



Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Engenharia Aeroespacial

Dimensionamento Preliminar de Sistemas de Propulsão Híbrido-Elétrico de Veículos eVTOL

Autores: Fernanda Barbosa Marques e Yan Henrique Silva
Orientador: Prof. Dr. Cristian Vendittozzi
Coorientador: Prof. Dr. Fábio Cordeiro de Lisboa

Brasília, DF
2021



Fernanda Barbosa Marques e Yan Henrique Silva

Dimensionamento Preliminar de Sistemas de Propulsão Híbrido-Elétrico de Veículos eVTOL

Trabalho de Conclusão de Curso submetido ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: Prof. Dr. Cristian Vendittozzi

Coorientador: Prof. Dr. Fábio Cordeiro de Lisboa

Brasília, DF

2021

Fernanda Barbosa Marques e Yan Henrique Silva

Dimensionamento Preliminar de Sistemas de Propulsão Híbrido-Elétrico de Veículos eVTOL/ Fernanda Barbosa Marques e Yan Henrique Silva. – Brasília, DF, 2021-

130 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Cristian Vendittozzi

Coorientador: Prof. Dr. Fábio Cordeiro de Lisboa

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2021.

1. eVTOL. 2. híbrido-elétrico. I. Prof. Dr. Cristian Vendittozzi. II. Prof. Dr. Fábio Cordeiro de Lisboa. III. Universidade de Brasília. IV. Faculdade UnB Gama. V. Dimensionamento Preliminar de Sistemas de Propulsão Híbrido-Elétrico de Veículos eVTOL

CDU 02:141:005.6

Fernanda Barbosa Marques e Yan Henrique Silva

Dimensionamento Preliminar de Sistemas de Propulsão Híbrido-Elétrico de Veículos eVTOL

Trabalho de Conclusão de Curso submetido ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 30 de Outubro de 2021:

Prof. Dr. Cristian Vendittozzi
Orientador

Prof. Dr. Fábio Cordeiro de Lisboa
Coorientador

Prof. Dr. Rudi Henri van Els
Convidado 1

Prof. Msc. Luís Fernando Balduino de Sousa
Convidado 2

Brasília, DF
2021

*Este trabalho é dedicado às crianças adultas que,
quando pequenas, sonharam em se tornar cientistas. Crianças essas que acreditam que
sonhar grande e sonhar pequeno, dá o mesmo trabalho.*

Agradecimentos

Eu, Fernanda Barbosa, gostaria de agradecer a Deus e a minha família que sempre me apoiou e esteve ao meu lado em todas os momentos decisivos que passei na faculdade e na vida. Especialmente sou eternamente grata a minha mãe e ao meu pai que me ajudaram de todas as formas possíveis para sair de casa em Minas Gerais para estudar em Brasília. Agradeço ao Yan Henrique pela amizade desde o início do curso e por ter aceitado trabalhar neste tema de TCC comigo. Apesar de todos os momentos difíceis enfrentados na jornada da faculdade, ter a sua amizade foi essencial para eu chegar onde estou. Agradeço muito aos professores Dr. Cristian Vendittozzi e Dr. Fábio Cordeiro por toda a orientação, conselhos e até mesmo os puxões de orelha, pois sem vocês esse trabalho não teria essa magnitude. Sou grata por todos os amigos que fiz ao longo do curso e que de alguma forma sempre me apoiaram na faculdade. Com vocês eu dei os meus melhores sorrisos. Agradeço aos amigos da Zenit Aerospace e da equipe de competição EDRA por me proporcionarem uma das melhores experiências que pude ter na faculdade. Agradeço ao meu grupo de capoeira e ao meu Mestre que foram a minha segunda família enquanto estive longe dos meus pais e dos familiares de Minas Gerais.

