

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE
ENGENHARIA AEROESPACIAL

FERNANDO AUGUSTO NETO EHMKE

ANÁLISE MULTIDISCIPLINAR DA VIABILIDADE DE UM EVTOL PARA O
MERCADO DE PERSONAL JETS

Joinville
2025

FERNANDO AUGUSTO NETO EHMKE

ANÁLISE MULTIDISCIPLINAR DA VIABILIDADE DE UM EVTOL PARA O
MERCADO DE PERSONAL JETS

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

Orientador(a): Dr Antônio Otaviano Dourado

Joinville
2025

FERNANDO AUGUSTO NETO EHMKE

ANÁLISE MULTIDISCIPLINAR DA VIABILIDADE DE UM EVTOL PARA O
MERCADO DE PERSONAL JETS

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

Joinville (SC), 28 de Novembro de 2025.

Banca Examinadora:

Prof. Dr. Antônio Otaviano Dourado
Orientador/Presidente
UFSC

Prof. Dr. Lucas Novelino Abdala
Membro(a)
ITA

Profa. Dra. Talita Sauter Possamai
Membro(a)
UFSC

Aos meus pais, que tanto me ajudaram em tudo na vida e que nunca desistiram de mim - até quando eu mesmo havia.

AGRADECIMENTOS

Ao meu orientador, Prof. Dr. Antônio Otaviano Dourado, por me colocar no caminho da realização deste projeto, e por sempre trazer ótimas ideias e novas empreitadas em nossas discussões.

A todos os educadores que me trouxeram até aqui, desde meus primeiros passos em uma sala de aula até meu caminhar na universidade.

À Amabili, que quase sempre ficou acordada comigo nas longas sessões de estudo e escrita deste trabalho, me ajudando a manter o foco.

Ao Thor, que me ajudou a lembrar quem eu sou e do que sou capaz.

“ O que você deve fazer e a maneira como deve fazer é incrivelmente simples. Estar disposto a fazer é outra questão. ”

Peter Drucker

RESUMO

A aplicação de aeronaves eVTOL na mobilidade aérea avançada tem sido o centro de discussões sobre o futuro da aviação, além de alvo de investimentos e críticas em semelhante escala. Considerado o principal mercado da aviação elétrica nas décadas seguintes, a introdução imediata da classe enfrenta complexos desafios e barreiras. Projetos atuais da área dependem de previsões ambiciosas de evolução tecnológica para operação nas características de design, além de incerteza acerca dos fatores econômicos de venda e operação da aeronave.

Este trabalho analisa a viabilidade do desenvolvimento de um eVTOL para entrada no segmento de personal jets à partir de duas perspectivas de projeto preliminar, estudando a competitividade da solução ao compará-la com alternativas tradicionais do mercado de aviação por meio de um *business case* e uma análise de engenharia de sistemas.

Por fim, estima-se o gasto energético da aeronave em missão para encontrar a densidade energética de bateria necessária para entrada em serviço do modelo, principal limitação tecnológica enfrentada pela classe.

Palavra-chave: eVTOL. Business case. Engenharia de Sistemas. Aviação elétrica. Personal jet.

ABSTRACT

The application of eVTOL aircraft in advanced air mobility has been the focus of discussions about the future of aviation, as well as the target of investments and criticism on a similar scale. Considered the main market for electric aviation in the coming decades, the immediate introduction of this class faces complex challenges and barriers.

Current projects in this area depend on ambitious forecasts of technological evolution for operation based on design characteristics, in addition to uncertainty regarding the economic factors of aircraft sales and operation.

This work analyzes the feasibility of developing an eVTOL for entry into the personal jet segment from two preliminary design perspectives, studying the competitiveness of the solution by comparing it with traditional alternatives in the aviation market through a business case and a systems engineering analysis.

Finally, the aircraft's energy needs are estimated to find the required battery energy density for the model's entry into service, the main technological limitation faced by this class.

Keywords: eVTOL. Business case. Systems Engineering. Electrical Aviation. Personal jet.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Histórico de energia específica de baterias.	17
Figura 2 – Airbus Vahana eVTOL tiltwing tandem.	18
Figura 3 – Cirrus SF50, a única aeronave atualmente atendendo o mercado de personal jets	20
Figura 4 – Processos de desenvolvimento do método NASA de engenharia de sistemas.	26
Figura 5 – Fluxograma de design dos processos iniciais da metodologia NASA	28
Figura 6 – Fluxograma de processos de definição de expectativas de stakeholders.	29
Figura 7 – Fluxograma de processos de definição de requisitos técnicos.	32
Figura 8 – Fluxograma de processos de decomposição lógica.	34
Figura 9 – Fluxograma de processos de definição de solução de design.	35
Figura 10 – Arquitetura básica de uma <i>design structure matrix</i>	36
Figura 11 – Arquitetura básica de uma casa de qualidade para aplicação de <i>quality function deployment</i>	37
Figura 12 – Diagrama de restrições típico para aeronaves à hélice.	39
Figura 13 – Análise de características de alternativas comuns de baterias.	41
Figura 14 – Densidade energética teórica para diferentes reações químicas propostas para utilização em baterias.	42
Figura 15 – Previsões de desenvolvimento de densidade energética de baterias.	43
Figura 16 – Helicóptero Bell 407 utilizado para estimativa de custos.	48
Figura 17 – Cirrus SF50 realizando descida de emergência com paraquedas. . .	52
Figura 18 – Principais arquiteturas de design de eVTOL.	72
Figura 19 – Arquiteturas de design aplicadas para missões com requisitos de performance distintos.	73
Figura 20 – Modelo da solução de design proposta no software <i>OpenVSP</i>	79
Figura 21 – Coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque, calculado no software <i>OpenVSP</i>	80
Figura 22 – Requisitos de <i>Airframe</i>	107
Figura 23 – Requisitos de cabine/interior	108
Figura 24 – Requisitos de propulsão	109
Figura 25 – Requisitos de controle	110
Figura 26 – Requisitos de sistemas (<i>Continua na próxima página</i>)	111
Figura 27 – Requisitos de sistemas (<i>Continua na próxima página</i>)	112
Figura 28 – Requisitos de sistemas (<i>Fim</i>)	113

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Pré-Fase A de projeto e suas principais características	27
Quadro 2 – Principais <i>outputs</i> da Pré-Fase A de projeto	27
Quadro 3 – Dados necessários para análise das métricas de objetivo de solução.	46
Quadro 4 – Dados necessários da aeronave Cirrus SF50 para estimativa de custo de desenvolvimento pelo método <i>Eastlake</i>	50
Quadro 5 – Análise de prós e contras das alternativas de solução.	55
Quadro 6 – Riscos associados à alternativa de solução eVTOL e suas estraté- gias de mitigação.	56
Quadro 7 – Necessidades do Cliente.	58
Quadro 8 – Necessidades das Agências Regulamentadoras.	59
Quadro 9 – Necessidades do Fabricante.	59
Quadro 10 – Necessidades da Tripulação.	59
Quadro 11 – Necessidades dos Fornecedores.	60
Quadro 12 – Necessidades dos Operadores de Infraestrutura.	60
Quadro 13 – Principais processos de design do sistema para cada stakeholder.	61
Quadro 14 – Missões de referência de design.	64
Quadro 15 – Cenários de operação.	66
Quadro 16 – Métricas de eficácia do projeto.	68
Quadro 17 – Métricas de performance do sistema, com as métricas de eficácia associadas.	69
Quadro 18 – Análise de segurança da solução.	71
Quadro 19 – Análise de tecnologia da solução.	72

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Aeronaves próximas ao segmento de <i>personal jets</i>	21
Tabela 2 – Alternativas sugeridas pelos respondentes para a solução de projeto.	46
Tabela 3 – Custos totais de cada alternativa de design.	48
Tabela 4 – Valor de venda de cada alternativa de design, em milhões de dólares.	49
Tabela 5 – Estimativa de custos de desenvolvimento da aeronave Cirrus SF50.	50
Tabela 6 – Custos de desenvolvimento estimados para as alternativas.	51
Tabela 7 – Número de unidades necessárias para <i>break-even</i> de cada alternativa de solução.	51
Tabela 8 – Emissões médias de cada alternativa de solução.	53
Tabela 9 – Potências necessárias para operação nos requisitos determinados, com a duração selecionada para as fases de missão.	74
Tabela 11 – Arrasto parasita calculado no software <i>OpenVSP</i>	79
Tabela 12 – Densidade energética necessária para operação nos requisitos determinados.	80
Tabela 13 – Densidade energética necessária, em Wh/kg, para operação em diferentes pesos máximos de decolagem e pesos de bateria.	81

LISTA DE SIGLAS

eVTOL	electric Vertical Takeoff and Landing
DSM	Design structure matrix
ConOps	Conceito de Operações
NASA	National Aeronautics and Space Administration
SEMP	System Engineering Management Plan
NGO	Necessidades, Metas e Objetivos
MOP	Métricas de performance
MOE	Métricas de eficácia
QFD	Quality function deployment

LISTA DE SÍMBOLOS

g	Aceleração gravitacional
R	Alcance de voo
A_{prop}	Área do disco atuador do rotor
D	Arrasto aerodinâmico
ρ_0	Densidade do ar padrão em nível do mar
SoC_{min}	Depth of discharge
η	Eficiência energética
T/A	Carga de disco
τ_{ho}	Empuxo de hovering para aeronaves de rotor
τ_{cl}	Empuxo de subida para aeronaves de rotor
$\bar{e}$	Energia específica de bateria
FM	Fator de mérito do rotor
W_{bat}	Peso da bateria
W_{cp}	Peso de carga paga
W_{to}	Peso máximo de decolagem da aeronave
W_{vaz}	Peso vazio estrutural
t^{crc}	Tempo de voo em cruzeiro
t^{ho}	Tempo de voo em hovering
t^{cl}	Tempo de voo em subida
t^{ds}	Tempo de voo em descida
x_i	Variável de design de otimização
V_{cr}	Velocidade de cruzeiro
v_i	Velocidade induzida no rotor pelo escoamento
V_v	Velocidade vertical relativa encontrada pela aeronave
v_{hv}	Velocidade de hover
P_b^{ho}	Potência necessária para hover
P_b^{cl}	Potência necessária para subida
P_b^{ds}	Potência necessária para descida
P_b^{crc}	Potência necessária para cruzeiro
BE	Unidades para break-even
C_f	Custos fixos de investimento
V_u	Valor unitário de venda
C_u	Custos unitário de produção
E_m	Emissões médias por hora de voo e pessoas transportadas
E_t	Emissões médias totais em missão de referência
P	Quantidade de pessoas transportadas

T Tempo de realização de missão de referência

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	17
1.1	OBJETIVOS	19
1.1.1	Objetivo geral	19
1.1.2	Objetivos Específicos	19
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	20
2.1	PERSONAL JETS	20
2.2	BUSINESS CASE	21
2.2.1	Metodologia de Desenvolvimento	21
2.2.1.1	Definir a Oportunidade	22
2.2.1.2	Identificar as Alternativas	22
2.2.1.3	Estimar Tempo e Prazo	23
2.2.1.4	Analisar as Alternativas	23
2.2.1.5	Realizar uma escolha e analise riscos	24
2.2.1.6	Criar um plano de implementação de solução	24
2.2.1.7	Apresentar o caso	24
2.3	MODELAGEM DE PROJETO POR ENGENHARIA DE SISTEMAS	24
2.3.1	Processos e Fases de Projeto	25
2.3.1.1	Pré-Fase A	27
2.3.2	Processos de Design de Sistema	27
2.3.2.1	Expectativas de Stakeholders	28
2.3.2.1.1	Determinação de Stakeholders	29
2.3.2.1.2	Elicitação de Expectativas	29
2.3.2.1.3	Necessidades, Metas, e Objetivos	30
2.3.2.1.4	Conceito de Operações	30
2.3.2.1.5	Métricas de Eficácia	31
2.3.2.2	Requisitos Técnicos	31
2.3.2.2.1	Análise de Escopo, Limitações, e Restrições	31
2.3.2.2.2	Definição de Requisitos Técnicos	32
2.3.2.2.3	Métricas de Performance	33
2.3.2.3	Decomposição Lógica	33
2.3.2.3.1	Modelos de Decomposição Lógica	33
2.3.2.4	Solução de Design	34
2.3.2.4.1	Alternativas de Design	35
2.3.2.5	Ferramentas de Suporte à Engenharia de Sistemas	35
2.3.2.5.1	Design Structure Matrix	36
2.3.2.5.2	Quality Function Deployment	37

2.4	PROJETO PRELIMINAR ENERGÉTICO	38
2.4.1	Potências Necessárias	39
2.4.2	Baterias	40
3	METODOLOGIA	44
4	ESTUDOS DE VIABILIDADE	45
4.1	BUSINESS CASE	45
4.1.1	Custos	47
4.1.2	Benefícios e Reduções de Custo	51
4.1.3	Identificar Prazos de Custos e Benefícios	52
4.1.4	Impactos em Outras Métricas	52
4.1.5	Custos e Benefícios não Quantificáveis	54
4.1.6	Análise de Impacto	54
4.1.7	Prós e Contras	54
4.1.8	Escolha de solução e análise de riscos	56
4.1.9	Plano de Implementação	57
4.2	ENGENHARIA DE SISTEMAS	57
4.2.1	Expectativas dos Stakeholders	57
4.2.1.1	Identificação de Stakeholders	57
4.2.1.2	Necessidades dos Stakeholders	58
4.2.1.3	Quality Function Deployment	60
4.2.1.4	Metas e Objetivos dos Stakeholders	60
4.2.2	Conceito de Operações	61
4.2.2.1	Definição do Sistema	62
4.2.2.1.1	<i>Modos de Operação e Capacidades</i>	62
4.2.2.1.2	<i>Ambiente de Operação</i>	62
4.2.2.1.3	<i>Infraestrutura de Suporte</i>	63
4.2.2.2	Missões de Referência de Design	63
4.2.2.2.1	<i>DRM-1</i>	64
4.2.2.2.2	<i>DRM-2</i>	65
4.2.2.3	Cenários de Operação	65
4.2.2.4	Considerações de Impacto Ambiental	65
4.2.2.5	Riscos	65
4.2.2.5.1	<i>Densidade energética insuficiente</i>	66
4.2.2.5.2	<i>Propulsão ineficiente</i>	67
4.2.2.5.3	<i>Restrições de design excessivas</i>	67
4.2.2.5.4	<i>Pouco impacto no mercado</i>	67
4.2.2.5.5	<i>Operação fora do padrão</i>	67
4.2.2.6	Métricas de Eficácia	67
4.2.3	Requisitos Técnicos	67

4.2.3.1	Limitações e Expectativas	68
4.2.3.2	Métricas de Performance	68
4.2.3.3	Definição de Requisitos Técnicos	69
4.2.4	Decomposição Lógica	70
4.2.5	Solução de Design	70
4.2.5.1	Especificação de Sistema	70
4.3	PROJETO PRELIMINAR ENERGÉTICO	72
4.3.1	Potências Necessárias	73
5	RESULTADOS	76
5.1	APRESENTAÇÃO DO BUSINESS CASE	76
5.2	SOLUÇÃO DE DESIGN PRELIMINAR	78
5.3	PERSPECTIVA ENERGÉTICA PARA ENTRADA EM SERVIÇO . . .	80
6	CONCLUSÃO	82
	REFERÊNCIAS	84
A	APÊNDICE A	89
B	APÊNDICE B	90
C	APÊNDICE C	91
D	APÊNDICE D	92
D.1	METAS DOS STAKEHOLDERS	92
D.2	OBJETIVOS DOS STAKEHOLDERS	95
E	APÊNDICE E	100
F	APÊNDICE F	107

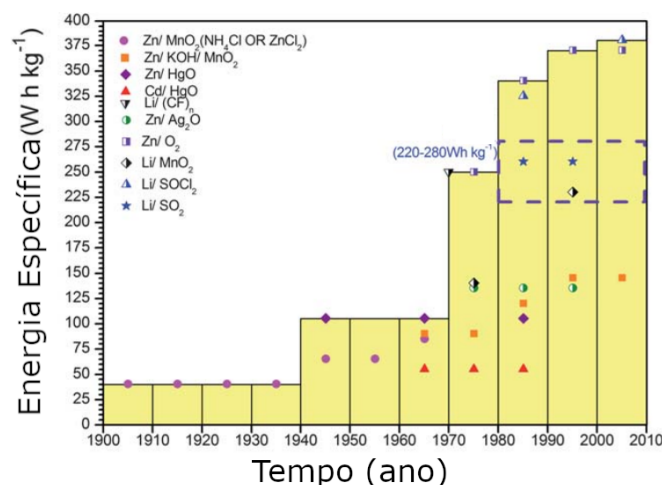
1 INTRODUÇÃO

A mobilidade aérea avançada, conceito que abrange o transporte aéreo sob demanda de passageiros e carga ao redor de ambientes metropolitanos e imediações, apresenta solução de conectividade com a perspectiva de 23.000 aeronaves operando mundialmente até 2035 (PORSCHÉ, 2018). Contribuindo para essa meta, Moore et al. (2013) apontam que uma aeronave *electric Vertical Takeoff and Landing* (eVTOL) com alcance de 400 milhas náuticas atende 94% das necessidades de mobilidade urbana e regional nos Estados Unidos.

Prevendo o crescimento do mercado, a Agência de Segurança de Aviação da União Europeia promulgou a primeira legislação global para projetos e aplicações eVTOL, que os define por serem capazes de pousos e decolagens verticais utilizando sistema distribuído de propulsão elétrica (EASA, 2022).

Porém, a adoção de aeronaves elétricas enfrenta o desafio tecnológico da densidade energética de baterias, a quantidade de energia disponível por unidade de massa, também conhecida como energia específica, com o mercado apostando na evolução tecnológica para valores de até 700 Wh/kg em 2030, incentivados por pesquisas de ponta na área (CHENG et al., 2022; ZU; LI, 2011). Entretanto, a Figura 1 apresenta o cenário atual de valores mais modestos limitados em 400 Wh/kg, insuficiente para operação viável da classe (DÖRFLER et al., 2021).

Figura 1 – Histórico de energia específica de baterias.



Fonte: Zu e Li (2011, p. 1), adaptado.

Com isso, a filosofia principal de projeto de eVTOL tem sido o desenvolvimento para o futuro, assumindo valores energéticos ainda não atingíveis. Por outro lado, Ugwueze et al. (2023b) apontam os benefícios de projeto com otimização de configuração para a missão, destacando a redução em 33% de peso de bateria em

um *design tiltwing* para média distância, como no modelo Airbus Vahana apresentado na Figura 2, viabilizando introdução no futuro próximo.

Figura 2 – Airbus Vahana eVTOL tiltwing tandem.



Fonte: AIRBUS (2019).

Além de questionamentos sobre a capacidade tecnológica deste desenvolvimento, os eVTOL enfrentam o questionamento da viabilidade financeira da operação. Sofrendo com cortes de investimento e a falência de grandes nomes, como Lilium e Volocopter, muitas propostas aparentam fazer pouco sentido comercial como soluções para os problemas (LAWRENCE, 2025).

A aparente desconexão das aeronaves propostas com as necessidades do mercado ressalta o distanciamento dos processos de anteprojeto e a engenharia. Evidenciada recentemente pelos problemas de segurança enfrentados pelo *Boeing 737 MAX*, a exclusão da engenharia da tomada de decisão em aspectos intrinsecamente conectados com esta dificulta a otimização de projetos e fundos (BILL, 2024).

Por fim, a problemática do setor se estende ao próprio âmbito da engenharia, dada a dificuldade inerente de projeto de sistemas disruptivos na aeronáutica. Com poucos precedentes de operação e projeto, metodologias de design de eVTOL devem ser aplicadas considerando os problemas enfrentados pela configuração escolhida e os objetivos de projeto delineados.

Alguns exemplos de metodologias aplicadas para eVTOL podem ser citadas. Chen et al. (2021) utiliza uma otimização de restrições multimodais para o desenvolvimento de um eVTOL híbrido. Battaini (2020) adapta a metodologia de design estatística clássica mesclada com uma base de dados de aeronaves eVTOL. Lee et al. (2020) desenvolve um programa de modelagem validado por simulações de Monte Carlo. Tyan et al. (2017) reforça a utilização de métodos de regressão estatísticos de forma iterativa para obtenção de parâmetros de design.

Com base na necessidade de metodologias disruptivas, McMasters e Cum-

mings (2004) indicam que a sucesso da aviação no Século XXI depende do entendimento e aplicação de métodos de engenharias de sistemas e modelagem multidisciplinar no design de aeronaves, apresentando um caminho de projeto para eVTOL.

Com isso, apresenta-se neste trabalho a perspectiva de entrada em mercado de um eVTOL para mobilidade aérea avançada no segmento de *personal jets*, à partir do escopo de engenharia de sistemas e viabilidade financeira do projeto. O trabalho leva em conta o projeto preliminar da aeronave para obter valores quantitativos à serem analisados qualitativamente para determinação da viabilidade da aeronave.

Desenvolve-se o business case da aeronave com dados financeiros de projeto, produção, e operação de aeronaves utilizados em análises quali-quantitativas tomando em conta métricas de mercado para sucesso do produto.

Requisitos de projeto são determinados com base na legislação vigente, análise de aeronaves no mercado, e interesses de possíveis stakeholders, pontuando a interdisciplinaridade do projeto com metodologias clássicas de engenharia de sistemas. Para a modelagem preliminar da aeronave, utiliza-se do software *OpenVSP*, utilizando das ferramentas de simulação internas deste. Com os requisitos de projeto, desenvolve-se a necessidade energética de missão da aeronave para determinar os valores necessários de densidade energética para a viabilidade do projeto.

1.1 OBJETIVOS

1.1.1 Objetivo geral

Determinar a viabilidade do desenvolvimento de um eVTOL para o mercado de personal jets.

1.1.2 Objetivos Específicos

- Estudar a viabilidade financeira de um projeto de eVTOL para o mercado de personal jets;
- Desenvolver a solução preliminar de um eVTOL para aplicação no mercado de personal jets por metodologias de engenharia de sistemas;
- Analisar a necessidade energética e as previsões de avanços tecnológicos para determinar viabilidade tecnológica e o prazo mínimo de entrada em mercado para o modelo projetado.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

A complexidade do projeto preliminar de uma aeronave implica no entendimento das relações entre os componentes do sistema e conceitos aeronáuticos para a aplicação correta das metodologias de design. Nos tópicos seguintes, caracterizam-se os requisitos e princípios de design de uma aeronave, abrangendo conceitos de *business case* e projeto preliminar de aeronaves. Também são abordados temas de engenharia de sistemas e propulsão elétrica.

2.1 PERSONAL JETS

Desenvolvidos para ocupar o vão entre aeronaves turboprop de aviação geral e jatos executivos, os personal jets são um novo segmento de mercado da aviação executiva. De acordo com Goyer (2006), um personal jet é uma aeronave à jato monomotor para aproximadamente seis pessoas, que opera abaixo de 30000 pés, e possui velocidade máxima de aproximadamente 300 nós.

Com 605 entregas realizadas até o final de 2024, o Cirrus SF50, apresentado na Figura 3, é o único modelo atualmente atendendo o segmento, evidenciando capacidade de crescimento e competição por diferentes nichos dentro deste (AWN, 2024).

Figura 3 – Cirrus SF50, a única aeronave atualmente atendendo o mercado de personal jets



Fonte: AEROIN (2022)

Posicionado entre os segmentos de *turboprop*, *motores à pistão*, e aeronaves de entrada dos *entry jets*, os *personal jets* combinam características destes para apresentarem um produto único no setor. A Tabela 1 apresenta uma comparação em *payload* máximo de velocidade máxima de operação V_{mo} , alcance, *payload* máximo,

e *maximum takeoff weight* (MTOW), além do preço unitário entre algumas aeronaves *turboprop*, pistão, o *personal jet* Cirrus SF50, e *entry jets*, com dados de 2025.

Tabela 1 – Aeronaves próximas ao segmento de *personal jets*

Aeronave	Vmo [kts]	Alcance [nm]	Payload Máximo [kg]	MTOW [kg]	Preço Unitário [000.000 USD]
Cirrus Vision SF50	233	461	472	2722	3.3
Embraer Phenom 100EX	325	466	805	4855	5.7
Pilatus PC-12 NGX	270	1548	1015	4760	6.3
Piper M350	138	535	443	1969	2.1

Fonte: George (2025)

Para obter os números de performance e custo necessários para viabilizar o Cirrus SF50, foi necessária a utilização de apenas um motor à jato, posicionado acima da fuselagem da aeronave. A configuração, símbolo da aeronave, evidencia a necessidade de inovação tecnológica para entrada no setor, com as alterações nos requisitos de segurança, certificação, e performance necessitando pela primeira vez em jatos executivos o uso de paraquedas de emergência e *emergency autoland* (HAINES, 2017).

2.2 BUSINESS CASE

Em uma definição simples, um *business case* é uma apresentação criada para vender uma ideia, seja propondo um novo projeto ou um investimento, à alta diretoria de uma empresa. Baseado em análise de riscos, estimativa de custos, e oportunidades, o *business case* apresenta a justificativa do projeto no contexto de uma estratégia de negócios (HARVARD, 2011).

De acordo com Schmidt (2002), o processo de desenvolvimento de um *business case* é similar à solução de um problema, auxiliando a identificar potenciais soluções e vender as ideias necessárias para colocá-las em prática.

2.2.1 Metodologia de Desenvolvimento

Para Giangregorio (2023), o processo de desenvolvimento de um *business case* envolve tomar em consideração os benefícios do projeto e como comunicar-los ao público-alvo.

Entretanto, é necessário diferenciar o processo de criação e entendimento do *business case* dos materiais e análises físicos a serem apresentados. Dentro deste

escopo, explicita-se a necessidade de lapidação e otimização do projeto através de uma metodologia de sete passos (HARVARD, 2011).

1. Definir a oportunidade - Descreva a situação e os objetivos que a proposta afetará.
2. Identificar as alternativas - Analise os diferentes métodos para solução do problema.
3. Estimar tempo e prazo - Obtenha informação de sobre o quão distante cada alternativa está da concepção e/ou implementação.
4. Analisar as alternativas - Analise como as opções delineadas afetarão os objetivos.
5. Realizar uma escolha e analise riscos - Determine a opção a ser seguida e os riscos desta
6. Criar um plano de implementação da solução - Identifique como e quando os objetivos poderão ser atingidos
7. Apresentar o caso - Crie documentação necessária para apresentação e venda da recomendação.

Ressalta-se a importância do planejamento do negócio considerando a extensão e profundidade da análise a ser realizada, variando de acordo com o escopo, custo, impacto, riscos, e documentação necessária. Com isso em mente, inicia-se a descrição dos passos e dos processos a serem realizados nestes.

2.2.1.1 Definir a Oportunidade

Para a construção de um *business case*, é necessário identificar um problema ou oportunidade relevante que a proposta busca atender. Quando identificado, é importante descrever os benefícios a serem obtidos com a resolução do problema, delineando a importância da oportunidade.

Identificada a oportunidade, é necessário apresentar os objetivos a serem atingidos pela aplicação da solução - sendo estes financeiros, ambientais, de performance, qualitativos, e de experiência. É crucial ter em mente a solução ao definir os objetivos, visando atender as métricas obtidas ao priorizar os objetivos de maior relevância para os *stakeholders* da solução (HERMAN; SIEGELAUB, 2009).

2.2.1.2 Identificar as Alternativas

Delineada a oportunidade, os objetivos, e as métricas da solução, é necessário identificar as possíveis alternativas de solução que atendem os critérios definidos.

Para tal, deve-se refletir em todas as possíveis soluções capazes de suprir a oportunidade, sendo estas inovadoras ou seguindo o status quo. Tipicamente, a metodologia de obtenção e avaliação de soluções se dá por meio de discussão direta com

os stakeholders do projeto, auxiliando também na reavaliação de objetivos e métricas para o sucesso da solução.

2.2.1.3 Estimar Tempo e Prazo

Com as soluções e métricas avaliadas, é necessário obter dados de complexidade e dificuldade da solução para estimar janelas de tempo e prazos de implementação. Por se tratarem de estimativas do desenvolvedor do projeto, é importante a documentação de valores assumidos e perspectivas de crescimento.

2.2.1.4 Analisar as Alternativas

Após realizar as estimativas de prazo e dados das soluções listadas, é necessário compará-las para determinar a solução a ser perseguida pelo *business case*. Podendo esta ser a comparação nas métricas pré-definidas, com a aplicação de métricas financeiras e/ou de experiência de usuário, ou a utilização de uma estrutura misto desenhado para o sistema.

A análise de alternativas deve seguir a seguinte estrutura de oito passos.

1. Listar os Custos - Todos os custos associados com cada alternativa, sendo estes iniciais ou futuros.
2. Listar os Benefícios - Todos os benefícios esperados por conta da aplicação desta alternativa, sendo estes quantitativos ou qualitativos.
3. Listar as Reduções de Custos - Considere como cada alternativa é capaz de reduzir gastos em sua operação.
4. Identificar Prazos de Custos e Benefícios - Observe as três listas acima e identifique como e quando cada item será aplicado.
5. Listar Impactos em Outras Métricas - Analise outras métricas impactadas pela solução, sendo estas não observadas e/ou mapeadas anteriormente.
6. Listar Custos e Benefícios não Quantificáveis - Observe possíveis retornos não-quantificáveis da solução, tais como questões estratégicas de negócio, percepção pública da solução, relacionamento da solução com outros ecossistemas de negócio, etc.
7. Conduzir Análise de Impacto - Unifique a análise de custos, benefícios, e redução de custos em uma análise de impacto, visando entender como a solução impacta financeiramente o projeto.
8. Organizar a Informação em Tabela - Organize os dados obtidos nos sete passos anteriores em uma tabela de prós e contras, facilitando a análise e comparação das soluções.

