos leves, limitando a compactidade da configuração em escalas menores. Nota-se, ainda, que o modelo apresentou o melhor ajuste estatístico ( $R^2 \approx 0,51$ ).

### 5.4.3 Tendência de Velocidade de Cruzeiro (Desempenho)

Por fim, analisou-se a relação entre o porte da aeronave e sua velocidade operacional (Figura 23).

Figura 23 – Tendência de Velocidade de Cruzeiro ( $V_c$ ) em função do MTOW.



Fonte: Produção da própria autora.

$$V_c \text{ [km/h]} = 0.0495 \cdot MTOW + 143.19 \quad (R^2 = 0.3327) \quad (50)$$

O baixo coeficiente de determinação ( $R^2 \approx 0,33$ ) confirma que a velocidade de cruzeiro é uma variável de projeto fracamente acoplada ao peso, dependendo mais dos Requisitos de Missão específicos (como carga vs. passageiros) do que de restrições físicas diretas.

Ainda assim, a equação mostra uma velocidade base de aproximadamente 143 km/h, que cresce modestamente com o aumento do peso. Isso reflete a física do voo de cruzeiro: aeronaves mais pesadas requerem cargas alares maiores para eficiência, o que desloca a velocidade de melhor alcance para valores superiores, convergindo para a faixa de 200 a 250 km/h observada nos modelos de produção de 2 toneladas.

#### 5.4.4 Sumário dos Modelos

A Tabela 14 consolida as equações empíricas desenvolvidas neste trabalho, servindo como guia rápido para a fase de inicialização de projeto conceitual.

Tabela 14 – Sumário dos Modelos de Regressão Desenvolvidos.

Relação Preditiva		Equação do Modelo	$R^2$	Observações
Peso Vazio MTOW	vs.	$W_e = 0.4933 \cdot MTOW + 213.01$	0,4394	Estimativa de 1ª ordem. Intercepto sugere peso base de sistemas elevado para a configuração.
Envergadura MTOW	vs.	$b = 0.0027 \cdot MTOW + 6.80$	0,5139	Melhor ajuste estatístico. Indica envergadura mínima próxima a 7m devido aos booms.
Vel. Cruzeiro MTOW	vs.	$V_c = 0.0495 \cdot MTOW + 143.19$	0,3327	Tendência fraca. Velocidade depende mais da missão do que do peso.

Fonte: Produção da própria autora.

#### 5.5 Aplicação dos Modelos e Análise Aerodinâmica

A utilidade prática dos modelos de regressão desenvolvidos na seção anterior reside na capacidade de completar o banco de dados, permitindo uma análise aerodinâmica global da frota, sem a exclusão de aeronaves promissoras devido à falta de dados isolados.

Esta seção divide-se em duas etapas: primeiramente, a imputação de dados faltantes (preenchimento de lacunas) e, em seguida, a aplicação da metodologia semiempírica para estimativa de parâmetros adimensionais de desempenho.

##### 5.5.1 Preenchimento de Lacunas no Banco de Dados

Utilizando as equações Eq. 48 e Eq. 49, estimaram-se os parâmetros estruturais e geométricos para as aeronaves que não possuíam tais dados declarados publicamente. A Tabela 15 exemplifica a aplicação destes modelos.

O caso do *Ascendance ATEA* ilustra a coerência do método: para um MTOW de 2.000 kg, o modelo estima um peso vazio de 1.200 kg (fração de 60%), o que é tecnicamente plausível para uma aeronave híbrida desta categoria, validando o uso dos dados imputados para as análises subsequentes.

<sup>1</sup> Valores calculados via regressão linear apresentada na Seção 5.4.

Tabela 15 – Exemplos de preenchimento de lacunas utilizando os modelos preditivos.

Aeronave	Estágio	MTOW (kg)	Parâmetro Faltante	Valor Estimado <sup>1</sup>
Ascendance ATEA	Produção	2.000	Peso Vazio ( $W_e$ )	<b>1.200 kg</b>
ARC Q-Starling	Conceito	1.040	Peso Vazio ( $W_e$ )	<b>726 kg</b>
Hien Aero HIEN	Conceito	2.500	Peso Vazio ( $W_e$ )	<b>1.446 kg</b>
EHang VT-30	Protótipo	950	Envergadura ( $b$ )	<b>9,4 m</b>

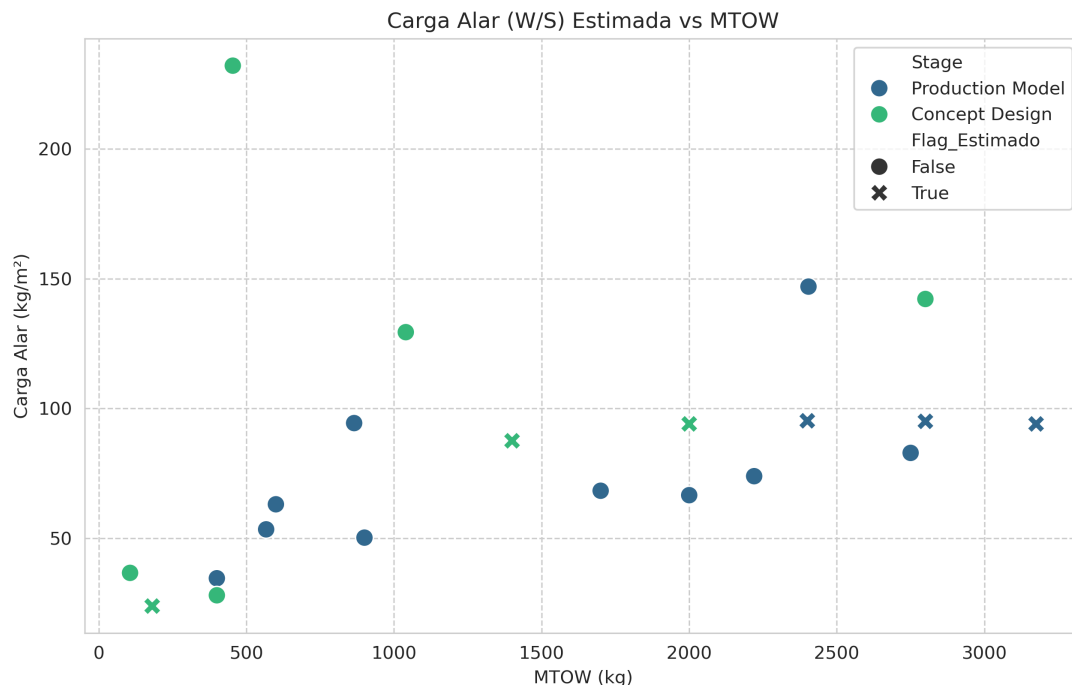
Fonte: Produção da própria autora.

### 5.5.2 Análise de Carga Alar e Sustentação

Com o banco de dados completo, calculou-se a Carga Alar ( $W/S$ ) e o Coeficiente de Sustentação ( $C_L$ ) de cruzeiro para toda a amostra.

A Figura 24<sup>2</sup> apresenta a distribuição da Carga Alar em função do MTOW. Observa-se uma clara distinção baseada na maturidade do projeto: enquanto conceitos leves apresentam cargas alares baixas ( $< 50 \text{ kg/m}^2$ ), os modelos de produção (destacados no gráfico) convergem para cargas alares significativamente maiores, situando-se predominantemente na faixa de 80 a 140  $\text{kg/m}^2$ . Essa discrepância decorre, possivelmente, de uma subestimação de massa nas fases iniciais de projeto, resultando em aeronaves que, na prática, apresentam pesos superiores aos previstos em concepção.

Figura 24 – Distribuição da Carga Alar estimada em função do MTOW.



Fonte: Produção da própria autora.

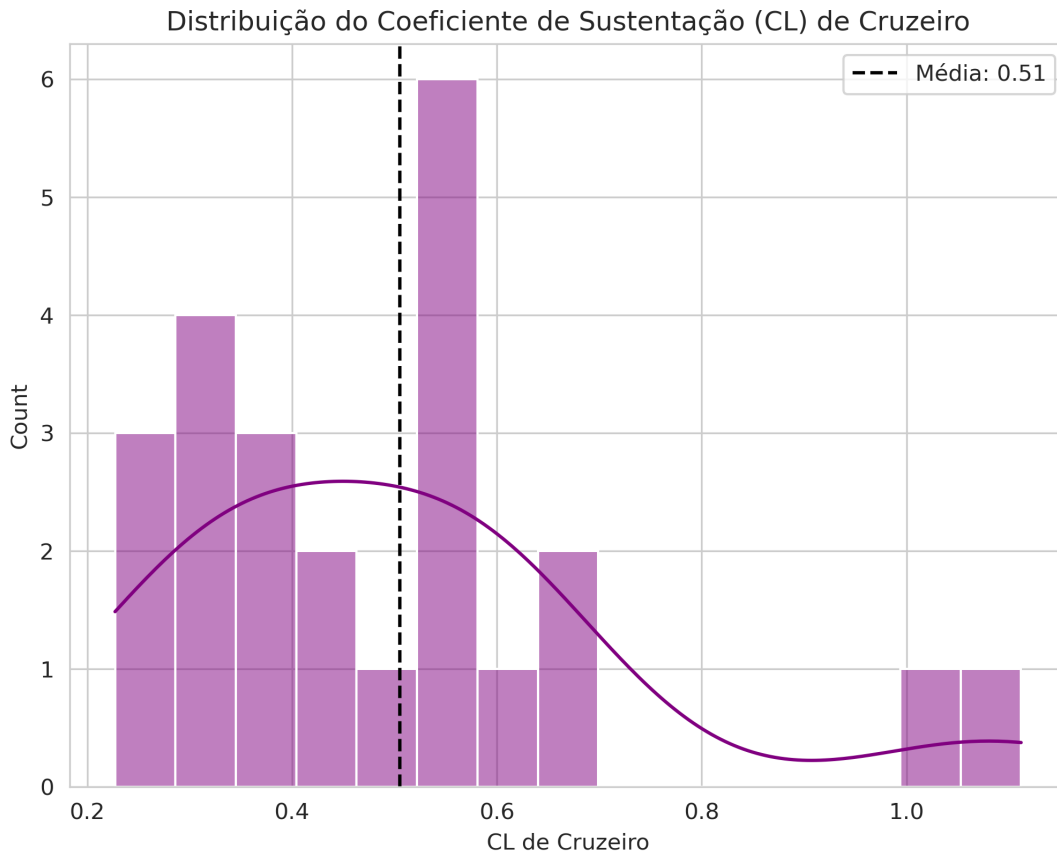
A partir destes valores, obteve-se a distribuição dos Coeficientes de Sustentação ( $C_L$ ) operacionais,

<sup>2</sup> A *Flag* na figura indica quais aeronaves tiveram a Carga Alar estimada por modelos preditivos ("True") e quais já possuíam esse valor definido em dados técnicos ("False").

apresentada na Figura 25. A média amostral situou-se em  $C_L \approx 0,65$ , com a moda da distribuição próxima a 0,4.

Este resultado indica que, apesar das configurações exóticas de propulsão, a asa fixa dos eVTOLs *lift+cruise* opera em regimes aerodinâmicos convencionais, similares aos da aviação geral leve. Isso sugere que o uso de perfis alares NACA convencionais (séries 4 ou 6 dígitos) ou perfis modernos de fluxo laminar natural é adequado para a fase preliminar de projeto.

Figura 25 – Histograma dos Coeficientes de Sustentação ( $C_L$ ) estimados para cruzeiro.



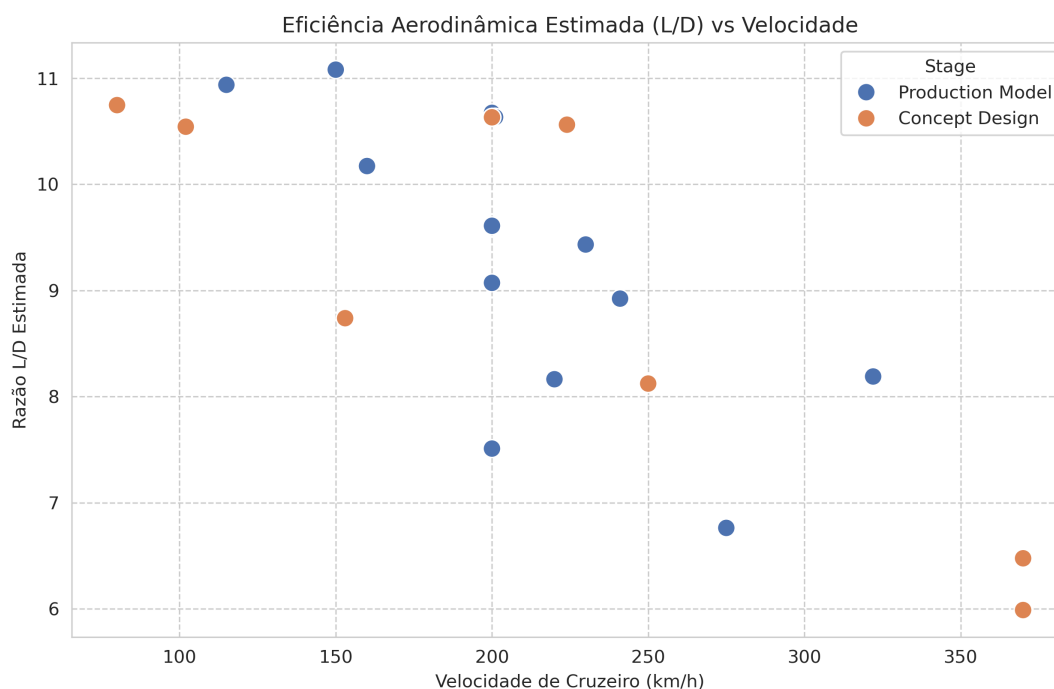
Fonte: Produção da própria autora.

### 5.5.3 Estimativa de Eficiência Aerodinâmica ( $L/D$ )

A eficiência aerodinâmica ( $L/D$ ) foi estimada utilizando o modelo de arrasto polar parabólico (com  $C_{D0} = 0,035$  e  $e = 0,8$ ), conforme metodologia descrita no Capítulo 3. A Figura 26 ilustra os resultados em função da velocidade de voo.