Eu, Yan Henrique, gostaria de agradecer primeiramente a Deus e a minha família inteira por nunca deixarem eu desistir dos meus sonhos. Por terem dado todo o apoio e carinho nos momentos que mais precisei, principalmente no período de pandemia que a saudade é imensa. Agradeço à Fernanda Barbosa que foi uma grande amiga nessa caminhada da graduação, que juntos coletamos boas experiências e aprendizados. Agradeço o fato de contribuir comigo nesse incrível trabalho de conclusão de curso que irá abrir novos caminhos e oportunidades. Agradeço imensamente os professores Dr. Cristian Vendittozzi e Dr. Fábio Cordeiro por terem aceitado nos orientar mesmo com um tema tão incomum e terem cumprido energeticamente essa missão. Sou muito feliz por ter feito todos os amigos que conheci ao longo do curso e que me receberam tão bem no Distrito Federal. Agradeço aos amigos da Zenit Aerospace e da equipe de competição EDRA por me possibilitar ser quem eu realmente sou, aprendendo cada dia mais, com desafios cada vez maiores.

Finalmente, agradecemos especialmente ao Ryan Joy, Jake Anderson e ao professor Dr. Fábio Lisboa por fornecerem os dados de voo do Cessna 206.

“Eu gosto do impossível porque lá a concorrência é menor”
(Walt Disney)

“As pessoas não sabem o que querem, até mostrarmos a elas”
(Steve Jobs)

“Algo só é impossível até que alguém duvide e prove o contrário”
(Albert Einstein)

Resumo

Está surgindo uma nova classe de veículos que pode transformar o sonho de “carros voadores” em realidade. São aeronaves elétricas ou híbridas que permitem decolagens e aterrissagens verticais e têm potencial para revolucionar o futuro do transporte de cargas e passageiros. O interesse crescente trouxe à tona a urgência de implementar melhorias nas questões tecnológicas ainda não resolvidas. De fato, enquanto a tecnologia de bordo está em um estado avançado, a produção e gestão da energia necessária para operar os chamados eVTOL (*Electric Vertical Take-off and Landing*), inclusive suas baterias, continuam sendo um fator limitante. O trabalho propõe um método preliminar de dimensionamento de um sistema de propulsão híbrido-elétrico de um veículo eVTOL para aplicação no mercado de mobilidade aérea urbana (UAM). O sistema de propulsão híbrida possui como componentes principais, um motor de combustão associado com um conversor de energia elétrica. O objetivo deste sistema é converter energia elétrica para recarregar as baterias do veículo durante o voo, aumentando assim seu alcance e autonomia de operação. O método proposto resulta da sinergia de duas abordagens distintas. O primeiro é analítico e propõe um modelo numérico para estimar os valores de energia (como potência e consumo específico) necessários para o funcionamento do sistema de propulsão híbrida. O segundo é a análise dos dados de voo da aeronave Cessna 206 anfíbia obtidas por meio de um gravador de dados de voo. As informações de desempenho do motor são importantes para serem utilizadas nas simulações. O modelo matemático iterativo usa como dados de entrada, o peso máximo de decolagem (MTOW) de veículos aéreos, dados de desempenho de motores elétricos obtidos da literatura, dados do motor a combustão da fabricante Lycoming TSIO-520-M (310 hp) utilizado na aeronave Cessna 206, e produz uma estimativa da energia necessária que a propulsão híbrida-elétrica deve fornecer para a aeronave decolar e cumprir a missão. Este trabalho tem como objetivo avaliar a viabilidade da utilização de um sistema propulsivo híbrido aplicado a um veículo eVTOL para o mercado UAM, buscando contribuir na solução de problemas que estão afetando os “grandes players” da indústria aeroespacial e de pesquisa em todo o mundo, por meio de um método de avaliação constituído por um modelo numérico alimentado por dados históricos e validado por dados de voo.

Palavras-chaves: Sistema de propulsão híbrido-elétrico. Propulsão híbrida. eVTOL. UAM. Alcance.