2.2.1.5 Realizar uma escolha e analise riscos

Com as soluções devidamente analisadas, é necessário selecionar a alternativa que melhor se associa com os objetivos de projeto, justificando a escolha. A tomada de decisão na escolha da solução deve levar em consideração as métricas determinadas nos passos anteriores e intuição do desenvolvedor do *business case*, não se tratando de uma ciência exata.

A aplicação de intuição muito se dá pela necessidade de conhecimento e experiência do próximo passo do desenvolvimento: a análise de riscos. A correta revisão destes é dependente da identificação de todos os fatores envolvidos na causa e solução, abrangendo riscos à implementação da solução, riscos à organização implementando a solução, e riscos ao desenvolvedor da solução.

Além da identificação de riscos, é importante conceptualizar como mitigar os riscos identificados e os impactos desta ação nos objetivos e métricas da solução.

2.2.1.6 Criar um plano de implementação de solução

Tendo a solução escolhida e os riscos desta mapeados e mitigados, deve-se planejar a implementação da solução. Para tal, mapeia-se os processos intermediários para desenvolvimento da solução, métricas de progresso, e estimativas de sucesso da solução.

Com isso, deve-se listar os passos necessários para o desenvolvimento da solução, identificando as principais características, responsabilidades, e processos de casa passo. Simultaneamente, é necessário postular prazos e métricas de avaliação de progresso.

2.2.1.7 Apresentar o caso

Após o desenvolvimento do plano de implementação da solução escolhida, chega finalmente o momento de apresentar o business case para a audiência necessária. Martins (2025) comenta que a apresentação de um *business case* deve ser curta e direcionada, e não longa e detalhada.

Na produção da apresentação, é importante entender o público-alvo desta e os principais fatores da solução que afetarão a tomada de decisão. Com isso, é importante apresentar os valores e as métricas de maneira clara e concisa, articulando os principais benefícios desta e as estratégias de mitigação dos riscos analisados.

2.3 MODELAGEM DE PROJETO POR ENGENHARIA DE SISTEMAS

A engenharia de sistemas utiliza ferramentas de modelagem para separar um sistema integrado em estruturas especializadas de funcionamento, reconhecendo os

objetivos de cada estrutura e a relação com o sistema total (CHESTNUT, 1965). Seu papel é supervisionar o desenvolvimento de conceitos de operação e a arquitetura de sistema, decompondo a sistema em requisitos que delineiam todos os aspectos do projeto.

De acordo com Sadraey (2013), a aplicação de engenharia de sistemas em projetos aeronáuticos possibilita a otimização de planejamento, execução, e controle de processos para obter vantagens competitivas. Entretanto, a aplicação prática de engenharia de sistemas para o design de aeronaves enfrenta dificuldades devido a complexidade e rigidez dos projetos.

Com isso, têm-se que a metodologia deve ser adotada em paralelo a sistemas de design e decomposição lógica dos modelos, possibilitando o desenvolvimento do sistema. Para tal, a metodologia de projeto deste segue a junção de procedimentos metódicos e multidisciplinares de design, realização, orientação técnica, e operação de um sistema, delineados primariamente pela National Aviation and Space Administration, NASA, a agência espacial americana, em documentação de projeto (HIRSHORN et al., 2017).

Validando a aplicação da metodologia selecionada, Akhmatova e Brotsman (2018) apresentam a implementação do sistema de engenharia de sistemas da NASA em um desenvolvimento aeronáutico, garantindo a utilização das metodologias de planejamento e realização de design em elementos simplificados. Avançando passo-a-passo no desenvolvimento e utilizando ferramentas para conectar os processos adaptados ao desenvolvimento deste, otimiza-se a capacidade de design eficiente e eficaz do sistema.

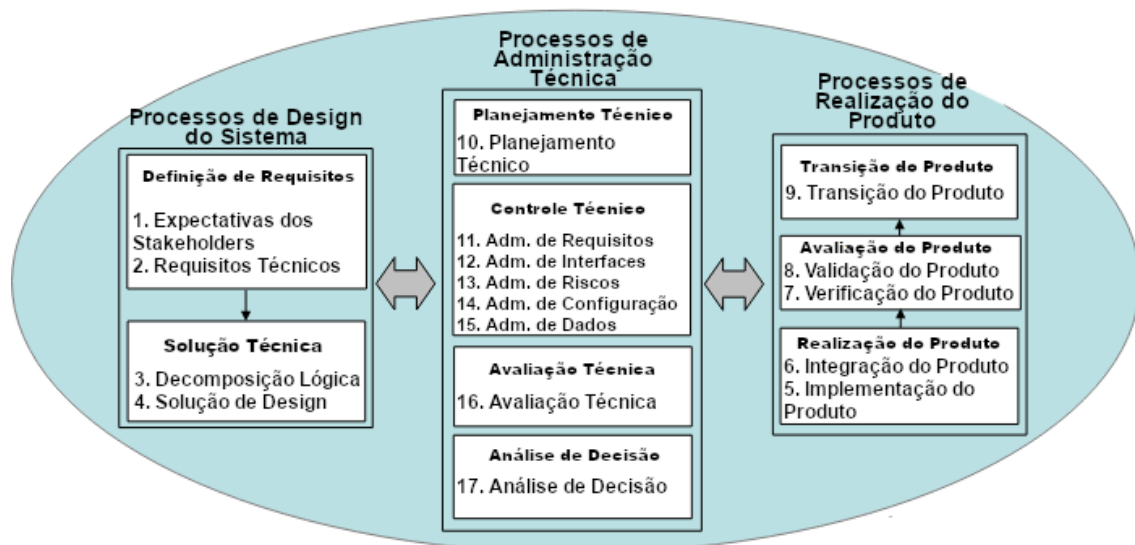
2.3.1 Processos e Fases de Projeto

Os procedimentos internos da metodologia de engenharia de sistemas da NASA são agrupados em três conjuntos: os processos de design do sistema, de realização do produto, e de gerenciamento técnico. Conectados horizontalmente em revisões técnicas, a Figura 4 demonstra a separação dos dezessete processos de engenharia de sistemas nos três conjuntos, conhecido como o motor da engenharia de sistemas.

Processos de design de sistema inicialmente definem o produto, identificando as expectativas dos *stakeholders* e as transformando em requisitos de design. Em seguida, estes são decompostos em modelos e métricas que são aplicados para determinar uma solução de design preliminar que atenda as necessidades dos *stakeholders*.

Por outro lado, os processos de realização de produto partem dos designs e requisitos preliminares visando expandir o detalhamento do produto e/ou projeto até obter um objeto satisfatório de design, de acordo com métricas de validação e verifi-

Figura 4 – Processos de desenvolvimento do método NASA de engenharia de sistemas.



Fonte: Hirshorn et al. (2017, p. 6), adaptado.

cação. A utilização destas explicita a necessidade dos processos de gerenciamento técnico, conectando setores de design e interfaces de diferentes níveis de projeto.

Além da separação de procedimentos internos, a metodologia faz distinção de sete fases de projeto, associadas com a maturidade do sistema e da solução. Categorizadas de Pré-Fase A até Fase F, trabalha-se desde os conceitos primários do sistema até o fechamento do suporte e reciclagem do produto.

Devido à generalidade da metodologia e seu desenho para aplicações em missões espaciais, a complexidade da análise necessária para conclusão de uma fase requer longos estudos focados em estabelecer objetivos e requisitos que comprovem a viabilidade do projeto. Com isso, a documentação e extensão necessária de análise são deixadas à critério da liderança de projeto, por meio do método de *tailoring*.

Apesar de ser primariamente aplicado para alterar o rigor de requisitos e a formalidade das revisões, o *tailoring* pode também ser aplicado para redução de escopo da análise devido o tamanho e a extensão do projeto. Dado o caráter de design preliminar deste trabalho, o escopo de processos a serem expandidos e realizados neste se limitará majoritariamente aos quatro processos de design de sistema para a Pré-Fase A, com sua extensão de enfoque apresentada no Quadro 1.

Considerações sobre a aplicação dos dezessete processos descritos no motor de engenharia de sistemas em todas as sete fases podem ser encontradas na conclusão deste.

Quadro 1 – Pré-Fase A de projeto e suas principais características

Fase	Propósito	Outputs típicos
Pré-fase A	Produzir ideias e alternativas. Determinar a viabilidade do sistema desejado, desenvolver conceitos de missão, elaborar requisitos em nível de sistema; identificar potenciais necessidades tecnológicas e escopo.	Conceitos de sistemas viáveis na forma de simulações, análises, relatórios de estudo, modelos e mock-ups

Fonte: Hirshorn et al. (2017, p. 9)

2.3.1.1 Pré-Fase A

Com o propósito de identificar os objetivos do projeto e desenvolver os conceitos iniciais do produto, a Pré-Fase A é crucial para a determinação dos problemas a serem enfrentados e a viabilidade da solução. Para tal, é necessário desenvolver documentação acerca dos objetivos de missão, limites de performance, conceito de operações, e análise preliminar de requisitos.

O Quadro 2 exemplifica o escopo de documentação da Pré-Fase A, delineando o nível de detalhamento esperado dos cinco *outputs* do processo. A descrição do nível de detalhamento e processos de determinação dos quatro primeiros documentos é realizada nas seções subsequentes, com a consideração do *output* do *System Engineering Management Plan* (SEMP) ser cumprido pela própria elaboração deste trabalho.

Quadro 2 – Principais *outputs* da Pré-Fase A de projeto

Produtos	Escopo
Identificação de Stakeholders	Preliminar
Definição de Conceito	Preliminar
Métricas de Efetividade	Completas
Requisitos	Preliminar
SEMP	Preliminar

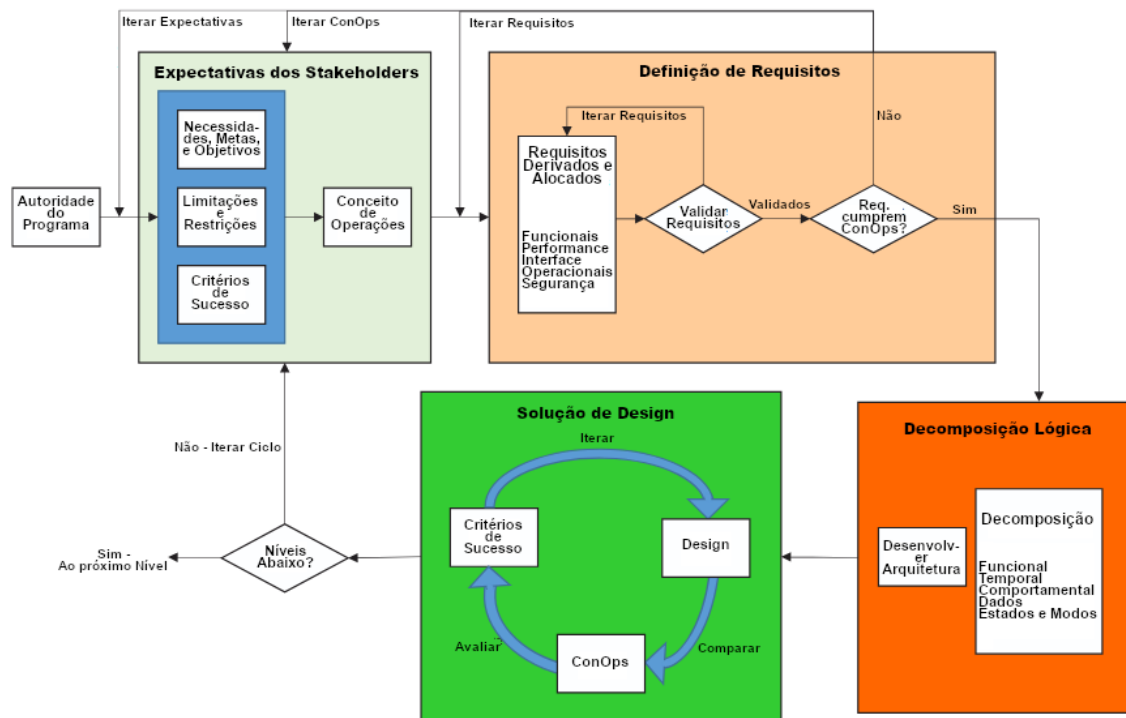
Fonte: Hirshorn et al. (2017)

2.3.2 Processos de Design de Sistema

Composto pelos quatro processos iniciais da metodologia (definição de expectativas de stakeholders, definição de requisitos técnicos, decomposição lógica, e definição de solução de design), o agrupamento de processos de design de sistema são caracterizados pela iteratividade e recursividade destes, com a Figura 5 demonstrando inputs e outputs conectados em *feedback loops*. A capacidade de se retroali-

mentar catalisa a otimização do projeto já na fase inicial, aplicando o *loop* até que o sistema atenda as expectativas dos stakeholders.

Figura 5 – Fluxograma de design dos processos iniciais da metodologia NASA



Fonte: Hirshorn et al. (2017, p. 44), adaptado.

O escopo de design na Pré-Fase A abrange o desenvolvimento de uma solução possível para expansão e aprofundamento nas fases seguintes, não requerendo maturidade analítica e técnica na descrição. Além disso, os processos também devem ser enfrentados sob a ótica do *tailoring*, com enfoque maior em áreas pertinentes ao processo.

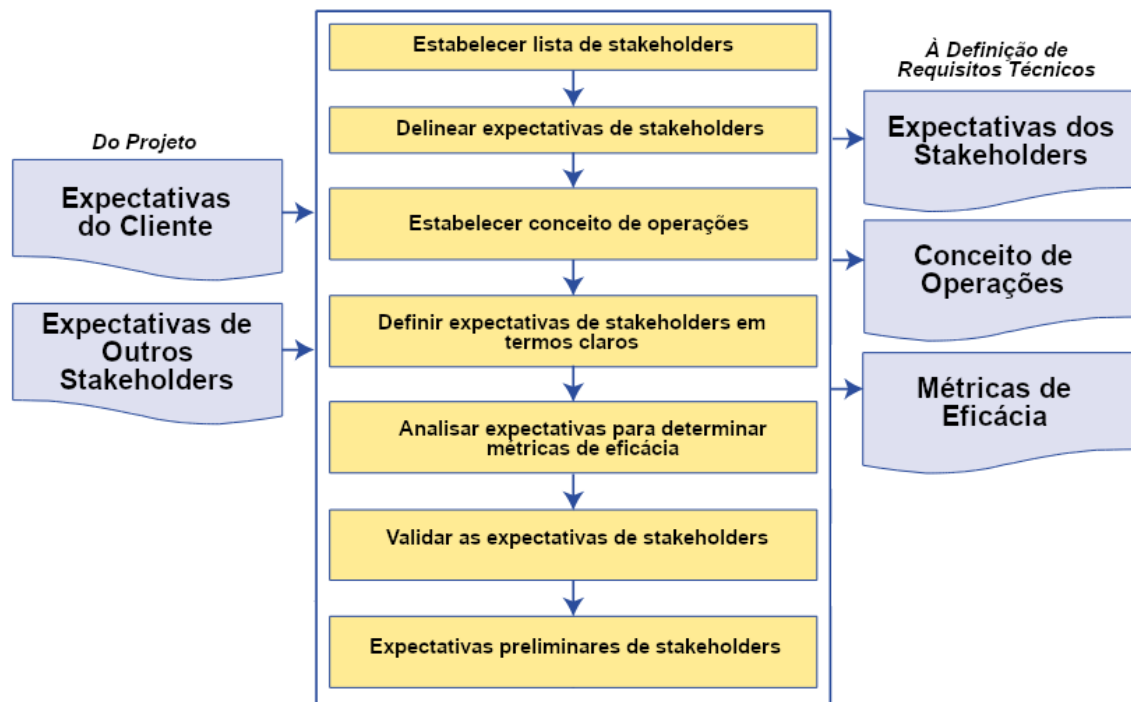
Nas subseções seguintes, apresentam-se os processos de design de sistema e as atividades a serem desenvolvidas.

2.3.2.1 Expectativas de Stakeholders

O primeiro passo no desenvolvimento da solução, a definição de expectativas de stakeholders tem como objetivo identificar os stakeholders e como estes pretendem utilizar o produto, obtendo o direcionamento que guiará o projeto até o fim deste.

Por se tratar do processo inicial de design, os inputs e outputs dependem das necessidades do projeto e dos stakeholders, além de limitações da aplicação e requisitos de projetos anexos. A Figura 6 apresenta o fluxograma do processo, delineando como utilizar os inputs para obtenção dos outputs.

Figura 6 – Fluxograma de processos de definição de expectativas de stakeholders.



Fonte: Hirshorn et al. (2017, p. 46), adaptado.

2.3.2.1.1 Determinação de Stakeholders

Como parte inicial do projeto, a determinação dos stakeholders parte da identificação do que são stakeholders. De acordo com Hirshorn (2016), um stakeholder é qualquer indivíduo ou grupo afetado ou envolvido em um projeto, principalmente o cliente do processo em questão.

Entretanto, enquanto no nível superior de design o cliente é o comprador do produto, níveis mais baixos podem ver os líderes de equipe ou operadores como clientes. Além dos clientes, outros stakeholders impõem amplas restrições ou influência por meio do suporte ao ciclo de vida.

Identificar todos os stakeholders antecipadamente, especialmente as principais além de clientes e usuários finais, é crucial para o desenvolvimento do projeto. Além destes, outros stakeholders importantes podem ser mais difíceis de definir ou encontrar, possivelmente se alterando com o tipo ou fase do projeto.

2.3.2.1.2 Elicitação de Expectativas

Após obter os stakeholders do projeto para a fase relevante, deve-se em seguida compreender as expectativas destes no produto e nos serviços de suporte. Ao estabelecer a base para todo o projeto, o alinhamento de funções, características, comportamentos, e desempenho desejados garante que o produto final atenda às

necessidades dos stakeholders, minimizando o risco de aumento de requisitos posteriormente no ciclo de vida.

As expectativas são derivadas por meio de vários métodos, como entrevistas, pesquisas, declarações de trabalho, ou requisitos documentados, e frequentemente incluem restrições como orçamento, cronogramas, suporte ao ciclo de vida, metas de desempenho ou até mesmo objetivos organizacionais, e geopolíticos mais amplos. Resumir e documentar essas informações permite que todas as partes concordem com um escopo realista e alcançável para o projeto.

A definição de expectativas também requer consideração de restrições de sistema, sendo estes limites técnicos e operacionais, requisitos regulatórios, ou condições orçamentárias. Essa abordagem completa reduz o risco de alterações de projeto em estágios finais do desenvolvimento, garantindo que o sistema seja projetado com todas as considerações necessárias desde o início.

2.3.2.1.3 Necessidades, Metas, e Objetivos

De acordo com Kent (2008), a definição de metas e objetivos do projeto requer a obtenção das necessidades, desejos, premissas, restrições, e interfaces externas dos stakeholders do projeto. Esse processo de iteração direta pode ser longo e complexo, tornando a iteração proativa com as partes interessadas essencial para garantir o alinhamento e resolver conflitos.

Com isso, identificar os principais stakeholders para o desenvolvimento inicial de escopo do projeto é crucial para manter o sistema em andamento. Dentro desse processo, as Necessidades, Metas e Objetivos (NGOs) servem como uma estrutura compartilhada que permite que os stakeholders e a equipe de projeto concordem com o problema a ser resolvido e seu escopo.

As NGOs estabelecem a estrutura de projeto para a metodologia: as necessidades definem o problema, as metas especificam o que deve ser feito para atender a essas necessidades, e os objetivos detalham expectativas mensuráveis para alcançá-las. A rastreabilidade clara entre estas garante consistência no desenvolvimento e evita o desalinhamento do trabalho, pois denota-se que cada meta deve atender a uma necessidade, e cada objetivo deve atender a uma meta.

2.3.2.1.4 Conceito de Operações

Uma vez definidas as expectativas preliminares dos stakeholders, o desenvolvimento de um Conceito de Operações (*ConOps*) ajuda a garantir que a equipe de design compreende essas expectativas e como o produto pode atendê-las. Nesse processo, lacunas ou ambiguidades nas expectativas originais devem ser identificadas e refinadas.

Dentro da documentação da ConOps, descrevem-se cenários e comportamentos do sistema de forma a delinear o que é necessário para operação do sistema, sem especificar o design ou a implementação. A ConOps captura as características comportamentais esperadas do sistema e como os usuários interagirão com ele, além de abordar estratégias de suporte, como fabricação, testes, implantação, operações, manutenção, e eventual descarte.

2.3.2.1.5 Métricas de Eficácia

O primeiro passo nos processos de validação e verificação do sistema, as Métricas de Eficácia traduzem os critérios de sucesso do produto em termos quantificáveis que se alinham aos objetivos dos *stakeholders*. Definidas do ponto de vista destes, as métricas de eficácia estabelecem os padrões que devem ser atendidos para que o projeto seja considerado bem-sucedido.

Comumente, formulam-se as métricas de eficácia concomitantemente às Necessidades, Metas e Objetivos (NGOs), garantindo que os resultados de produto e operação permaneçam vinculados às expectativas dos *stakeholders*.

2.3.2.2 Requisitos Técnicos

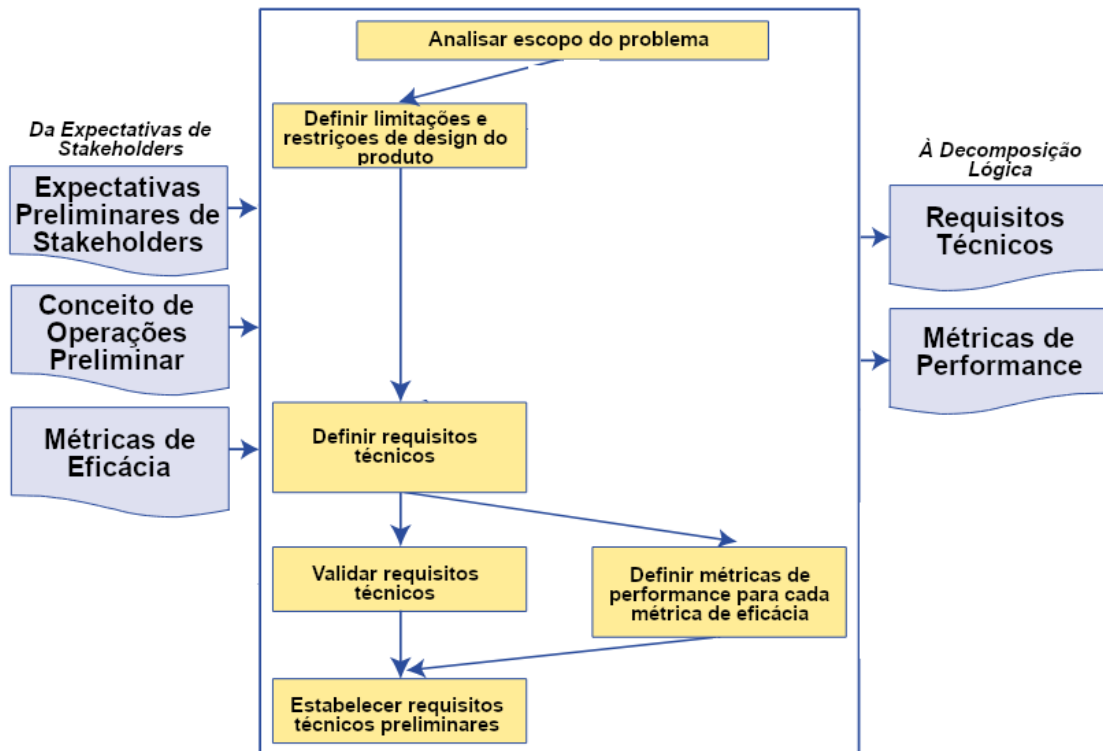
Seguindo o fluxograma apresentado na Figura 5, a definição de requisitos técnicos aplica processos de decomposição e expansão nas expectativas de stakeholders. Dessa forma, o processo as transforma em um conjunto de requisitos técnicos que definem uma solução de design.

Aplicada de maneira iterativa e recursiva, a definição de requisitos técnicos deve descrever e validar todos os relacionamentos e interfaces do sistema, sejam estes internos ou externos. A Figura 7 apresenta o fluxograma interno do processo, demonstrando o caráter preliminar, porém extensivo, do processo, delineando a documentação a ser expandida no desenvolvimento.

2.3.2.2.1 Análise de Escopo, Limitações, e Restrições

Para a realização técnica do sistema, analisam-se as expectativas de alto nível para definir o problema técnico e estabelecer os limites do projeto. O processo envolve a identificação de restrições que o projeto deve seguir, o reconhecimento de elementos fixos de design que não podem ser modificados, e o desenvolvimento de estudos de mercado para refinar potenciais soluções.

Figura 7 – Fluxograma de processos de definição de requisitos técnicos.



Fonte: Hirshorn et al. (2017, p. 55), adaptado.

2.3.2.2.2 Definição de Requisitos Técnicos

Ao compreender as restrições e expectativas funcionais/comportamentais do sistema, os requisitos podem ser definidos por meio de critérios de desempenho do sistema. O desempenho esperado deste é expresso como uma métrica quantitativa para indicar como e o quão bem cada função do produto precisa ser executada.

Com isso, os requisitos são então definidos em frases caracterizadas pelo uso da palavra "deve", indicando o funcionamento almejado pelo sistema. Além disso, a justificativa do requisito deve também ser delineada, garantindo que a razão e o contexto do requisito sejam compreendidos no escopo do sistema.

O desenvolvimento de um documento de requisitos bem escrito é crucial para o projeto do sistema, pois oferece benefícios tanto para os stakeholders quanto para a equipe técnica, tais como:

1. Estabelecer a base do sistema para entendimento entre os stakeholders e os desenvolvedores sobre o que o produto deve fazer
2. Reduzir o esforço de desenvolvimento, pois menos retrabalho é necessário em projetos com requisitos bem escritos
3. Embasar a estimativa de custos e planejamento
4. Desenvolver a base de verificação e validação

5. Facilitar a transferência do sistema
6. Servir como pontos de partida para melhorias

No escopo inicial do projeto, definem-se requisitos funcionais e de performance. Requisitos funcionais definem quais funções precisam ser executadas para atingir os objetivos, enquanto requisitos de performance definem o quão bem o sistema precisa executar estas funções.

2.3.2.2.3 Métricas de Performance

As métricas de performance (MOPs) especificam as características mensuráveis de desempenho que um sistema deve apresentar em caráter de operação nominal. Desenvolvidas à partir das Métricas de Eficácia (MOEs), as MOPs expressam os critérios de sucesso em termos técnicos precisos, da perspectiva do fornecedor ou do fabricante.

Dessa forma, múltiplas MOPs costumam ser necessárias para satisfazer uma única métrica de eficácia e, do ponto de vista da verificação e aceitação, representam os atributos específicos do sistema necessários para garantir que as métricas gerais de eficácia sejam atingidas.

2.3.2.3 Decomposição Lógica

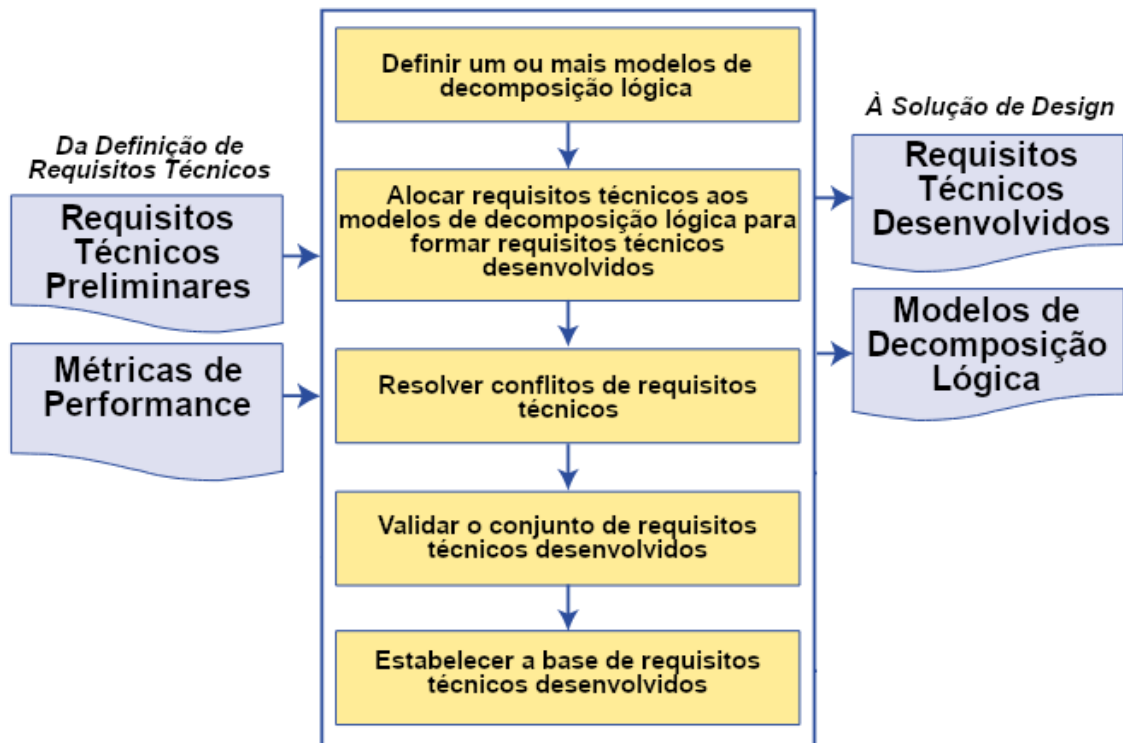
Durante o processo de decomposição lógica, a documentação preliminar de requisitos técnicos é expandida e detalhada tomando em conta a granularidade desejada no sistema, partindo de detalhamentos de alto nível até definição de subsistemas. Para tal, aplicam-se modelos de decomposição para determinar a arquitetura do sistema, as interfaces, e os conflitos de design.