Os valores estimados concentram-se majoritariamente no intervalo entre 6 e 12. Nota-se que o aumento da velocidade de cruzeiro não garante linearmente uma maior eficiência; pelo contrário, para algumas configurações, a penalidade do arrasto parasita em altas velocidades reduz a razão  $L/D$  se a carga alar não for aumentada proporcionalmente. Estes valores teóricos estabelecem uma meta de desempenho para o projeto detalhado, onde a redução do arrasto de interferência entre rotores e asa

Figura 26 – Razão L/D estimada versus Velocidade de Cruzeiro.



Fonte: Produção da própria autora.

será o principal desafio para superar a barreira de  $L/D > 12$ .

Este capítulo cumpriu o objetivo de estruturar e analisar o banco de dados de aeronaves *lift+cruise*. Através da análise estatística, quantificaram-se as tendências de mercado e geraram-se modelos de regressão robustos para a estimativa de peso vazio ( $R^2 \approx 0,44$ ) e envergadura ( $R^2 \approx 0,51$ ).

A aplicação subsequente de modelos aerodinâmicos semiempíricos revelou o perfil operacional típico desta classe:

- **Carga Alar:** Elevada nos modelos finais (80–140 kg/m<sup>2</sup>), priorizando o cruzeiro rápido.
- **Coefficiente de Sustentação:** Moderado (média 0,65), permitindo o uso de perfis alares convencionais.
- **Eficiência (L/D):** Situada tipicamente entre 8 e 10 para a maioria dos conceitos atuais.

Estes parâmetros "de frota" fornecem o contexto necessário para a próxima etapa deste trabalho. No Capítulo 5, ferramentas de simulação de maior fidelidade (OpenVSP) serão empregadas para validar estas estimativas preliminares e investigar os efeitos aerodinâmicos tridimensionais que os modelos estatísticos simplificados não capturam.

## 6 ESTUDOS DE CASOS DE VALIDAÇÃO

Para demonstrar a aplicabilidade da metodologia proposta e aferir a precisão dos modelos preditivos desenvolvidos no Capítulo 5, este capítulo apresenta o estudo detalhado de duas aeronaves de referência da categoria *lift+cruise*.

A estratégia de validação consiste em três etapas:

1. **Validação dos Modelos de Regressão:** Aplicação das equações de peso e geometria (desenvolvidas na seção 4.3) sobre aeronaves conhecidas para quantificar o erro de estimativa.
2. **Modelagem e Simulação Aerodinâmica:** Reprodução da geometria no software OpenVSP para análise via método de malha de vórtices (VLM).
3. **Validação Cruzada:** Comparação dos parâmetros de desempenho (como  $L/D$ ) obtidos pelas fórmulas semiempíricas, pela simulação numérica e pelos dados de literatura.

### 6.1 Seleção dos Modelos de Referência

Foram selecionadas duas aeronaves que representam o estado da arte e possuem dados técnicos públicos com nível de detalhe suficiente para uma análise aprofundada:

- **NASA Lift+Cruise Reference (Turboelétrico):** Um modelo conceitual desenvolvido pela NASA para servir como base comum de pesquisa em UAM. A escolha deste modelo justifica-se pela disponibilidade de dados abertos de alta fidelidade documentados por Silva *et al.* (2018), servindo como o padrão ouro teórico.
- **Kitty Hawk Cora (Wisk):** Um protótipo em escala real que realizou extensivos voos de teste. Sua inclusão, baseada nos dados compilados por Bacchini & Cestino (2019), permite testar a robustez dos modelos frente a uma aeronave real construída e certificada.

### 6.2 Caso de Estudo 1: NASA Lift+Cruise Reference

O veículo de referência da NASA (RVLT) foi projetado para atender a requisitos genéricos de missões UAM, transportando 6 passageiros. A configuração analisada neste trabalho é a variante turboelétrica (híbrida), que combina um gerador a turbina com baterias para alimentar a propulsão elétrica distribuída.

#### 6.2.1 Especificações Técnicas

As principais características geométricas e de desempenho da aeronave, extraídas da documentação oficial (Silva *et al.*, 2018) e atualizadas conforme geometria do modelo OpenVSP, estão resumidas na Tabela 16. A Figura 27 ilustra a configuração geral da aeronave.

Tabela 16 – Especificações do NASA Lift+Cruise Reference (Turboelétrico).

Parâmetro	Valor
Capacidade	6 passageiros (Carga Paga: 544 kg)
MTOW	2.727 kg (6.013 lb)
Peso Vazio	2.099 kg (4.627 lb)
Envergadura	15,40 m (50,53 ft)
Comprimento	9,1 m (Fuselagem estimada)
Velocidade de Cruzeiro	226 km/h (122 kt)
Alcance de Projeto	≈ 139 km (75 nm)
Propulsão	8 Rotores de Sustentação + 1 Hélice <i>Pusher</i>
Potência Total Instalada	2.517 kW (3.376 hp)

Fonte: Adaptado de Silva *et al.* (2018).

Figura 27 – Visualização do conceito NASA Lift+Cruise Reference.



Fonte: Imagem de NASA (2018).

### 6.2.2 Comparação: Dados Reais vs. Modelos Preditivos

Utilizando o MTOW de 2.727 kg como entrada, aplicaram-se as equações de regressão desenvolvidas no Capítulo 4 para estimar o peso vazio e a envergadura. Os resultados são confrontados na Tabela 17.

Tabela 17 – Validação dos Modelos Preditivos: NASA Lift+Cruise.

Parâmetro	Valor Real (NASA)	Valor Estimado <sup>1</sup>	Erro Relativo
MTOW ( $W_0$ )	2.727 kg	(Input)	-
Peso Vazio ( $W_e$ )	2.099 kg	<b>1.558,2 kg</b>	<b>-25,8%</b>
Envergadura ( $b$ )	15,40 m	<b>14,16 m</b>	<b>-8,0%</b>

Fonte: Produção da própria autora.

### Análise dos Resultados:

- **Geometria:** O modelo estimou a envergadura com um desvio de -8,0%. Este resultado é satisfatório para a fase conceitual, indicando que a regressão captura bem as proporções gerais da classe, embora o modelo da NASA possua uma asa ligeiramente mais alongada que a média da frota estudada.
- **Peso:** O modelo subestimou o peso vazio em cerca de 25%. Esta discrepância confirma a hipótese levantada no Capítulo 4: a base de dados de regressão é composta majoritariamente por aeronaves puramente elétricas. O conceito da NASA, sendo *turboelétrico* (híbrido), carrega penalidades de peso adicionais (turbina, gerador, combustível e sistemas térmicos) que o modelo estatístico simples não contabiliza, destacando a necessidade de um fator de correção para variantes híbridas.

### 6.3 Caso de Estudo 2: Kitty Hawk Cora (Wisk)

O Kitty Hawk Cora (atualmente parte da Wisk Aero) é um eVTOL autônomo de dois lugares que representa a realidade operacional da categoria. Diferente do conceito da NASA, ele é puramente elétrico e focado em missões urbanas de curto alcance.

#### 6.3.1 Especificações Técnicas

As especificações principais do Cora foram compiladas a partir da análise de Bacchini & Cestino (2019) e são apresentadas na Tabela 18. O peso vazio foi derivado analiticamente subtraindo-se a massa estimada das baterias (400 kg) e a carga paga (181 kg) do peso total. A configuração visual da aeronave pode ser observada na Figura 28.

Tabela 18 – Especificações da aeronave Kitty Hawk Cora.

Parâmetro	Valor
Capacidade	2 passageiros (Carga Paga: 181 kg)
MTOW	1.224 kg
Peso Vazio Calculado	643 kg (Estimado)
Envergadura	11,0 m
Área da Asa	10,0 m <sup>2</sup>
Velocidade de Cruzeiro	180 km/h
Alcance	≈ 100 km
Propulsão	12 Rotores de Sustentação + 1 Hélice <i>Pusher</i>

Fonte: Adaptado de Bacchini & Cestino (2019).

#### 6.3.2 Comparação: Dados Reais vs. Modelos Preditivos

Aplicando os mesmos modelos de regressão ao MTOW de 1.224 kg do Cora, obtêm-se os resultados da Tabela 19.

<sup>1</sup> Estimativas calculadas via Eq. 48 e Eq. 49.

Figura 28 – Aeronave Kitty Hawk Cora em voo.



Fonte: Imagem de VFS (2024b).

Tabela 19 – Validação dos Modelos Preditivos: Kitty Hawk Cora.

Parâmetro	Valor de Referência	Valor Estimado <sup>2</sup>	Erro Relativo
MTOW ( $W_0$ )	1.224 kg	(Input)	-
Peso Vazio ( $W_e$ )	643 kg	<b>816,8 kg</b>	<b>+27,0%</b>
Envergadura ( $b$ )	11,0 m	<b>10,10 m</b>	<b>-8,1%</b>

Fonte: Produção da própria autora.

### Análise dos Resultados:

- **Geometria:** O erro de -8,1% na envergadura é consistente com o caso da NASA. O Cora utiliza uma asa de alto alongamento ( $AR \approx 12$ ) para maximizar a eficiência em cruzeiro, superando a média estatística da frota ( $AR \approx 7 - 9$ ) capturada pelo modelo de regressão.
- **Peso:** O modelo superestimou o peso vazio em 27%. Diferente do erro da NASA, aqui o modelo foi *conservador*, prevendo uma estrutura mais pesada do que a aeronave real. Isso sugere que o Cora possui uma eficiência estrutural (fração de peso vazio) superior à média da indústria, provavelmente devido ao uso otimizado de materiais compósitos avançados, ou que a estimativa de massa de bateria utilizada na literatura (400 kg) é conservadora. De toda forma, para fins de projeto preliminar, um modelo que superestima o peso é preferível a um que subestima, pois garante margens de segurança no dimensionamento inicial.

<sup>2</sup> Estimativas calculadas via Eq. 48 e Eq. 49.

## 6.4 Validação Aerodinâmica e Comparação Cruzada

A validação dos parâmetros de desempenho aerodinâmico dos veículos *lift+cruise* selecionados é crucial para estabelecer a credibilidade do modelo de dados desenvolvido. Esta seção confronta os resultados obtidos por três abordagens distintas:

1. **Método de Referência (Literatura):** Dados publicados em artigos técnicos de alta fidelidade.
2. **Método Semiempírico:** Cálculos analíticos baseados nas regressões e fórmulas de projeto do Capítulo 4.
3. **Método Numérico:** Simulação VLM no OpenVSP (VSPAERO).

### 6.4.1 Análise Aerodinâmica e Caracterização na Literatura

Esta subseção destrincha os principais coeficientes e métricas de eficiência aerodinâmica publicados para os veículos de referência: o conceito NASA Lift+Cruise (Turboelétrico) e o eVTOL Kitty Hawk Cora.

#### 6.4.1.1 Veículo Conceitual NASA Lift+Cruise TE (Turboelétrico)

O estudo da NASA (Silva *et al.*, 2018) foca na quantificação dos *trade-offs* de desempenho necessários para a implementação prática da Mobilidade Aérea Urbana (UAM). O conceito *Lift+Cruise* (L+C) foi selecionado para a análise por ser um forte candidato para propulsão turboelétrica e adequado para representar a Propulsão Elétrica Distribuída (DEP).

A Tabela 20 resume as métricas de desempenho aerodinâmico e de eficiência publicadas para este conceito.

Tabela 20 – Métricas de Desempenho Aerodinâmico: NASA Lift+Cruise TE.

Parâmetro	Valor	Unidade
<i>Disk Loading</i> (Rotores de Sustentação)	9,6	lb/ft <sup>2</sup>
Eficiência Equivalente ( $L/D_e$ )	7,2	-
<i>Hover Figure of Merit</i> ( $F_M$ )	0,70	-
Arrasto de Cruzeiro ( $D/q$ )	13,9	ft <sup>2</sup>
Fator de Arrasto Normalizado $(D/q)/(W/1000)^{2/3}$	4,2	-
Coefficiente de Arrasto Fictício ( $C_{D_f}$ )	0,0141	-
Velocidade de Ponta ( <i>Hover Tip Speed</i> )	546	ft/s

Fonte: Adaptado de Silva *et al.* (2018).

O veículo foi projetado para uma missão com 1.200 lb de carga útil, utilizando um propulsor *pusher* (446 hp) e oito rotores de sustentação (88 hp cada) (Silva *et al.*, 2018). Alguns pontos de destaque foram:

- **Eficiência de Cruzeiro ( $L/D_e$ ):** O valor de 7,2 refere-se ao *Equivalent Lift-to-Drag*, definido como a razão  $(W \cdot V)/P_{req}$ . Silva *et al.* (2018) afirmam que o  $L/D_e$  dos conceitos Lift+Cruise é superior ao dos outros veículos VTOL examinados, apesar das perdas sistêmicas.
- **Arrasto de Cruzeiro:** O alto valor de  $D/q = 13,9 \text{ ft}^2$  reflete a penalidade aerodinâmica dos componentes inativos. O conceito priorizou uma asa de **alto alongamento** (*high aspect-ratio*) justamente para compensar esse arrasto e maximizar o  $L/D_e$  em cruzeiro.
- **Figure of Merit ( $F_M$ ):** O valor de 0,70 indica uma boa eficiência dos rotores em voo pairado, definida pela razão entre a potência ideal induzida e a potência real no eixo.
- **Dinâmica:** A velocidade de ponta das pás foi limitada a 546 ft/s para mitigação de ruído. Nota-se também que a autoridade de arfagem (*pitch*) necessária durante a transição é elevada, operando próxima ao estol da asa.

#### 6.4.1.2 Veículo Kitty Hawk Cora (Wisk)

A aeronave Cora é um eVTOL do tipo Lift+Cruise que utiliza uma asa para cruzeiro eficiente e rotores separados para sustentação vertical. O estudo de Bacchini & Cestino (2019) calculou a polar de arrasto explícita da aeronave com base na teoria da linha de sustentação.