Abstract

A new class of vehicles is emerging that could turn the dream of “flying cars” into reality. These are electric or hybrid aircraft that allow vertical take-off and landing that are proving to have the potential to revolutionize the future of freight and passenger transportation. Growing interest has brought out the urgency of implementing improvements in still unresolved technological issues. Indeed, while the onboard technology is in an advanced state, the production and management of the energy required to operate the so called eVTOL (electric vertical take-off and landing vehicles), including power battery, remains a limiting factor. This work proposes a preliminary sizing method of a hybrid electric powertrain/propulsion system of an eVTOL vehicle for application in the urban aerial mobility (UAM) market. The hybrid propulsion system has as its main components, a combustion engine associated with an electrical energy converter. The purpose of this system is to convert electrical energy to recharge the eVTOL batteries during the flight, thus increasing its range and endurance of operation. The proposed method results from the synergy of two different approaches. The first one is analytical and proposes a numerical model to estimate the energy values (such as power and specific consumption) required by the hybrid propulsion system to operate. The second one is the analysis of flight data from the Cessna 206 amphibious aircraft obtained by a flight data recorder. Engine performance data is important to be used in the simulations. The iterative mathematical model uses as input data, the maximum take-off weight (MTOW) of aerial vehicles, performance data for electric motors obtained from literature, data from the combustion engine produced by Lycoming TSIO-520-M (310 hp) used in the Cessna 206 aircraft, and outputs an estimate of the required energy that the hybrid powertrain must provide for the aircraft to take off and accomplish the mission. This work is aimed at assessing the feasibility of the use of a hybrid powertrain applied to an eVTOL vehicle for the UAM market, seeking to contribute to the solution of issues that are affecting “big players” of the aerospace industry and research around the world through a method of evaluation consisting of a numerical model fed by historical data and validated by flight data.

Key-words: Hybrid-Electric Powertrain. Hybrid Propulsion. eVTOL. UAM. Extended Range

Lista de ilustrações

Figura 1 – <i>NASA Puffin Electric Tailsitter VTOL Concept.</i>	19
Figura 2 – A Roda do Projeto.	24
Figura 3 – Processo de desenvolvimento do projeto conceitual.	25
Figura 4 – Ecossistema dos meios de transporte do futuro integrados.	26
Figura 5 – Aeronave EHang 216.	27
Figura 6 – Carga de trabalho/integridade da função em função do tempo.	28
Figura 7 – Conceitos aerodinâmicos simplificados utilizados em mobilidade aérea vertical.	30
Figura 8 – Visão geral dos requisitos de certificação para drones.	31
Figura 9 – Comparação de tempo de viagem terrestre vs. aérea.	34
Figura 10 – <i>VTOL Tail-sitter Convair XFY Pogo.</i>	36
Figura 11 – <i>The Avrocar S/N 58-7055 (marked AV-7055) on its rollout.</i>	36
Figura 12 – <i>Bell X-22 black & white photo.</i>	37
Figura 13 – <i>V-22 MAGTF demo Miramar air station 2014.</i>	37
Figura 14 – M200X Volantor.	38
Figura 15 – Moller Skycar M400.	39
Figura 16 – Crescimento do número de transistores para processadores Intel (pontos) e Lei de Moore (Linha de cima=18 meses, linha de baixo=24 meses).	40
Figura 17 – Ilustração da evolução dos processadores durante o tempo.	41
Figura 18 – Conceito do <i>Tilt-Rotor</i> Lilium Jet <i>7-seater</i> em operação.	43
Figura 19 – Aeronave Wisk Cora.	44
Figura 20 – Aeronave EHang 216.	45
Figura 21 – Aeronave SureFly.	45
Figura 22 – Aeronave Flyer da empresa KittyHawk.	46
Figura 23 – Aeronave Scorpion 3 da empresa Hoversurf.	47
Figura 24 – Aeronave Aquinea Volta.	48
Figura 25 – Legenda demonstrando as categorias de aeronaves nos gráficos.	49
Figura 26 – Relação MTOW (kg) e Alcance (km).	49
Figura 27 – Relação carga paga (kg) e Alcance (km).	50
Figura 28 – Relação Número de passageiros e MTOW (kg).	51
Figura 29 – Sistema híbrido de células de combustível do modelo Toyota FCHV.	54
Figura 30 – Diagrama de blocos do sistema de propulsão elétrica de aeronaves.	56
Figura 31 – Perfil de missão de uma aeronave elétrica.	57
Figura 32 – Veículo de carga híbrido da Toyota.	58
Figura 33 – Classificação dos motores elétricos.	59
Figura 34 – Motor com escova (<i>Brushed DC</i>).	61