A liberdade de determinação do nível de granularidade desejada na decomposição do sistema implica na tomada de decisão do engenheiro de sistema, visando o enfoque nas seções críticas de projeto utilização de metodologias de *tailoring*. Apesar de ser um processo de maior caráter técnico que a definição de requisitos, a Figura 8 demonstra a linearidade do processo.

2.3.2.3.1 Modelos de Decomposição Lógica

Inicia-se a decomposição Lógica do sistema estabelecendo um modelo de arquitetura do sistema, que define a estrutura fundamental e os relacionamentos entre *hardware*, *software*, operadores, equipe de suporte, comunicações, e elementos operacionais. O processo garante que todos os níveis de requisitos sejam implementados de forma eficaz no sistema final.

Figura 8 – Fluxograma de processos de decomposição lógica.



Fonte: Hirshorn et al. (2017, p. 63), adaptado.

A definição de arquitetura do sistema orienta como o sistema é particionado em subsistemas e como os requisitos são alocados às funções em níveis inferiores, delineando o sistema em cada faceta de operação. Com isso, definem-se as interfaces e os relacionamentos entre os elementos subdivididos para garantir a integração e a coordenação adequada.

O processo de partição é criativo, recursivo, e colaborativo, exigindo entendimento dos objetivos e restrições do projeto, além de conhecimento de possíveis soluções técnicas. Uma arquitetura de sistema bem elaborada garante que todos os componentes funcionem de forma integrada para atingir os objetivos do sistema.

2.3.2.4 Solução de Design

Com os requisitos técnicos abrangendo as necessidades do projeto preliminar e abordando os conflitos nas interfaces de sistemas, é necessário definir soluções de design para iniciar o processo de realização do produto. Para tal, transformam-se os requisitos e arquiteturas em soluções alternativas para estudo da satisfação das expectativas de *stakeholders*, delineando as características preliminares do produto.

Ao observar os passos do processo na Figura 9, evidencia-se a similaridade deste com o desenvolvimento do *business case* para o produto. Entretanto, o escopo de análises das soluções abrange a descrição técnica da alternativa e a determinação

de produtos e sistemas necessários para a realização deste.

Figura 9 – Fluxograma de processos de definição de solução de design.



Fonte: Hirshorn et al. (2017, p. 66), adaptado.

2.3.2.4.1 Alternativas de Design

Com a finalidade pretendida do sistema claramente compreendida, diferentes abordagens e designs podem ser desenvolvidas para atingir seus objetivos e solucionar os problemas encontrados. Para tal, é importante considerar uma gama de alternativas viáveis, consistentes com a missão da organização, e o estágio atual de refinamento do sistema.

Um desafio desta fase de processo surge da tendência de se apegar aos conceitos e designs, o que pode reduzir a objetividade da análise. O engenheiro de sistemas deve manter uma perspectiva externa e imparcial, especialmente ao avaliar a prontidão tecnológica de sistemas e componentes.

O processo de comparação entre os diferentes designs realiza-se combinando métodos quantitativos e julgamento subjetivo do desenvolvedor do sistema. Técnicas e critérios de seleção apropriados devem ser aplicados, e todas as premissas, modelos, e resultados devem ser documentados para garantir a transparência e servir como parte do registro permanente do projeto.

2.3.2.5 Ferramentas de Suporte à Engenharia de Sistemas

Além da metodologia descrita, a utilização de engenharia de sistemas em projetos requer a aplicação de ferramentas de design, desenvolvimento de produto, e análise, simplificando os processos de interface e decomposição.

No escopo deste trabalho, utilizam-se das ferramentas de desenvolvimento de produto de *Design Structure Matrix* e *Quality Function Deployment*.

2.3.2.5.1 *Design Structure Matrix*

Em projetos aeronáuticos, o acoplamento das estruturas pode requerer em suas soluções e processos a aplicação de uma *design structure matrix* (DSM), uma matriz de projeto que indica fluxos de influência e feedback entre requisitos do sistema geral, demonstrando a arquitetura deste.

De acordo com Eppinger e Browning (2016), uma DSM na filosofia de design *inputs in row* possui três componentes básicos:

- Requisitos: incorporam as estruturas principais do sistema e os parâmetros de projeto, sendo dispostos em ordem de design na diagonal principal da matriz;
- Inputs: apresentam os parâmetros de entrada de um requisito, e se encontram na mesma linha do requisito que influenciam, podendo ser graduados por nível de influência ou importância ao projeto;
- Outputs: apresentam os parâmetros de saída de um requisito, e se encontram na mesma coluna do requisito que os originou.

A Figura 10 apresenta a arquitetura básica de uma DSM, com requisitos, funções, e/ou entidades dispostas na diagonal principal (A1, A2, A3, etc.), com as interfaces entre estas representadas pelas marcações fora da diagonal principal. Para determinar a influência ou interação entre os itens da DSM, utiliza-se da notação externa de linhas e colunas, selecionando os itens distintos e observando marcações nas interseções destes na matriz.

Figura 10 – Arquitetura básica de uma *design structure matrix*.

	A1	A2	A3	B1	B2	C1	C2	C3
A1	A1	X	X			X		
A2		A2		X				
A3	X		A3					
B1	X			B1	X			
B2				X	B2			
C1		X			X	C1	X	X
C2			X			X	C2	
C3					X	X		C3

Fonte: Eppinger e Browning (2016, p. 8).

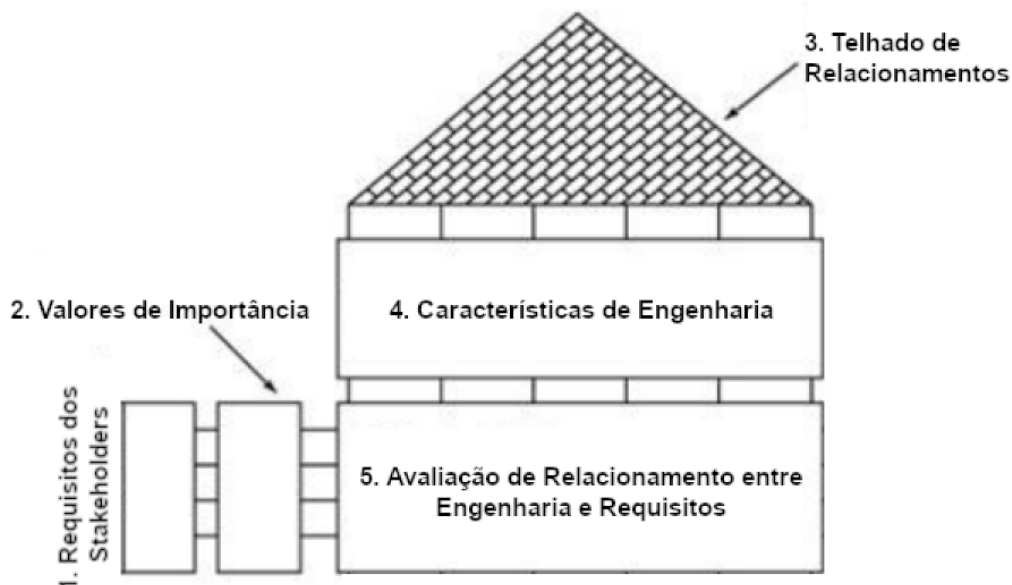
Dessa forma, marcações abaixo da diagonal principal indicam a influência ou interação do item da linha selecionada com a coluna, enquanto marcações acima desta indicam a influência ou interação do item da coluna selecionada com a linha.

A construção de uma *design structure matrix* requer o conhecimento de propósitos, objetivos, e limitações do projeto, auxiliando o design e manutenção do sistema. Com isso, Eppinger e Browning (2016) apresentam cinco passos para a modelagem completa de uma DSM:

- Decompor o sistema em seus elementos constituintes em níveis hierárquicos;
- Identificar as relações entre os elementos do sistema;
- Rearranjar os elementos e relações para entender padrões estruturais e implicações no comportamento do sistema;
- Representar o modelo em uma visualização útil, ressaltando componentes de interesse;
- Aprimorar o funcionamento do sistema após interpretação da sua representação e entendimento das relações internas.

2.3.2.5.2 Quality Function Deployment

Figura 11 – Arquitetura básica de uma casa de qualidade para aplicação de *quality function deployment*.



Fonte: Ficalora (2010, p. 28), adaptado.

De acordo com Ficalora (2010), a *quality function deployment* (QFD) é uma ferramenta que capta a voz dos *stakeholders* com o objetivo de melhor entendê-los e

atendê-los. Para tal, relaciona-se os requisitos dos *stakeholders* com as características de engenharia relevantes do projeto, assim como a relação interna entre estas.

Dessa forma, identificam-se tanto as características de projeto à receberem maior enfoque durante o desenvolvimento dada a maior relevância nos requisitos dos *stakeholders*, como também as interfaces entre as características. Denota-se que, no contexto deste trabalho, os requisitos aqui mencionados se encaixam no escopo das necessidades, metas, e objetivos dentro da metodologia da NASA.

Com característica modular e extensiva, a aplicação da *quality function deployment* pode ser realizada por meio de diversas metodologias. Dentre estas, a Figura 11 apresenta a metodologia da casa de qualidade, que dispõe os requisitos dos stakeholders como as paredes que suportam as características de engenharia.

Dividida em seções, a casa de qualidade utiliza os conhecimentos obtidos com análise do sistema e stakeholders para que otimize-se o processo de desenvolvimento, traduzindo a voz dos stakeholders em ações de design. Apresentados na Figura 11, os principais conhecimentos de entrada e ações de saída são:

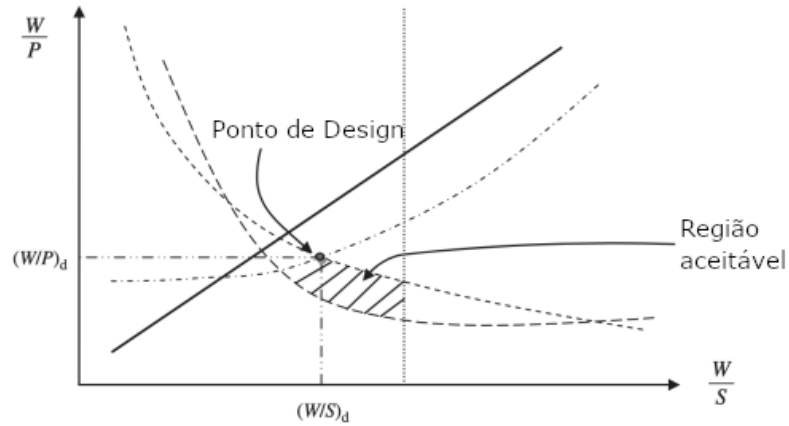
1. **Requisitos dos Stakeholders** - Lista estruturada de requisitos dos stakeholders
2. **Valores de Importância** - Valores de importância relativa e absoluta dos requisitos para cada stakeholder
3. **Telhado de Relacionamentos** - Avaliação qualitativa das influências entre as características de engenharia
4. **Características de Engenharia** - Processos, setores, sistemas, ou serviços que descrevem a linha produtiva do produto analisado
5. **Avaliação de Relacionamento entre Engenharia e Requisitos** - Avaliação qualitativa da força do relacionamento entre as características de engenharia e os requisitos

2.4 PROJETO PRELIMINAR ENERGÉTICO

Segundo Sadraey (2013), o design de uma aeronave é um processo de solução de problemas através da síntese, análise, e avaliação dos resultados. No escopo do problema, analisam-se os parâmetros básicos de projeto preliminar de uma aeronave elétrica e a determinação de um ponto de design no diagrama de restrições da aeronave, conforme demonstrado na Figura 12.

Dessa forma, utiliza-se o equacionamento de pesos para aeronaves à hélice adaptada para aviação elétrica e eVTOL (BATTAINI, 2020; MOUILLET; PHU, 2018; SARKAR et al., 2022). O método de determinação do peso de decolagem, apresentado na Equação 1, segue o discutido por Hartman et al. (2023), realizando a estimativa de peso dos componentes da aeronave para determinação do ponto de design ótimo em gráficos de performance, conforme apresentado na Figura 1.

Figura 12 – Diagrama de restrições típico para aeronaves à hélice.



Fonte: Battaini (2020, p. 11), adaptado.

$$W_{to} = W_{vaz} + W_{bat} + W_{cp} \quad (1)$$

Em que W_{to} é o peso máximo de decolagem da aeronave, W_{vaz} o peso vazio estrutural, W_{bat} o peso da bateria, e W_{cp} o peso de passageiros e bagagens (carga paga).

No desenvolvimento da equação, Sadraey (2013) comenta que o peso vazio estrutural da aeronave W_{vaz} é determinado por estruturas de aeronaves de classes e missões similares. O peso da carga paga W_{cp} é encontrado por análise de requisitos de legislação e *stakeholders* com padrões de indústria.

Em seguida, o peso de bateria W_{bat} é encontrado pelo consumo energético em cada fase da missão, delineada no projeto conceitual para o posicionamento de mercado da aeronave. Entretanto, devido o escopo de determinação da densidade energética do projeto preliminar, delimita-se o peso de bateria por análise de requisitos para determinação desta através das potências necessárias para cada parte da missão.

2.4.1 Potências Necessárias

Com isso, descrevem-se as equações que representam as potências necessárias para decolagem e subida, voo em cruzeiro, e *hovering* estacionário (UGWUEZE et al., 2023b).

A Equação 2 delineia a potência necessária para *hovering* em modo rotor, sendo τ_{ho} o empuxo de *hovering* (definido como igual à W_{to}), e ρ_0 a densidade do ar padrão em nível do mar, A_{prop} a área do disco atuador do rotor, e FM o fator de mérito do rotor.

$$P_b^{ho} = \frac{\tau_{ho}^{1.5}}{FM \sqrt{2\rho_0 A_{prop}}} \quad (2)$$

A Equação 3 apresenta a potência necessária para decolagem e subida, sendo V_v a velocidade vertical relativa encontrada pela aeronave, v_{hv} a velocidade de hover, e P_{hv} a potência necessária para hover, conforme equação 2.

$$P_b^{cl} = P_{hv} \left(\frac{V_v}{2v_{hv}} + \sqrt{\left(\frac{V_v}{2v_{hv}} \right)^2 + 1} \right) \quad (3)$$

Dada a semelhança de mecânica no método de disco atuador, a Equação 3 também é utilizada para descida e pouso, com apenas a inversão de um sinal, conforme apresentado na Equação 4.

$$P_b^{ds} = P_{hv} \left(\frac{V_v}{2v_{hv}} + \sqrt{\left(\frac{V_v}{2v_{hv}} \right)^2 - 1} \right) \quad (4)$$

Entretanto, para casos em que $-2 < V_v/2v_{hv} < 0$, a interação entre as forças aerodinâmicas e propulsivas impedem a aplicação do método de disco atuador, invalidando o desenvolvimento e uso da Equação 4. Nestes casos, Ugwueze et al. (2023b) apresenta a aproximação $P_b^{ds} \approx P_{hv}$ como suficiente para modelar a potência necessária.

A Equação 5 expressa a potência necessária para voo de cruzeiro, sendo D o arrasto em voo, V_{cr} a velocidade de cruzeiro, e η a eficiência do propulsor. Ressalta-se que a equação é válida na condição do empuxo da aeronave ser igual ao arrasto.

$$P_b^{crc} = \frac{DV_{cr}}{\eta} \quad (5)$$

Dessa forma, obtém-se a energia específica da bateria $\bar{e}$ com base na energia necessária para conclusão de missão, multiplicando a potência necessária de cada fase pelo tempo transpassado nesta, dividindo pelo peso proposto de bateria W_{bat} , e então multiplicando pelo estado mínimo de carga na bateria para proteção contra danos SoC_{min} , e a eficiência da bateria η_b , conforme Equação 6.

$$\bar{e} = \frac{(1 + SoC_{min})}{\eta_b} \left(\frac{P_b^{ho}t_{ho} + P_b^{cl}t_{cl} + P_b^{crc}t_{crc} + P_b^{ds}t_{ds}}{W_{bat}} \right) \quad (6)$$

2.4.2 Baterias

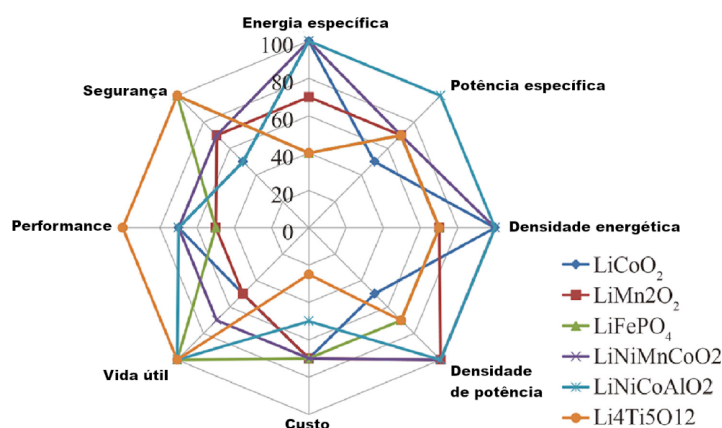
Apesar de avanços tecnológicos significativos, o limite de densidade energética e o elevado peso de baterias ainda são os principais entraves para a aplicação

de motorização elétrica em aeronaves. A perspectiva do desenvolvimento visando solucionar esta situação esbarra em complexos problemas econômicos, ecológicos, e físicos.

No estado da arte atual de baterias de íon-lítio, com densidade energética de aproximadamente $300Wh/kg$, a eletrificação de aeronaves se restringe a operações experimentais de baixo alcance ou elevada eficiência com auxílio de painéis solares. Enfrentada com a limitada perspectiva de desenvolvimento, diferentes desenhos e estruturas químicas se apresentam como possíveis alternativas com densidades energéticas potenciais significativamente superiores Tiede et al. (2022).

Entretanto, as restrições de arquitetura de baterias não se restringem à densidade energética, abrangendo aspectos de potência, segurança, performance, vida útil, e custos. Com isso em mente, Lijuan et al. (2025) realiza um balanço de alternativas disponíveis atualmente no mercado de baterias, ranqueando na Figura 13 as características destas numa escala de 0 à 10 para demonstrar os tradeoffs de cada solução.

Figura 13 – Análise de características de alternativas comuns de baterias.

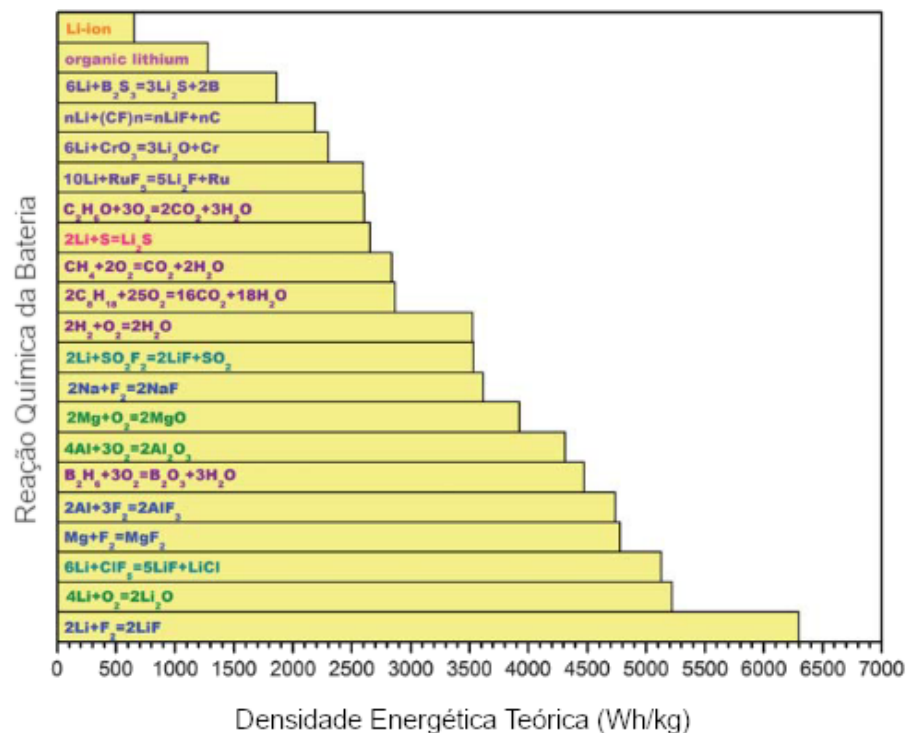


Fonte: Lijuan et al. (2025), adaptado.

No escopo da análise a ser realizada neste, utiliza-se apenas o potencial teórico de densidade energética das alternativas de bateria para estimar a perspectiva de aplicação em soluções aeroespaciais, não considerando restrições nos outros aspectos de design. Dessa forma, Zu e Li (2011) apresentam na Figura 14 o potencial teórico da densidade energética para diferentes composições de bateria, elevando o escopo de aplicações com a utilização de compostos e reações não limitadas pelas restrições de desenvolvimento de baterias.

Entretanto, deve-se considerar que, devido ao peso de materiais necessários para o funcionamento e armazenamento da bateria, o desenvolvimento da densidade energética segue muito aquém do potencial teórico dos componentes da bateria selecionada, com o estado da arte atingindo apenas a faixa de 42 a 58% do valor cal-

Figura 14 – Densidade energética teórica para diferentes reações químicas propostas para utilização em baterias.

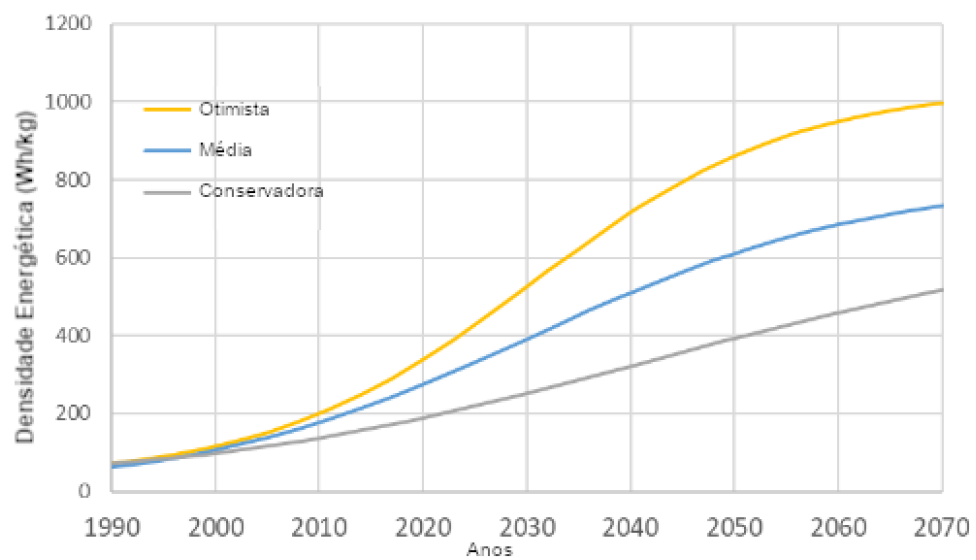


Fonte: Zu e Li (2011), adaptado.

culado. Entretanto, observa-se na Figura 14 que, mesmo no escopo de eficiência de densidade energética realista de 42% para o desenvolvimento, é possível atingir valores acima de 2000 Wh/kg - viabilizando aplicações aeroespaciais (TIEDE et al., 2022).

Por fim, ao considerar as diferentes alternativas de solução, ineficiências de funcionamento da bateria, complexidades de solução e aplicação, e custos, a Figura 15 apresenta três previsões para o avanço na densidade energética para os próximos 50 anos, com diferentes expectativas da velocidade de avanço e resolução de problemas.

Figura 15 – Previsões de desenvolvimento de densidade energética de baterias.



Fonte: Tiede et al. (2022), adaptado.

3 METODOLOGIA

Este trabalho descritivo tem como objetivo o estudo de viabilidade de um eV-TOL para o mercado de personal jets, visualizando o problema nas perspectivas da análise financeira do projeto, análise de engenharia e requisitos, e análise da prontidão tecnológica para a necessidade energética da aeronave. Para conclusão satisfatória do estudo, deve-se obter resultados quantitativos sobre a necessidade energética da aeronave utilizando decisões quali-quantitativas de projeto e requisitos com base no escopo de aplicação financeiramente viável da aeronave.

Para tal, desenvolve-se um business case acerca da possível introdução de uma aeronave no segmento de mercado, sem a especificação do uso da solução eV-TOL. Por meio de pesquisas de campo, revisão de objetivos, e cálculo de métricas financeiras, alternativas de solução para o projeto são selecionados e analisados, seguindo a fundamentação descrita para o desenvolvimento de um business case.

Neste, baseia-se o estudo não apenas na necessidade de retorno financeiro do projeto, mas também em vantagens competitivas para o cliente nos aspectos financeiros e ecológicos da aeronave.

Com isso, aplica-se a metodologia da NASA de engenharia de sistemas, iniciando com a identificação de stakeholders e suas interfaces com a aeronave. À partir das necessidades, metas, e objetivos destes, define-se o sistema por meio da descrição do conceito de operações, modos e ambientes de operação, missões de referência, e riscos de projeto e operação.

Tendo o envelope de desenvolvimento e operação do sistema e os interesses dos stakeholders no projeto, realiza-se a descrição dos requisitos da aeronave e a identificação de interfaces para o desenvolvimento da decomposição lógica a ser utilizada na solução de design. Com isso, realiza-se a especificação do sistema pela determinação preliminar do design, culminando na modelagem de uma proposta de solução preliminar no software *OpenVSP*.

Com o design preliminar estimado, calcula-se a necessidade energética da aeronave com base nos requisitos e nas missões de referência de design, utilizando a potência necessária para determinação da densidade energética das baterias. Com isso, determina-se a previsão de entrada em serviço da aeronave.

No capítulo seguinte, são expandidos os passos realizados nos três estudos para determinação da viabilidade da aeronave, com a apresentação dos resultados finais destes e do trabalho como um todo no Capítulo 5.

4 ESTUDOS DE VIABILIDADE

4.1 BUSINESS CASE

Inicia-se o desenvolvimento do business case pela identificação do problema e/ou oportunidade. Para o escopo deste trabalho, identifica-se a oportunidade de desenvolvimento de um personal jet - um mercado em expansão da aviação executiva, com oportunidades de especificação e desenvolvimento dada a baixa competitividade do segmento.

Com isso, descreve-se a solução como uma oportunidade de introdução em um mercado de elevada procura e baixa competitividade, possibilitando maiores margens de lucros e controle do segmento ao introduzir soluções que atendem os requisitos dos stakeholders.

Após a descrição da oportunidade, delineiam-se os objetivos de negócio para nortear o desenvolvimento da aeronave. Para cada objetivo de projeto, apresenta-se uma métrica de análise para mensurar o impacto de cada alternativa proposta.

Tomando em conta o caráter do segmento, os objetivos da aviação como ícone de sustentabilidade, e os desejos de uma empresa a desenvolver o projeto, definem-se os objetivos de design da proposta:

- Redução de Custos de Operação - Custo de operação por hora voada
- Redução de Emissões - Emissões por hora voada por km
- Retorno do Investimento - Unidades estimadas para retorno do valor investido

Obtendo os objetivos e métricas de projeto, identificam-se as propostas de solução à concorrerem pelo projeto.

Dada a importância de evitar vieses da equipe de desenvolvimento do business case e introduzir os stakeholders no início do projeto, realizou-se uma pesquisa de campo sobre o tópico na *Latin America Business Aviation Conference and Exhibition* (LABACE) 2025, realizada no Campo de Marte, em São Paulo (LABACE, 2025).

Com participação de clientes de aviação executiva, engenheiros e vendedores de companhias do setor, entusiastas de aviação executiva, a diversidade de opiniões e stakeholders apresenta uma oportunidade única de entendimento do mercado. Entretanto, por São Paulo contar com mais de 410 aeronaves e 260 helipontos, que realizam cerca de 2200 operações diárias de pousos e decolagens, é importante denotar o viés de participantes do evento com aeronaves de asa rotativa (PENTEADO, 2024).

Para obter as alternativas de projeto, membros do público foram questionados: "*Para você, qual seria o método mais eficiente e ecológico para realizar viagens*

aéreas de curta e média distância (0-600 nm) com elevada mobilidade e segurança?". Quarenta e cinco respondentes apresentaram soluções para a pergunta, que foram catalogadas em três grupos na Tabela 2.

Tabela 2 – Alternativas sugeridas pelos respondentes para a solução de projeto.

Alternativa Sugerida	Número de Respondentes
Helicóptero com alcance elevado	25
Aeronave convencional (status quo)	11
eVTOL com alcance elevado	9

Fonte: Elaborado pelo autor.

Os resultados encontrados comprovam a predisposição dos participantes do evento às aeronaves de asa rotativa, com 56% dos respondentes propondo alternativas no segmento. Em seguida, observa-se a manutenção do status quo (desenvolvimento de uma aeronave convencional de asa fixa) com 24%, e por fim o desenvolvimento de um eVTOL com 20% das respostas.

Para analisar as propostas dos stakeholders, é necessário expandir as métricas apresentadas para cada meta, delineando os dados à serem adquiridos e mensurados para comparação entre as alternativas.

A seleção das metas se deu pela escolha de um fator decisivo de análise para os três stakeholders principais: clientes, agências regulamentadoras, e o fabricante. O Quadro 3 apresenta uma visão geral das métricas e dados necessários para análise.

Quadro 3 – Dados necessários para análise das métricas de objetivo de solução.