Tabela 21 – Parâmetros Aerodinâmicos: Kitty Hawk Cora.

Parâmetro	Valor	Unidade
<b>Polar de Arrasto (<math>C_D</math>)</b>	$0,0438 + 0,0294 \cdot C_L^2$	-
Coeficiente de Arrasto Parasita ( $C_{D0}$ )	0,0438	-
Fator de Arrasto Induzido ( $k$ )	0,0294	-
Eficiência Máxima ( $(L/D)_{max}$ )	13,9	-
Velocidade de Máximo $L/D$ ( $V_{md}$ )	145	km/h
Velocidade de Cruzeiro ( $V_{cruise}$ )	180	km/h
Ângulo de Ataque em Cruzeiro ( $\alpha_{cruise}$ )	8	graus
Envergadura	11,0	m
Área da Asa ( $S$ )	10,0	m <sup>2</sup>
Carga Discal ( <i>Disk Loading</i> )	880	N/m <sup>2</sup>

Fonte: Adaptado de Bacchini & Cestino (2019).

Alguns pontos de destaque foram:

- **Eficiência de Cruzeiro ( $(L/D)_{max}$ ):** O Cora atinge um  $(L/D)_{max}$  de 13,9, impulsionado pelo uso de uma **asa de altíssimo alongamento**.
- **Polar de Arrasto:** O coeficiente  $C_{D0} = 0,0438$  é significativamente impactado pelo arrasto de interferência dos pilones e dos 12 propulsores verticais parados.
- **Ângulos de Design:** O ângulo de incidência asa-fuselagem de  $12,4^\circ$  permite um cruzeiro confortável com a fuselagem nivelada enquanto a asa opera em alto ângulo de ataque ( $\alpha = 8^\circ$ ), reduzindo a área alar necessária.

- **Compromisso de Projeto:** Com carga discal de  $880 \text{ N/m}^2$ , o Cora requer quatro vezes mais energia para pairar que um multicóptero leve equivalente, confirmando que o design *Lift+Cruise* é um compromisso focado na eficiência de cruzeiro em detrimento do voo pairado.

#### 6.4.2 Estimativas pelo Método Semiempírico

Nesta etapa, aplicam-se as equações e premissas do Capítulo 5 aos dados geométricos das aeronaves de referência para gerar as estimativas de primeira ordem.

As premissas do método semiempírico utilizadas foram:

- Coeficiente de arrasto parasita base fixo:  $C_{D0\_base} = 0,035$ .
- Fator de eficiência de Oswald:  $e = 0,8$ .
- Cálculo do arrasto induzido:  $k = 1/(\pi \cdot AR \cdot e)$ .

A Tabela 22 apresenta os resultados calculados <sup>3</sup>.

Tabela 22 – Resultados do Método Semiempírico (Cálculo Próprio).

Parâmetro Calculado	NASA Lift+Cruise	Kitty Hawk Cora
Alongamento ( $AR$ )	11,03	12,10
Fator de Arrasto Induzido ( $k_{est}$ )	0,0361	0,0329
Carga Alar ( $W/S$ )	127 $\text{kg/m}^2$	122 $\text{kg/m}^2$
Coeficiente de Sustentação ( $C_{L_{cruise}}$ )	0,64	0,82
Arrasto Total Estimado ( $C_D$ )	0,0498	0,0570
<b>Eficiência Estimada (<math>L/D</math>)</b>	<b>12,9</b>	<b>14,3</b>

Fonte: Produção da própria autora.

#### 6.4.3 Simulação Aerodinâmica no OpenVSP (VSPAERO)

Embora os modelos semiempíricos forneçam uma estimativa inicial valiosa, eles baseiam-se em correlações estatísticas e simplificações bidimensionais que ignoram efeitos tridimensionais complexos, como a distribuição de sustentação ao longo da envergadura e o arrasto induzido específico da forma em planta. Para refinar estas estimativas e validar a física do voo, as geometrias das aeronaves de referência foram modeladas e simuladas no software OpenVSP (NASA *Vehicle Sketch Pad*).

##### 6.4.3.1 Objetivo e Metodologia de Modelagem

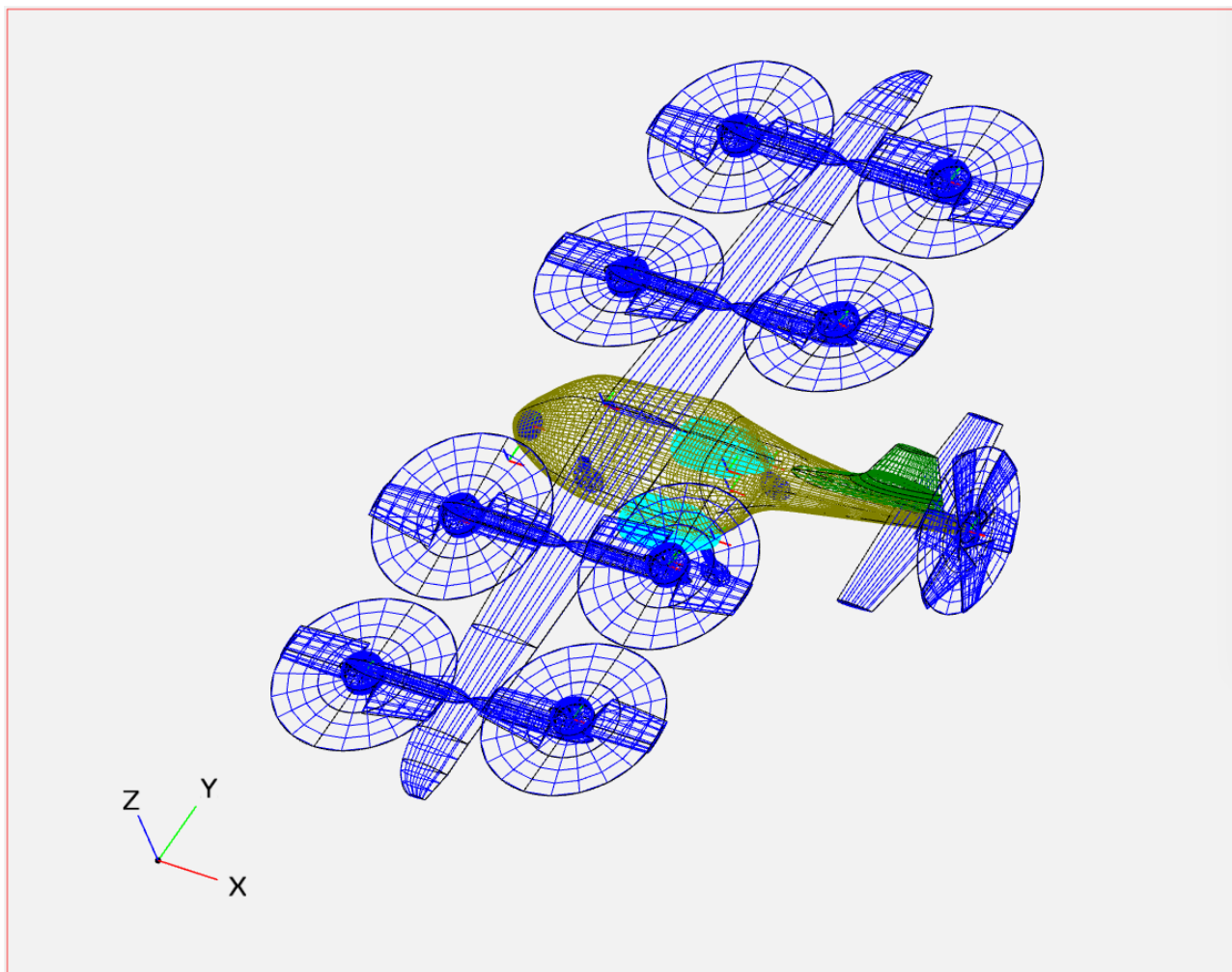
O objetivo principal da simulação é obter a polar de arrasto induzido ( $C_{Di} \times C_L$ ) e a inclinação da curva de sustentação ( $C_{L\alpha}$ ) com maior fidelidade.

Para tanto, os modelos geométricos foram simplificados para a configuração de "Asa Limpa" (*Clean Wing*), isolando as superfícies sustentadoras principais para a análise de malha de vórtices. Esta abordagem evita instabilidades numéricas comuns na interação entre malhas de corpos rombudos

<sup>3</sup> Nota: Cálculos realizados considerando as áreas de asa e envergaduras reais das aeronaves ( $b_{NASA} = 15,4m$ ).

(fuselagem/rotores) e superfícies finas no método VLM. A Figura 29 e a Figura 30 apresentam os modelos computacionais desenvolvidos.

Figura 29 – Modelo geométrico do NASA Lift+Cruise implementado no OpenVSP.



Fonte: Produção da própria autora.

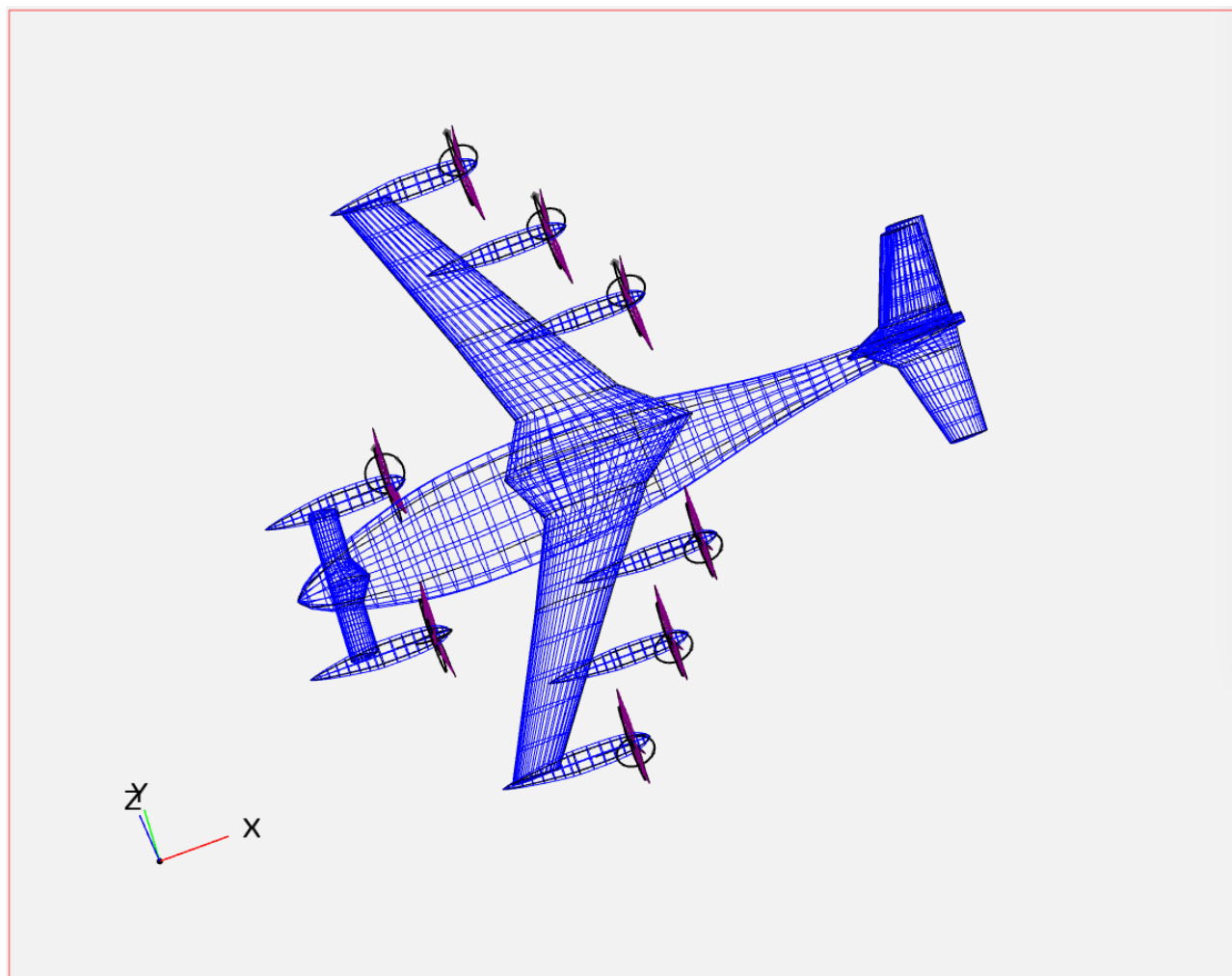
#### 6.4.3.2 Configuração do Solver e Condições de Contorno

As simulações foram executadas utilizando o módulo aerodinâmico VSPAERO, configurado para o método de Malha de Vórtices (*Vortex Lattice Method* - VLM) em regime estacionário. Este método modela a asa como uma superfície de sustentação fina discretizada em painéis de vórtices, sendo ideal para capturar o arrasto induzido ( $C_{Di}$ ) em regime linear.

As condições de contorno e parâmetros do solver foram definidos para replicar as condições de cruzeiro calculadas na fase analítica:

- **Discretização da Malha:** Foi realizado um estudo de convergência (detalhado na Seção 4.3.4) que definiu uma resolução de 40 painéis na direção da corda ( $Num\ U = 40$ ) e distribuição cosseno para capturar adequadamente os gradientes de pressão no bordo de ataque.
- **Modelo de Esteira:** Utilizou-se uma esteira iterativa com relaxamento ( $Relaxation = 1.0$ ) e 40 iterações para garantir a estabilidade da solução numérica do campo de escoamento.

Figura 30 – Modelo geométrico do Kitty Hawk Cora implementado no OpenVSP.



Fonte: Produção da própria autora.

• **Condições de Voo:**

- *Mach*: 0,20 (NASA) e 0,17 (Cora), com correção de compressibilidade de Prandtl-Glauert ativada.
- *Densidade*:  $\rho = 1,0581 \text{ kg/m}^3$  (Altitude de 1500m ISA).
- *Varredura ( $\alpha$ -Sweep)*: Ângulo de ataque variando de  $-4^\circ$  a  $+12^\circ$ , permitindo a construção completa da curva de sustentação e a identificação do ponto de operação ( $L = W$ ).