Figura 35 – Motor sem escova (<i>Brushless DC</i>).	61
Figura 36 – Comparação entre motores de fluxo radial e axial.	62
Figura 37 – Relação Potência x Massa de diversas categorias de motores a combustão.	64
Figura 38 – Sistema propulsivo puramente elétrico.	65
Figura 39 – Sistema propulsivo híbrido-elétrico.	65
Figura 40 – Comparação da densidade energética de alguns modelos de baterias recarregáveis, célula de combustível de hidrogênio e gasolina.	66
Figura 41 – Configuração híbrida-elétrica em série.	67
Figura 42 – Configuração híbrida-elétrica em paralelo.	68
Figura 43 – Configuração híbrida-elétrica em série-paralelo.	69
Figura 44 – Aeronave Cessna 206 Anfíbio.	71
Figura 45 – MVP 50P.	72
Figura 46 – Relação MTOW (kg) e Alcance (km).	76
Figura 47 – Relação Carga Paga (kg) e Alcance (km).	77
Figura 48 – Exemplo de configuração coaxial.	78
Figura 49 – Balanço de energia de máquinas elétricas (tamanho de setas não estão em escala.	79
Figura 50 – Relação de torque, potência e eficiência de um motor de combustão interna.	83
Figura 51 – Relação Potência, Torque e SFC a um RPM de 1000 a 2700.	85
Figura 52 – Relação Potência, Torque e SFC a um RPM de 2300 a 2700.	86
Figura 53 – Relação SFC, Rendimento e RPM.	87
Figura 54 – Relação Consumo, Rendimento e RPM.	88
Figura 55 – Relação Potência, Rendimento e RPM.	88
Figura 56 – Comparação Potência, Rendimento e RPM nos 3 voos.	89
Figura 57 – Comparação SFC e RPM nos 3 voos.	89
Figura 58 – Comparação Rendimento e RPM nos 3 voos.	90
Figura 59 – Comparação Torque e RPM nos 3 voos.	90
Figura 60 – Distribuição das massas do sistema da simulação n°2.	94
Figura 61 – Relação Alcance (km) e SFC (g/kW.min) da simulação n°2.	95
Figura 62 – Relação Autonomia (h) e SFC (g/kW.min) da simulação n°2.	95
Figura 63 – Distribuição das massas do sistema da simulação n°3.	96
Figura 64 – Relação Alcance (km) e SFC (g/kW.min) da simulação n°3.	97
Figura 65 – Relação Autonomia (h) e SFC (g/kW.min) da simulação n°3.	97
Figura 66 – Distribuição das massas do sistema da simulação n°4.	99
Figura 67 – Relação Alcance (km) e SFC (g/kW.min) da simulação n°4.	99
Figura 68 – Relação Autonomia (h) e SFC (g/kW.min) da simulação n°4.	100
Figura 69 – Distribuição das massas do sistema da simulação n°5.	101
Figura 70 – Relação Alcance (km) e SFC (g/kW.min) da simulação n°5.	101