Métricas de Análise	Dados Necessários
Custo de operação por hora voada	Custos de manutenção, combustível, seguro, depreciação, armazenagem. Horas médias de voo.
Emissões por hora voada por km	Emissões, distância de voo, horas de voo.
<i>Break-even point</i>	Valor investido, valor de retorno

Fonte: Elaborado pelo autor.

Definidas as alternativas de solução, estimam-se os prazos de projeto, realização, e implementação destas. Denota-se que o processo completo de design, de conceito a entrada no mercado, de um helicóptero toma em média de 5 à 7 anos, com potencial para melhoria com o avanço tecnológico (VIVE, 2019). Para uma aeronave convencional, Spitz et al. (2001) estima o prazo de 8 anos para o desenvolvimento de um novo modelo, número esse reforçado pelo *Intergovernmental Panel on Climate Change* (IPCC), que apresenta um escopo de 5 à 10 anos para o desenvolvimento (IPCC, 2023).

Para uso neste *business case*, estimam-se os prazos de projeto das alternativas de solução de helicópteros e da manutenção do status quo em 6 e 8 anos, respectivamente.

Dado o escopo deste trabalho, a estimativa de tempo para o desenvolvimento de um eVTOL depende de fatores de prontidão tecnológica e de infraestrutura ainda desconhecidos. Deve-se também considerar o tempo de projeto, realização, e implementação do eVTOL, entretanto, devido à inexistência de modelos em operação do tipo, assume-se que o tempo de projeto e realização de um eVTOL é ligeiramente superior ao de uma aeronave convencional (status quo), dada a complexidade de trabalho com métodos, regulamentações, e ferramentas ainda não amplamente utilizadas e testadas (LIJUAN et al., 2025).

Com isso, para determinar a alternativa selecionada para desenvolvimento, comparam-se os valores obtidos para cada métrica de performance, além de métricas gerais de custo e benefícios.

Dessa forma, listam-se os custos associados com cada alternativa postulada, considerando a interação destas com os objetivos delineados.

4.1.1 Custos

Os principais custos no ciclo de vida de um produto aeronáutico são divididos em duas categorias: custos de produção e custos de operação. Para o escopo da análise deste caso, assume-se que o fabricante já possui infraestrutura e logística necessárias para a produção da aeronave, caracterizando os custos iniciais de produção como irrisórios ou já inclusos na contabilidade de custos de desenvolvimento.

Com isso, estima-se o custo de produção da alternativa de solução helicóptero utilizando o preço médio de venda e supondo uma margem de lucro de 5%, dessa forma, estima-se o custo de produção unitário entre 2.6 e 2.7 milhões de dólares (AOPA, 2025; ACC, 2025). Para os custos de operação de um helicóptero em uso por 900 horas por ano, utiliza-se o modelo Bell 407, apresentado na Figura 16, para se estimar um custo de 1.2 milhão de dólares anuais (CONKLIN, 2025a).

Realiza-se a mesma análise para a alternativa de solução aeronave convencional (status quo), com a estimativa do custo de produção unitário para um na casa de 3.1 milhões de dólares (GEORGE, 2025). Para uma aeronave *personal jet* com 900 horas anuais de voo, Matthias (2021) estima os custos totais de operação anuais em 1.646 milhão de euros - aproximadamente 1.9 milhão de dólares.

De acordo com Stumpf e Kirste (2025), a produção de uma aeronave eVTOL pode custar entre 300 mil e 2 milhões de dólares, dependendo de características de configuração e escopo de aplicação da aeronave. Já Carugo (2024) apresenta valores de produção entre 260 mil e 2.2 milhões de dólares, com modelos de maior porte

Figura 16 – Helicóptero Bell 407 utilizado para estimativa de custos.



Fonte: Vive (2019)

e alcance apresentando valores de produção na casa de 2 milhões de dólares por unidade.

Para a determinação de custos de operação de eVTOL, reitera-se a inexistência de modelos em operação do tipo, dificultando a estimativa precisa de valores de operação. Entretanto, de acordo com Fioriti et al. (2024) um eVTOL com custo de produção entre 1 e 3 milhões de euros, conforme estimado anteriormente, o custo operacional é estimado entre 404 e 716 euros por hora de operação, que, para uma operação de 900 horas anuais, se equivale à aproximadamente 750 mil dólares por ano.

Com isso, a Tabela 3 apresenta os custos de produção e operação de cada alternativa.

Tabela 3 – Custos totais de cada alternativa de design.

Alternativa Sugerida	Custos de Produção [USD]	Custos de Operação (900hr/ano) [USD]
Helicóptero com alcance elevado	2.650.000	1.200.000
Aeronave convencional (status quo)	3.100.000	1.900.000
eVTOL com alcance elevado	2.000.000	750.000

Fonte: Elaborado pelo autor.

Denota-se a disparidade dos custos operacionais entre as alternativas, explicitando a diferença de usos, serviços, e necessidades de cada aeronave. Em seguida, realiza-se uma breve análise do ponto de retorno de investimento em cada alternativa de design, atendendo à quarta métrica de objetivo de solução.

Com isso, aplica-se a equação 7 para determinarmos a quantidade de unidades vendidas necessárias para o *break-even* dos investimentos, utilizando o valor de venda por unidade V_u , custos variáveis por unidade C_u , e o custo fixo total de investimento C_f . Para tal, deve-se estimar o mercado, os custos de produção totais (i.e., incluindo custos de desenvolvimento e investimento), uma projeção de vendas, e o retorno por produto vendido.

$$BE = \frac{C_f}{V_u - C_u} \quad (7)$$

Com os custos de produção por aeronave apresentados na Tabela 3 e assumindo a mesma margem de lucro de 5% por aeronave, determinam-se o valor de venda e custos por unidade, apresentados na Tabela 4. Em seguida, elicita-se o custo fixo de produção da aeronave.

Tabela 4 – Valor de venda de cada alternativa de design, em milhões de dólares.

Alternativa Sugerida	Valor de Venda [USD]
Helicóptero com alcance elevado	2.800.000
Aeronave convencional (status quo)	3.300.000
eVTOL com alcance elevado	2.100.000

Fonte: Elaborado pelo autor.

Para tal, Carugo (2024) aplica a metodologia de precificação de desenvolvimento de aeronaves *ROSKAM* em seis projetos distintos de eVTOL, obtendo valores na faixa de 60 a 600 milhões de dólares. Utilizando as estimativas obtidas para aeronaves de grande porte no estudo, determina-se o custo de produção da aeronave em aproximadamente 600 milhões de dólares.

Entretanto, reitera-se a contabilização apenas de valores relativos ao projeto da aeronave, assumindo a já existência de complexos fabris e da logística necessária para a produção de uma aeronave disruptiva. A validade e o impacto dessa restrição de escopo deve ser tomada em conta na tomada de decisão e análise de riscos.

No mesmo estudo analisado, Carugo (2024) apresenta uma estimativa de custo de desenvolvimento para o helicóptero Eurocopter EC145, modelo com números de performance similares porém ligeiramente superiores ao Bell 407 utilizado previamente como estimativa de custos de operação. Devido ao caráter do método utilizado para obtenção do custo de desenvolvimento, necessitando de aproximações, suposições, e estimativas amplas sobre o mercado de aviação, utiliza-se o valor encontrado de aproximadamente 325 milhões de dólares na análise de *break-even*.

Por fim, realiza-se a análise de custo de desenvolvimento para uma aeronave convencional. Por se tratar de um desenvolvimento longo e com metodologias proprietárias da fabricante Cirrus, pouco se sabe sobre o custo direto de desenvolvimento da aeronave SF50 ou de possíveis concorrentes.

Dessa forma, estima-se o custo de desenvolvimento utilizando a metodologia de precificação de aeronaves *Eastlake* adaptada para aeronaves executivas, que obtêm os resultados por meio da determinação de horas e custos necessários para conclusão das diversas fases de projeto. Obtendo os valores, aplicam-se fatores financeiros e amortizantes para que se obtenha o custo total de desenvolvimento (GUDMUNDSSON, 2021).

O Quadro 4 apresenta os valores selecionados em George (2025) para serem aplicados na formulação de *Eastlake* para obtenção do custo de desenvolvimento da aeronave Cirrus SF50.

Quadro 4 – Dados necessários da aeronave Cirrus SF50 para estimativa de custo de desenvolvimento pelo método *Eastlake*.

Dado	Valor
Peso de <i>airframe</i>	3900 lbs
Velocidade Máxima	250 nós
Produção em 5 anos	500 aeronaves
Protótipos	6
Escopo de Certificação	Parte 23
Porcentagem de Compósitos	25%
<i>Flaps</i>	Simples
<i>Taper</i>	Presente

Fonte: George (2025)

Ao aplicar os dados da aeronave na metodologia *Eastlake*, obtemos o custo total de desenvolvimento, apresentado na Tabela 5.

Tabela 5 – Estimativa de custos de desenvolvimento da aeronave Cirrus SF50.

Categoria	Custo [USD]
Engenharia	194.739.945,10
Desenvolvimento de Suporte	38.208.435,82
Testes de Voo	44.787.944,39
Ferramentação	97.359.119,71
Custo total	375.095.448,01

Fonte: Elaborado pelo autor.

Com isso, a Tabela 6 apresenta os custos de desenvolvimento estimados para as três alternativas de solução, a serem utilizados na determinação de unidades para *break-even*.

Por fim, a Tabela 7 apresenta o número de unidades a serem vendidas para o *break-even* de cada alternativa.

Denota-se a elevada quantidade de unidades necessárias para o *break-even* na alternativa de solução eVTOL, resultado da suposição da mesma margem de 5%

Tabela 6 – Custos de desenvolvimento estimados para as alternativas.

Alternativa Sugerida	Custo de Desenvolvimento [USD]
Helicóptero com alcance elevado	325.000.000
Aeronave convencional (status quo)	375.095.448,01
eVTOL com alcance elevado	600.000.000

Fonte: Elaborado pelo autor.

Tabela 7 – Número de unidades necessárias para *break-even* de cada alternativa de solução.

Alternativa Sugerida	Unidades para Break-Even
Helicóptero com alcance elevado	2167
Aeronave convencional (status quo)	1876
eVTOL com alcance elevado	6000

Fonte: Elaborado pelo autor.

para os produtos. Devido aos preços de produção e venda significativamente inferiores às alternativas concorrentes, é plausível supor margens superiores na venda de eVTOL: uma alteração de margem desta solução para 15% manteria a vantagem competitiva do valor de venda, elevando-o a 2.300.000 de dólares, porém, essa variação ocasionaria na redução das unidades necessárias para *break-even* a apenas 2000, em similaridade com o número de unidades necessárias das outras alternativas.

Além disso, dado o aspecto preliminar da análise, não se consideram os retornos provenientes de serviços e suporte, por estes dependerem da infraestrutura variável do setor.

4.1.2 Benefícios e Reduções de Custo

Ao considerar os objetivos de projeto, denota-se o alinhamento da alternativa de solução helicóptero com o objetivo de aumento de mobilidade. Com 260 pontos de pouso de decolagem registrados na cidade de São Paulo, além da capacidade de operação em terrenos não preparados e registrados, a elevada mobilidade ponto à ponto da solução se apresenta como seu principal benefício (PENTEADO, 2024).

Quando projetado com enfoque para operações porta à porta, a alternativa de solução eVTOL apresenta benefícios similares no aumento de mobilidade, possibilitando a operação em heliportos e infraestrutura de helicópteros, além de operações em terrenos não preparados. Entretanto, os principais benefícios da alternativa de solução partem da utilização de propulsão elétrica, proporcionando redução de custos de operação e emissões (LIJUAN et al., 2025).

Por fim, denota-se a redução de pontos de falha catastrófica na alternativa de solução eVTOL devido à utilização de propulsão distribuída, introduzindo redundância

de operação em caso de falhas no sistema - um ponto de controvérsia em helicópteros e aeronaves convencionais do segmento de personal jets, que dependem da aplicação de sistemas de emergência (e.g., paraquedas de voo, demonstrado na Figura 17) por não possuírem redundância nos sistemas de propulsão.

Figura 17 – Cirrus SF50 realizando descida de emergência com paraquedas.



Fonte: Cirrus, 2019.

4.1.3 Identificar Prazos de Custos e Benefícios

Por se tratarem de custos, benefícios, e reduções de custo que se aplicam em toda a vida útil das soluções, os prazos de aplicação destes se estendem por todo o projeto.

4.1.4 Impactos em Outras Métricas

Além de métricas de performance, é necessário entender o impacto ecológico das alternativas, atendendo a segunda métrica de análise das alternativas de solução. Para tal, a Equação 8 determina as emissões médias por hora de voo e pessoas transportadas E_m , utilizando as emissões médias totais em missão de referência E_t , a quantidade de pessoas transportadas P , e o tempo necessário para realização da missão de referência T .

$$E_m = \frac{E_t}{P * T} \quad (8)$$

Utilizando o mesmo helicóptero Bell 407 para a estimativa de emissões, Rindlisbacher e Chabbey (2015) realiza análises de fluxo de combustível e emissões de particulados para determinar as emissões médias do modelo em operação, obtendo o valor de 152.03 quilogramas por hora de voo. Tomando a capacidade de transporte do helicóptero como 7 pessoas (1 piloto e 6 passageiros), temos a emissão média por tempo de voo por pessoa de 21.72 quilogramas por hora por pessoa (VIVE, 2019).

Para as emissões da aeronave convencional, utiliza-se a base de dados da *Conklin* para determinação das emissões do modelo de comparação Cirrus SF50. Dessa forma, a plataforma apresenta as emissões médias do modelo como sendo de 710 quilogramas por hora de voo. (CONKLIN, 2025b)

Considerando a capacidade da aeronave como 7 pessoas (1 piloto e 6 passageiros), temos a emissão média por tempo de voo por pessoa de 101.43 quilogramas por hora de voo por pessoa. (CIRRUS, 2025)

Naturalmente, pelo princípio de operação elétrico de um eVTOL, as emissões totais de operação da aeronave são nulas, não necessitando realização de análise. Emissões de ciclo de produção e desenvolvimento podem ser tomadas em conta em análises futuras, e consideradas como riscos de projeto.

Dessa forma, a Tabela 8 apresenta os valores de emissões médias de cada alternativa de solução.

Tabela 8 – Emissões médias de cada alternativa de solução.

Alternativa Sugerida	Emissões médias por hora e pessoas [kg/(h × pessoa)]
Helicóptero com alcance elevado	21.72
Aeronave convencional (status quo)	101.43
eVTOL com alcance elevado	0

Fonte: Elaborado pelo autor.

Além de emissões, espera-se uma redução do custo de manutenção e simplificação de acesso à profissionais e peças de reposição, devido ao caráter tradicional de design das alternativas de solução helicóptero e aeronave convencional. Entretanto, apontado como um dos principais problemas do setor aeronáutico em recuperação pós-pandemia, a falta de peças e disponibilidade em centros de manutenção pode impactar severamente a operação da alternativa de solução eVTOL, que depende da adoção de novos métodos e utilização de peças não-compatíveis com outros modelos (JARVIS, 2025).

Além disso, a própria existência de uma rede de serviços e suporte para eVTOL é de caráter dubio. Apesar da comunalidade de operação e serviços com helicópteros, os eVTOL necessitam de manutenção e serviços específicos que necessitariam investimento do fabricante para redução de impacto na satisfação do cliente (LIJUAN et al., 2025).

Por fim, o custo de desenvolvimento de uma aeronave com tecnologias ainda não comprovadas e cenário regulatório variável e extenso ainda não é totalmente compreendido - a gama de custos de desenvolvimento apresentada por Carugo (2024) exemplifica a dificuldade de estimativa da tecnologia. Portanto, deve-se levar em con-

sideração a possibilidade de custos elevados de desenvolvimento na escolha da alternativa.

4.1.5 Custos e Benefícios não Quantificáveis

A opinião pública acerca do uso e desenvolvimento de eVTOL segue dividida, com potenciais usuários levantando dúvidas sobre segurança, poluição sonora, e o meio ambiente (LIJUAN et al., 2025).

Dessa forma, a aplicação da alternativa de solução eVTOL apresenta uma oportunidade de entrada em mercado única para o desenvolvedor do projeto caso este consiga endereçar o questionamento público. Para tal, é essencial a comunicação de características de segurança, performance, e poluição da aeronave.

4.1.6 Análise de Impacto

Os dados obtidos sugerem a viabilidade da alternativa de solução eVTOL, apresentando os melhores custos do ponto de vista do cliente, com custo de operação significativamente inferior às demais. Entretanto, nota-se a dificuldade de estimativa do custo de desenvolvimento do produto e do ecossistema necessário para operação.

Por possuírem melhor cadeia de suporte e espaços de operação, as alternativas de solução helicóptero e aeronave convencional possuem melhor retorno ao cliente em confiabilidade e conforto de operação. Além disso, ambas as tecnologias possuem margem para redução de custos e melhoria de percepção pública com o desenvolvimento de propulsões alternativas, tais como a elétrica.

Portanto, apesar da percepção pública acerca das características ecológicas da alternativa de solução eVTOL serem superiores às outras alternativas, deve-se considerar a possibilidade de aplicação das tecnologias desenvolvidas com eVTOL nas outras alternativas.

4.1.7 Prós e Contras

Por fim, o Quadro 5 organiza os dados apresentados em uma tabela de prós e contras, simplificando a análise intuitiva das alternativas.

Quadro 5 – Análise de prós e contras das alternativas de solução.

Alternativa	Prós	Contras
Helicóptero com alcance elevado	1. Elevada mobilidade 2. Infraestrutura de serviços e suporte já existente 3. Prontidão tecnológica imediata 4. 2167 unidades necessárias para <i>break-even</i>	1. Elevada competitividade e dificuldade de se distinguir no mercado 2. Percepção pública negativa de ecologia 3. Custo operacional elevado em 1.2 milhão de dólares por ano 4. Dificuldades de obter acesso à infraestrutura de serviços e suporte devido a limitações do setor 5. Emissões significativas em 21.72 quilogramas por hora-pessoa
Aeronave convencional (status quo)	1. Prontidão tecnológica imediata 2. Infraestrutura de serviços e suporte já existente 3. 1876 unidades necessárias para <i>break-even</i>	1. Elevada competitividade e dificuldade de se distinguir no mercado 2. Percepção pública negativa de ecologia 3. Custo operacional elevado em 1.9 milhão de dólares por ano 4. Dificuldades de obter acesso à infraestrutura de serviços e suporte devido a limitações do setor 5. Mobilidade restrita à aeródromos 6. Emissões significativas em 101.43 quilogramas por hora-pessoa
eVTOL com alcance elevado	1. Reduzido custo de operação em 750 mil dólares por ano 2. Percepção pública positiva de ecologia 3. Elevada mobilidade 5. Emissões irrisórias em 0 quilogramas por hora-pessoa 6. Possibilidade de aumento de margens pelo custo de produção significativamente inferior	1. Custo de desenvolvimento e operação ainda não totalmente entendido 2. Dificuldade de implementar operações de serviços e suporte 3. Prontidão tecnológica para desenvolvimento da aeronave 4. Elevada competitividade e dificuldade de se distinguir no mercado 5. 6000 unidades necessárias para <i>break-even</i>

Fonte: Elaborado pelo autor.

4.1.8 Escolha de solução e análise de riscos

Dessa forma, é possível tomar a decisão de perseguir o desenvolvimento de um eVTOL como solução à oportunidade encontrada, tendo como argumentação principal a redução significativa dos custos de produção e operacional da aeronave quando comparada às alternativas concorrentes. Além disso, denota-se como fator contribuinte a completa abolição de emissões durante a operação.

Definida a solução, prossegue-se à análise de riscos e desenvolvimento de estratégias de mitigação destes. O Quadro 6 apresenta os riscos encontrados na análise, com suas estratégias de mitigação.

Quadro 6 – Riscos associados à alternativa de solução eVTOL e suas estratégias de mitigação.

Risco	Estratégia de Mitigação
Estimativas de custos de produção e desenvolvimento incorretas Tecnologia insuficiente para operação	Revisão dos valores estimados com o avanço do projeto e melhoria de ferramentas de análise de eVTOL Análise de alternativas de solução para subsistemas não atendidos pela tecnologia atual
Falta de serviços e suporte	Parcerias com redes existentes e desenvolvimento de rede de suporte proprietária do fabricante
Elevado custo de infraestrutura mínima	Revisão dos valores estimados com o avanço do projeto e melhoria de ferramentas de análise de eVTOL; Parcerias com fabricantes e fornecedores.
Não adoção do sistema	Estudos de caso para analisar a aceitabilidade do sistema para clientes
Eletrificação de alternativas concorrentes	Utilização do conhecimento adquirido com o projeto para manutenção de vantagens competitivas
Restrições de operação por regulamentação	Realizar o desenvolvimento com supervisão e discussão direta de órgãos regulamentadores
Elevadas emissões no processo produtivo	Investir no desenvolvimento de soluções sustentáveis de projeto
Competitividade impossibilita expansão de margens	Estudar diferenciais e parcerias estratégicas para melhor posicionamento de mercado

Fonte: Elaborado pelo autor.

4.1.9 Plano de Implementação

Com as estratégias de mitigação de riscos delineadas, inicia-se o plano de implementação. Dado o escopo deste material e as restrições de capacidade de análise, denotam-se os prazos, alvos, e ações de planejamento apenas em alto nível, visando reduzir a especulação no desenvolvimento da solução.

- Primeira Fase - 2 anos - Projeto preliminar da aeronave; busca de parcerias de serviços e suporte
- Segunda Fase - 3 anos - Desenvolvimento e prototipagem do modelo; apresentação da aeronave deve ocorrer nesse estado; implementação de infraestrutura de serviços e suporte
- Terceira Fase - 2 anos - Testes de voo e certificação do modelo; entrega da primeira aeronave
- Quarta Fase - 15 anos - Expansão da rede de serviços e suporte; revisão e otimização da aeronave

4.2 ENGENHARIA DE SISTEMAS

Finalizada a análise da viabilidade financeira da alternativa, inicia-se o desenvolvimento do projeto em escopo de engenharia de sistemas, visando averiguar a viabilidade no âmbito da engenharia.

4.2.1 Expectativas dos Stakeholders

Para determinar os motivos e objetivos do projeto, é necessário elicitare os participantes do projeto e o que estes esperam do desenvolvimento e operação do produto. Com isso, inicia-se o processo com a identificação dos *stakeholders*, para que se possa questionar as expectativas destes.

4.2.1.1 Identificação de Stakeholders

Na fase inicial do projeto, é necessário estabelecer os stakeholders para assim listar suas expectativas do produto, determinando os objetivos de desenvolvimento. Espera-se que a lista de stakeholders seja expandida ao percorrer do processo conforme os sistemas e interfaces são aprofundados.

Dessa forma, lista-se o conjunto inicial de stakeholders e suas expectativas de alto nível da aeronave:

1. Cliente - Deseja uma aeronave de baixo custo capaz de voar de maneira rápida e confortável a distância necessária.

2. Agências Reguladoras - Requerem uma aeronave que cumpra com todas as regulamentações de segurança, operação, e de meio-ambiente.
3. Fabricante - Deseja uma aeronave que traga retorno financeiro e instaure reconhecimento de marca.
4. Tripulação da Aeronave - Desejam uma aeronave ergonômica e segura, com controles simples e confiáveis.
5. Fornecedores - Desejam uma aeronave com partes de fácil acesso, fabricação, e fornecimento.
6. Operadores de Infraestrutura - Desejam uma aeronave que opere em infraestruturas comumente utilizadas por outras aeronaves.

Dos quais, selecionam-se como stakeholders principais para a fase inicial de projeto o cliente, as agências regulamentadoras, e o fabricante

4.2.1.2 Necessidades dos Stakeholders

Com os stakeholders principais definidos, deve-se descrever as necessidades de cada stakeholder e o nível de importância estimados pelo autor destas, de 1 à 5, tomando em conta as expectativas a interfaces de design.

O Quadro 7 apresenta as necessidades do cliente e suas importâncias, identificadas para rastreamento. Denota-se a gama de necessidades do cliente e a elevada importância destas, características típicas de clientes de aviação executiva.

Quadro 7 – Necessidades do Cliente.

ID	Necessidade	Importância
SN-1	Barato	5
SN-2	Confiável	5
SN-3	Confortável	5
SN-4	Seguro	5
SN-5	Baixo Downtime	2
SN-6	Estética	2
SN-7	Baixo Custo Operacional	5
SN-8	Versátil	4
SN-9	Rápido	3
SN-10	Silencioso	4
SN-11	Alcance Significativo	3

Fonte: Elaborado pelo autor.

O Quadro 8 apresenta as necessidades das agências regulamentadoras e suas importâncias, identificadas para rastreamento. Devido o caráter de alto nível das necessidades, não ocorre detalhamento de regulamentações e regras à serem seguidas.

Quadro 8 – Necessidades das Agências Regulamentadoras.

ID	Necessidade	Importância
SN-12	Amigável ao Meio Ambiente	5
SN-13	Silencioso	3
SN-14	Atende todas as regulamentações de aviação civil	5

Fonte: Elaborado pelo autor.

O Quadro 9 apresenta as necessidades do fabricante e suas importâncias, identificadas para rastreamento. Apesar de possuir expectativas de melhoria de imagem da empresa, as necessidades do fabricante são diretamente atreladas aos custos de produção, competitividade do produto, e lucros.

Quadro 9 – Necessidades do Fabricante.

ID	Necessidade	Importância
SN-15	Barato para desenvolver	5
SN-16	Competitivo	5
SN-17	Lucrativo	5
SN-18	Aberto à desenvolvimento futuro	4

Fonte: Elaborado pelo autor.

O Quadro 10 apresenta as necessidades da tripulação e suas importâncias, identificadas para rastreamento. A determinação destes toma em conta considerações de ergonomia, qualificação, e segurança para avaliar a receptividade do produto ao stakeholder.

Quadro 10 – Necessidades da Tripulação.

ID	Necessidade	Importância
SN-19	Fácil de Controlar	5
SN-20	Confortável e Ergonômico	3
SN-21	Simple de Obter Qualificação	5
SN-22	Sistemas Robustos	3

Fonte: Elaborado pelo autor.

O Quadro 11 apresenta as necessidades dos fornecedores e suas importâncias, identificadas para rastreamento. Dado o caráter preliminar e disruptivo do projeto, aplicam-se apenas considerações de uso de partes e tecnologias existentes ou de pouca alteração. Conforme o detalhamento do sistema, deve-se revisita-las para aplicar considerações específicas aos sistemas e fornecedores utilizados.

O Quadro 12 apresenta as necessidades dos operadores de infraestrutura e suas importâncias, identificadas para rastreamento. Para definição destas, denota-se como operadores de infraestrutura qualquer empresa ou indivíduo que seja respon-

Quadro 11 – Necessidades dos Fornecedores.

ID	Necessidade	Importância
SN-23	Prontidão Tecnológica	3
SN-24	Reutilização de Partes	5

Fonte: Elaborado pelo autor.

sável por infraestrutura diretamente utilizada pela aeronave, seja esta para operação, armazenamento, ou manutenção.

Quadro 12 – Necessidades dos Operadores de Infraestrutura.

ID	Necessidade	Importância
SN-25	Manutenção Simples	5
SN-26	Adaptabilidade à Infraestrutura	5

Fonte: Elaborado pelo autor.

4.2.1.3 Quality Function Deployment

Determinadas as necessidades de cada stakeholder, aplica-se a ferramenta de *quality function deployment* para encontrar os principais pontos de projeto para cada stakeholder, analisando o impacto de investimento em cada área do sistema para otimização de projeto.

Para a análise, diferentes níveis de influência requerem diferentes multiplicadores de importância. Para o sistema, estipula-se que influências fracas possuem multiplicador 1, influências médias 3, e influências fortes 9. Com isso, multiplica-se cada processo pelo número de importância da necessidade para que se encontre os principais processos do projeto para cada stakeholder, que são selecionados de maneira quali-quantitativa e apresentados em ordem decrescente no Quadro 13.

As tabelas completas de análise da *quality function deployment* podem ser encontradas no Apêndice A.

Com isso, utilizam-se os principais processos como guias para definição das metas e objetivos, além de auxiliarem no *tailoring* de processos de requisitos.

4.2.1.4 Metas e Objetivos dos Stakeholders

Levando em conta os principais processos, as necessidades, e expectativas de stakeholders, desenvolvem-se as metas e objetivos dos stakeholders, sendo estas apresentadas no Apêndice D com identificação de rastreabilidade e as necessidades relacionadas à cada meta e objetivo.

Quadro 13 – Principais processos de design do sistema para cada stakeholder.

Stakeholder	Principais Processos
Cliente	Propulsão, Energia/Combustível, Custo de Produção, Estrutura, Design Interno, Aerodinâmica
Agências Regulamentadoras	Energia/Combustível, Propulsão, Estrutura, Vida Útil
Fabricante	Custo de Produção, Vida Útil, Design Interno, Estrutura
Tripulação	Propulsão, Sistemas Embarcados
Fornecedores	Energia/Combustível, Estrutura, Propulsão
Operadores de Infraestrutura	Propulsão, Vida Útil, Energia/Combustível, Estrutura

Fonte: Elaborado pelo autor.

4.2.2 Conceito de Operações

Com as necessidades, metas, e objetivos de stakeholders elicítadas, define-se o conceito de operações do sistema, tomando em conta as aplicações e importâncias do projeto.

O escopo deste conceito de operações é descrever uma aeronave particular de alcance médio para transporte ponto a ponto. A perspectiva de design é uma aeronave eVTOL realizar decolagens verticais de vertiportos e heliportos, utilizando modos de voo com asa rotativa e asa fixa para otimização de missão. A operação pretende prover conforto ao passageiro, versatilidade, privacidade e segurança.