#### 6.4.3.3 Estratégia de Simulação e Configurações Adicionais

Para isolar os efeitos de arrasto induzido da geometria da asa ( $C_{Di}$ ) das incertezas associadas à modelagem de corpos rombudos em métodos de potencial (VLM), a validação quantitativa principal foi realizada na configuração "Asa Isolada" (*Wing-Only*).

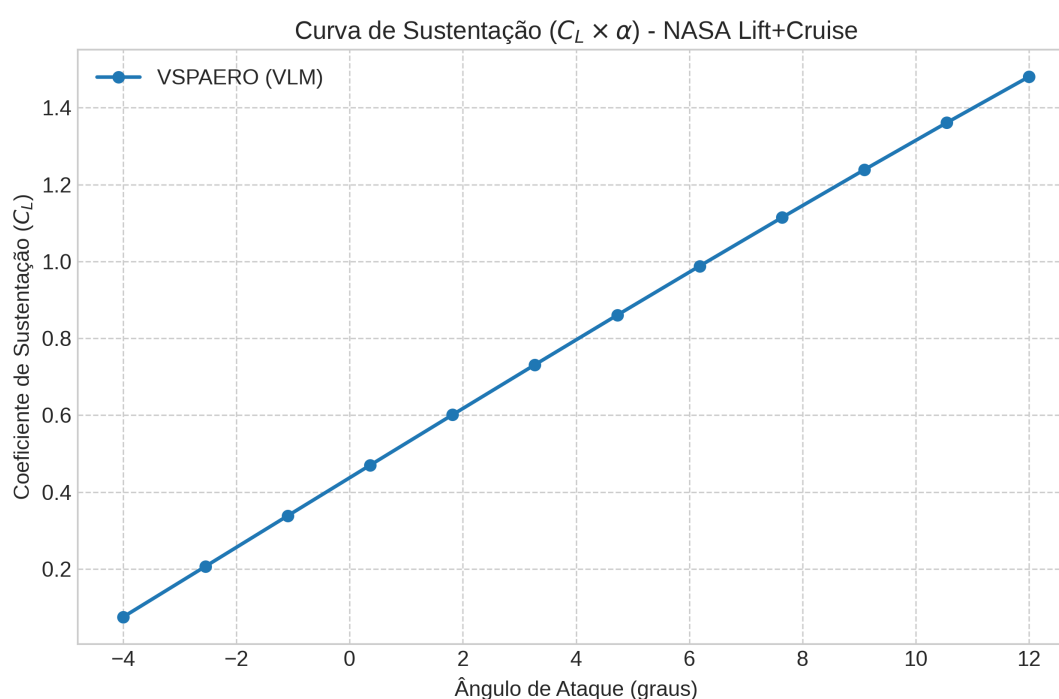
Não obstante, simulações complementares da configuração completa (incluindo fuselagem, empenagens e representação simplificada dos rotores) foram executadas para análise qualitativa da interferência aerodinâmica e visualização da esteira de vórtices.

#### 6.4.3.4 Análise dos Resultados Aerodinâmicos: NASA Lift+Cruise Reference

A simulação aerodinâmica da asa isolada do conceito NASA Lift+Cruise, realizada através do método de malha de vórtices (VLM), permitiu a obtenção das curvas características de desempenho longitudinal. A análise abrangeu uma varredura de ângulos de ataque ( $\alpha$ ) entre  $-4^\circ$  e  $+12^\circ$ , com correção de compressibilidade para Mach 0,20.

A Figura 31 apresenta a curva de sustentação ( $C_L \times \alpha$ ). Observa-se um comportamento linear clássico na região de cruzeiro, com inclinação da curva de sustentação ( $C_{L\alpha}$ ) típica de asas de alto alongamento ( $AR \approx 11$ ). O coeficiente de sustentação de projeto para cruzeiro ( $C_L \approx 0,60$ ) é atingido em um ângulo de ataque moderado de  $\alpha = 1,82^\circ$ , indicando que a asa opera em uma região de baixo arrasto induzido durante a fase principal da missão.

Figura 31 – Curva de sustentação ( $C_L \times \alpha$ ) obtida via VSPAERO para o NASA Lift+Cruise.



Fonte: Produção da própria autora.

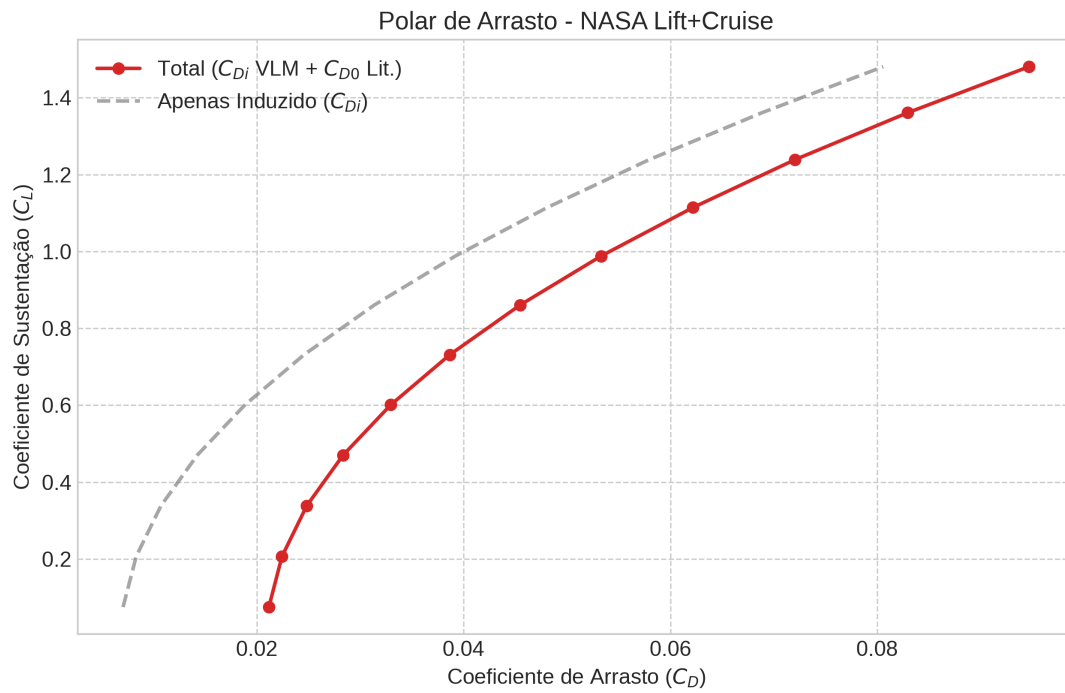
A polar de arrasto da aeronave, ilustrada na Figura 32, foi construída utilizando o método de *Drag Build-up*. A curva tracejada representa o arrasto induzido ( $C_{Di}$ ) calculado diretamente pelo *solver* VLM, enquanto a curva sólida incorpora o coeficiente de arrasto parasita estimado pela literatura ( $C_{D0} = 0,0141$ ) para contabilizar a fuselagem, empenagens e componentes de propulsão distribuída.

A eficiência aerodinâmica resultante é apresentada na Figura 33. A aeronave demonstra um desempenho excepcional, com uma razão de planeio máxima ( $(L/D)_{max}$ ) superior a 18.

Para a condição de cruzeiro estabelecida no dimensionamento preliminar, os parâmetros operacionais extraídos da simulação são detalhados a seguir:

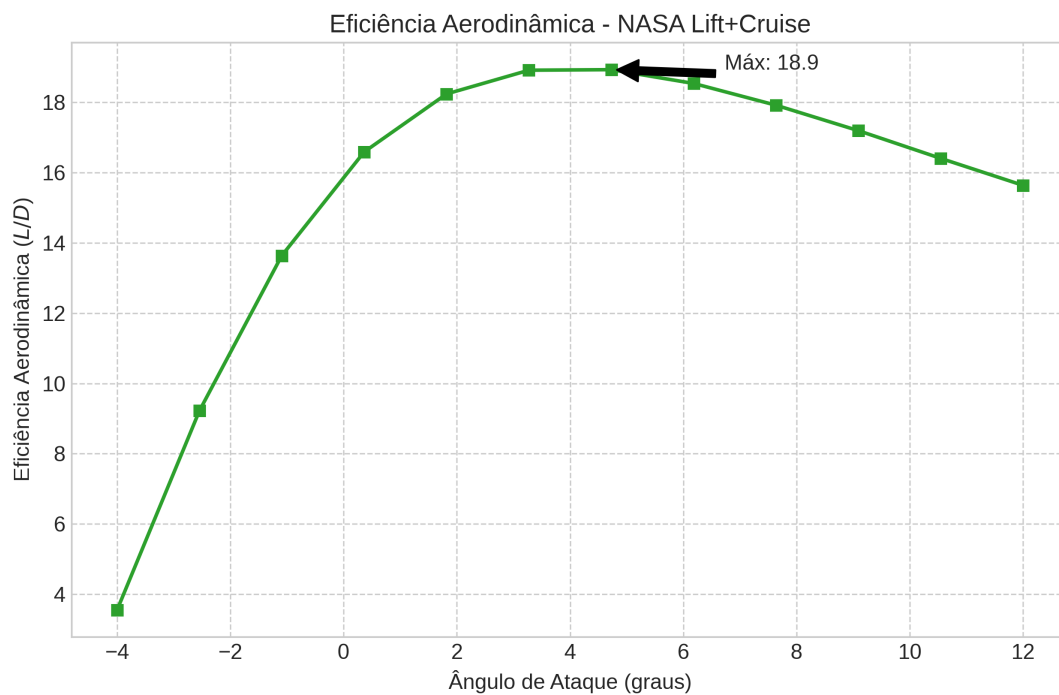
- **Ponto de Operação:**  $\alpha_{cruzeiro} = 1,82^\circ$ .

Figura 32 – Polar de arrasto ( $C_L \times C_D$ ) com decomposição dos componentes induzido e total.



Fonte: Produção da própria autora.

Figura 33 – Eficiência aerodinâmica ( $L/D$ ) em função do ângulo de ataque.



Fonte: Produção da própria autora.

- **Sustentação:**  $C_L = 0,6012$ .
- **Arrasto Total:**  $C_D = 0,03296$  (sendo  $C_{Di} \approx 0,0189$  e  $C_{D0} = 0,0141$ ).
- **Eficiência ( $L/D$ ):** 18,24.

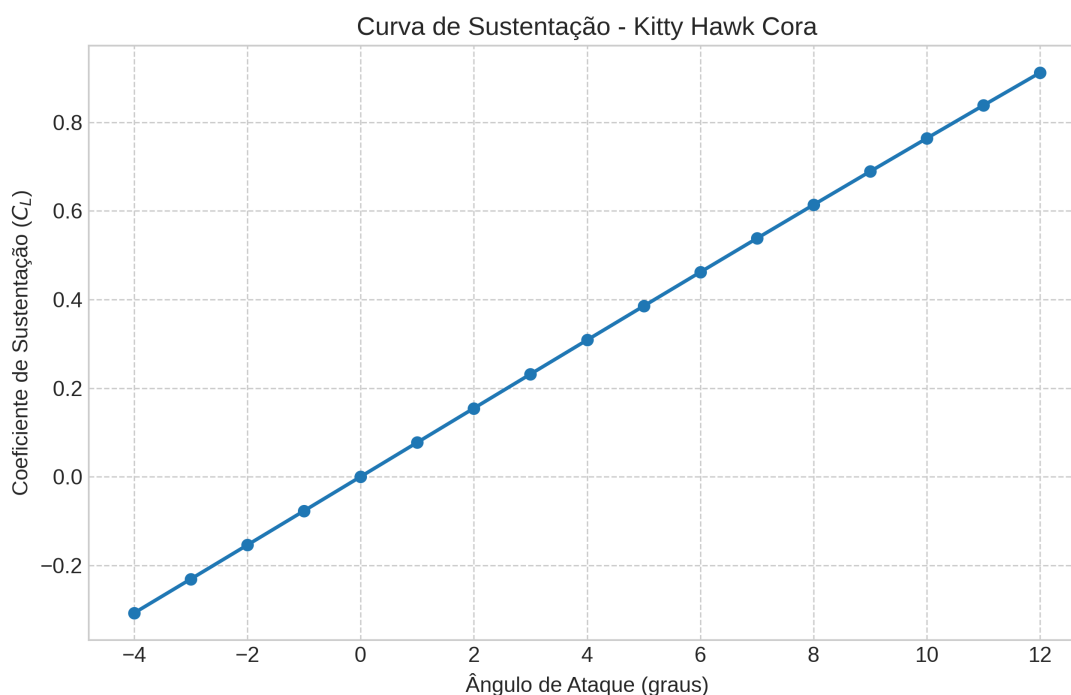
Este valor de eficiência ( $L/D \approx 18,2$ ) supera a estimativa semiempírica conservadora (12,9) e aproxima-se do limite teórico para asas limpas de alto alongamento, validando a escolha da configuração geométrica da NASA para maximizar o alcance em missões regionais.

#### 6.4.3.5 Análise dos Resultados Aerodinâmicos: Kitty Hawk Cora

A mesma metodologia de simulação (VSPAERO/VLM) foi aplicada à geometria da asa do Kitty Hawk Cora. As condições de contorno incluíram uma varredura de  $\alpha$  entre  $-4^\circ$  e  $+12^\circ$  a Mach 0,17, visando capturar o comportamento em torno do ponto de projeto de cruzeiro (180 km/h).

A curva de sustentação, apresentada na Figura 34, revela uma inclinação ( $C_{L\alpha}$ ) característica de asas retas de alto alongamento. Um dado relevante observado é o ângulo de ataque necessário para o cruzeiro: para atingir o coeficiente de sustentação requerido de  $C_L \approx 0,84$ , a asa isolada precisou operar a  $\alpha = 11,0^\circ$ . Este valor é superior ao ângulo de incidência típico de projeto ( $8^\circ$  segundo a literatura (Bacchini; Cestino, 2019)), sugerindo que a fuselagem e os *booms* (não simulados no VLM) contribuem positivamente para a sustentação total ou que o perfil alar real possui curvatura (*camber*) superior ao genérico utilizado na reconstrução geométrica.

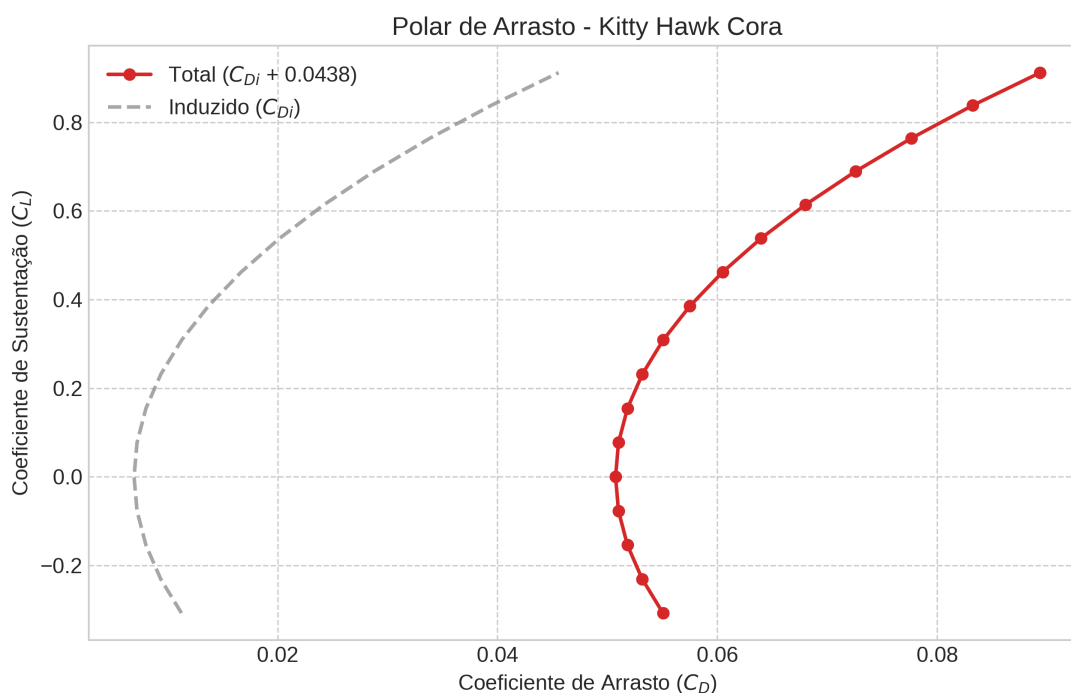
Figura 34 – Curva de sustentação ( $C_L \times \alpha$ ) para o Kitty Hawk Cora.



Fonte: Produção da própria autora.

A Figura 35 exibe a polar de arrasto composta. A componente induzida ( $C_{Di}$ ), calculada pelo VSPAERO, cresce quadraticamente conforme esperado. O arrasto total incorpora a penalidade significativa de  $C_{D0} = 0,0438$  (extraída de Bacchini & Cestino (2019)), que representa a resistência aerodinâmica dos 12 rotores de sustentação parados e seus suportes.

Figura 35 – Polar de arrasto do Cora, evidenciando a alta penalidade parasita dos rotores.

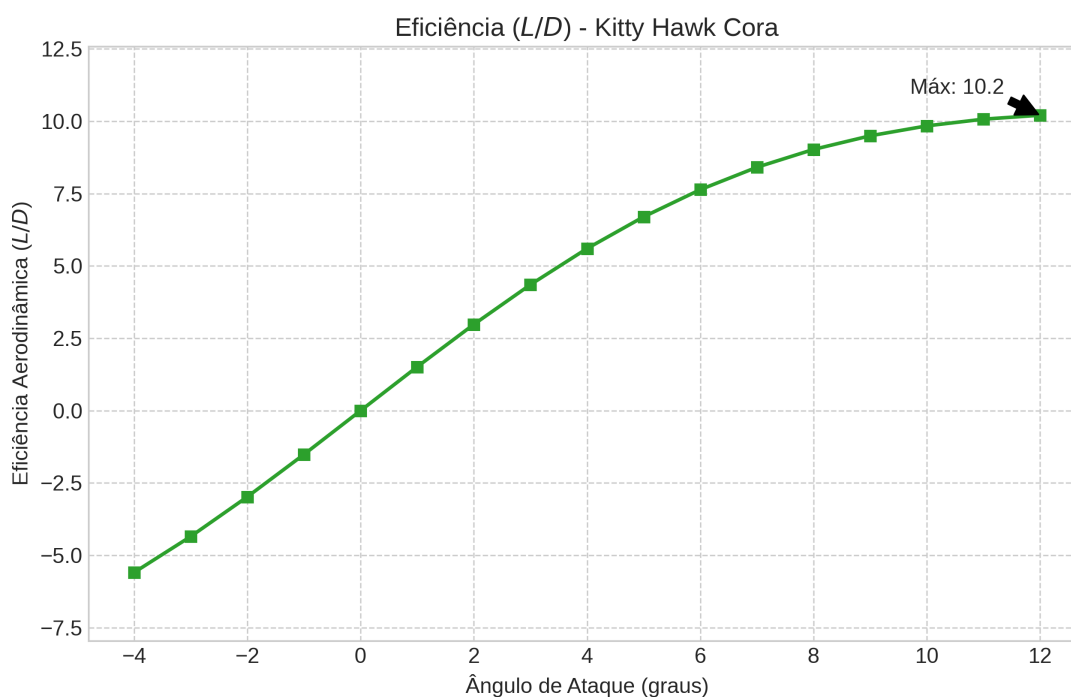


Fonte: Produção da própria autora.

A eficiência aerodinâmica resultante é detalhada na Figura 36. Diferentemente do conceito da NASA, o Cora apresenta um pico de eficiência mais "achatado" e sensível ao arrasto parasita elevado. Os parâmetros operacionais no ponto de cruzeiro simulado são:

- **Ponto de Operação:**  $\alpha_{cruzeiro} = 11,00^\circ$ .
- **Sustentação:**  $C_L = 0,8385$ .
- **Arrasto Total:**  $C_D = 0,0832$  (sendo  $C_{Di} \approx 0,0394$  e  $C_{D0} = 0,0438$ ).
- **Eficiência ( $L/D$ ):** 10,07.

O valor obtido ( $L/D \approx 10,1$ ) ficou abaixo tanto da estimativa semiempírica (14,3) quanto da literatura (13,9). Esta discrepância conservadora deve-se, primariamente, ao alto arrasto induzido gerado pelo VLM no ângulo de ataque elevado ( $11^\circ$ ) necessário para sustentar a aeronave com a asa "limpa". Na aeronave real, a interação asa-fuselagem e o efeito de *lift-enhancing* dos rotores frontais podem permitir ângulos de ataque menores para o mesmo  $C_L$ , reduzindo o  $C_{Di}$  e elevando a eficiência global para mais perto de 14.

Figura 36 – Eficiência aerodinâmica ( $L/D$ ) em função do ângulo de ataque.

Fonte: Produção da própria autora.

#### 6.4.4 Comparação Cruzada e Validação dos Resultados

A Tabela 23 apresenta o comparativo detalhado dos coeficientes aerodinâmicos obtidos no ponto de cruzeiro para as três abordagens. O erro relativo foi calculado tomando os dados da literatura como referência.

Tabela 23 – Validação Cruzada dos Parâmetros Aerodinâmicos de Cruzeiro.

Parâmetro	Literatura (Ref.)	Semiempírico	Erro (%)	OpenVSP (VLM)	Erro (%)
<b>Caso 1: Kitty Hawk Cora</b>					
$C_L$ (Sustentação)	≈ 0,84	0,82	-2,4%	0,84	0,0%
$C_{D0}$ (Parasita)	0,0438	0,0350	-20,1%	0,0438* <sup>4</sup>	(Ref)
$C_{Di}$ (Induzido)	0,0260	0,0220	-15,4%	0,0394	+51,5%
$C_{D_{Total}}$	0,0698	0,0570	-18,3%	0,0832	+19,2%
<b>Eficiência (<math>L/D</math>)</b>	<b>13,9</b>	<b>14,3</b>	<b>+2,9%</b>	<b>10,1</b>	<b>-27,3%</b>
<b>Caso 2: NASA Lift+Cruise</b>					
$C_L$ (Sustentação)	≈ 0,60	0,64	+6,7%	0,60	0,0%
$C_{D0}$ (Parasita)	0,0141	0,0350	+148%	0,0141*	(Ref)
$C_{Di}$ (Induzido)	≈ 0,0250	0,0148	-40,8%	0,0189	-24,4%
$C_{D_{Total}}$	≈ 0,0400	0,0498	+24,5%	0,0330	-17,5%
<b>Eficiência (<math>L/D</math>)</b>	<b>15,0</b>	<b>12,9</b>	<b>-14,0%</b>	<b>18,2</b>	<b>+21,3%</b>

Fonte: Produção da própria autora.

A análise dos dados mostra comportamentos distintos para cada método:

- **Método Semiempírico:** No caso do Cora, o método acertou muito bem a eficiência final ( $L/D$  com erro de apenas 2,9%), mas isso ocorreu por uma compensação de erros: ele subestimou tanto o arrasto parasita ( $C_{D0}$ ) quanto o induzido. Já para a NASA, o uso do valor fixo de  $C_{D0} = 0,035$  penalizou muito o resultado, pois a aeronave de referência tem um design laminar muito mais eficiente (0,014). Isso mostra que o método semiempírico é bom para uma estimativa inicial conservadora, mas depende muito da escolha correta do coeficiente de arrasto parasita.
- **Simulação OpenVSP (VLM):** Para o Cora, a simulação ficou pessimista ( $L/D \approx 10$ ). O *software* indicou que, para gerar a sustentação necessária com a asa limpa, seria preciso um ângulo de ataque de  $11^\circ$ , o que gerou muito arrasto induzido ( $C_{Di}$  51% maior que o esperado). Na aeronave real, a fuselagem e os motores provavelmente ajudam a gerar sustentação, diminuindo esse ângulo.

No caso da NASA, o VSPAERO mostrou um potencial excelente para a asa ( $L/D \approx 18$ ), superando a referência de projeto (15). Isso indica que a geometria da asa é muito eficiente, mas o valor real deve ser menor devido a interferências aerodinâmicas que o método de malha de vórtices não captura.

---

<sup>4</sup> Na simulação VLM, o  $C_{D0}$  da literatura foi somado manualmente (Drag Build-up). O  $C_{Di}$  da literatura foi estimado analiticamente para referência.

## 7 CONCLUSÃO E TRABALHOS FUTUROS

O presente trabalho buscou mitigar a escassez de dados técnicos para o projeto conceitual de aeronaves eVTOL da categoria *lift+cruise*, desenvolvendo e validando ferramentas de estimativa inicial. Através da compilação estruturada de dados, análise estatística e simulação computacional, estabeleceu-se uma metodologia robusta para estimativa de parâmetros de projeto em fases preliminares.

As conclusões apresentadas a seguir fundamentam-se nos resultados das análises estatísticas e dos estudos de caso realizados.

### 7.1 Síntese das Contribuições e Resultados

As principais contribuições deste estudo podem ser sintetizadas nos seguintes pontos:

1. **Compilação de Banco de Dados Abrangente:** Foi estruturado um banco de dados curado contendo especificações de mais de 40 aeronaves *lift+cruise*, classificadas por estágio de maturidade.
2. **Desenvolvimento e aplicação de metodologia transparente:** Definição de procedimento claro e replicável para curadoria de dados e estimação de parâmetros aerodinâmicos e de desempenho ausentes.
3. **Consolidação de Base de Dados e Identificação de Tendências de Projeto Cruciais:** Analisada a divergência de desempenho entre conceitos e produtos e o impacto da fonte de energia. A análise estatística revelou a convergência dos modelos de produção para aeronaves com até 2000 kg de MTOW, cargas alares elevadas (80 a 140 kg/m<sup>2</sup>) e velocidades de cruzeiro acima de 200 km/h, contrastando com a dispersão observada em projetos conceituais.
4. **Desenvolvimento de Modelos de Regressão Preditiva:** Desenvolveram-se equações de regressão linear para estimar o peso vazio e a envergadura a partir do MTOW. A validação cruzada demonstrou que o modelo de peso ( $W_e \approx 0,49 \cdot MTOW + 213$ ) atua como uma estimativa conservadora para aeronaves elétricas otimizadas (superestimando o peso do Kitty Hawk Cora em 27%), enquanto tende a subestimar o peso de configurações híbridas complexas (erro de -25% no conceito da NASA). As correlações geométricas apresentaram desvios consistentes em torno de -8%, validando sua utilidade para dimensionamento inicial.
5. **Caracterização Aerodinâmica:** A aplicação da metodologia semiempírica permitiu mapear a eficiência da frota. Concluiu-se que a configuração *lift+cruise* opera tipicamente com razões de planeio ( $L/D$ ) entre 10 e 14. A validação cruzada mostrou que o método analítico simplificado (com  $C_{D0}$  fixo) apresentou um desvio de apenas 2,9% em relação aos dados de literatura para o Cora, validando-o como ferramenta de triagem inicial.
6. **Validação Numérica via VLM:** As simulações no OpenVSP comprovaram o alto potencial aerodinâmico das asas de alto alongamento utilizadas nesta categoria, atingindo  $L/D$  superior a 18 para geometrias limpas. A análise também destacou a limitação do método de malha de

vórtices em capturar o arrasto de corpos rombudos, reforçando a necessidade de abordagens híbridas (*Drag Build-up*) para resultados realistas.