Para o propósito do sistema, assume-se que a infraestrutura de vertiportos e heliportos já está disponível para uso no mercado alvo. Além disso, é suposta a presença de regulamentação regendo controle de tráfego aéreo, operações em solo, e requisitos para instituir metas de validação do projeto.

O sistema da aeronave é desenhado para ser operado por um piloto com assistência de sistemas embarcados e computadores de voo típicos para aeronaves. Entretanto, o piloto deve ainda possuir autoridade na operação da aeronave. Tripulação adicional pode ser necessária de acordo com a regulamentação para operação do sistema.

A operação deve ser realizada em espaço aéreo controlado de acordo com a regulamentação de eVTOL. Operações de manutenção e solo devem explicitamente seguir os requisitos de treinamento e manuais delineados na regulamentação.

Espera-se que a aeronave acomode confortavelmente cinco passageiros.

4.2.2.1 Definição do Sistema

O conceito básico do sistema delineado pelas necessidades, metas, e objetivos é expandido de maneira iterativa, retroalimentando estes em decorrência de alterações de importâncias e subsistemas.

4.2.2.1.1 *Modos de Operação e Capacidades*

Com isso, listam-se os principais modos de operação necessários para o sistema atingir operação satisfatória. A utilização dos modos durante cada sequência de operação é detalhado no Apêndice E.

1. Voo Hover - Voo estável sob própria propulsão utilizando asa rotativa como principal fornecedor de sustentação.
2. Voo Convencional - Voo estável sob própria propulsão utilizando asa fixa como principal fornecedor de sustentação.
3. Transição - Estado de voo de transição entre modos de voo hover e convencional.
4. Movimento em solo - Movimento sob própria propulsão em solo.
5. Armazenamento - Aeronave armazenada ou parada em solo.
6. Manutenção - Aeronave em configuração de fácil acesso aos componentes internos e externos para manutenção destes.

Além dos modos de operação, a aeronave deve possuir alcance de aproximadamente 1,200km, com velocidade de cruzeiro competitiva com o mercado atual. Sob estas condições, a operação deve ser realizada de maneira segura em cenários de clima adverso tanto durante o dia quanto à noite. Sistemas automáticos de controle de voo devem auxiliar o controle da aeronave durante toda a operação desta.

A aeronave deve produzir quantidade irrisória de poluição em sua operação, além de focar atingir a meta de utilizar 95% componentes recicláveis, em massa, um salto dos atuais 90% da indústria (FOCA, 2025).

4.2.2.1.2 *Ambiente de Operação*

A infraestrutura de operação da aeronave é inicialmente focada em ser vertiportos, heliportos, e aeroportos. Interfaces entre estes ambientes e a classe da aeronave ainda não são bem entendidos pela característica disruptiva desta, e requerem a análise da regulamentação à ser desenvolvida concomitante com o projeto.

Apesar da operação ponto a ponto exigir um leque mais amplo de infraestruturas de operação (e.g., gramados, quintais, residências, ruas), a discussão de aplicação nestes ambientes é tida como fora do escopo inicial do projeto dada a complexidade e falta de regulamentação.

Toda e qualquer operação nestas infraestruturas deve ser realizada sob precipitação, vento, gelo, neve, e degradação visual, de acordo com as limitações da regulamentação para operação segura nestas. Variações de temperatura, altitude, e pressão devem ser consideradas para determinar a influência na operação da aeronave.

As condições adversas citadas devem também ser atendidas nas fases aeronáuticas de operação com degradação mínima de performance. Entretanto, os requisitos críticos de segurança destes requerem um nível elevado de performance, até mesmo fora do envelope de voo da aeronave.

Apesar da aeronave não ser desenhada para operar em condições adversas extremas (e.g., enchentes, nevoeiros, *downbursts*), esta deve ser capaz por períodos curtos, possibilitando a retirada segura da aeronave desta condição em caso de entrada inesperada ou não comandada.

Supondo que o modo de voo hover terá mais aplicação em ambientes urbanos, deve-se estudar riscos e procedimentos para a operação da aeronave nas imediações de edifícios, outras aeronaves, e o solo.

4.2.2.1.3 Infraestrutura de Suporte

Durante a vida útil da aeronave, a tripulação e o controle de tráfego aéreo são responsáveis pelo planejamento da operação, exigindo destes treinamento e certificação por órgãos e especialistas designados.

Treinamento este que deve ser realizado por meio de cursos em mockups da aeronave acompanhado de documentação nos procedimentos e metodologia. A documentação deve ser recorrentemente revisada e atualizada para refletir o cenário atual da regulamentação através de recomendações, boletins de serviço, e *airworthiness directives*.

Checagens de manutenção devem seguir os requisitos do órgão de certificação da aeronave, com o objetivo de reduzir checagens de longo período em solo. A manutenção da aeronave deve ser realizada em uma instituição certificada, com manutenções superficiais sendo possíveis pela tripulação e operadores de solo.

4.2.2.2 Missões de Referência de Design

Mesmo sendo uma aeronave primariamente desenhada para voos no topo de seu alcance, o sistema também é capaz de realizar voos de curta distância puramente em modo de voo hover, sendo necessário tomar em conta esta operação no design da aeronave. As estruturas de missão são definidas no Quadro 14, sendo expandidas no Apêndice E.

Previamente à ambas as missões, o planejamento de operação é realizado pela tripulação e controle de tráfego aéreo, delineando trajeto de voo, velocidades, altitudes, riscos, informação de clima, e checagem de sistemas da aeronave e de solo. Briefings, procedimentos de pré-voo, e checagens de segurança são obrigatórios para início de missão.

Quadro 14 – Missões de referência de design.

ID	DRM
DRM-1	Taxiamento em solo, decolagem, transição à asa fixa, cruzeiro, loiter, transição à asa rotativa, loiter, pouso, taxiamento em solo
DRM-2	Taxiamento em solo, decolagem, cruzeiro, loiter, pouso, taxiamento em solo

Fonte: Elaborado pelo autor.

4.2.2.2.1 DRM-1

Após os procedimentos pré-voo, a aeronave é autorizada a taxiar em direção à sua posição de decolagem. Isso deve ser feito em baixa velocidade para evitar colisões em solo. Com a autorização do controle de tráfego aéreo, inicia-se a decolagem vertical sob condições previamente determinadas.

Em seguida, segue a trajetória de partida traçada a partir do aeródromo em modo hover até se afastar com segurança do solo, de outras aeronaves, edifícios ou qualquer outro perigo previamente discutido. Ao atingir o ponto de transição, a aeronave entra em modo de voo horizontal, mantendo as forças de transição aplicadas à fuselagem abaixo de um limite pré-determinado.

O voo prossegue então em modo horizontal ao longo da trajetória de voo acordada, sujeito a alterações de velocidade, curso, e altitude conforme o piloto ou o controle de tráfego aéreo considerarem adequado. O planejamento da missão deve sempre considerar a necessidade de fases de espera horizontal e hover em qualquer ponto do voo. Os pilotos e o controle de tráfego aéreo devem comunicar quaisquer problemas encontrados e repassar as situações enfrentadas e informações meteorológicas.

Assim como na transição inicial, a aeronave transita para o modo hover mantendo as forças aplicadas em seus ocupantes ao mínimo. Com isso, a aeronave paira em direção ao aeródromo de destino. Os procedimentos de pouso seguem as condições discutidas durante a missão com o controle de tráfego aéreo e a documentação do aeródromo.

4.2.2.2.2 DRM-2

De maneira similar ao DRM-1, a tripulação finaliza seus procedimentos pré-voo, taxia e decola verticalmente. No entanto, a aeronave continua voando em modo hover, seguindo a trajetória de partida traçada com segurança, afastando-se do solo, de outras aeronaves, edifícios ou de qualquer outro perigo previamente discutido. A proximidade com tais perigos exige alta consciência situacional do piloto.

O planejamento da missão deve sempre considerar a necessidade de fases de espera em voo hover em qualquer ponto do voo. Os pilotos e o controle de tráfego aéreo devem comunicar quaisquer problemas encontrados e repassar as situações enfrentadas e informações meteorológicas.

Com isso, a aeronave paira em direção ao seu aeródromo de destino. Os procedimentos de pouso seguem as condições discutidas durante a missão com o controle de tráfego aéreo e a documentação do aeródromo.

4.2.2.3 Cenários de Operação

Ambas as missões de referência de projeto podem divergir das operações nominais descritas de diversas maneiras, com alguns dos cenários apresentados no Quadro 15. A descrição das reações esperadas do sistema e estratégias de mitigação podem ser encontradas no Apêndice C

4.2.2.4 Considerações de Impacto Ambiental

Projetada como um eVTOL de baixa poluição para o segmento de personal jet da aviação particular, a aeronave tem potencial para facilmente impactar positivamente o meio ambiente, já que seus concorrentes são movidos exclusivamente por motores de combustão interna.

No entanto, o sistema de energia/combustível precisa ser cuidadosamente revisado para garantir os padrões de baixa poluição. O uso de elementos tóxicos em baterias deve ser analisado, e possíveis sistemas de combustão híbrida devem utilizar alternativas disruptivas aos combustíveis fósseis, como combustível sustentável de aviação (SAF - *Sustainable Aviation Fuel*).

Aderindo à meta de reciclabilidade de 95%, a aeronave pode reduzir significativamente os resíduos no fim da vida útil.

4.2.2.5 Riscos

Por se tratar de um modelo disruptivo, o entendimento dos riscos de desenvolvimento e o desenvolvimento de estratégias de mitigação destes é crucial para o sucesso do projeto (THIPPHAVONG et al., 2018).

Quadro 15 – Cenários de operação.

ID	Cenário
OS-1	Falha dos motores durante pouso ou decolagem
OS-2	Falha dos motores durante transição
OS-3	Falha dos motores durante voo hover
OS-4	Falha dos motores durante voo convencional
OS-5	Falha dos motores durante taxiamento
OS-6	Incapacitação do piloto
OS-7	Perda de energia elétrica
OS-8	Perda de controle
OS-9	Descompressão
OS-10	Condições adversas extremas em cruzeiro convencional
OS-11	Condições adversas extremas em cruzeiro hover
OS-12	Perda de consciência situacional
OS-13	Perda de sensores críticos
OS-14	Formação de gelo em voo hover
OS-15	Formação de gelo em voo convencional
OS-16	Conflito com terreno
OS-17	Conflito com aeronave
OS-18	Estol
OS-19	Inputs excessivos do piloto
OS-20	Condições ambientais inesperadas
OS-21	Perda de comunicação
OS-22	Ações de controle não-comandadas
OS-23	Falha no mecanismo de transição

Fonte: Elaborado pelo autor.

4.2.2.5.1 Densidade energética insuficiente

A densidade energética das baterias ainda é o principal ponto de dúvida na viabilidade do desenvolvimento de um eVTOL. Com valores atuais muito abaixo das necessidades estimadas, projeta-se que um modelo do tipo não seja totalmente introduzido antes de 2030, com soluções híbridas e de baixa potência tendo sua entrada no mercado até então.

Devido às necessidades energéticas bastante elevadas de um voo de médio alcance, é evidente que a tecnologia atual é insuficiente para o sistema. No entanto, uma dependência excessiva de energia híbrida colocaria em risco crítico o sucesso do projeto dado o enfoque no desenvolvimento para eletrificação total, necessitando revisão horizontal do sistema.

4.2.2.5.2 *Propulsão ineficiente*

A eficiência da hélice de motores elétricos segue abaixo da de hélices comuns. Além disso, o uso da hélice de propulsão como asa rotativa para voo *hover* impõe restrições de projeto que possivelmente reduzem ainda mais sua eficiência.

Não encontrar uma solução eficiente para atingir as velocidades desejadas colocaria em risco crítico o sucesso do projeto.

4.2.2.5.3 *Restrições de design excessivas*

Devido ao design altamente disruptivo da aeronave, associado às suas expectativas, é possível que a aeronave simplesmente não seja viável física e aerodinamicamente.

4.2.2.5.4 *Pouco impacto no mercado*

A natureza disruptiva da aeronave pode ser superestimada pela equipe do projeto, resultando em uma aeronave com poucos atrativos em relação aos seus concorrentes, não atraindo interesse do mercado.

4.2.2.5.5 *Operação fora do padrão*

A alta versatilidade da aeronave pode ser explorada para operação em aeródromos irregulares e superfícies pavimentadas. Um fator que contribui para isso é o caráter particular da aeronave, abrindo a possibilidade de uso em voos fora do padrão de uso.

4.2.2.6 Métricas de Eficácia

Determinadas as expectativas dos *stakeholders* e o conceito de operações, utiliza-se a visão adquirida dos objetivos de projeto para delinear as métricas de eficácia do sistema. Visando otimizar o design nas fases iniciais de projeto, o Quadro 16 apresenta as métricas de eficácia do ponto de vista do cliente e/ou usuário, e o número de identificação destes.

4.2.3 Requisitos Técnicos

Determinados os *stakeholders* e o envelope de desenvolvimento e validação do produto, inicia-se a elicitação dos requisitos técnicos.

Quadro 16 – Métricas de eficácia do projeto.

ID	Métrica de Eficácia
ME-1	A aeronave custa menos de 3 milhões de dólares
ME-2	A aeronave tem baixo <i>downtime</i>
ME-3	A aeronave tem alcance máximo de 900 milhas náuticas
ME-4	A aeronave transporta cinco passageiros
ME-5	A aeronave será utilizável por 30 anos
ME-6	A aeronave é silenciosa
ME-7	A aeronave tem custo de operação inferior a 1000 dólares por hora
ME-8	O interior da aeronave é confortável
ME-9	A aeronave tem velocidade máxima de cruzeiro de pelo menos 230 nós
ME-10	A aeronave opera em aeródromos não pavimentados e sem infraestrutura de solo
ME-11	A aeronave possui sistemas automáticos de voo para caso de incapacitação do piloto
ME-12	A aeronave é bonita
ME-13	A aeronave opera por 4 horas de voo

Fonte: Elaborado pelo autor.

4.2.3.1 Limitações e Expectativas

Devido o escopo do projeto, a aeronave é criticamente limitada por seu alcance, visto que um número abaixo de 400 milhas náuticas não seria atraente para o mercado pretendido. Outras limitações decorrem de sua versatilidade e uso em mobilidade aérea avançada, como uma limitação no ruído de voo e operação não compatível com infraestrutura atual de aeródromos. Além disso, é fundamental que a aeronave transporte pelo menos cinco ocupantes, além de tripulação composta por uma pessoa.

Espera-se que o sistema interaja com sistemas de controle de tráfego aéreo, instalações de manutenção, fornecedores, fábricas, equipes e instalações de solo, tripulação de pilotos, e instalações de mobilidade aérea avançada.

4.2.3.2 Métricas de Performance

Determinadas as limitações e expectativas do sistema, utiliza-se a visão adquirida das métricas de eficácia para delinear as métricas de performance do sistema. O Quadro 17 apresenta as métricas de performance do sistema do ponto de vista de fornecedores e demais *stakeholders* e a métrica de eficácia associada.

Quadro 17 – Métricas de performance do sistema, com as métricas de eficácia associadas.

ID	Métrica de Performance	ME
MP-1	Aeronave com custo de produção por unidade abaixo de 2.5 milhões de dólares	ME-1
MP-2	Carregamento total das baterias abaixo de 20 minutos	ME-2
MP-3	Acesso a componentes internos deve tomar menos de 20 minutos	ME-2
MP-4	Rede de suportes e serviço disponível 1 hora de voo de grandes centros urbanos	ME-2
MP-5	Manuais de manutenção disponíveis gratuitamente	ME-2
MP-6	Coeficiente de arrasto abaixo de TBD	ME-3; ME-9
MP-7	Capacidade energética das baterias acima de TBD	ME-3; ME-13
MP-8	Espaço interno de pelo menos TBD metros cúbicos	ME-4
MP-9	Vida útil da aeronave estimada em TBD ciclos	ME-5
MP-10	Pontas de hélices rotacionando abaixo de TBD km/h em potência máxima	ME-6
MP-11	Isolamento acústico de cabine com índice de redução de ruído de TBD decibéis	ME-6; ME-8
MP-12	Motores com potência máxima acima de TBD N	ME-9
MP-13	Materiais utilizados no interior possuem vida útil estimada de 10 anos	ME-5
MP-14	Cabine possui ar condicionado com TBD BTU	ME-8
MP-15	Trem de pouso resiste impactos de TBD N	ME-10
MP-16	As rodas possuem diâmetro superior a TBD cm	ME-10
MP-17	Piloto automático com capacidade de pouso	ME-11
MP-18	O para-quedas deve ser estendido completamente em 2 segundos	ME-11
MP-19	Para-quedas deve reduzir a velocidade da aeronave para abaixo de TBD nós em menos de TBD segundos	ME-11
MP-20	Custo de peças de manutenção inferior a TBD dólares por hora	ME-7
MP-21	Custo de mão de obra de manutenção inferior a TBD dólares por hora	ME-7
MP-22	Eficiência energética da aeronave superior a TBD%	ME-7; ME-3; ME-13

Fonte: Elaborado pelo autor.

4.2.3.3 Definição de Requisitos Técnicos

Tomando as métricas de performance esperadas, as limitações e expectativas, e os conceitos de operação, inicia-se a definição preliminar de requisitos técnicos do sistema, dispostos no Apêndice F.

4.2.4 Decomposição Lógica

O processo de decomposição lógica da aeronave é realizado pela identificação de funções a serem realizadas para o cumprimento dos requisitos, considerando as entradas, saídas, falhas, e interfaces do sistema. O Apêndice E apresenta a descrição preliminar das principais funções do sistema, com as interfaces necessárias para a solução de design apresentadas no Apêndice B.

Devido o escopo deste trabalho, não se realiza a definição de uma arquitetura específica de solução dos sistemas internos da aeronave. Considerações sobre fases seguintes do processo de design podem ser encontradas na conclusão.

4.2.5 Solução de Design

Por se assemelhar aos processos de análise de alternativas de solução para desenvolvimento do *business case*, o processo da definição de solução de design utiliza das mesmas alternativas descritas na Seção 4.1. Dessa forma, não serão realizadas análises de custos, efetividade, e fatores diversos não quantificáveis, por já serem apresentadas em escopo similar ou idêntico.

Entretanto, realizam-se análises da solução no escopo da engenharia de sistemas, abrangendo características de segurança e tecnologia. Dessa forma, o Quadro 18 apresenta as características de segurança necessárias a se considerar.

O Quadro 19 apresenta as características de tecnologia necessárias a se considerar.

4.2.5.1 Especificação de Sistema

Com isso, apresenta-se a especificação preliminar do sistema, com determinação de interfaces, limitações, e requisitos de sistema para o início do desenvolvimento da solução.

Para iniciar a especificação de sistema, deve-se considerar o cenário de opções para o desenvolvimento de um eVTOL. De acordo com Ugwueze et al. (2023a), o escopo atual de filosofias de design de eVTOL segue duas arquiteturas principais com base na utilização ou não de uma asa fixa para fornecimento de sustentação, sendo esta auxiliada ou não por asas rotativas ou propulsores.

O critério de separação se dá pelo benefício principal apresentado pela utilização de asa fixa no projeto: o uso permite a aeronave voar com velocidade e altitude significativamente maiores, possibilitando missões de maior alcance e performance. Entretanto, a utilização de asa fixa também eleva consideravelmente a complexidade do projeto, dada a necessidade de operação em dois cenários aerodinâmicos distintos.

Quadro 18 – Análise de segurança da solução.

Risco	Estratégia de Mitigação
Impossibilidade de voo autônomo após incapacitação do piloto	Trabalho contínuo próximo com fornecedores de aviônica para desenvolvimento e certificação do sistema ou similar
Problemas de segurança com baterias da aeronave	Trabalho contínuo próximo com fornecedores de bateria, inclusão de sistemas híbridos em análises de segurança
Dificuldade de operação em aeródromos não-preparados	Estudo de diferentes métodos de design de trem de pouso e carenagem
Impossibilidade de controle após falha de motores	Enfoque em redundância de fornecimento e sistemas de pouso em falha catastrófica (para-quedas)
Falha de mecanismo de <i>tilt</i>	Desenvolvimento do sistema com vida infinita e com rigoroso processo de manutenção; desenvolvimento de sistemas de pouso em falha catastrófica
Proibição de operação em ambientes urbanos	Acompanhamento e participação no avanço de legislação no tópico
Impossibilidade da utilização de para-quedas	Análises estruturais e aerodinâmicas do sistema e área de expansão do para-quedas

Fonte: Elaborado pelo autor.

Dessa forma, a não utilização de asa fixa é preferida por projetos com baixos requisitos de performance e para missões similares às de helicópteros convencionais.

Dentro do escopo de utilização de asa fixa na solução, três subdivisões de principais de arquitetura de design emergem acerca do método de obtenção de sustentação e empuxo. A Figura 18 apresenta as arquiteturas de design principais para os projetos de eVTOL, com breve descrição da diferenciação básica entre estas.

Devido à interações aerodinâmicas, capacidade de carga, eficiência, e potência instalada, observa-se a aplicação de cada arquitetura em um escopo específico de missão. Analisando o cenário atual de projetos em eVTOL, a Figura 19 apresenta a arquitetura utilizada para diferentes missões.

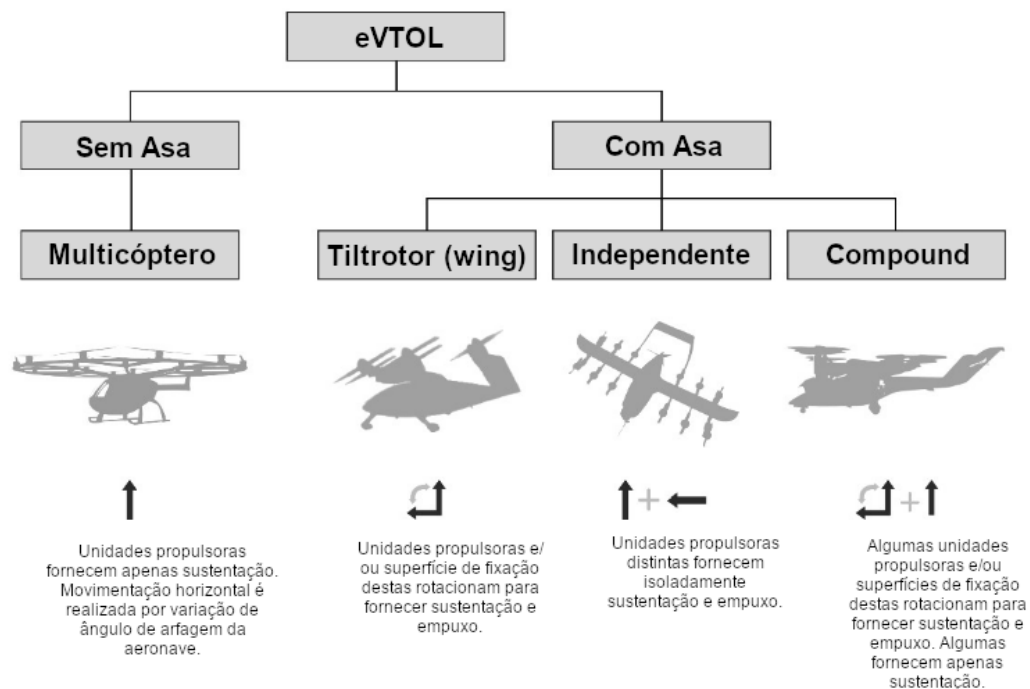
Analisando a figura acima, observa-se a vasta utilização de modelos *tiltrotor/tiltwing* em missões interurbanas de longa distância e alta velocidade.

Quadro 19 – Análise de tecnologia da solução.

Risco	Estratégia de Mitigação
Tecnologia insuficiente para desenvolvimento	Checagem iterativa de prontidão tecnológica durante o processo de desenvolvimento
Propulsão insuficiente para alcançar velocidade de cruzeiro desejada	Trabalho contínuo próximo com fornecedores de propulsores; alteração de solução de design ou escopo de projeto
Propulsão insuficiente para manter voo em <i>hover</i>	Trabalho contínuo próximo com fornecedores de propulsores; alteração de solução de design ou escopo de projeto
Propulsão insuficiente para alcançar velocidade de cruzeiro desejada	Trabalho contínuo próximo com fornecedores de propulsores; alteração de solução de design ou escopo de projeto

Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 18 – Principais arquiteturas de design de eVTOL.

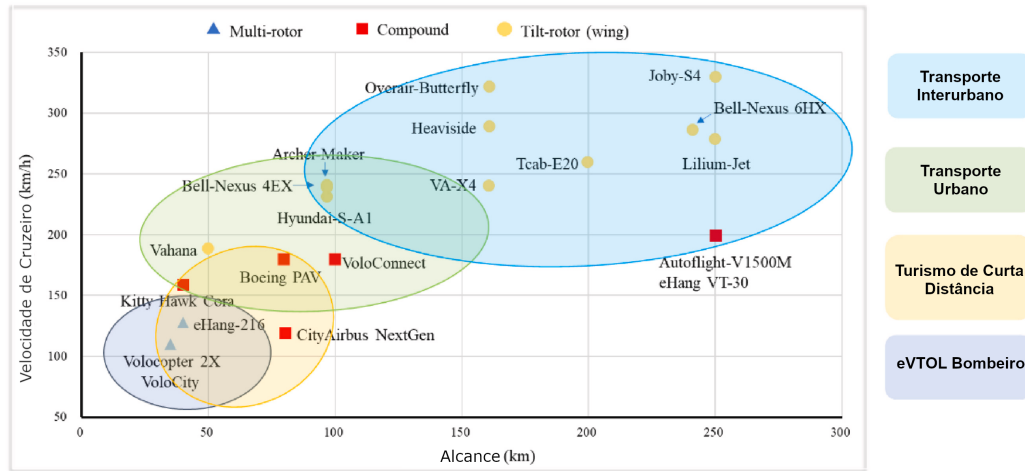


Fonte: Ugwueze et al. (2023a), adaptado.

4.3 PROJETO PRELIMINAR ENERGÉTICO

Com a solução de design selecionada, utilizam-se os objetivos e requisitos de projeto, além da divisão de segmentos de mercado por alcance e MTOW, para nortear o projeto preliminar da aeronave. De acordo com George (2025), pode-se estimar o

Figura 19 – Arquiteturas de design aplicadas para missões com requisitos de performance distintos.



Fonte: Lijuan et al. (2025), adaptado.

escopo de *personal jets* com peso máximo de decolagem similar a 2700 quilogramas, conforme demonstrado na Tabela 1.

Obtendo os valores de referência das características preliminares da aeronave, aplicam-se as equações de design para determinação dos requisitos energéticos do sistema. Aplicam-se nas fórmulas delineadas na Seção 2.4.1 os valores aerodinâmicos estimados na Seção 4.2.5.1, valores de posicionamento de mercado, e valores de requisitos de *stakeholders*.

4.3.1 Potências Necessárias

Para determinar a potência necessária para voo em hover, utiliza-se o peso estimado da aeronave com base no segmento de mercado escolhido e a densidade do ar ao nível do mar. Utilizando o fator de mérito de 0,5 e supondo a carga de disco de $1000\text{N}/\text{m}^2$, obtemos a área de disco atuador de 27m^2 .

Dessa forma, calcula-se a potência necessária para voo hover aplicando os valores na Equação 2:

$$P_b^{ho} = \frac{27000^{1.5}}{0.5\sqrt{2 * 1.2 * 27}}$$

$$\therefore P_b^{ho} = 1102270.38\text{W}$$

Com isso, determina-se também a potência necessária para voo hover em pouso/descida.

Para determinar a potência necessária para voo hover em decolagem/subida, calcula-se a velocidade induzida para voo em nível do mar para a carga de disco assumida acima.

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{A} * \frac{1}{2\rho}}$$

$$\therefore v_i = 20.41m/s$$

Com isso, supõe-se a velocidade relativa de subida com base em métricas de performance do setor, de aproximadamente 2 metros por segundo (UGWUEZE et al., 2023b). Dessa forma, calcula-se a potência necessária para voo hover em decolagem/subida aplicando os valores na Equação 3:

$$P_b^{cl} = P_{hv} \left(\frac{2}{2 * 20.41} + \sqrt{\left(\frac{2}{2 * 20.41} \right)^2 + 1} \right)$$

$$\therefore P_b^{cl} = 1157592.31W$$

Para determinar a potência necessária para voo de cruzeiro convencional, estima-se o arrasto total enfrentado pela aeronave em voo de cruzeiro. Utilizando a Equação 5, aplicam-se os dados obtidos pela simulação aerodinâmica no *OpenVSP* para a velocidade de cruzeiro de $400km/h$, dispostos nas Figuras 11 e 21. Supõe-se eficiência de voo de 80%, em linha com valores convencionais para aeronaves à hélice em Mach 0.4 (RAYMER, 2018).

$$P_b^{crc} = \frac{189.29 * 111}{0.8}$$

$$\therefore P_b^{crc} = 26264W$$

Com isso, a Tabela 9 apresenta as potências necessárias determinadas, assim como a duração das fases de missão a serem utilizadas para cálculo da energia total necessária. Determina-se a duração das fases com base nos requisitos e objetivos da aeronave.

Tabela 9 – Potências necessárias para operação nos requisitos determinados, com a duração selecionada para as fases de missão.

Fase de Voo	Potência [kW]	Tempo de Missão [h]
Decolagem/Subida	1157.59	0.25
Hover	1102.27	1
Cruzeiro	26.64	3
Pouso/Descida	1102.27	0.25

Fonte: Elaborado pelo autor.

Por fim, aplicam-se as potências encontradas e a duração das fases de missão na Equação 6 para a determinação da densidade energética necessária para voo em função do peso de bateria.

$$\bar{e} = \frac{(1 + 0.2)}{0.85} \left(\frac{1102.27 * 1 + 1157.59 * 0.25 + 26.64 * 3 + 1102.27 * 0.25}{W_{bat}} \right)$$

$$\therefore \bar{e} = \frac{2464.49kW}{W_{bat}} \quad (9)$$

Com isso, um escopo de possíveis baterias pode ser selecionado com base no objetivo de peso de bateria, a ser tomado considerando limitações de carga paga, centro de massa, e facilidade de manutenção.

5 RESULTADOS

5.1 APRESENTAÇÃO DO BUSINESS CASE

Após a realização das análises que evidenciam a viabilidade da aplicação da solução eVTOL para a problemática, sumariza-se o business case para apresentação.

Projeto proposto:	
Desenvolvimento de um <i>personal jet</i>	
Descrição do projeto proposto:	
Desenvolvimento de uma aeronave visando o mercado em crescimento de personal jets	
Oportunidade de negócios:	
Introdução em um mercado de elevada procura e baixa competitividade, possibilitando maiores margens de lucros e controle do segmento ao introduzir soluções que atendem os requisitos dos stakeholders.	
Potencial impacto dos resultados do negócio:	
Controle de porcentagem significativa do mercado de <i>personal jets</i> , obtendo retorno financeiro significativo	
Alternativas escolhidas para análise:	
1. Helicóptero com alcance elevado 2. eVTOL com alcance elevado 3. Aeronave convencional (<i>status quo</i>)	
Hipóteses e Suposições:	
1. Tempo de projeto e execução similar para as alternativas 2. Pré-existência de complexo fabril e logístico para a fabricação da aeronave 3. Estimativas de custos do helicóptero similares à aeronave Bell 407 4. Margem de lucro de 5% para aeronaves no segmento	
Análise de Alternativas:	
1. Helicóptero com alcance elevado	
Prós	Contras

1. Elevada mobilidade 2. Infraestrutura de serviços e suporte já existente 3. Prontidão tecnológica imediata 4. 2167 unidades necessárias para <i>break-even</i>	1. Elevada competitividade e dificuldade de se distinguir no mercado 2. Percepção pública negativa de ecologia 3. Custo operacional elevado em 1.2 milhão de dólares por ano 4. Dificuldades de obter acesso à infraestrutura de serviços e suporte devido a limitações do setor 5. Emissões significativas em 21.72 quilogramas por hora-pessoa
2. eVTOL com alcance elevado	
Prós	Contras
1. Reduzido custo de operação em 750 mil dólares por ano 2. Percepção pública positiva de ecologia 3. Elevada mobilidade 5. Emissões irrisórias em 0 quilogramas por hora-pessoa 6. Possibilidade de aumento de margens pelo custo de produção significativamente inferior	1. Custo de desenvolvimento e operação ainda não totalmente entendido 2. Dificuldade de implementar operações de serviços e suporte 3. Prontidão tecnológica para desenvolvimento da aeronave 4. Elevada competitividade e dificuldade de se distinguir no mercado 5. 6000 unidades necessárias para <i>break-even</i>
3. Aeronave convencional (<i>Status quo</i>)	
Prós	Contras
1. Prontidão tecnológica imediata 2. Infraestrutura de serviços e suporte já existente 3. 1876 unidades necessárias para <i>break-even</i>	1. Elevada competitividade e dificuldade de se distinguir no mercado 2. Percepção pública negativa de ecologia 3. Custo operacional elevado em 1.9 milhão de dólares por ano 4. Dificuldades de obter acesso à infraestrutura de serviços e suporte devido a limitações do setor 5. Mobilidade restrita à aeródromos 6. Emissões significativas em 101.43 quilogramas por hora-pessoa
Recomendação:	

Desenvolvimento de um eVTOL com alcance elevado	
Racionalização da Recomendação:	
Redução significativa dos custos de produção e operacional da aeronave quando comparada às alternativas concorrentes. Além disso, denota-se como fator contribuinte a completa abolição de emissões durante a operação da aeronave.	
Riscos e Estratégias de Mitigação:	
Riscos	Estratégias de Mitigação
Estimativas de custos de produção e desenvolvimento incorretas	Revisão dos valores estimados com o avanço do projeto e melhoria de ferramentas de análise de eVTOL
Tecnologia insuficiente para operação	Análise de alternativas de solução para subsistemas não atendidos pela tecnologia atual
Falta de serviços e suporte	Parcerias com redes existentes e desenvolvimento de rede de suporte proprietária do fabricante
Elevado custo de infraestrutura mínima	Revisão dos valores estimados com o avanço do projeto e melhoria de ferramentas de análise de eVTOL; Parcerias com fabricantes e fornecedores.
Não adoção do sistema	Estudos de caso para analisar a aceitabilidade do sistema para clientes
Eletrificação de alternativas concorrentes	Utilização do conhecimento adquirido com o projeto para manutenção de vantagens competitivas
Restrições de operação por regulamentação	Realizar o desenvolvimento com supervisão e discussão direta de órgãos regulamentadores
Elevadas emissões no processo produtivo	Investir no desenvolvimento de soluções sustentáveis de projeto

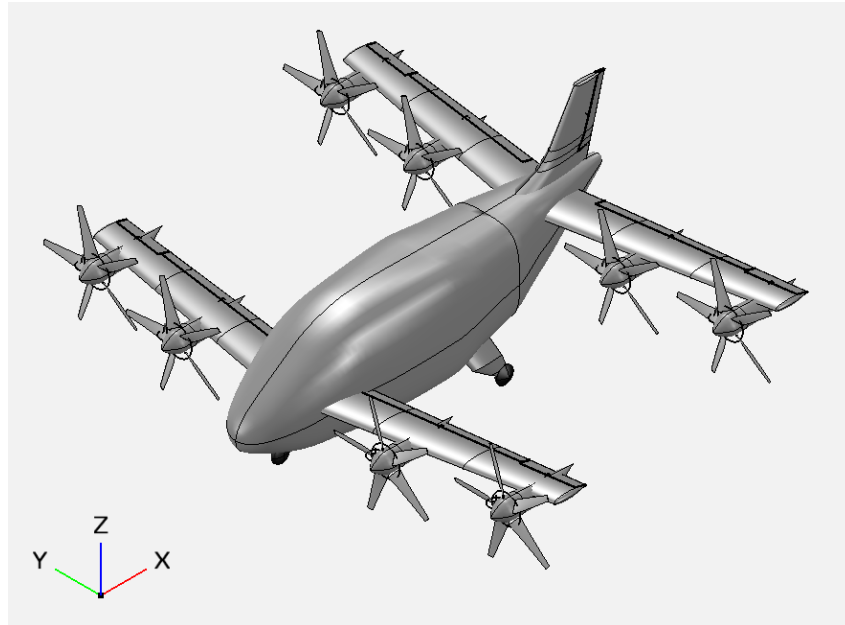
5.2 SOLUÇÃO DE DESIGN PRELIMINAR

Realizado o desenvolvimento da aeronave por meio de engenharia de sistema, determina-se como condição inicial de design que a aeronave deste trabalho será projetada em uma configuração de asa dupla *tiltwing* (LIJUAN et al., 2025). No entanto, revisões técnicas sobre sua eficiência e conformidade com os requisitos de-

vem observar a possibilidade de redesenho.

Com isso, a Figura 20 apresenta a solução de design proposta no software *OpenVSP*, possibilitando a utilização deste para análises preliminares aerodinâmicas e visualização de sistema.

Figura 20 – Modelo da solução de design proposta no software *OpenVSP*.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Para determinação de viabilidade da aeronave em passos subsequentes, determina-se a performance aerodinâmica do eVTOL por meio do *VSPAERO*, módulo interno de simulação aerodinâmica do *OpenVSP* (MCDONALD; GLOUDEMANS, 2022). A Tabela 11 apresenta a área molhada e o coeficiente de arrasto parasita determinado para a aeronave com a ferramenta interna do software (OPENVSP, 2022).

Tabela 11 – Arrasto parasita calculado no software *OpenVSP*.

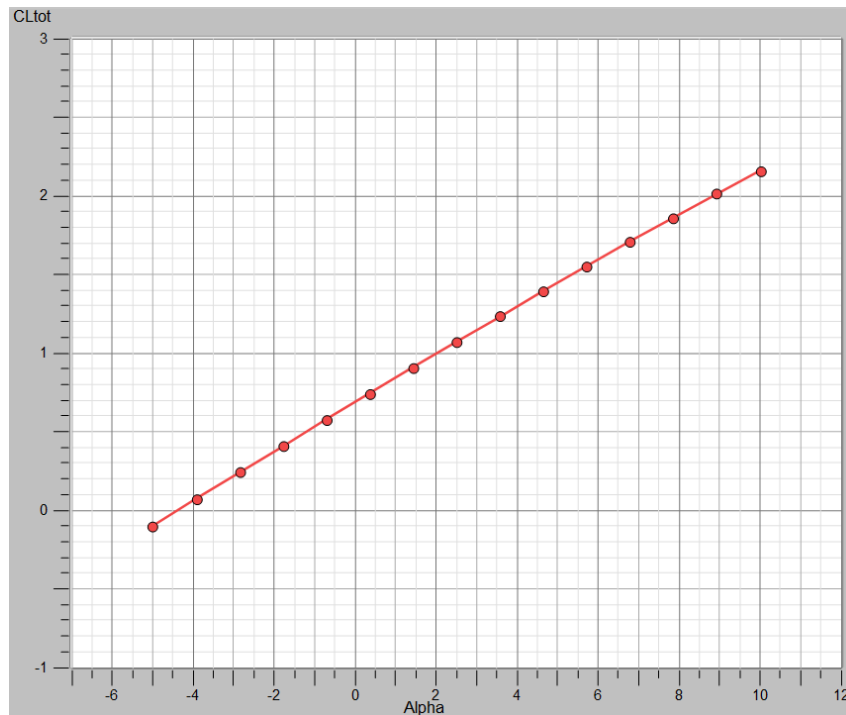
f (sq. ft.)	C_D
6.4713	0.03595

Fonte: Elaborado pelo autor.

A Figura 21 apresenta o coeficiente de sustentação da aeronave em função do ângulo de ataque.

Dado o escopo preliminar deste trabalho, as especificações de verificação, validação, logística, infraestrutura, integração humana, e interfaces de subsistemas não são tangidas pela especificação do sistema. Considerações sobre o desenvolvimento destas são tratadas na conclusão.

Figura 21 – Coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque, calculado no software *OpenVSP*.



Fonte: Elaborado pelo autor.

5.3 PERSPECTIVA ENERGÉTICA PARA ENTRADA EM SERVIÇO

Determinada a Equação 9, seleciona-se um escopo de peso de baterias para determinação da perspectiva de entrada em serviço do sistema. A Tabela 12 apresenta os valores encontrados de densidade energética necessária para cada meta de peso de bateria, com o peso de combustível utilizado no Cirrus SF50, 900kg , demarcado como estimativa inicial de peso (GEORGE, 2025).

Tabela 12 – Densidade energética necessária para operação nos requisitos determinados.

Peso de Bateria [kg]	Densidade Energética Necessária [Wh/kg]
600	4107
900	2738
1200	2053

Fonte: Elaborado pelo autor.

Com base na Tabela 12 e na perspectiva de desenvolvimento tecnológico de baterias apresentado na Seção 2.4.2, estima-se a inviabilidade de entrada em serviço de um eVTOL para o mercado de personal jets nos próximos cinquenta anos. Em suporte a esta conclusão, a Figura 14 apresenta que, mesmo em perspectivas otimistas do avanço da tecnologia para o período, a densidade energética máxima a ser

desenvolvida segue muito aquém da necessária.

Entretanto, é necessário ressaltar que as estimativas iniciais com base no escopo atual do segmento possuem o viés da utilização de características e performances de aeronaves desenhadas para uso de combustíveis convencionais, não sendo otimizadas para o uso de baterias. Visando expandir o abrangimento de análise, aplica-se equacionamento realizado considerando um escopo de peso máximo de decolagem da aeronave de 3000 até 4000 quilogramas, com peso máximo de bateria de até 50% deste.

Supondo a manutenção das características de voo e performance da aeronave, a Tabela 13 apresenta a gama de densidades energéticas necessárias para o escopo de pesos máximos de decolagem e peso de bateria.

Tabela 13 – Densidade energética necessária, em Wh/kg, para operação em diferentes pesos máximos de decolagem e pesos de bateria.

Peso de Bateria [kg]	Peso Máximo de Decolagem [kg]					
	3000	3200	3400	3600	3800	4000
	Densidade Energética Necessária [Wh/kg]					
900	3029	3223	3416	3610	3804	3998
1200	2272	2417	2562	2707	2853	2998
1500	1817	1933	2050	2166	2282	2398
1600	-	1813	1922	2030	2139	2248
1700	-	-	1808	1911	2014	2116
1800	-	-	-	1805	1902	1999
1900	-	-	-	-	1802	1893
2000	-	-	-	-	-	1799

Fonte: Elaborado pelo autor.

Apesar dos valores determinados ainda se encontrarem acima da realidade próxima para o desenvolvimento de baterias, é possível observar a pouca variação dos valores necessários nas porcentagens de peso de bateria similares, com o escopo de 50% do peso máximo de decolagem permanecendo nos arredores de 1800 Wh/kg . Além disso, ao comparar os valores encontrados com a Tabela 14, uma considerável gama de soluções atendem tanto o limite teórico de densidade energética apresentada quanto um potencial limite realista de 42%, viabilizando a entrada em serviço futura do sistema.

Em suma, as exigências energéticas do sistema indubitavelmente exigem o desenvolvimento agressivo e otimista de tecnologias de bateria, além da otimização do design com metodologias de projeto específicas para o modelo. Para tal, deve-se considerar a utilização de soluções de propulsão híbrida para viabilização da aeronave no ínterim de desenvolvimento destas.

6 CONCLUSÃO

Em conclusão, este estudo realizou uma exploração multidisciplinar da viabilidade do uso de eVTOL no mercado de personal jets, analisando a perspectiva do ponto de vista de negócios, engenharia, e tecnologia.

Para tal, o autor desenvolveu um *business case* para estudar aspectos financeiros e da adoção do sistema em comparação com alternativas de solução mais convencionais, utilizando métricas de custo de operação por hora de voo, emissões por hora de voo e quilômetro voado, e número de aeronaves vendidas para o *break-even* do projeto.

Com isso, foi demonstrada a viabilidade financeira da seleção da alternativa eVTOL para o segmento de mercado, com significativa redução dos custos de operação e emissões por hora de voo. Apesar do desenvolvimento complexo do modelo necessitar um elevado número de aeronaves para o *break-even*, o significativamente inferior preço de produção por unidade em relação às alternativas competidoras implica na possibilidade de maiores margens de lucro, reduzindo o *break-even* a valores consideravelmente menores.

Em seguida, desenvolveu-se a solução preliminar do sistema por meio dos processos e ações de engenharia de sistemas - legitimando a utilização de eVTOL no segmento de personal jets.

Através do entendimento de interfaces de sistema e interesses dos *stakeholders* da aeronave, elicitaram-se 26 necessidades, 52 metas, e 75 objetivos de projeto para as duas missões de referência, que se traduziram em 219 requisitos preliminares de sistema. Além destes, foram delineadas métricas de performance e eficácia para avaliação da solução, que foi descrita e modelada no *OpenVSP* para referência e otimização.

Após o desenvolvimento da solução preliminar, determinou-se a austera estimativa de entrada em serviço da aeronave com base na elevada necessidade energética desta, sem perspectiva da adoção nos próximos 50 anos. Entretanto, comprovou-se a possibilidade da utilização de baterias para o sistema, com uma gama de composições químicas possuindo densidade energética teórica suficiente para satisfazer a necessidade energética do sistema. No íterim deste desenvolvimento, recomendou-se a utilização de tecnologias de propulsão híbridas para possibilitar o avanço do sistema e otimização do projeto.

Em síntese, confirma-se apenas a viabilidade financeira da aplicação da tecnologia de eVTOL no mercado de *personal jets*, com a inviabilização tecnológica do projeto dados os excessivos valores de densidade energética de bateria necessários.

É necessário considerar as suposições realizadas no projeto e as aproxima-

ções de design para ser possível a utilização de metodologias de projeto desenvolvidas para outros tipos de aeronaves, que podem influenciar significativamente positiva ou negativamente a solução aqui encontrada. Considera-se também os riscos tomados pela exclusão do impacto financeiro de construção e operação de fábricas e maquinário para produção das aeronaves, em contraste com fábricas já existentes para modelos convencionais de aeronaves. Nota-se também o caráter estático das alternativas de solução estudadas, com muitas das tecnologias desenvolvidas para aplicação na alternativa eVTOL podendo ser aplicadas também nestas, como baterias e motores elétricos.

Por fim, apesar de apresentados de maneira preliminar, deve-se considerar o impacto significativo dos riscos de desenvolvimento da aeronave e a complexidade de verificação e validação por conta de regulamentação em constante evolução. A continuação destas análises nas subseqüentes fases de projeto de engenharia de sistemas é crucial para entendimento da viabilidade do projeto.

Em estudos subseqüentes, sugere-se considerar a utilização de modelos híbridos de propulsão, possivelmente capazes de resolver a significativa problemática da insuficiência energética da aeronave. Recomenda-se também a expansão da análise de engenharia de sistemas, abrangendo as fases seguintes de projeto para melhor detalhamento da aeronave para determinação de viabilidade.

REFERÊNCIAS

ACC. **Bell 407 Price and Operating Costs**. 2025. Disponível em: <https://www.aircraftcostcalculator.com/AircraftOperatingCosts/395/Bell+407>.

AEROIN. **Jatinho que pousa sozinho chega ao Brasil para voos de demonstração**. 2022. Disponível em: <https://aeroin.net/jatinho-que-pousa-sozinho-chega-ao-brasil-para-voos-de-demonstracao/>.

AIRBUS. **Vahana Has Come to an end. but a New Chapter at Airbus Has Just Begun**. 2019. Disponível em: <https://www.airbus.com/en/newsroom/stories/2019-12-vahana-has-come-to-an-end-but-a-new-chapter-at-airbus-has-just-begun>.

AKHMATOVA, M.; BROTSMAN, Y. The system design of the civil aircraft based on nasa systems engineering approach. **Aerospace Systems**, p. 39–48, 06 2018.

AOPA. **Bell 407 Aircraft Guide**. 2025. Disponível em: [https://www.aopa.org/go-fly/aircraft-and-ownership/aircraft-guide/aircraft/bell-407#:~:text=New%20Price:%20\\$2%2C815%2C000.%20Seats:%207%20Calculate%20Loan%20Payments](https://www.aopa.org/go-fly/aircraft-and-ownership/aircraft-guide/aircraft/bell-407#:~:text=New%20Price:%20$2%2C815%2C000.%20Seats:%207%20Calculate%20Loan%20Payments).

AWN. **Cirrus Delivers 600th Vision SF50 Jet**. 2024. Disponível em: <https://aviationweek.com/business-aviation/aircraft-propulsion/cirrus-delivers-600th-vision-sf50-jet>.

BATTAINI, N. **Design and Dynamic Modeling of a VTOL UAV**. 2020. Dissertação (Mestrado), 2020. Disponível em: <https://www.politesi.polimi.it/handle/10589/154108>.

BILL, G. **Why Boeing's Problems with the 737 MAX Began More Than 25 Years Ago**. Boston: Harvard Business School, 2024. Disponível em: <https://www.library.hbs.edu/working-knowledge/why-boeings-problems-with-737-max-began-more-than-25-years-ago>.

CARUGO, D. Development and production costs estimation methodology for evtol. **Corso di laurea magistrale in Ingegneria Aerospaziale**, 12 2024. Disponível em: <https://webthesis.biblio.polito.it/31312/>.

CHEN, G.; MA, D.; JIA, Y.; XIA, X.; DUAN, C. Comprehensive sizing and optimization method for series-hybrid unmanned convertiplane. **Chinese Journal of Aeronautics**, v. 34, p. 387–402, 04 2021.

CHENG, Q. et al. Constructing a 700 wh kg⁻¹-level rechargeable lithium-sulfur pouch cell. **Journal of Energy Chemistry**, v. 76, p. 181–186, 09 2022.

CHESTNUT, H. **Systems Engineering Tools**. Estados Unidos: John Wiley Sons, Inc., 1965.

CIRRUS. **Cirrus Vision SF50 G2**. 2025. Disponível em: <https://cirrusaircraft.com/aircraft/vision-jet/>.

CONKLIN. **Aircraft Operating Cost and Performance Guide - Bell 407**. 2025. Disponível em: <https://conklindedecker.jetssupport.com/details/Bell%20407>.

CONKLIN. **CO2 Calculator - Cirrus Vision SF50 G2**. 2025. Disponível em: <https://conklindedecker.jetssupport.com/co2-calculator?id=10281>.

DÖRFLER, S. et al. Recent progress and emerging application areas for lithium–sulfur battery technology. **Energy Technology (Weinheim, Germany)**, p. 2000694, 01 2021.

EASA. **Special Condition for VTOL and Means of Compliance**. 2022. Disponível em: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/product-certification-consultations/special-condition-vtol>.

EPPINGER, S.; BROWNING, T. **Design structure matrix methods and applications**. Boston, MA: The Mit Press, 2016.

FICALORA, J. P. **Quality Function Deployment and Six Sigma - A QFD Handbook**. Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall, 2010.

FIORITI, M.; BORGHI, M.; PAVAN, G. Environmental and economic assessment of an evtol aircraft fleet for urban air mobility. *In*: INTERNATIONAL COUNCIL OF THE AERONAUTICAL SCIENCES, Florence, Italy. **Anais...** Politecnico di Torino: ICAS, 2024.

FOCA. **ICAO State Action Plan on CO2 Emission Reduction of Switzerland**. Berna: ICAO, 2025.

GEORGE, F. **Business and Commercial Aviation Purchase Planning Handbook**. Nova Iorque, NY: Aviation Week Network, 2025.

GIANGREGORIO, E. **Writing Compelling Business Cases: Methods, Tools and Templates for Writing and Presenting a Brilliant Business Case**. [S.l.]: Emanuela Giangregorio, 2023.

GOYER, R. **Time for a PJ?** 2006. Disponível em: <https://www.flyingmag.com/time-pj/>.

GUDMUNDSSON, S. **GENERAL AVIATION AIRCRAFT DESIGN**. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2021.

HAINES, T. **Cirrus defines the personal jet**. 2017. Disponível em: <https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2017/may/24/cirrus-defines-the-personal-jet>.

HARTMAN, D.; HARTMAN, C.; FOSTER, J. Performance modeling of urban air mobility vehicles to support air traffic management research. *In*: AIAA SCITECH 2023 FORUM, National Harbor. **Anais...** Washington: AIAA, 2023.

HARVARD. **Developing a Business Case**. Boston: Harvard Business Review Press, 2011.

HERMAN, B.; SIEGELAUB, J. Is this really worth the effort? the need for a business case. *In*: PMI® GLOBAL CONGRESS 2009—NORTH AMERICA, Orlando, FL. **Anais...** Newtown Square, PA: Project Management Institute, 2009.

HIRSHORN, S. **Expanded Guidance for NASA Systems Engineering. Volume 1: Systems Engineering Practices**. Washington: NASA, 2016.

HIRSHORN, S.; VOSS, L.; BROMLEY, L. **NASA Systems Engineering Handbook**. Washington: NASA, 2017.

IPCC. **Aviation and the Global Atmosphere**. 2023. Disponível em: <https://archive.ipcc.ch/ipccreports/sres/aviation/index.php?idp=92#:~:text=Technology%20development%20preliminary/final%20design,Aircraft%20lifetime%20=%2025%2D35%20years>.

JARVIS, G. **BizAv Parts Shortage: Compromises you Should Shouldn't Consider**. 2025. Disponível em: <https://www.avbuyer.com/articles/maintenance-repair-overhaul/bizav-parts-shortage-compromises-you-should-shouldn-t-consider-114110>.

KENT, P. **Applied Space Systems Engineering**. Kennedy Space Center: NASA, 2008.

LABACE. **LABACE 2025**. 2025. Disponível em: <https://labace.com.br/>.

LAWRENCE, C. **While Lilium and Volocopter fight for survival, can the remaining players fill the void?** 2025. Disponível em: <https://tech.eu/2025/02/19/while-lilium-and-volocopter-fight-for-survival-can-the-remaining-players-fill-the-void/>.

LEE, B.; TULLU, A.; HWANG, H. Optimal design and design parameter sensitivity analyses of an evtol pav in the conceptual design phase. **Applied Sciences**, v. 10, p. 5112, 07 2020.

LIJUAN, H.; XUFE, Y.; YUAN, Y. Development and challenges of autonomous electric vertical take-off and landing aircraft. **Heliyon**, 1 2025.

MARTINS, J. **The beginner's guide to writing an effective business case**. 2025. Disponível em: <https://asana.com/resources/business-case>.

MATTHIAS, B. Business jets – a profound estimation of hourly operating costs depending on aircraft class. **Anwendungen und Konzepte der Wirtschaftsinformatik**, 6 2021.

MCDONALD, R.; GLOUDEMANS, J. Open vehicle sketch pad: An open source parametric geometry and analysis tool for conceptual aircraft design. *In*: AIAA, San Diego, CA. **Anais...** Estados Unidos: AIAA SCITECH 2022 Forum, 2022.

MCMASTERS, J.; CUMMINGS, R. Rethinking the airplane design process - an early 21st century perspective. *In*: 42ND AIAA AEROSPACE SCIENCES MEETING AND EXHIBIT, Reno. **Anais...** Reno: AIAA, 2004.

MOORE, M. et al. High speed mobility through on-demand aviation. *In*: 2013 AVIATION TECHNOLOGY, INTEGRATION, AND OPERATIONS CONFERENCE, Los Angeles. **Anais...** Los Angeles: NASA, 2013.

MOUILLET, V.; PHU, D. Bada family h - a simple helicopter performance model for atm applications. *In*: 2018 IEEE/AIAA 37TH DIGITAL AVIONICS SYSTEMS CONFERENCE, Londres. **Anais...** Londres: IEEE, 2018. p. 1–8.

OPENVSP. **Parasite Drag Tool**. 2022. Disponível em: <https://openvsp.org/wiki/doku.php?id=parasitedrag>.

PENTEADO, T. **Conheça o HELICONTROL, o sistema que garante a segurança e fluidez no controle de helicópteros em SP.** 2024. Disponível em: https://www.decea.mil.br/?i=midia-e-informacao&p=pg_noticia&materia=conheca-o-helicontrol-o-sistema-que-garante-a-seguranca-e-fluidez-no-controle-de-helicopteros

PORSCHE. **The Future of Vertical Mobility Sizing the Market for passenger, inspection, and Goods Services until 2035.** 2018. Disponível em: https://www.porsche-consulting.com/fileadmin/docs/04_Medien/Publikationen/TT1371_The_Future_of_Vertical_Mobility/The_Future_of_Vertical_Mobility_A_Porsche_Consulting_study__C_2018.pdf.

RAYMER, D. **Aircraft design : a conceptual approach.** Washington: American Institute Of Aeronautics And Astronautics, Inc, 2018.

RINDLISBACHER, T.; CHABBEY, L. **Guidance on the Determination of Helicopter Emissions.** Berna: FOCA, 2015.

SADRAEY, M. **Aircraft Design : a Systems Engineering Approach.** Nova Jérsei. NJ: John Wiley and Sons, 2013.

SARKAR, M.; YAN, X.; GIRMA, A.; H, A. A comprehensive evtol performance evaluation framework in urban air mobility. **Intelligent Systems and Applications**, p. 459–474, 08 2022.

SCHMIDT, M. **The Business Case Guide.** Boston: Solution Matrix, 2002.

SPITZ, W.; BERARDINO, F.; GOLASZEWSKI, R.; JOHN, J. **Development Cycle Time Simulation for Civil Aircraft.** Washignton, DC: Langley Research Center, 2001.

STUMPF, E.; KIRSTE, A. Development of a generalized evtol vehicle cost model for urban air mobility operations. **Journal of the Air Transport Research Society**, 12 2025.

THIPPHAVONG, D.; APAZA, R.; BARMORE, B.; BATISTE, V. Urban air mobility airspace integration concepts and considerations. *In: AVIATION TECHNOLOGY, INTEGRATION, AND OPERATIONS CONFERENCE.* [S.I.], 2018.

TIEDE, B.; O'MEARA, C.; JANSEN, R. Battery key performance projections based on historical trends and chemistries. *In: IEEE/AIAA TRANSPORTATION ELECTRIFICATION CONFERENCE AND ELECTRIC AIRCRAFT TECHNOLOGIES SYMPOSIUM*, National Harbor, MD. **Anais...** Washington, DC: NASA Glenn Research Center, 2022.

TYAN, M.; NGUYEN, N.; KIM, S.; LEE, J.-W. Comprehensive preliminary sizing/resizing method for a fixed wing – vtol electric uav. **Aerospace Science and Technology**, v. 71, p. 30–41, 12 2017.

UGWUEZE, O.; STATHEROS, T.; BROMFIELD, M.; HORRI, N. Trends in evtol aircraft development: The concepts, enablers and challenges. *In: AIAA SCITECH 2023 FORUM - ADVANCED AIR MOBILITY AND DISTRIBUTED ELECTRIC PROPULSION II*, National Harbor, MD. **Anais...** University of Birmingham: NASA, 2023.

UGWUEZE, O.; STATHEROS, T.; HORRI, N.; BROMFIELD, M.; SIMO, J. An efficient and robust sizing method for eVTOL aircraft configurations in conceptual design. **Aerospace**, v. 10, p. 311, 03 2023.

VIVE. **Case Study: Bell Brings the Revolutionary FCX-001 to Market 10x Faster With HTC VIVE**. 2019. Disponível em: <https://blog.vive.com/us/bell-brings-revolutionary-fcx-001-market-10-times-faster-htc-vive/>.