7. **Comparação e Validação Cruzada:** A triangulação dos métodos demonstrou que a abordagem semiempírica oferece o melhor equilíbrio para fases iniciais, prevendo a eficiência ( $L/D$ ) com desvios aceitáveis (erro de +2,9% para o Cora e -14% para o NASA). Já a simulação numérica via VLM, embora mais complexa, mostrou-se sensível à modelagem do arrasto parasita, exigindo correções analíticas para fornecer valores de desempenho alinhados com a operação real.

## 7.2 Limitações do Estudo

Apesar do rigor metodológico, o trabalho está sujeito a limitações inerentes à disponibilidade de dados e às ferramentas empregadas. As principais limitações identificadas foram:

- **Dependência de Dados Públicos:** A análise está limitada à precisão e disponibilidade de dados divulgados publicamente, que podem ser otimistas ou incompletos.
- **Incerteza e Simplificações nas Estimativas:** A metodologia semiempírica depende de suposições como um valor constante para o  $C_{D0}$ , que na realidade varia com a complexidade do projeto. Embora estatisticamente válido para a média, isso penaliza projetos aerodinamicamente refinados e favorece *designs* com maior área frontal.
- **Tamanho da Amostra:** O número de aeronaves com dados completos de peso ainda é relativamente pequeno, o que limita o poder estatístico dos modelos de regressão.
- **Heterogeneidade da Amostra:** A base de dados combina aeronaves certificadas com conceitos teóricos e protótipos de escalas variadas. Embora a segmentação por "Estágio" tenha mitigado este efeito, a precisão das regressões ainda é influenciada por dados declarados por fabricantes que podem ser otimistas. Isso resulta em coeficientes de determinação ( $R^2$ ) moderados (entre 0,44 e 0,51) nas regressões.
- **Limitações do Método VLM:** O solver VSPAERO (escoamento potencial) não modela a separação de fluxo nem o arrasto de pressão viscosa. Consequentemente, a interação aerodinâmica complexa entre os rotores de sustentação parados e a asa (efeito de esteira e bloqueio) não foi totalmente capturada nas simulações numéricas.

## 7.3 Recomendações para Trabalhos Futuros

Com base nas contribuições e limitações deste estudo, visando continuidade e aprofundamento, sugerem-se as seguintes frentes de trabalho:

- **Expansão e Segregação do Banco de Dados:** Continuar a alimentar o banco de dados com novos projetos e, conforme a amostra cresça, criar equações de regressão distintas para aeronaves puramente elétricas e híbridas. Isso visa reduzir o erro de estimativa de peso observado nos

estudos de caso, isolando a massa das baterias da massa dos geradores/combustível. Além disso, incluir outras configurações de eVTOL para permitir estudos comparativos.

- **Refinamento da Estimativa de Eficiência ( $L/D$ ):** Investigar métodos analíticos reversos que utilizem dados diretos do fabricante (como potência instalada, MTOW, velocidade máxima e área de asa estimada por vista superior) para deduzir a eficiência aerodinâmica em cruzeiro, reduzindo a dependência da suposição de um  $C_{D0}$  constante.
- **Refinamento dos Modelos de Arrasto:** Evoluir da polar de arrasto simplificada para um método de *Component Build-up* detalhado, somando as contribuições individuais de fuselagem, empenagem, naceles e interferências para uma predição mais fiel do  $C_{D0}$ .
- **Geração de Banco de Dados Aerodinâmico Sintético:** Realizar estudos paramétricos no OpenVSP, variando características geométricas (como afilamento, torção e alongamento) em torno da geometria base das aeronaves modeladas. Isso permitirá criar uma base de dados aerodinâmicos mais ampla para o treinamento de modelos de correlação mais robustos.
- **Análise Visual de Dispersão:** Implementar matrizes de dispersão (*scatter matrices* ou *pairplots*) para complementar a análise estatística. Isso permitirá identificar relações não lineares entre os parâmetros de projeto (que a matriz de Pearson não captura) e visualizar melhor a distribuição de *outliers* e agrupamentos de dados.
- **Desenvolvimento de Modelos Multivariáveis:** Evoluir para modelos de regressão que incluam mais variáveis (e.g., alcance, velocidade) para prever o peso vazio com maior fidelidade.
- **Segregação dos Modelos de Peso:** Com a expansão futura do banco de dados, recomenda-se criar equações de regressão distintas para aeronaves puramente elétricas e híbridas, visando reduzir o erro de estimativa observado nos estudos de caso.
- **Análise de Missão:** Integrar as polares de arrasto obtidas neste trabalho a um algoritmo de desempenho de missão para estimar o consumo energético e o alcance com maior precisão do que as correlações básicas de Breguet.
- **Integração de Análise de Custo e Ruído:** Expandir o escopo da análise para incorporar modelos para estimativa de custo e predição da assinatura acústica, fatores críticos para a viabilidade da UAM.
- **Simulação de Alta Fidelidade (CFD):** Realizar estudos em CFD (RANS) para investigar a interferência aerodinâmica entre os rotores verticais e a asa, quantificando a penalidade de arrasto dos rotores parados e o impacto na eficiência da asa.
- **Plataforma de Consulta Pública:** Finalizar o desenvolvimento e a implementação da plataforma web interativa para disponibilização pública do banco de dados, permitindo que a comunidade acadêmica visualize tendências e filtre aeronaves por parâmetros técnicos.

## REFERÊNCIAS

- AEROSPACE GLOBAL NEWS. **ANAC publish final airworthiness criteria for Eve's eVTOL**. [S. l.], 2024. Disponível em: <https://aerospaceglobalnews.com/news/anac-publish-final-airworthiness-criteria-for-eves-evtol/>. Acesso em: 24 nov. 2025.
- AIRBUS. **Vahana**: urban air mobility. Toulouse, França, 2019. Disponível em: <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/urban-air-mobility/cityairbus-nextgen/vahana>. Acesso em: 23 nov. 2025.
- AIRBUS. **ZEROe hydrogen-powered aircraft update**. Toulouse, França, 2024. Disponível em: <https://www.airbus.com/en/innovation/energy-transition/hydrogen/zeroe-our-hydrogen-powered-aircraft>. Acesso em: 01 out. 2025.
- AL-RUBAYE, S.; TSOURDOS, A.; NAMUDURI, K. Advanced air mobility operation and infrastructure for sustainable connected eVTOL vehicle. **Drones**, Basileia, v. 7, n. 5, p. 319, 2023.
- ALLIED MARKET RESEARCH INC. **Visão geral do relatório**. Portland, OR: Allied Market Research, 2022. Disponível em: <https://www.alliedmarketresearch.com/urban-air-mobility-uam-market-A06443>. Acesso em: 10 set. 2025.
- ALTOUQ, S. **Resilient power and propulsion system design for eVTOL aircraft**. 2024. Tese (Doutorado em Engenharia) — University of Strathclyde, Glasgow, Escócia, 2024.
- ANDERSON, J. D. **A history of aerodynamics and its impact on flying machines**. Cambridge: Cambridge University Press, 1999.
- ANDERSON, J. D. **Fundamentals of aerodynamics**. 3. ed. Nova York: McGraw-Hill, 2001.
- ARCHER AVIATION. **Midnight**: specifications and technical overview. San Jose, CA, 2025. Disponível em: <https://www.archer.com/aircraft>. Acesso em: 01 out. 2025.
- AYALEW, Y. *et al.* Data-driven urban air mobility flight energy consumption prediction and risk assessment. **Intelligent Systems with Applications**, Amsterdam, v. 17, p. 200173, 2023.
- BACCHINI, A.; CESTINO, E. Electric VTOL configurations comparison. **Aerospace**, Basileia, v. 6, n. 3, p. 26, 2019.
- BACCHINI, A. *et al.* Impact of lift propeller drag on the performance of evtol lift+cruise aircraft. **Aerospace Science and Technology**, Amsterdam, v. 106, p. 106010, 2020.
- BAJWA, O. I.; BALUCH, J. A.; SAEED, F. Machine learning approach for predicting key design parameters in uav conceptual design. **Ain Shams Engineering Journal**, [S. l.], v. 15, n. 6, p. 102693, 2024.
- BALLI, M. E. **eVTOL aircraft conceptual design and optimization**. 2019. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica) — Politecnico di Milano, Milão, Itália, 2019.
- BARNES, J. P. Configuration aerodynamics: classical methods applied. *In*: AIAA AVIATION 2020 FORUM, 2020, Reston. **Proceedings [...]**. Reston: AIAA, 2020. p. 2708. Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2020-2708>. Acesso em: 01 out. 2025.
- BRAVO-MOSQUERA, P. D.; CATALANO, F. M.; ZINGG, D. W. Unconventional aircraft for civil aviation: a review of concepts and design methodologies. **Progress in Aerospace Sciences**, Oxford, v. 131, p. 100813, 2022.

CARPENTER ELECTRIFICATION. **eVTOL 101: benefits of electric aircrafts**. Philadelphia, PA, 2023. Disponível em: <https://www.carpenterelectrification.com/blog/benefits-electric-aircrafts>. Acesso em: 01 out. 2025.

CHAKRABORTY, I.; MISHRA, A. Sizing and analysis of a lift-plus-cruise aircraft with electrified propulsion. **Journal of Aircraft**, Reston, v. 59, n. 6, p. 1–15, 2022.

CHAKRABORTY, I.; MISHRA, A. A.; MILLER, N. S. Design and sizing of an electrified lift-plus-cruise ducted fan aircraft. **Journal of Aircraft**, Reston, v. 60, n. 1, p. 16–32, 2023.

CHAMPASAK, P. *et al.* Grid-based many-objective optimiser for aircraft conceptual design with multiple aircraft configurations. **Engineering Applications of Artificial Intelligence**, Oxford, v. 126, p. 106951, 2023.

CHO, H. A study on the configuration modeling and aerodynamic analysis of small airplanes for flight training. **Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics**, Seoul, v. 28, n. 1, p. 1–8, 2020.

COURTIN, C. *et al.* A performance comparison of eSTOL and eVTOL aircraft. *In: AIAA AVIATION 2021 FORUM*, 2021, Reston. **Proceedings [...]**. Reston: AIAA, 2021. Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2021-3220>. Acesso em: 23 nov. 2025.

DARMSTADT, P. R. *et al.* **Reliability and safety assessment of urban air mobility concept vehicles**: Nasa contractor report n. nasa/cr-20210017188. Philadelphia, PA: The Boeing Company and NASA Ames Research Center, 2021. Disponível em: [https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20210017188/downloads/1540\\_Boeing%20NASA:CR-20210017188\\_FINAL\\_013122.pdf](https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20210017188/downloads/1540_Boeing%20NASA:CR-20210017188_FINAL_013122.pdf). Acesso em: 01 out. 2025.

DINC, A. *et al.* Multiple linear regression analysis-based weight estimation of turbofan engines. **International Review of Aerospace Engineering**, Praise Worthy Prize, Nápoles, Itália, v. 16, n. 1, p. 20–28, 2023.

DONATEO, T.; ÇINAR, H. Conceptual design and sizing optimization based on minimum energy consumption of lift-cruise type evtol aircraft powered by battery and fuel cell for urban air mobility. **Journal of Physics**, Bristol, UK, v. 2385, n. 1, p. 012072, 2022.

DU, Y. *et al.* An efficient parametric modeling, evaluation and optimization strategy for aerodynamic configuration design of eVTOL aircraft. **Aerospace Research Communications**, Lausanne, Suíça, v. 3, p. 14986, 2025. Disponível em: <https://www.frontierspartnerships.org/articles/10.3389/arc.2025.14986>. Acesso em: 23 nov. 2025.

EHANG HOLDINGS LIMITED. **EHang official website**. Guangzhou, China, 2024. Disponível em: <https://www.ehang.com/>. Acesso em: 23 nov. 2025.

EUROPEAN UNION AVIATION SAFETY AGENCY. **EASA steps up regulatory framework for innovative air mobility**. Cologne: EUROPEAN UNION AVIATION SAFETY AGENCY, 2024. Disponível em: <https://www.easa.europa.eu/en/newsroom-and-events/news/easa-steps-regulatory-framework-innovative-air-mobility>. Acesso em: 01 out. 2025.

EUROPEAN UNION AVIATION SAFETY AGENCY. **European Aviation Environmental Report 2025: executive summary**. Cologne: EASA, 2025. Disponível em: [https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/eaer-downloads/EASA\\_EAER\\_2025\\_BROCHURE\\_pt\\_v3.pdf](https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/eaer-downloads/EASA_EAER_2025_BROCHURE_pt_v3.pdf). Acesso em: 01 out. 2025.

EUROPEAN UNION AVIATION SAFETY AGENCY. **Special condition for VTOL and means of compliance**. Issue 01. Cologne, 2025. Disponível em: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/product-certification-consultations/special-condition-vtol>. Acesso em: 01 out. 2025.