ZU, C.; LI, H. Thermodynamic analysis on energy densities of batteries. **Energy Environmental Science**, v. 4, p. 2614, 2011.

A APÊNDICE A

	▼	▼	▲	▲	▲	▲	▲	▲	▲	▲		
Influence of... in	Weight	Cost of Production	Expected Life	Aerodynamics	Propulsion	Energy/Fuel	Internal Design	External Design	Embedded Systems	Structure		
Weight				+	++	++	+	+	+	++		
Cost of Production	++		—	-	—	—	—	-	-	—		
Expected Life					+	+			+	++		
Aerodynamics	++				+			+		+		
Propulsion	++	+	-	++		++		+		+		
Energy/Fuel	++	+	-		++							
Internal Design		+				-				++		
External Design		+	+	++	++					++		
Embedded Systems		+	-	+	+	+						
Structure	++	+	—	++	++	+	-	-				
Need	Importance	Importance %	Weight	Cost of Production	Expected Life	Aerodynamics	Propulsion	Energy/Fuel	Internal Design	External Design	Embedded Systems	Structure
Customer												
SN-1 - Cheap	5.0	11.6	Weak	Strong	Weak		Medium	Medium	Strong	Strong	Strong	Strong
SN-2 - Reliable	5.0	11.6		Medium	Strong		Strong	Strong			Strong	Strong
SN-3 - Comfortable	5.0	11.6		Strong		Weak			Strong			Weak
SN-4 - Safe	5.0	11.6		Strong	Medium	Strong	Strong	Strong	Strong		Medium	Strong
SN-5 - Low Downtime	2.0	4.7			Medium		Weak	Strong		Medium	Weak	Weak
SN-6 - Aesthetics	2.0	4.7	Weak	Weak			Weak		Strong	Strong		
SN-7 - Low Operational Cost	5.0	11.6		Medium	Medium		Medium	Strong			Weak	
SN-8 - Versatile	4.0	9.3	Strong		Weak	Strong	Strong					Medium
SN-9 - Quick	3.0	7.0	Medium			Strong	Strong					
SN-10 - Quiet	4.0	9.3				Medium	Strong	Strong				Medium
SN-11 - Sizeable Range	3.0	7.0	Medium			Strong	Strong	Strong				
	Importance Rating		61.0	167.0	90.0	152.0	250.0	231.0	153.0	69.0	112.0	166.0
	Importance %		4.2	11.5	6.2	10.5	17.2	15.9	10.5	4.8	7.7	11.4
Regulatory Agencies												
SN-12 - Environmentally Friendly	5.0	38.5			Strong		Weak	Strong			Weak	Medium
SN-13 - Quiet	3.0	23.1				Medium	Strong	Strong				Weak
SN-14 - Compliant	5.0	38.5	Medium	Strong	Medium	Medium	Strong	Strong	Strong	Weak	Strong	Strong
	Importance Rating		15.0	45.0	60.0	24.0	77.0	117.0	45.0	5.0	50.0	63.0
	Importance %		3.0	9.0	12.0	4.8	15.4	23.4	9.0	1.0	10.0	12.6
Aircraft Manufacturer												
SN-15 - Cheap to develop	5.0	26.3	Weak	Weak	Medium	Medium	Strong	Strong	Medium	Medium	Medium	Strong
SN-16 - Competitive	5.0	26.3		Strong	Strong	Strong	Medium	Medium	Strong	Strong		
SN-17 - Profitable	5.0	26.3	Weak	Strong	Strong				Strong		Weak	Weak
SN-18 - Open to further development	4.0	21.1	Medium	Strong	Weak	Medium	Weak	Medium	Weak	Weak		Strong
	Importance Rating		22.0	131.0	109.0	72.0	64.0	72.0	109.0	64.0	20.0	86.0
	Importance %		2.9	17.5	14.6	9.6	8.5	9.6	14.6	8.5	2.7	11.5
Crews												
SN-19 - Easy to Control	5.0	31.3	Weak			Strong	Strong		Medium		Strong	
SN-20 - Comfortable	3.0	18.8		Medium		Medium			Strong			
SN-21 - Ease of Qualification	5.0	31.3			Medium		Strong		Weak		Medium	
SN-22 - Robust Systems	3.0	18.8		Strong			Weak	Weak			Strong	
	Importance Rating		5.0	36.0	15.0	54.0	93.0	3.0	47.0	0.0	87.0	0.0
	Importance %		1.5	10.6	4.4	15.9	27.4	0.9	13.8	0.0	25.6	0.0
Suppliers												
SN-23 - Tech Ready	3.0	37.5		Weak	Strong		Strong	Strong			Strong	Strong
SN-24 - Use Common Materials	5.0	62.5	Weak		Medium		Strong	Strong	Medium	Weak	Medium	Strong
	Importance Rating		5.0	3.0	42.0	0.0	72.0	72.0	15.0	5.0	42.0	72.0
	Importance %		1.5	0.9	12.8	0.0	22.0	22.0	4.6	1.5	12.8	22.0
Facilities												
SN-25 - Easy Maintenance	5.0	50.0	Medium	Medium	Medium		Strong	Strong	Weak	Medium	Medium	Strong
SN-26 - Generic Usability	5.0	50.0	Medium		Strong	Strong	Strong	Medium		Medium	Weak	Weak
	Importance Rating		30.0	15.0	60.0	45.0	90.0	60.0	5.0	30.0	20.0	50.0
	Importance %		7.4	3.7	14.8	11.1	22.2	14.8	1.2	7.4	4.9	12.3

B APÊNDICE B

Airframe	P			P	P	P			P	P	
P	Cabin				E						
P		Wing	P	P	P		E			P	
P	P	P	Propellers	EP	EP		E	E			
P		P	EP	Engines	EP		E	E		E	
P	EP	P	E	EP	Battery/Fuel	E	E	E	E	E	E
P						Landing Gear	E				
	E		E	E	E	E	Sensors	EP	E	E	E
	E	E	E	E			EP	Systems	E	EP	E
P							E		Rudder	E	
P		EP		E			E	E	E	Wing Rotation	
E	E						E	E			Comms
	E	Eletrical/Functional Interface									
	P	Mechanical/Physical Interface									

C APÊNDICE C

ID	Scenario	Course of Action	Mitigation	Applicable DRM
OS-1	Engine failure on takeoff or landing	Continue operation, troubleshoot problem, attempt to restart engine, land	Redundancy, reliability	DRM-1, DRM-2
OS-2	Engine failure on transition	Continue operation, establish control of flight, troubleshoot problem, attempt to restart engine, divert	Redundancy, reliability	DRM-1
OS-3	Engine failure on hover flight	Continue operation, troubleshoot problem, attempt to restart engine, divert	Redundancy, reliability	DRM-1, DRM-2
OS-4	Engine failure on horizontal flight	Continue operation, troubleshoot problem, attempt to restart engine, divert	Redundancy, reliability	DRM-1
OS-5	Power failure on taxi	Troubleshoot problem, attempt to restart power, return to stand	Reliability, checks, assisted taxi	DRM-1, DRM-2
OS-6	Pilot incapacitation	Notice issue, attempt reanimation, communicate with passengers, autoland	Multiple crew, health checks, autopilot, autoland	DRM-1, DRM-2
OS-7	Loss of power	Continue operation, troubleshoot problem, attempt to restart power, divert	Redundancy, reliability	DRM-1, DRM-2
OS-8	Loss of control	Troubleshoot problem, attempt to regain control, divert	Maintenance, reliability	DRM-1, DRM-2
OS-9	Decompression	Utilise oxygen supply, continue operation, troubleshoot problem, divert	Oxygen supply, reliability	DRM-1, DRM-2
OS-10	Extreme adverse conditions on horizontal cruise	Maintain control, change course	Weather information and systems	DRM-1
OS-11	Extreme adverse conditions on hover cruise	Maintain control, change course	Weather information and systems	DRM-1, DRM-2
OS-12	Loss of situational awareness	Notice issue, troubleshoot problem, continue operation, divert/autoland	Crew training, CRM, autoland	DRM-1, DRM-2
OS-13	Loss of critical sensors	Continue operation, switch information source, troubleshoot problem, divert	Redundancy, reliability	DRM-1, DRM-2
OS-14	Icing on hover flight	Continue operation, turn on deicing, check for icing before transitioning	Crew training, weather information and systems, deicing	DRM-1, DRM-2
OS-15	Icing on horizontal flight	Continue operation, turn on deicing, monitor loss of lift performance, check for icing before transitioning	Crew training, weather information and systems, deicing	DRM-1
OS-16	Conflict with terrain	Pull up, continue operation	GPWS, altimeter redundancy, crew training	DRM-1, DRM-2
OS-17	Conflict with aircraft	Follow command, continue operation	TCAS, crew training	DRM-1, DRM-2
OS-18	Stall	Lower aircraft nose, gain airspeed, level, continue operation, troubleshoot problem	Automated systems, stick shaker, crew training	DRM-1
OS-19	Excessive pilot inputs	Notice issue, regain situational awareness, continue operation	Automated systems	DRM-1, DRM-2
OS-20	Unexpected environmental conditions	Maintain control, change course	Weather information and systems	DRM-1, DRM-2
OS-21	Loss of communication	Continue operation, change code, troubleshoot problem, divert	Redundancy, reliability	DRM-1, DRM-2
OS-22	Uncommanded control actions	Troubleshoot problem, regain control, divert	Crew training, reliability	DRM-1, DRM-2
OS-23	Failure to fully transition	Maintain control, monitor loss of lift performance, troubleshoot problem, attempt to transition, divert	Redundancy, reliability	DRM-1

D APÊNDICE D

D.1 METAS DOS STAKEHOLDERS

Metas dos Stakeholders		
ID	Meta	Necessidades Relacionadas
G-1	A aeronave é barata de se produzir	SN-1, SN-16, SN-17, SN-18
G-2	A aeronave possui longa expectativa de vida	SN-2, SN-4, SN-12, SN-16, SN-17, SN-21, SN-26
G-3	A aeronave é leve	SN-8, SN-9, SN-11, SN-26
G-4	A aeronave é aerodinamicamente eficiente	SN-7, SN-9, SN-11, SN-16, SN-19
G-5	A aeronave é aerodinamicamente estável	SN-3, SN-4, SN-14, SN-19
G-6	A propulsão da aeronave é prontamente disponível	SN-1, SN-2, SN-4, SN-5, SN-14, SN-15, SN-16, SN-17, SN-19, SN-21, SN-23, SN-24, SN-26
G-7	A propulsão da aeronave é redundante	SN-4, SN-14, SN-22
G-8	A propulsão da aeronave produz pouco ruído	SN-3, SN-10, SN-13, SN-20
G-9	A propulsão da aeronave é potente	SN-9, SN-16
G-10	A propulsão da aeronave é utilizável em voo convencional e <i>hover</i>	SN-8, SN-14, SN-16, SN-18, SN-26
G-11	A propulsão da aeronave é eficiente	SN-7, SN-10, SN-12, SN-13, SN-16
G-12	O sistema de energia produz baixos níveis de emissões	SN-12, SN-14
G-13	O sistema de energia é prontamente disponível	SN-2, SN-14, SN-15, SN-18, SN-21, SN-23, SN-24, SN-25

ID	Meta	Necessidades Relacionadas
G-14	O sistema de energia é simples de ser recarregado	SN-4, SN-5, SN-7, SN-14, SN-25, SN-26
G-15	O sistema de energia é redundante	SN-2, SN-4, SN-14, SN-22
G-16	O sistema de energia é eficiente	SN-7, SN-9, SN-11, SN-12, SN-16
G-17	O interior é confortável para pelo menos 5 passageiros e 1 tripulante	SN-3, SN-14, SN-16, SN-20
G-18	O interior é feito com materiais de qualidade	SN-3, SN-6, SN-16, SN-20
G-19	O interior é bem desenhado	SN-3, SN-6, SN-16, SN-20
G-20	Os sistemas embarcados são prontamente disponíveis	SN-2, SN-14, SN-15, SN-18, SN-19, SN-21, SN-22, SN-23, SN-24, SN-25
G-21	A estrutura é capaz de resistir estresses em todo o envelope de voo da aeronave	SN-2, SN-4, SN-8, SN-14, SN-25, SN-26
G-22	A estrutura é eficiente	SN-15, SN-17
G-23	A estrutura é feita com materiais prontamente disponíveis	SN-14, SN-15, SN-18, SN-23, SN-24, SN-25
G-24	O sistema de energia segue regulamentações internacionais	SN-2, SN-4, SN-14
G-25	A propulsão da aeronave segue regulamentações internacionais	SN-2, SN-4, SN-14
G-26	A aeronave é altamente reciclável	SN-12
G-27	O sistema de energia utiliza recursos naturais mínimos	SN-12
G-28	Os sistemas embarcados seguem regulamentações internacionais	SN-2, SN-4, SN-14
G-29	O desenvolvimento da aeronave é eficiente	SN-1, SN-15, SN-16, SN-17, SN-18

ID	Meta	Necessidades Relacionadas
G-30	O preço de compra da aeronave segue valores de mercado	SN-1, SN-16, SN-17
G-31	A aeronave considera possíveis expansões em seu design	SN-17, SN-18
G-32	A aeronave possui velocidade de cruzeiro seguindo valores de mercado	SN-9, SN-16
G-33	O alcance da aeronave é suficiente para voos de médio-alcance na Europa	SN-11, SN-16
G-34	A aeronave possui o tamanho externo similar ao de um helicóptero convencional	SN-8, SN-14, SN-19, SN-26
G-35	A aeronave possui o MTOW similar ao de um helicóptero convencional	SN-8, SN-26
G-36	Os painéis e instrumentos da aeronave seguem padrões da indústria	SN-4, SN-14, SN-21, SN-23, SN-25
G-37	Os sistemas embarcados são capazes de controlar automaticamente a aeronave	SN-4, SN-14, SN-19, SN-20, SN-22
G-38	Os sistemas embarcados permitem operação em condições IFR	SN-4, SN-5, SN-14, SN-19, SN-21, SN-22
G-39	A propulsão da aeronave possui assistência de longo prazo	SN-2, SN-7, SN-25
G-40	O sistema de energia da aeronave possui assistência de longo prazo	SN-2, SN-7, SN-25
G-41	O exterior permite acesso facilitado à aeronave em aeródromos sem equipe de solo	SN-8, SN-16, SN-26
G-42	O exterior é resistente a corrosão e abrasão	SN-2, SN-4, SN-25
G-43	A aeronave é simples de ser levantada do solo por equipamentos de manutenção	SN-25
G-44	O interior segue regulamentações internacionais de resistência à acidentes	SN-4, SN-14
G-45	O interior segue regulamentações internacionais de materiais inflamáveis	SN-4, SN-14
G-46	A estrutura segue regulamentações internacionais de resistência à acidentes	SN-4, SN-14
G-47	O sistema de energia segue regulamentações internacionais de materiais inflamáveis	SN-4, SN-14

ID	Meta	Necessidades Relacionadas
G-48	Os sistemas embarcados são certificados para uso na aeronave	SN-4, SN-14, SN-22, SN-23
G-49	A aeronave está pronta para entrar no mercado antes de 2030	SN-23
G-50	A propulsão da aeronave opera de maneira segura em diversas condições de aeródromos	SN-2, SN-4, SN-5, SN-8, SN-16, SN-26
G-51	Os manuais da aeronave detalham sua manutenção e seus procedimentos	SN-2, SN-5, SN-14, SN-25
G-52	Os manuais da aeronave detalham sua operação	SN-14, SN-21, SN-25

D.2 OBJETIVOS DOS STAKEHOLDERS

Objetivos dos Stakeholders		
ID	Objetivo	Metas Relacionadas
OB-1	O preço de produção é inferior a 2.5 milhões de dólares	G-1; G-30
OB-2	O preço do sistema de propulsão é inferior a TBD	G-1; G-30
OB-3	O preço do sistema de energia é inferior a TBD	G-1; G-30
OB-4	A aeronave opera de maneira segura e eficiente por 30 anos	G-2; G-41
OB-5	O sistema de energia é capaz de receber manutenção em TBD% dos aeródromos em que a aeronave opera	G-2; G-14; G-51; G-52
OB-6	A suspensão deve resistir e operar sob quatro vezes as forças normais de operação da aeronave	G-2; G-21; G-41
OB-7	Os motores devem operar por ao menos TBD horas de voo	G-2
OB-8	O peso vazio é inferior a TBD kg	G-3
OB-9	O MTOW é inferior a TBD kg	G-3
OB-10	O coeficiente de arrasto é inferior a TBD	G-4; G-5; G-11
OB-11	A razão sustentação-arrasto é inferior a TBD	G-4
OB-12	O $C_{l\alpha}$ está na faixa de TBD	G-5
OB-13	O $C_{l\beta}$ está na faixa de TBD	G-5

ID	Objetivo	Metas Relacionadas
OB-14	O Cn _{beta} está na faixa de TBD	G-5
OB-15	A razão de amortecimento de período curto é compatível com operação Nível 1 Classe C	G-5
OB-16	A razão de amortecimento de fugóide é compatível com operação Nível 1	G-5
OB-17	O tempo de espiral para dupla amplitude é compatível com operação Nível 1	G-5
OB-18	A frequência de rolagem neerlandesa é compatível com operação Nível 1 Classe II	G-5
OB-19	A escala de performance de Cooper-Harper da aeronave é Excelente	G-5
OB-20	O motor está certificado e disponível antes de 2029	G-6; G-49
OB-21	A aeronave tem ao menos dois motores	G-7
OB-22	A aeronave é capaz de voo estável e seguro com a falha de um motor	G-7; G-9; G-10; G-11
OB-23	A aeronave em potência de decolagem emite ao máximo TBD dB, medidos a TBD metros	G-8
OB-24	A aeronave em potência de voo <i>hover</i> emite ao máximo TBD dB, medidos a TBD metros	G-8
OB-25	A aeronave em potência de voo horizontal emite ao máximo TBD dB, medidos a TBD metros	G-8
OB-26	Em qualquer fase de voo, o ruído de cabine não ultrapassa TBD dB, medido no centro da cabine	G-8; G-18
OB-27	O sistema de propulsão produz menos de TBD kg de emissões por hora de voo-pessoa	G-12
OB-28	O sistema de propulsão produz menos de TBD kg de emissões por hora de voo-pessoa, considerando as emissões causadas pela matriz energética	G-12
OB-29	O sistema de energia está certificado e disponível antes de 2029	G-49; G-13
OB-30	O tempo de recarga máxima é inferior a 20 minutos	G-14; G-1

ID	Objetivo	Metas Relacionadas
OB-31	Os sistemas da aeronave operam de maneira segura por TBD minutos após perda total de energia	G-15; G-16
OB-32	A aeronave é capaz de gerar sua própria energia para funções críticas	G-16
OB-33	A aeronave possui pelo menos TBD horas de autonomia sob MTOW	G-21
OB-34	A aeronave possui certificações de ergonomia	G-18; G-19
OB-35	O interior da aeronave possui 10 anos de expectativa de vida	G-2; G-18
OB-36	Os sistemas embarcados estão certificados e disponíveis antes de 2029	G-20; G-1; G-48; G-49
OB-37	O limite de esforço é TBD	G-21; G-22
OB-38	A velocidade de cruzeiro de design é TBD	G-4; G-5; G-9; G-16
OB-39	A velocidade de mergulho de design TBD	G-4; G-5
OB-40	O envelope de rajadas permite voo seguro sob rajadas de TBD nós em cruzeiro	G-4; G-5; G-21
OB-41	A estrutura é otimizada por algoritmos de computador	G-21; G-22; G-29
OB-42	Ao menos 90% da aeronave é reciclável	G-26
OB-43	O custo final de desenvolvimento da aeronave é TBD% acima de estimativas iniciais	G-1; G-29
OB-44	O preço da aeronave está TBD% da média do mercado no segmento	G-30; G-1
OB-45	Expansão da aeronave requer o mínimo trabalho	G-31
OB-46	A velocidade de cruzeiro da aeronave está TBD% da média do mercado no segmento	G-32
OB-47	A aeronave possuir ao menos 800 milhas náuticas de alcance	G-33
OB-48	A razão empuxo-peso da aeronave é TBD	G-11
OB-49	Os ocupantes devem estar pelo menos 1 metro dos sistemas propulsivos durante embarque e desembarque	G-25; G-34; G-41
OB-50	A área ocupada pela aeronave deve caber dentro de um círculo de 15 metros de diâmetro	G-34

ID	Objetivo	Metas Relacionadas
OB-51	O empuxo da aeronave não deve danificar o solo ou edificações vizinhas	G-25; G-9; G-10; G-41
OB-52	O sistema de propulsão possui ao menos metade de seu diâmetro de folga do solo	G-25; G-41
OB-53	O sistema de propulsão possui ao menos metade de seu diâmetro de folga de superfícies da aeronave	G-25; G-29
OB-54	O piloto automático é capaz de realizar todas as missões de maneira segura	G-28; G-36; G-37; G-38
OB-55	A aeronave automaticamente se trima	G-28; G-36; G-37; G-38
OB-56	A aeronave taxia sob seu próprio empuxo	G-41
OB-57	A aeronave taxia com velocidade máxima mínima de ao menos TBD km/h	G-41; G-11
OB-58	A aeronave automaticamente evita colisões com terreno e tráfego	G-28; G-37
OB-59	A aeronave possui capacidade para operação IFR em espaço aéreo Classe E	G-38
OB-60	A aeronave possui escadas de acesso com opções de acessibilidade	G-41
OB-61	O sistema de propulsão possui pelo menos 30 anos de suporte e desenvolvimento garantido pelo fornecedor	G-39; G-2
OB-62	O sistema de energia possui pelo menos 15 anos de suporte e desenvolvimento garantido pelo fornecedor	G-40; G-2
OB-63	O chão do interior possui folga com o solo de pelo menos TBD centímetros	G-41
OB-64	Os materiais de uso externo devem demonstrar dano irrisório após teste de estresse, segundo FAA AC 43.13-1B	G-44
OB-65	Os ocupantes seguem fixados em seus assentos durante testes de acidentes	G-19; G-44; G-46
OB-66	Os ocupantes não sofreram lesões graves durante testes de acidentes	G-19; G-44; G-46
OB-67	A cabine provém um espaço seguro para os ocupantes em situações de emergência	G-19; G-44; G-46

ID	Objetivo	Metas Relacionadas
OB-68	A aeronave possui TBD saídas de emergência	G-19; G-44; G-45
OB-69	A aeronave possui um lavatório	G-19
OB-70	A estrutura da aeronave absorve TBD% das forças de impacto em testes de acidente	G-22; G-46
OB-71	A aeronave emite um sinal de emergência de longa distância por pelo menos 30 dias após incidentes	G-46;
OB-72	A aeronave é capaz de se comunicar com controladores de tráfego aéreo	G-28; G-38
OB-73	Os componentes da cabine não são inflamáveis	G-19; G-45; G-47
OB-74	A aeronave não sofre danos significativos por FOD por operação em cascalho	G-50; G-41; G-42; G-50
OB-75	Qualquer parte da fuselagem resiste ao impacto de dois pássaros de TBD kg a TBD km/h	G-22; G-23; G-42; G-46

E APÊNDICE E

DRM-1	Function	Inputs	Outputs	Failure Modes	Consequence of Failure
Taxi	Aircraft Startup	Power	Systems Operational	Power Failure	No startup
		Pilot Input	Engines Operational	Control Failure	Wrongful/No startup
				System Failure	Limited operation or airworthiness
				Engine Failure	Limited operation or airworthiness
	Autopilot	Sensor Data	Control Input	Conflicting Sensor Data	Autopilot turns off
		System Data		System Failure	Autopilot turns off
		Flight Plan		Wrong Flight Plan	Wrong flight profile and mission
		Communication		Power Failure	Autopilot turns off
		Power		Sensor Failure	Switch sensor input, if not available autopilot turns off
				Lost Communications	Reduction in situational awareness, higher pilot workload
				Excessive Inputs	Loss of control
	Pilot Inputs	Control Column	Control Input	Column Failure	Safety hazard, autopilot turns on
		Pedals		Pedal Failure	Safety hazard, autopilot turns on
		Throttle Lever		Wrongful Inputs	Loss of control
				Excessive Inputs	Loss of control, overstress, power waste
				Throttle Lever Failure	Safety hazard, immediate braking applied
	Engine Control	Control Input	Thrust	Engine Failure	Reduction in total thrust, assymetric thrust
		Power		Control Failure	Loss of control
				Power Failure	Loss of thrust
	Landing Gear Control	Control Input	Directional Control	Control Failure	Loss of control
		Power	Braking	Power Failure	Loss of landing gear control
				Braking Failure	Reduced braking power leading to possible colisions and excursions
				Excessive Inputs	Safety hazard, overstress
	Wing Incidence Change	Control Input	Rotation of Wing Root	Control Failure	Loss of control
		Power		Power Failure	Loss of control
				Excessive Inputs	Loss of control, overstress, fatigue
				Unresponsiveness	Reduced maneuverability
				System Failure	Loss of control
	ATC Contact	Communication	Communication	Power Failure	Loss of communications
		Power		Antenna Failure	Loss of communications
				Interference	Safety hazard
	Battery/Fuel System	Control Input	Power	Control Failure	Safety hazard
				Battery Exhaustion	Loss of power
				Fuel Exhaustion	Loss of power
				Battery Overheating	Fire hazard
				Fuel Overheating	Fire hazard

Takeoff	Autopilot	Sensor Data	Control Input	Conflicting Sensor Data	Autopilot turns off
		System Data		System Failure	Autopilot turns off
		Flight Plan		Wrong Flight Plan	Wrong flight profile and mission
		Communication		Power Failure	Autopilot turns off
		Power		Sensor Failure	Switch sensor input, if not available autopilot turns off
				Lost Communications	Reduction in situational awareness, higher pilot workload
	Pilot Inputs			Excessive Inputs	Loss of control
		Control Column	Control Input	Column Failure	Safety hazard, autopilot turns on
		Pedals		Pedal Failure	Safety hazard, autopilot turns on
		Throttle Lever		Wrongful Inputs	Loss of control
				Excessive Inputs	Loss of control, overstress, power waste
				Throttle Lever Failure	Safety hazard, immediate braking applied
	Engine Control	Control Input	Thrust	Engine Failure	Reduction in total thrust, assymetric thrust
		Power		Control Failure	Loss of control
				Power Failure	Loss of thrust
	Landing Gear Retraction	Sensor Data	Retracted Landing Gear	Sensor Failure	Landing gear will not retract
		Control Input		Control Failure	Landing gear will not retract
		Power		Power Failure	Landing gear will not retract
				Incomplete Retraction	Safety hazard
	Wing Incidence Change	Control Input	Rotation of Wing Root	Control Failure	Loss of control
		Power	Yaw Control	Power Failure	Loss of control
			Roll Control	Excessive Inputs	Loss of control, overstress, fatigue
			Pitch Control	Unresponsiveness	Reduced maneuverability
				System Failure	Loss of control
	Terrain and Collision Avoidance	System Data	Control Input	Power Failure	System shutdown
		Sensor Data		System Failure	System shutdown
		Communication		Sensor Failure	Switch sensor input, if not available system shutdown
		Power		Conflicting Sensor Data	System shutdown
				Lost Communications	System shutdown
				Input Overruled	Safety hazard
				Wrongful Inputs	Safety hazard
	ATC Contact	Communication	Communication	Power Failure	Loss of communications
		Power		Antenna Failure	Loss of communications
				Interference	Safety hazard
	Battery/Fuel System	Control Input	Power	Control Failure	Safety hazard
				Battery Exhaustion	Loss of power
				Fuel Exhaustion	Loss of power
				Battery Overheating	Fire hazard
				Fuel Overheating	Fire hazard

Hover Flight	Autopilot	Sensor Data	Control Input	Conflicting Sensor Data	Autopilot turns off
		System Data		System Failure	Autopilot turns off
		Flight Plan		Wrong Flight Plan	Wrong flight profile and mission
		Communication		Power Failure	Autopilot turns off
		Power		Sensor Failure	Switch sensor input, if not available autopilot turns off
				Lost Communications	Reduction in situational awareness, higher pilot workload
	Pilot Inputs			Excessive Inputs	Loss of control
		Control Column	Control Input	Column Failure	Safety hazard, autopilot turns on
		Pedals		Pedal Failure	Safety hazard, autopilot turns on
		Throttle Lever		Wrongful Inputs	Loss of control
				Excessive Inputs	Loss of control, overstress, power waste
	Engine Control			Throttle Lever Failure	Safety hazard, immediate braking applied
		Control Input	Thrust	Engine Failure	Reduction in total thrust, assymetric thrust
		Power		Control Failure	Loss of control
	Cabin Setting			Power Failure	Loss of thrust
		Sensor Data	Pressurization	Sensor Failure	Health and safety hazard
		System Data	Air Conditioning	System Failure	Health and safety hazard
		Power	Humidity	Power Failure	Loss of cabin controls
			Lighting	Depressurization	Reduction in oxygen level
				Air Conditioning Failure	Health hazard
				Humidity Failure	Health hazard
	Wing Incidence Change			Lighting Failure	Comfort hazard
		Control Input	Rotation of Wing Root	Control Failure	Loss of control
		Power	Yaw Control	Power Failure	Loss of control
			Roll Control	Excessive Inputs	Loss of control, overstress, fatigue
			Pitch Control	Unresponsiveness	Reduced maneuverability
	Terrain and Collision Avoidance			System Failure	Loss of control
		System Data	Control Input	Power Failure	System shutdown
		Sensor Data		System Failure	System shutdown
		Communication		Sensor Failure	Switch sensor input, if not available system shutdown
		Power		Conflicting Sensor Data	System shutdown
				Lost Communications	System shutdown
				Input Overruled	Safety hazard
	ATC Contact			Wrongful Inputs	Safety hazard
		Communication	Communication	Power Failure	Loss of communications
		Power		Antenna Failure	Loss of communications
	Battery/Fuel System			Interference	Safety hazard
		Control Input	Power	Control Failure	Safety hazard
				Battery Exhaustion	Loss of power
				Fuel Exhaustion	Loss of power
				Battery Overheating	Fire hazard
				Fuel Overheating	Fire hazard