- EVE AIR MOBILITY. **Brand center images**. Melbourne, FL, 2024. Disponível em: <https://www.eveairmobility.com/brand-center/>. Acesso em: 23 nov. 2025.
- EVE AIR MOBILITY. **Eve Air Mobility**: technical and certification brief. Melbourne, FL, 2025. Disponível em: <https://www.eveairmobility.com>. Acesso em: 01 out. 2025.
- FARD, M. T. *et al.* Aircraft distributed electric propulsion technologies: a review. **IEEE Transactions on Transportation Electrification**, Nova York, NY, v. 8, n. 4, p. 4067–4090, 2022.
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Urban air mobility concept of operations v2.0**. Washington, DC, 2023. Disponível em: <https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/Urban-Air-Mobility-Concept-of-Operations-2.0.pdf>. Acesso em: 01 out. 2025.
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Airworthiness criteria for eVTOL aircraft: advanced air mobility (AAM) implementation plan**. Washington, DC, 2025. Disponível em: <https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/AAM-I28-Implementation-Plan.pdf>. Acesso em: 01 out. 2025.
- FORTUNE BUSINESS INSIGHTS. **Advanced air mobility market size, share, forecast, 2025-2032**. Pune, Índia, 2024. Disponível em: <https://www.fortunebusinessinsights.com/advanced-air-mobility-market-113574>. Acesso em: 01 out. 2025.
- FRANCISCONE, B. G.; FERNANDES, E. Challenges to the operational safety and security of evtol aircraft in metropolitan regions: a literature review. **Journal of Airline Operations and Safety**, [s. l.], v. 2, n. 1, p. 44, 2023.
- GARROW, L. A.; GERMAN, B.; SCHWAB, N. T. A proposed taxonomy for advanced air mobility. *In: AIAA AVIATION 2022 FORUM*, 2022, Reston. **Proceedings [...]**. Reston: AIAA, 2022. p. 3321.
- GOYAL, R.; COHEN, A. P. Advanced air mobility: opportunities and challenges deploying eVTOLs for air ambulance service. **Applied Sciences**, Basileia, v. 12, n. 3, p. 1183, 2022.
- GRANADO, L. *et al.* Machine learning predictions of lithium-ion battery state-of-health for evtol applications. **Journal of Power Sources**, Amsterdam, v. 548, p. 232051, 2022.
- HA, T. H.; LEE, K.; HWANG, J. T. Large-scale multidisciplinary optimization under uncertainty for electric vertical takeoff and landing aircraft. *In: AIAA SCITECH 2020 FORUM*, 2020, Orlando, FL. **Proceedings [...]**. Reston: AIAA, 2020. p. 0904.
- HAGAG, N. *et al.* Maximum total range of eVTOL under consideration of realistic operational scenarios. *In: SESAR INNOVATION DAYS*, 11., 2021, Online. **Proceedings [...]**. [S. l.]: SESAR Joint Undertaking, 2021. p. 7–9.
- HIRSCHBERG, M. **A thousand splendid eVTOL designs**. [S. l.]: Forbes, 2024. Publicado em: 31 maio 2025. Disponível em: <https://www.forbes.com/sites/mikehirschberg/2024/05/31/a-thousand-splendid-evtol-designs/>. Acesso em: 01 out 2025.
- HORVATH, B. L.; WELLS, D. P. Comparison of aircraft conceptual design weight estimation methods to the flight optimization system. *In: AIAA AEROSPACE SCIENCES MEETING*, 2018, Kissimmee, FL. **Proceedings [...]**. Reston, VA: AIAA, 2018. p. 2032. Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2018-2032>. Acesso em: 24 nov. 2025.
- HOUGHTON, E. *et al.* Chapter 7: Wing theory. *In: Aerodynamics for engineering students*. 5. ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2003. p. 315–366.
- HU, L.; YAN, X.; YUAN, Y. Development and challenges of autonomous electric vertical take-off and landing aircraft. **Heliyon**, [S. l.], v. 11, n. 1, p. e41055, 2025.

HYODO, S.; LEI, Z. Numerical investigation of flow and flight performance of lift+cruise type eVTOL aircraft by a panel method. *In: ASIA-PACIFIC INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON AEROSPACE TECHNOLOGY, 2023, [S. l.]. Proceedings [...]. [S. l.]: APISAT, 2023. p. 1412–1430.*

INTERNATIONAL AIR TRANSPORT ASSOCIATION. **Net zero roadmaps.** [S. l.], 2023. Disponível em: <https://www.iata.org/en/programs/sustainability/flynetzero/roadmaps/>. Acesso em: 01 out. 2025.

INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION. **Environmental trends in aviation to 2070.** [S. l.], 2025. 28 p. Disponível em: <https://www.icao.int/sites/default/files/environmental-protection/Documents/EnvironmentalReports/2025/ICAO-EnvReport-2025.pdf>. Acesso em: 01 out. 2025.

JOBY AVIATION. **Joby Aviation official website.** Santa Cruz, CA, 2024. Disponível em: <https://www.jobyaviation.com/>. Acesso em: 23 nov. 2025.

KABASHKIN, I. Multidimensional taxonomies for research, development, and implementation of electric aircraft ecosystem. **Machines**, Basileia, v. 12, n. 9, p. 645, 2024.

KANEKO, S.; MARTINS, J. R. Simultaneous optimization of design and takeoff trajectory for an eVTOL aircraft. **Aerospace Science and Technology**, Amsterdam, v. 155, p. 109617, 2024.

KATZ, J.; PLOTKIN, A. **Low-speed aerodynamics.** Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2001. ISBN 978-0-521-78162-2.

KIESEWETTER, L. *et al.* A holistic review of the current state of research on aircraft design concepts and consideration for advanced air mobility applications. **Progress in Aerospace Sciences**, Oxford, v. 142, p. 100949, 2023.

KINNEY, D. **VSPAERO user manual.** [S. l.], 2024. NASA OpenVSP Team. Disponível em: <https://openvsp.org/wiki/doku.php?id=start>. Acesso em: out. 2025.

KONSTANTINOV, S. G. *et al.* Comparative study of coaxial main rotor aerodynamics in the hover with the usage of two methods of computational fluid dynamics. **Journal of Aerospace Technology and Management**, São José dos Campos, v. 13, p. e1821, 2021.

KUSMIEREK, A. *et al.* Hybrid fuel-electric multi-engine testbed: results of the research. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, Bingley, UK, v. 97, n. 9, p. 1051–1067, 2025.

LEE, D.; YEE, K. Novel electric propulsion system analysis method for electric vertical takeoff and landing aircraft conceptual design. **Journal of Aircraft**, Reston, v. 61, n. 2, p. 375–391, 2024.

LEE, G.; HORN, J. F.; SAETTI, U. Analysis of aerodynamic interaction effects on eVTOL stability and control using prescribed and free wake models. *In: AIAA AVIATION FORUM AND ASCEND 2025, 2025, Las Vegas, NV. Proceedings [...]. Reston: AIAA, 2025. p. 3845.* Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2025-3845>. Acesso em: 01 out. 2025.

LEISHMAN, J. G. **Principles of helicopter aerodynamics.** 2. ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2006.

LEISHMAN, J. G. Flight range & endurance. *In: Introduction to aerospace flight vehicles.* Daytona Beach, FL: EaglePubs, 2023. Disponível em: <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/flight-range-endurance/>. Acesso em: 24 nov. 2025.

LI, W. *et al.* Energy consumption modeling and optimization of an eVTOL aircraft: integrating weight, motor, and battery dynamics. **Energy**, Oxford, v. 325, p. 136229, 2025.

LILIUM N.V. **Lilium and GE Aerospace partner to deliver eVTOL flight safety.**

Munique, Alemanha, 2024. Disponível em: <https://lilium.com/newsroom-detail/lilium-ge-aerospace-partner-to-deliver-evtol-flight-safety>. Acesso em: 23 nov. 2025.

LIM, T. S. Aerodynamic modeling of a finite wing using vortex lattice method and panel method. *In: AIAA REGIONAL STUDENT CONFERENCES, 2023, [S. l.]. Proceedings [...].* Reston: AIAA, 2023. p. 72770.

LIU, M. *et al.* Flight analysis and optimization design of vectored thrust evtol based on cooperative flight/propulsion control. **Aerospace Science and Technology**, Amsterdam, v. 149, p. 109143, 2024. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963824002761>. Acesso em: 21 nov. 2025.

MA, T. *et al.* A conceptual design and optimization approach for distributed electric propulsion eVTOL aircraft based on ducted-fan wing unit. **Aerospace**, Basileia, v. 9, n. 11, p. 690, 2022.

MA, Y.; YAN, J.; ELHAM, A. Initial weight estimation of twin-fuselage configuration in aircraft conceptual design. **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering**, Londres, v. 237, n. 1, p. 130–140, 2023.

MAK, B. *et al.* Characterization of low-latency next-generation evtol communications: From channel modeling to performance evaluation. **Electronics**, Basileia, v. 12, n. 13, p. 2838, 2023.

MALPICA, C.; SUH, P.; SILVA, C. Flight dynamics conceptual design exploration of multirotor evtol. *In: VERTICAL FLIGHT SOCIETY'S (VFS) ANNUAL FORUM, 80., 2024, Montréal, Canada. Proceedings [...].* Montréal, Canada: Vertical Flight Society, 2024.

MARTELLO, N. C. **Modelling and integration of an eVTOL UAV.** 2020. Dissertação (Mestrado em Engenharia) — Politecnico di Milano, Milão, 2020.

MARZOUGUI, T.; NEUHAUS, K.; LABRACHERIE, L. Optimal sizing of hybrid electric propulsion system for eVTOL. *In: IOP Conference Series: Materials Science and Engineering.* Bristol, UK: IOP Publishing, 2022. v. 1226, n. 1, p. 012070.

MARZOUK, O. A. Aerial e-mobility perspective: Anticipated designs and operational capabilities of evtol urban air mobility (uam) aircraft. **Edelweiss Applied Science and Technology**, [S. l.], v. 9, n. 1, p. 413–442, 2025.

MAY, M. S.; MILZ, D.; LOOYE, G. Dynamic modeling and analysis of tilt-wing electric vertical take-off and landing vehicles. *In: AIAA SCITECH 2022 FORUM, 2022, San Diego, CA. Proceedings [...].* Reston: AIAA, 2022. p. 0263. Disponível em: [https://elib.dlr.de/147958/1/AIAA\\_Scitech\\_2022\\_Dynamic\\_Modeling\\_.pdf](https://elib.dlr.de/147958/1/AIAA_Scitech_2022_Dynamic_Modeling_.pdf). Acesso em: 23 nov. 2025.

MORADI, N.; WANG, C.; MAFAKHERI, F. Urban air mobility for last-mile transportation: A review. **Vehicles**, Basileia, v. 6, n. 3, p. 1383–1414, 2024.

MORGAN STANLEY. **Top eVTOL stocks to watch in 2025:** investment opportunities in urban air mobility. Nova York, NY, 2025. Publicado em: 06 Abr. 2025. Disponível em: <https://businessaviation.aero/evtol-news-and-electric-aircraft-news/advanced-air-mobility/top-evtol-stocks-to-watch-in-2025-investment-opportunities-in-urban-air-mobility>. Acesso em: 01 out. 2025.

NASA LANGLEY RESEARCH CENTER. **OpenVSP:** open vehicle sketch pad. Hampton, VA, 2012. Disponível em: <https://openvsp.org/learn.shtml>. Acesso em: 24 nov. 2025.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **UAM reference vehicles**. Hampton, VA, 2018. NASA Langley Research Center. Disponível em: <https://sacd.larc.nasa.gov/uam-refs/>. Acesso em: 24 nov. 2025.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Advanced air mobility mission overview**. Washington, DC, 2024. Disponível em: <https://www.nasa.gov/aam/>. Acesso em: 01 out. 2025.

NEWMAN, D. I. **Coming to terms**: taxonomy of VTOL aircraft configuration types (part 1). Fairfax, VA: eVTOL.news, 2022. Disponível em: <https://evtol.news/news/coming-to-terms-taxonomy-of-vtol-aircraft-configuration-types-part-1>. Acesso em: 23 nov. 2025.

NYGREN, K. P.; SCHULZ, R. R. Breguet's formulas for aircraft range & endurance: an application of integral calculus. *In*: ASEE ANNUAL CONFERENCE, 1996, Washington, DC. **Proceedings [...]**. Washington, DC: ASEE, 1996. p. 1–90.

PARK, J.; JEONG, T.; YEE, K. Refined air-cooled battery sizing process for conceptual design of eVTOL aircraft. **Applied Energy**, Amsterdam, v. 377, p. 124567, 2025. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0306261924019500>. Acesso em: 24 nov. 2025.

PARK, J. *et al.* A refined sizing method of fuel cell-battery hybrid system for eVTOL aircraft. **Applied Energy**, Amsterdam, v. 328, p. 120160, 2022. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0306261922014179>. Acesso em: 24 nov. 2025.

PHILLIPS, W. Lifting-line analysis for twisted wings and washout-optimized wings. **Journal of Aircraft**, Reston, v. 41, n. 1, p. 128–136, 2004. Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.262>. Acesso em: 01 out. 2025.

PINZON, S. **Wing optimization technique based on vortex lattice theory**. 2008. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeroespacial) — Embry-Riddle Aeronautical University, Daytona Beach, FL, 2008.

POLLARD, B. P.; WELSTEAD, J. R.; WHITESIDE, S. K. S. **Design of a multi-tiltrotor concept vehicle for urban air mobility**. Hampton, VA, 2021. NASA Langley Research Center. Relatório técnico NASA/TM-20210017998. Disponível em: <https://sacd.larc.nasa.gov/wp-content/uploads/sites/167/2023/07/202305-Multi-Tiltrotor-Publication.pdf>. Acesso em: 24 out. 2025.

PRECEDENCE RESEARCH. **Urban air mobility market size and forecast 2025 to 2034**. Ottawa, Canadá, 2025. Disponível em: <https://www.precedenceresearch.com/urban-air-mobility-market>. Acesso em: 01 out. 2025.

PREIS, L.; HERNICZEK, M. T. K.; GERMAN, B. J. Assessing prominent eVTOLs based on vertiport throughput, noise, and speed using multi-dimensional pareto fronts. **Aerospace Science and Technology**, Amsterdam, v. 159, p. 109971, 2025.

RAO, J. P.; CHIMATA, S. N. Machine learning-based surrogates for evtol performance prediction and design optimization. **Metascience Aerospace**, Amsterdam, v. 1, p. 246–267, 2024.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design**: A conceptual approach. 6. ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018. ISBN 978-1624104462.

RENDÓN, M. A. *et al.* Aircraft hybrid-electric propulsion: development trends, challenges and opportunities. **Journal of Control, Automation and Electrical Systems**, Berlin, Heidelberg, v. 32, n. 5, p. 1244–1268, 2021.

- RIVERA, V. F. *et al.* Assessment of advanced air mobility vehicle integration at the orlando international airport. **Aerospace**, Basileia, v. 12, n. 5, p. 391, 2025. Disponível em: <https://www.mdpi.com/2226-4310/12/5/391>. Acesso em: 01 out. 2025.
- ROSKAM, J. **Airplane design part I: preliminary sizing of airplanes**. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1989. ISBN 978-1884885426.
- ROSKAM, J. **Methods for estimating drag polars of subsonic airplanes**. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1990. ISBN 978-1884885334.
- ROSTAMI, M. *et al.* EVTOL tilt-wing aircraft design under uncertainty using a multidisciplinary possibilistic approach. **Aerospace**, Basileia, v. 10, n. 8, p. 718, 2023.
- SADRAEY, M. H. **Aircraft performance: an engineering approach**. Boca Raton, FL: CRC Press, 2012. ISBN 978-1-4398-7626-8.
- SALEM, K. A. *et al.* A review of novel and non-conventional propulsion integrations for next-generation aircraft. **Designs**, Basileia, v. 8, n. 2, p. 20, 2024.
- SARKAR, M. *et al.* A data-driven approach for performance evaluation of autonomous eVTOLs. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**, Nova York, NY, v. 61, n. 2, p. 3626–3641, 2025.
- SAROJINI, D. *et al.* Large-scale multidisciplinary design optimization of an eVTOL aircraft using comprehensive analysis. *In: AIAA SCITECH 2023 FORUM*, 2023, National Harbor, MD. **Proceedings [...]**. Reston: AIAA, 2023. p. 146.
- SENKANS, E. *et al.* A first-principle power and energy model for evtol vehicles. *In: AIAA AVIATION 2021 FORUM*, 2021, Online. **Proceedings [...]**. Reston: AIAA, 2021. p. 3169.
- SHAHID, A. *et al.* Comparison of flow-solvers: linear vortex lattice method and higher-order panel method with analytical and wind tunnel data. *In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON COMPUTING, MATHEMATICS AND ENGINEERING TECHNOLOGIES (ICOMET)*, 3., 2020, Sukkur, Pakistan. **Proceedings [...]**. Sukkur, Pakistan: IEEE, 2020. p. 1–7.
- SHAN, W. *et al.* Hybrid electric propulsion design and analysis based on regional aircraft mission. **World Electric Vehicle Journal**, Basileia, v. 16, n. 4, p. 212, 2025.
- SHERIDAN, C. N.; PHAM, D. D.; WHITESIDE, S. Evaluation of VSPAERO analysis capabilities for conceptual design of aircraft with propeller-blown wings. *In: AIAA AVIATION 2021 FORUM*, 2021, Online. **Proceedings [...]**. Reston: AIAA, 2021. p. 2510.
- SILVA, C. *et al.* Vtol urban air mobility concept vehicles for technology development. *In: AVIATION TECHNOLOGY, INTEGRATION, AND OPERATIONS CONFERENCE*, 2018, Atlanta, GA. **Proceedings [...]**. Reston: AIAA, 2018. p. 3847. Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2018-3847>. Acesso em: 21 nov. 2025.
- SIMMONS, B. M.; MURPHY, P. Aero-propulsive modeling for tilt-wing, distributed propulsion aircraft using wind tunnel data. **Journal of Aircraft**, Reston, v. 59, n. 5, p. 1162–1178, 2022. Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.C036351>. Acesso em: 24 nov. 2025.
- STELLA TECNOLOGIA. **The challenge of eVTOLS between ambition and reality**. Duque de Caxias, RJ, 2025. Publicado em: 11 fev. 2025. Disponível em: <https://www.stellatecnologia.com/en/the-challenge-of-evtols-between-ambition-and-reality/>. Acesso em: 23 nov. 2025.

- SU, J. *et al.* Evtol performance analysis: A review from control perspectives. **IEEE Transactions on Intelligent Vehicles**, Nova York, NY, v. 9, n. 5, p. 4877–4889, 2024. Disponível em: <https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/10496812>. Acesso em: 23 nov. 2025.
- SUN, X. *et al.* A methodology for constructing the aircraft design schema. **Chinese Journal of Aeronautics**, Pequim, v. 36, n. 8, p. 148–167, 2023.
- TAFLAN, M.; SMITH, H.; LOUGHLAN, J. Structural sizing and mass estimation of transport aircraft wings with distributed, hydrogen, and electric propulsions. **The Aeronautical Journal**, Cambridge, v. 129, n. 1333, p. 690–716, 2025.
- TAYLOR, J. D.; HUNSAKER, D. Minimum induced drag for tapered wings including structural constraints. **Journal of Aircraft**, Reston, v. 57, n. 4, p. 782–786, 2020.
- TRAUB, L. W. Range and endurance estimates for battery-powered aircraft. **Journal of Aircraft**, Reston, v. 48, n. 2, p. 703–707, 2011.
- TUGNOLI, M. *et al.* Mid-fidelity approach to aerodynamic simulations of unconventional VTOL aircraft configurations. **Aerospace Science and Technology**, Amsterdam, v. 115, p. 106804, 2021.
- UGWUEZE, O. *et al.* An efficient and robust sizing method for eVTOL aircraft configurations in conceptual design. **Aerospace**, Basileia, v. 10, n. 3, p. 311, 2023.
- VERTICAL FLIGHT SOCIETY. **eVTOL aircraft directory**. Fairfax, VA, 2024. Disponível em: <https://evtol.news/aircraft>. Acesso em: 23 nov. 2025.
- VERTICAL FLIGHT SOCIETY. **Kitty Hawk (Wisk) Cora**. Fairfax, VA, 2024. Disponível em: <https://evtol.news/kitty-hawk-cora>. Acesso em: 24 nov. 2025.
- VERTICAL FLIGHT SOCIETY. **NASA Lift+Cruise**. Fairfax, VA, 2024. Disponível em: <https://evtol.news/nasa-lift-cruise>. Acesso em: 23 nov. 2025.
- VOLOCOPTER GMBH. **VoloConnect expanding Volocopter’s coverage of the urban air mobility ecosystem**. Bruchsal, Alemanha, 2021. Publicado em: 17 maio 2021. Disponível em: <https://www.volocopter.com/en/newsroom/voloconnect-expanding-volocopters-coverage-of-the-urban-air-mobility-ecosystem>. Acesso em: 23 nov. 2025.
- VOLOCOPTER GMBH. **Volocopter’s 4-seater eVTOL takes first flight**. Bruchsal, Alemanha, 2022. Publicado em: 7 jun. 2022. Disponível em: <https://www.volocopter.com/en/newsroom/volocopters-4-seater-evtol-takes-first-flight>. Acesso em: 23 nov. 2025.
- WANG, B. *et al.* Large-scale mdo under uncertainty of an evtol aircraft using dimension reduction via global sensitivity analysis. *In: AIAA AVIATION FORUM AND ASCEND 2025*, 2025, Las Vegas, NV. **Proceedings [...]**. Reston: AIAA, 2025. p. 3344. Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2025-3344>. Acesso em: 21 nov. 2025.
- WANG, H.; LI, P.; WU, D. A novel aerodynamic modeling method based on data for tiltrotor eVTOL. **Applied Sciences**, Basileia, v. 14, n. 10, p. 4055, 2024. Disponível em: <https://www.mdpi.com/2076-3417/14/10/4055>. Acesso em: 21 nov. 2025.
- WEITSMAN, D.; GREENWOOD, E. Parametric study of eVTOL rotor acoustic design trades. *In: AIAA SCITECH 2021 FORUM*, 2021, Online. **Proceedings [...]**. Reston: AIAA, 2021. p. 1987. Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2021-1987>. Acesso em: 24 nov. 2025.

WINTER, T. *et al.* Conceptual design structural sizing for urban air mobility. *In: AIAA SCITECH 2021 FORUM*, 2021, Online. **Proceedings [...]**. Reston: AIAA, 2021. p. 1722. Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2021-1722>. Acesso em: 24 nov. 2025.

XIANG, S. *et al.* Autonomous eVTOL: A summary of researches and challenges. **Green Energy and Intelligent Transportation**, Amsterdam, v. 3, n. 1, p. 100140, 2024. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2773153723000762>. Acesso em: 23 nov. 2025.

XIE, Y. *et al.* Review of hybrid electric powered aircraft, its conceptual design and energy management methodologies. **Chinese Journal of Aeronautics**, Beijing, v. 34, n. 5, p. 57–75, 2021.

YANG, L.; XIE, C.; YANG, C. Geometrically exact vortex lattice and panel methods in static aeroelasticity of very flexible wing. **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering**, Londres, v. 234, n. 3, p. 742–759, 2020.

ZAMMIT, K. *et al.* Vortex lattice CFD application and modeling validation for ground effect aircraft. **WSEAS Transactions on Fluid Mechanics**, [S. l.], v. 19, p. 49–58, 2024.

ZEROAVIA. **ZeroAvia advancing hydrogen aviation in 2025**. Hollister, CA, 2025. Post institucional. Disponível em: <https://zeroavia.com/blogs/advancing-hydrogen-aviation-in-2025-the-4-pillars-of-success/>. Acesso em: 01 out. 2025.

ZHANG, J.; LIU, Y.; YAO, K. Overall eVTOL aircraft design for advanced air mobility. **Green Energy and Intelligent Transportation**, Amsterdam, v. 3, n. 6, p. 100150, 2024.

ZHENG, W. **Aerodynamic survey of lift-plus-cruise eVTOL geometries and respective drag reduction elements using RANS**. 2023. Tese (Doutorado em Engenharia Aeroespacial) — University of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana, IL, 2023.

## APÊNDICE A – DADOS TÉCNICOS DA FROTA LIFT+CRUISE

Este apêndice apresenta a relação das aeronaves catalogadas no banco de dados desenvolvido neste trabalho, contendo os principais parâmetros técnicos utilizados nas análises estatísticas e aerodinâmicas. Os dados foram compilados a partir de especificações de fabricantes e relatórios técnicos, classificados por estágio de desenvolvimento.

Tabela 24 – Compilação técnica detalhada da frota Lift+CruiSe

<b>Fabr.</b>	<b>Modelo</b>	<b>Comp. (m)</b>	<b>Env. (m)</b>	<b>MTOW (kg)</b>	<b>Vazio (kg)</b>	<b>Carga (kg)</b>	<b>Pax</b>	<b>Alc. (km)</b>	<b>Aut. (min)</b>	<b>Vel. (km/h)</b>	<b>Estágio</b>
Beta Technolo.	ALIA-250	12	15.2	2750	-	-	5	463	120	275	Produção
Pipistrel	Nuuva V300	11.3	13.2	1700	460	-	0	1111	720	220	Produção
Elroy Air	Chaparral C1	5.9	8.0	865	-	-	0	482	-	230	Produção
Volkswagen Ch.	V.MO	10.6	11.2	900	-	-	4	200	60	200	Produção
Aerospace Tim.	Feipeng FP-981C	5.3	9	400	300	-	-	700	60	115	Produção
ARC Aerosyste.	C-600	6.7	8.2	600	450	-	-	217	100	150	Produção
Ascendance F.	ATEA	-	-	2000	-	-	5	400	120	200	Produção
AutoFlight	V400 Albatros.	6.7	9	400	300	-	-	300	-	-	Produção
Vertical Aero.	VX4	13	15	3200	-	-	5	160	60	240	Produção
Wisk (Boeing)	Gen 6	-	15	2400	-	-	4	144	45	222	Produção
Archer Aviati.	Midnight	11.5	14.5	2900	-	-	5	160	60	240	Produção
Eve Air Mobil.	Eve V-1	-	15	2800	-	-	5	100	-	200	Produção
Joby Aviation	S4	7.3	11.6	2400	1950	-	5	160	-	320	Produção
Lilium	Lilium Jet	8.7	13.9	3175	-	-	7	250	60	280	Produção
Airbus	Vahana	5.7	6.2	815	475	-	1	50	20	185	Protótipo
Aurora Flight	PAV	-	8.5	600	420	-	2	80	30	180	Protótipo
AutoFlight	Prosperity I	-	12.8	1500	1000	-	4	250	75	200	Protótipo
Beta Technolo.	ALIA-250 (P)	12	15.2	3175	-	-	6	460	-	270	Protótipo
EHang	VT-30	-	9.4	950	-	-	2	300	100	100	Protótipo
Honda	eVTOL	-	10	1200	-	-	4	400	-	250	Protótipo
Kitty Hawk	Heaviside	-	6	400	-	-	1	160	35	290	Protótipo

Continua...

Tabela 24 – continuação

<b>Fabr.</b>	<b>Modelo</b>	<b>Comp.</b>	<b>Env.</b>	<b>MTOW</b>	<b>Vazio</b>	<b>Carga</b>	<b>Pax</b>	<b>Alc.</b>	<b>Aut.</b>	<b>Vel.</b>	<b>Estágio</b>
Wisk	Cora	-	11	1224	643	-	2	100	35	180	Protótipo
NASA	Lift+Cruise	9.1	15.4	2727	2099	-	6	139	37	226	Protótipo
Opener	BlackFly	-	4.1	142	-	-	1	40	25	100	Protótipo
Supernal	S-A1	-	15	2800	-	-	5	100	-	290	Protótipo
Volocopter	VoloRegion	-	12	900	600	-	4	100	-	180	Protótipo
Volkswagen	V.MO	10.6	11.2	2300	-	-	4	200	60	200	Protótipo
Xpeng	X2	4.9	5	560	-	-	2	75	35	130	Protótipo
ZeroAvia	ZA600	-	-	2000	-	-	19	500	60	300	Protótipo
Aerofugia	AE200	-	13	2500	-	-	5	300	-	250	Conceito
ARC Aerosyste.	Q-Starling	9.5	7.5	1040	726	-	2	800	100	460	Conceito
Bell	Nexus 4EX	-	15	3175	-	-	5	95	25	241	Conceito
Dufour Aerosp.	Aero3	11.5	13.5	2800	1500	-	5	1020	180	350	Conceito
Embraer	Pulse	-	11	1800	-	-	4	250	-	200	Conceito
GKN Aerospace	Skybus	-	22	4500	-	-	30	100	-	200	Conceito
Hien Aero Tec.	HIEN	8	12	100	-	-	5	150	-	180	Conceito
Horizon Aircr.	Cavorite X7	11.5	15	2500	1814	-	7	1450	-	450	Conceito
MEVA Aerospace	MEVA X-1	-	-	1400	-	-	5	100	-	250	Conceito

Fonte: Produção do próprio autor. (-) indica dado não disponível.