Transition Hov-Hor	Autopilot	Sensor Data	Control Input	Conflicting Sensor Data	Autopilot turns off
		System Data		System Failure	Autopilot turns off
		Flight Plan		Wrong Flight Plan	Wrong flight profile and mission
		Communication		Power Failure	Autopilot turns off
		Power		Sensor Failure	Switch sensor input, if not available autopilot turns off
				Lost Communications	Reduction in situational awareness, higher pilot workload
	Pilot Inputs			Excessive Inputs	Loss of control, health hazard
		Control Column	Control Input	Column Failure	Safety hazard, autopilot turns on
		Pedals		Pedal Failure	Safety hazard, autopilot turns on
		Throttle Lever		Wrongful Inputs	Loss of control
				Excessive Inputs	Loss of control, overstress, power waste, health hazard
				Throttle Lever Failure	Safety hazard, immediate braking applied
	Engine Control	Control Input	Thrust	Engine Failure	Reduction in total thrust, assymetric thrust
		Power		Control Failure	Loss of control
				Power Failure	Loss of thrust
	Wing Incidence Change	Control Input	Rotation of Wing Root	Control Failure	Loss of control
		Power	Yaw Control	Power Failure	Loss of control
			Roll Control	Excessive Inputs	Loss of control, overstress, fatigue
			Pitch Control	Unresponsiveness	Reduced maneuverability
				System Failure	Loss of control
				Insufficient Airspeed	Stall
	Battery/Fuel System	Control Input	Power	Control Failure	Safety hazard
				Battery Exhaustion	Loss of power
				Fuel Exhaustion	Loss of power
				Battery Overheating	Fire hazard
				Fuel Overheating	Fire hazard

Horizontal Flight	Autopilot	Sensor Data	Control Input	Conflicting Sensor Data	Autopilot turns off
		System Data		System Failure	Autopilot turns off
		Flight Plan		Wrong Flight Plan	Wrong flight profile and mission
		Communication		Power Failure	Autopilot turns off
		Power		Sensor Failure	Switch sensor input, if not available autopilot turns off
				Lost Communications	Reduction in situational awareness, higher pilot workload
	Pilot Inputs			Excessive Inputs	Loss of control
		Control Column	Control Input	Column Failure	Safety hazard, autopilot turns on
		Pedals		Pedal Failure	Safety hazard, autopilot turns on
		Throttle Lever		Wrongful Inputs	Loss of control
				Excessive Inputs	Loss of control, overstress, power waste
	Engine Control			Throttle Lever Failure	Safety hazard, immediate braking applied
		Control Input	Thrust	Engine Failure	Reduction in total thrust, assymetric thrust
		Power		Control Failure	Loss of control
	Cabin Setting			Power Failure	Loss of thrust
		Sensor Data	Pressurization	Sensor Failure	Health and safety hazard
		System Data	Air Conditioning	System Failure	Health and safety hazard
		Power	Humidity	Power Failure	Loss of cabin controls
			Lighting	Depressurization	Reduction in oxygen level
				Air Conditioning Failure	Health hazard
				Humidity Failure	Health hazard
	Wing Incidence Change			Lighting Failure	Comfort hazard
		Control Input	Rotation of Wing Root	Control Failure	Loss of control
		Power	Pitch Control	Power Failure	Loss of control
			Roll Control	Excessive Inputs	Loss of control, overstress, fatigue
				Unresponsiveness	Reduced maneuverability
				System Failure	Loss of control
	Rudder Control	Control Input	Pivoting of Rudder	Control Failure	Loss of control
		Power	Yaw Control	Power Failure	Loss of control
				Excessive Inputs	Loss of control, overstress, fatigue
				Unresponsiveness	Reduced maneuverability
				System Failure	Loss of control
	Terrain and Collision Avoidance	System Data	Control Input	Power Failure	System shutdown
		Sensor Data		System Failure	System shutdown
		Communication		Sensor Failure	Switch sensor input, if not available system shutdown
		Power		Conflicting Sensor Data	System shutdown
				Lost Communications	System shutdown
				Input Overruled	Safety hazard
				Wrongful Inputs	Safety hazard
	ATC Contact	Communication	Communication	Power Failure	Loss of communications
		Power		Antenna Failure	Loss of communications
				Interference	Safety hazard
	Battery/Fuel System	Control Input	Power	Control Failure	Safety hazard
				Battery Exhaustion	Loss of power
				Fuel Exhaustion	Loss of power
				Battery Overheating	Fire hazard
				Fuel Overheating	Fire hazard

Transition Hor-Hov	Autopilot	Sensor Data	Control Input	Conflicting Sensor Data	Autopilot turns off
		System Data		System Failure	Autopilot turns off
		Flight Plan		Wrong Flight Plan	Wrong flight profile and mission
		Communication		Power Failure	Autopilot turns off
		Power		Sensor Failure	Switch sensor input, if not available autopilot turns off
				Lost Communications	Reduction in situational awareness, higher pilot workload
				Excessive Inputs	Loss of control, health hazard
	Pilot Inputs	Control Column	Control Input	Column Failure	Safety hazard, autopilot turns on
		Pedals		Pedal Failure	Safety hazard, autopilot turns on
		Throttle Lever		Wrongful Inputs	Loss of control
				Excessive Inputs	Loss of control, overstress, power waste, health hazard
				Throttle Lever Failure	Safety hazard, immediate braking applied
	Engine Control	Control Input	Thrust	Engine Failure	Reduction in total thrust, assymetric thrust
		Power		Control Failure	Loss of control
				Power Failure	Loss of thrust
	Wing Incidence Change	Control Input	Rotation of Wing Root	Control Failure	Loss of control
		Power	Yaw Control	Power Failure	Loss of control
			Roll Control	Excessive Inputs	Loss of control, overstress, fatigue
			Pitch Control	Unresponsiveness	Reduced maneuverability
				System Failure	Loss of control
				Insufficient Airspeed	Stall
				Excessive Airspeed	Health hazard, safety hazard
	Battery/Fuel System	Control Input	Power	Control Failure	Safety hazard
				Battery Exhaustion	Loss of power
				Fuel Exhaustion	Loss of power
				Battery Overheating	Fire hazard
				Fuel Overheating	Fire hazard

Landing	Autopilot	Sensor Data	Control Input	Conflicting Sensor Data	Autopilot turns off
		System Data		System Failure	Autopilot turns off
		Flight Plan		Wrong Flight Plan	Wrong flight profile and mission
		Communication		Power Failure	Autopilot turns off
		Power		Sensor Failure	Switch sensor input, if not available autopilot turns off
				Lost Communications	Reduction in situational awareness, higher pilot workload
	Pilot Inputs			Excessive Inputs	Loss of control
		Control Column	Control Input	Column Failure	Safety hazard, autopilot turns on
		Pedals		Pedal Failure	Safety hazard, autopilot turns on
		Throttle Lever		Wrongful Inputs	Loss of control
				Excessive Inputs	Loss of control, overstress, power waste
				Throttle Lever Failure	Safety hazard, immediate braking applied
	Engine Control	Control Input	Thrust	Engine Failure	Reduction in total thrust, assymetric thrust
		Power		Control Failure	Loss of control
				Power Failure	Loss of thrust
	Landing Gear Extension	Sensor Data	Extended Landing Gear	Sensor Failure	Landing gear will not extend, safety hazard
		Control Input		Control Failure	Landing gear will not extend, safety hazard
		Power		Power Failure	Landing gear will not extend, safety hazard
				Incomplete Retraction	Safety hazard
	Wing Incidence Change	Control Input	Rotation of Wing Root	Control Failure	Loss of control
		Power	Yaw Control	Power Failure	Loss of control
			Roll Control	Excessive Inputs	Loss of control, overstress, fatigue
			Pitch Control	Unresponsiveness	Reduced maneuverability
				System Failure	Loss of control
	Terrain and Collision Avoidance	System Data	Control Input	Power Failure	System shutdown
		Sensor Data		System Failure	System shutdown
		Communication		Sensor Failure	Switch sensor input, if not available system shutdown
		Power		Conflicting Sensor Data	System shutdown
				Lost Communications	System shutdown
				Input Overruled	Safety hazard
				Wrongful Inputs	Safety hazard
	ATC Contact	Communication	Communication	Power Failure	Loss of communications
		Power		Antenna Failure	Loss of communications
				Interference	Safety hazard
	Battery/Fuel System	Control Input	Power	Control Failure	Safety hazard
				Battery Exhaustion	Loss of power
				Fuel Exhaustion	Loss of power
				Battery Overheating	Fire hazard
				Fuel Overheating	Fire hazard

F APÊNDICE F

ID	Requirement	Rationale	Validation Method
R-A-1	The wings shall pivot on their axes at 10°/s (TDR)	A fast transition requires this pivot capabilities. This speed also limits the control of the aircraft as the entire wings are its control surfaces.	Demonstration
R-A-2	The wing pivots shall resist flight loads of 1.5N1	Maximum design load for the wings, shall also be applied to the pivot mechanism.	Test
R-A-3	The wings shall pivot at most 120° from the neutral line	Avoids wire twisting while still enabling full hover control.	Demonstration
R-A-4	The wings shall provide enough lift to keep the aircraft flying up to 30° of pivot (TDR)	Enables a more stable transition.	Analysis and Test
R-A-5	The wings shall bend without breaking under forces up to 150% max lift	The wings will be subject to a multitude of winds as they pivot, requiring high elasticity.	Analysis and Test
R-A-6	The airframe shall resist impacts on the order of TBD	Safety requirement	Test
R-A-7	The airframe shall resist a pressure differential of TBD	Enables a higher ceiling of operations	Test
R-A-8	The airframe shall provide isolation from external temperatures of at least -30°C	Improves cabin quality and provides higher energy efficiency by reducing air conditioning power consumption	Demonstration
R-A-9	The airframe materials shall be recyclable directly out of the aircraft	Avoids usage of recyclable materials that require laborious processes	Analysis and Test
R-A-10	The airframe shall have a fatigue life of 20.000 cycles	Safety and expected life requirement	Analysis and Test
R-A-11	The suspension shall dampen impact speeds from landings of 3g	Safety requirement	Test
R-A-12	The suspension shall move less than half the ground clearance when fully stressed	Safety requirement, avoids collisions with ground	Test
R-A-13	The suspension shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis
R-A-14	The aircraft footprint shall be less than a circle with 20 metres of diameter	Allows for operations on current helicopter infrastructure - Key design requirement	Demonstration
R-A-15	The aircraft shall have a glide sink rate of TBD ft/min	Allows the aircraft to glide, extending the range of alternate landing spots, troubleshooting, and power generation.	Analysis
R-A-16	The aircraft shall have a 95% crash survivability (TBR)	Safety requirement	Test
R-A-17	The landing gears shall retract within 20 seconds	Sufficient time for safe retraction	Demonstration
R-A-18	The landing gears shall extend within 20 seconds	Sufficient time for safe extension	Demonstration
R-A-19	The airstar doors shall have less than a 35° incline	For ergonomic access with possible accessibility support	Demonstration
R-A-20	The doors shall lock themselves under pressure differentials of TBD	Safety requirement for cruise flight	Test
R-A-21	The doors shall withstand pressure differentials of TBD	Safety requirement for cruise flight	Test
R-A-22	The windows shall withstand pressure differentials of TBD	Safety requirement for cruise flight	Test
R-A-23	The airframe shall have no areas prone to crack propagation of TBD	Structural requirement	Analysis and Test
R-A-24	The wing pivot system shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-A-25	The aircraft shall carry 500kg of luggage	Passenger quality of life requirement	Demonstration
R-A-26	The landing gears shall give directional control up to 30°	Ground movement	Demonstration
R-A-27	The aircraft shall have Cm alpha TBD	Stability requirement	Analysis
R-A-28	The aircraft shall have Ci beta TBD	Stability requirement	Analysis
R-A-29	The aircraft shall have Cn beta TBD	Stability requirement	Analysis
R-A-30	The cabin shall be pressurized for 5000ft (TBR)	Improves cabin quality and enables a higher ceiling of operations	Demonstration

Figura 22 – Requisitos de *Airframe*

ID	Requirement	Rationale	Validation Method
R-C-1	The cabin noise shall not surpass TBD dB	Noise requirement	Demonstration
R-C-2	The aircraft shall seat comfortably 5 passengers (TBR)	Market positioning of the aircraft - Key design requirement	Demonstration
R-C-3	The seats shall recline 135° into a full bed configuration	Enhances passenger confort	Demonstration
R-C-4	The cabin interior shall not be flammable when exposed to 70°C	Safety requirement	Test
R-C-5	The emergency exits shall be within 4 metres of all occupants	Safety requirement	Demonstration
R-C-6	The floor emergency lighting shall function for 20 minutes after incident	Safety requirement	Demonstration
R-C-7	The emergency signal shall have a range of 20km	Safety requirement	Demonstration
R-C-8	The emergency signal shall have a battery life of 30 days	Safety requirement	Demonstration
R-C-9	The CVR shall record the last 30 minutes of operation	Safety requirement	Demonstration
R-C-10	The FDR shall record the last hour of operation	Safety requirement	Demonstration
R-C-11	The oxygen masks shall deploy within a second from input	Safety requirement	Demonstration
R-C-12	The oxygen masks shall provide steady supply for 7 occupants	5 masks for passengers, 1 for pilot, 1 extra	Demonstration
R-C-13	The oxygen masks shall provide steady supply for 5 minutes	Due to the low cruise altitude, deemed sufficient time for a descent to 10000ft	Demonstration
R-C-14	The pilot seat shall have 50 centimetres of travel front to back	Allows ergonomic adjusting of position	Demonstration
R-C-15	The pilot seat shall have 5 centimetres of travel left to right	Allows ergonomic adjusting of position	Demonstration
R-C-16	The pilot seat shall have 10 centimetres of travel up and down	Allows ergonomic adjusting of position	Demonstration
R-C-17	The control column shall have 10 centimetres of travel on its axis	Allows ergonomic adjusting of position	Demonstration
R-C-18	The rudder pedals shall require TBD Pa of pressure to actuate	Allows the pilot to rest their feet on them	Analysis and Test
R-C-19	The air conditioning shall maintain 50% air humidity	Passenger quality of life requirement	Demonstration
R-C-20	The air conditioning shall maintain cabin temperatures from 17°C to 25°C	Passenger quality of life requirement	Demonstration
R-C-21	The outlets shall provide 110V power to the cabin	Passenger quality of life requirement	Demonstration

Figura 23 – Requisitos de cabine/interior

ID	Requirement	Rationale	Validation Method
R-P-1	The engines shall provide (TBD) N of max thrust	To be determined mainly from the hover thrust requirements.	Analysis and Test
R-P-2	The engines shall reach max speed 10 seconds from startup	Quick responsiveness enables faster operations on busy vertiports.	Demonstration
R-P-3	The engines shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis
R-P-4	The propellers shall have more than 80% efficiency on horizontal mode	Provides higher energy efficiency	Analysis and Test
R-P-5	The propellers shall have more than 60% efficiency on hover mode	Provides higher energy efficiency	Analysis and Test
R-P-6	The propellers shall not spin faster than the speed of sound	Reduces noise by not allowing propeller shockwaves	Analysis and Test
R-P-7	The propellers shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis
R-P-8	The propellers shall emit less than TBD dB when measured from TBD metres	Noise requirement - Key design requirement	Demonstration
R-P-9	The aircraft range shall be at least 800NM	Market positioning of the aircraft - Key design requirement	Demonstration
R-P-10	The aircraft endurance shall be at least 5 hours	Market positioning of the aircraft - Key design requirement	Demonstration
R-P-11	Any single engine shall provide TBD % of the max speed thrust on their own	Dictates with how many engines failures the aircraft can still operate	Analysis and Test
R-P-12	The engines shall emit less than TBD kg/h of pollutants	Environmental requirement	Analysis
R-P-13	The batteries shall have an energy density of 900Wh/kg (TBR)	Necessity for extended electric operations - Key design requirement	Analysis
R-P-14	The batteries shall have an efficiency of 50% (TBR)	Necessity for extended electric operations - Key design requirement	Analysis and Test
R-P-15	The batteries shall have a depth of discharge of 70% (TBR)	Necessity for extended electric operations - Key design requirement	Analysis and Test
R-P-16	The batteries shall provide TBD volts DC electricity	Output specification	Demonstration
R-P-17	The batteries shall provide TBD Ampère DC electricity	Output specification	Demonstration
R-P-18	The batteries shall provide TBD Watt DC electricity	Output specification	Demonstration
R-P-19	The batteries shall weight at most 60% of the aircraft	Necessity for extended electric operations - Key design requirement	Demonstration
R-P-20	The batteries shall not be flammable when exposed to 100°C	Necessity for extended electric operations - Key design requirement	Test
R-P-21	The batteries shall not reach temperatures above 70°C	Necessity for extended electric operations - Key design requirement	Test
R-P-22	The batteries shall be fully rechargeable within 20 minutes	Reduces downtime	Demonstration
R-P-23	The batteries shall be fully exchangeable within 5 minutes	Reduces downtime	Demonstration
R-P-24	The batteries shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis
R-P-25	The engines shall generate TBD Wh of power on reverse operation	Allows the engines to generate power for the aircraft under safety critical operations	Analysis and Test
R-P-26	The engines shall startup with the aircraft own power	Allows operation on any airfield	Test

Figura 24 – Requisitos de propulsão

ID	Requirement	Rationale	Validation Method
R-K-1	The wing pivots shall be electrically controlled with response rate above 10kHz (TDR)	High responsiveness enables fine control of the movement. Electric control eliminates the need for hydraulic and pulley systems.	Test
R-K-2	The wing pivots shall provide pitch input to the aircraft to a maximum of 20° (TDR)	Nominal pitch limits for aircraft.	Demonstration
R-K-3	The wing pivots shall provide roll input to the aircraft to a maximum of 20° (TDR)	Nominal roll limits for aircraft.	Demonstration
R-K-4	The engines shall provide (TBD) N of max thrust	To be determined mainly from the hover thrust requirements.	Analysis and Test
R-K-5	The rudder shall provide yaw inputs to a maximum of 20°	Nominal rudder limits for aircraft	Demonstration
R-K-6	The pilot dashboard shall on the same panel display information on indicated airspeed, vertical speed, altitude, attitude, position, turn angle, and bank angle.	Shows the pilot the main flight information to keep situational awareness	Demonstration
R-K-7	The pilot dashboard shall have a refresh rate of 144Hz	Faster updates of information to pilot	Demonstration
R-K-8	The pilot dashboard shall be within 50cm of the pilot	Ergonomic reach of all controls	Demonstration
R-K-9	The pilot dashboard shall have redundant analogic instruments	Safety requirement	Demonstration
R-K-10	The pilot dashboard shall be visible with TBD lumens of external lights	Allows usage of dashboard without the extensive need for sunglasses	Analysis and Test
R-K-11	The pilot dashboard shall provide tactile feedback for control inputs	Instills procedural nature on pilot operations, helping to keep situational awareness	Demonstration
R-K-12	The autopilot shall restrict the pilot inputs on bank angle to 15°	Restricts aggressive movements by the pilot	Demonstration
R-K-13	The autopilot shall restrict the pilot inputs on yaw to 15°	Restricts aggressive movements by the pilot	Demonstration
R-K-14	The autopilot shall restrict the pilot inputs on pitch to 10°	Restricts aggressive movements by the pilot	Demonstration
R-K-15	The heads up display shall provide terrain visual references while on hover mode	Aids the pilot flying in urban environments	Demonstration
R-K-16	The flight management system shall compare the inputs from the radio altimeter and barometric pressure sensors every 500ms	Instrument accuracy requirement	Demonstration
R-K-17	The flight management system shall compare the inputs from the barometric pressure sensors every 200ms	Instrument accuracy requirement	Demonstration
R-K-18	The flight management system shall compare the inputs from the pitot tubes every 500ms	Instrument accuracy requirement	Demonstration
R-K-19	The flight management system shall compare the inputs from the pitot tubes and inertial navigation systems every second	Instrument accuracy requirement	Demonstration
R-K-20	The flight management system shall compare the inputs from the static ports every 200ms	Instrument accuracy requirement	Demonstration
R-K-21	The flight management system shall compare the inputs from the inertial navigation systems every 200ms	Instrument accuracy requirement	Demonstration
R-K-22	The flight management system shall compare the inputs from the inertial navigation systems and angle of attack sensors every	Instrument accuracy requirement	Demonstration
R-K-23	The flight management system shall compare the inputs from the inertial navigation systems and GNSS every 500ms	Instrument accuracy requirement	Demonstration
R-K-24	The flight management system shall compare the inputs from the inertial navigation systems and compass every 5 seconds	Instrument accuracy requirement	Demonstration
R-K-25	The flight management system shall compare the inputs from the inertial navigation systems and inclinometer every 500ms	Instrument accuracy requirement	Demonstration

Figura 25 – Requisitos de controle

ID	Requirement	Rationale	Validation Method
R-S-1	The horizontal flight collision avoidance system shall detect conflicts within 10 minutes of contact, issuing a master caution	Safety requirement - Standard avoidance system	Test
R-S-2	The horizontal flight collision avoidance system shall solve conflicts within 5 minutes of contact, issuing a master warning	Safety requirement - Standard avoidance system	Test
R-S-3	The horizontal flight collision avoidance system shall automatically maneuver the aircraft out of conflict within 1 minute of contact	Safety requirement - Higher safety margins	Test
R-S-4	The horizontal flight terrain avoidance system shall provide visual aid of terrain on screen for the pilot	Safety requirement - Standard avoidance system	Demonstration
R-S-5	The horizontal flight terrain avoidance system shall detect conflicts within 10 minutes of contact, issuing a master caution	Safety requirement - Standard avoidance system	Test
R-S-6	The horizontal flight terrain avoidance system shall solve conflicts within 5 minutes of contact, issuing a master warning	Safety requirement - Standard avoidance system	Test
R-S-7	The horizontal flight terrain avoidance system shall instruct the pilot to transition to hover over designated areas (TBR)	Safety requirement	Test
R-S-8	The hover flight collision avoidance system shall detect conflicts within 2 minutes of contact, issuing a master caution	Safety requirement - Standard avoidance system	Test
R-S-9	The hover flight collision avoidance system shall solve conflicts within 1 minute of contact, issuing a master warning	Safety requirement - Standard avoidance system	Test
R-S-10	The hover flight collision avoidance system shall automatically maneuver the aircraft out of conflict within 20 seconds of contact	Safety requirement - Higher safety margins	Test
R-S-11	The hover flight terrain avoidance system shall provide visual aid of terrain on screen for the pilot	Safety requirement - Standard avoidance system	Demonstration
R-S-12	The hover flight terrain avoidance system shall detect conflicts within 3 minutes of contact, issuing a master caution	Safety requirement - Standard avoidance system	Test
R-S-13	The hover flight terrain avoidance system shall solve conflicts within 1 minute of contact, issuing a master warning	Safety requirement - Standard avoidance system	Test
R-S-14	The hover flight terrain avoidance system shall instruct the pilot to transition to horizontal flight over designated areas (TBR)	Safety requirement	Test
R-S-15	The terrain avoidance systems shall stop working if sensor input differs 10% (TBR)	Avoids faulty alarms	Demonstration
R-S-16	The collision avoidance systems shall stop working if sensor input differs 10% (TBR)	Avoids faulty alarms	Demonstration
R-S-17	The radio altimeter shall provide altitude of up to 2000ft	Provides more accurate altitude near ground	Test
R-S-18	The radio altimeter shall have an accuracy of 10ft	Accuracy requirement	Analysis and Test
R-S-19	The barometric pressure sensors shall provide altitude up to 15000ft	Provides general altitude utilising either QNH or QFE	Test
R-S-20	The barometric pressure sensors shall have an accuracy of 10ft	Accuracy requirement	Analysis and Test
R-S-21	The inclinor shall provide turn rate with accuracy of 0.1°/s	Accuracy requirement	Analysis and Test
R-S-22	The pitot tubes shall provide horizontal flight speed from 40knots to 200 knots	Provides indicated airspeed	Test
R-S-23	The pitot tubes heaters shall reach 110°C	Icing countermeasure	Demonstration
R-S-24	The pitot tubes shall have an accuracy of 2knots	Accuracy requirement	Analysis and Test
R-S-25	The static ports shall provide ambient pressure on any condition up to 15000ft	Provides static pressure	Test
R-S-26	The static ports shall have an accuracy of 0.1hPa (TBR)	Accuracy requirement	Analysis and Test
R-S-27	The inertial navigation systems shall provide position with 650 metres of accuracy after one hour usage	Navigation requirement	Analysis and Test
R-S-28	The inertial navigation systems shall provide attitude with 1 degree of accuracy after one hour usage	Navigation requirement	Analysis and Test
R-S-29	The inertial navigation systems shall provide speed with 20knots of accuracy after one hour usage	Navigation requirement	Analysis and Test
R-S-30	The angle of attack sensors shall provide attitude up to 45°	Navigation requirement - Can also be used to detect a successful transition	Test
R-S-31	The angle of attack sensors shall have accuracy of 0.5 degree	Accuracy requirement	Analysis and Test
R-S-32	The air temperature sensors shall provide temperature from -50°C to 50°C	Provides air temperature	Test

Figura 26 – Requisitos de sistemas (*Continua na próxima página*)

R-S-33	The air temperature sensors shall have accuracy of 1°C	Accuracy requirement	Analysis and Test
R-S-34	The compass shall have accuracy of 0.1° under steady level flight	Accuracy requirement	Analysis and Test
R-S-35	The wing pivot sensors shall have accuracy of 0.1°	Accuracy requirement	Analysis and Test
R-S-36	The rudder deflection sensors shall have accuracy of 0.1°	Accuracy requirement	Analysis and Test
R-S-37	The GNSS shall provide position with 10 metres of accuracy	Accuracy requirement	Analysis and Test
R-S-38	The communication antennas shall provide stable connection TBD NM horizontal from ground antennas	Communication requirement	Test
R-S-39	The communication antennas shall provide stable connection TBD ft vertical from ground antennas	Communication requirement	Test
R-S-40	The transponder shall communicate with ground antennas every 100ms	Communication requirement	Demonstration
R-S-41	The transponder shall communicate with other aircraft every 100ms	Communication requirement	Demonstration
R-S-42	The pilot dashboard shall on the same panel display information on indicated airspeed, vertical speed, altitude, attitude, position	Shows the pilot the main flight information to keep situational awareness	Demonstration
R-S-43	The pilot dashboard shall have a refresh rate of 144Hz	Faster updates of information to pilot	Demonstration
R-S-44	The pilot dashboard shall be within 50cm of the pilot	Ergonomic reach of all controls	Demonstration
R-S-45	The pilot dashboard shall have redundant analogic instruments	Safety requirement	Demonstration
R-S-46	The pilot dashboard shall be visible with TBD lumens of external lights	Allows usage of dashboard without the extensive need for sunglasses	Analysis and Test
R-S-47	The pilot dashboard shall provide tactile feedback for control inputs	Instills procedural nature on pilot operations, helping to keep situational awareness	Demonstration
R-S-48	The cabin pressure sensors shall have accuracy of 10hPa	Accuracy requirement	Analysis and Test
R-S-49	The cabin pressure sensors shall have a refresh rate of 200ms	Safety requirement	Demonstration
R-S-50	The stall prevention system shall detect impending stalls within 40 seconds of event	As the aircraft has no elevators, stall prevention happens sooner, to give the wings time to deflect the nose down.	Test
R-S-51	The stall prevention system shall shake the control column within 30 seconds of event	Stick shaker	Test
R-S-52	The stall prevention system shall input nose down attitude within 10 seconds of event	Stick pusher	Test
R-S-53	The wing pivot system shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-54	The horizontal flight collision avoidance system shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-55	The hover flight collision avoidance system shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-56	The horizontal flight terrain avoidance system shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-57	The horizontal flight terrain avoidance system shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-58	The radio altimeter shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-59	The barometric pressure sensor shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-60	The inclinometer shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-61	The pitot tubes shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-62	The static ports shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-63	The inertial navigation systems shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-64	The angle of attack sensors shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-65	The air temperature sensors shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test

Figura 27 – Requisitos de sistemas (*Continua na próxima página*)

R-S-66	The compass shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-67	The GNSS shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-68	The wing pivot sensors shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-69	The rudder deflection sensors shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-70	The communication antennas shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-71	The transponder shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-72	The pilot dashboard shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-73	The cabin pressure sensors shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-74	The stall prevention system shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-75	The autopilot shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-76	The heads up display shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-77	The flight management system shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-78	The oxygen masks shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-79	The control column shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-80	The battery level sensors shall provide power level with accuracy of 0.1%	Accuracy requirement	Analysis and Test
R-S-81	The battery level sensors shall have a failure rate of TBD	Safety requirement	Analysis and Test
R-S-82	The aural warning system shall give warnings from TBD dB to TBD dB	Alert the pilots and help maintain situational awareness	Demonstration
R-S-83	The anti-icing system shall detect the formation of 1mm of ice on the wings (TBR)	Icing countermeasure	Test
R-S-84	The anti-icing system shall prevent the formation of 2mm of ice on the wings (TBR)	Icing countermeasure	Test
R-S-85	The weather radar shall have 2 NM of range	Weather management requirement	Demonstration

Figura 28 – Requisitos de sistemas (*Fim*)