Figura 71 – Relação Autonomia (h) e SFC (g/kW.min) da simulação n°5.	102
Figura 72 – Comparação entre a distribuição das massas dos sistemas das simula- ções n°6 e n°2.	103
Figura 73 – Comparação entre a distribuição das massas dos sistemas das simula- ções n°7 e n°4.	105
Figura 74 – Comparação das simulações com os veículos eVTOL existentes.	105
Figura 75 – Comparação dos principais resultados obtidos nas simulações.	106

Lista de tabelas

Tabela 1 – Especificações da aeronave Cessna utilizada para obtenção dos dados de voo.	70
Tabela 2 – Especificações do motor Lycoming TSIO-520-M (310 hp).	71
Tabela 3 – Dados de consumo e SFC utilizados nas simulações.	73
Tabela 4 – Parâmetros utilizados para o dimensionamento do sistema de propulsão híbrido-elétrico.	75
Tabela 5 – <i>Inputs</i> para determinação da potência em <i>hover</i> dos motores elétricos usados no sistema de sustentação do veículo.	80
Tabela 6 – <i>Inputs</i> para determinação da potência mínima requerida que o sistema de propulsão híbrido-elétrico deve gerar.	81
Tabela 7 – Informações de consumo e SFC obtidos dos dados de voo analisados de cada voo.	91
Tabela 8 – <i>Inputs</i> utilizados para gerar os resultados da simulação n°1.	92
Tabela 9 – Resultados da simulação n°1 variando a eficiência g/W demonstrando valores de tração, potência, massa e autonomia.	92
Tabela 10 – <i>Inputs</i> utilizados para gerar os resultados da simulação n°2.	93
Tabela 11 – Resultados da simulação n°2 variando SFC e consumo demonstrando valores de tração, potência, massa de combustível e autonomia.	93
Tabela 12 – Massas do sistema da simulação n°2.	93
Tabela 13 – Resultados da simulação n°3 considerando carga paga de 300 kg.	96
Tabela 14 – <i>Inputs</i> utilizados para gerar os resultados da simulação n°4.	98
Tabela 15 – Resultados da simulação n°4 variando SFC e consumo demonstrando valores de tração, potência, massa de combustível e autonomia.	98
Tabela 16 – Resultados da simulação n°5 considerando carga paga de 300 kg.	100
Tabela 17 – <i>Inputs</i> utilizados para gerar os resultados da simulação n°6.	102
Tabela 18 – Resultados da simulação n°6 comparando valores de tração, potência, massa, autonomia e alcance com os resultados da simulação n°2.	103
Tabela 19 – <i>Inputs</i> utilizados para gerar os resultados da simulação n°7.	104
Tabela 20 – Resultados da simulação n°7 comparando valores de tração, potência, massa, autonomia e alcance com os resultados da simulação n°4.	104

Lista de abreviaturas e siglas

AAV	<i>Autonomous Aerial Vehicle</i> / (Veículo Autônomo Aéreo)
AHS	<i>American Helicopter Society</i> / (Sociedade Americana de Helicópteros)
AIAA	<i>American Institute of Aeronautics and Astronautics</i> / (Instituto Americano de Aeronáutica e Astronáutica)
cc	Cilindradas
CA	Corrente Alternada
CC	Corrente Contínua
CEO	<i>Chief Executive Officer</i> / (Diretor Executivo)
EASA	<i>European Aviation Safety Agency</i> / (Agência de Segurança de Aviação Europeia)
EDF	<i>Electric Ducted Fan</i> / (Ventoinhas Elétricas em Dutos)
EUA	Estados Unidos da América
eVTOL	<i>Electric Vertical Take-off and Landing</i> / (Decolagem e Pouso Elétrico Vertical)
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i> / (Administração da Aviação Federal)
FGA	Faculdade do Gama
ICAO	<i>International Civil Aviation Organization</i> / (Organização Internacional da Aviação Civil)
MTOW	<i>Maximum Take-Off Weight</i> / (Peso Máximo de Decolagem)
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i> / (Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço)
PCI	Poder Calorífico Interior
SAE	<i>Society of Automotive Engineering</i> / (Sociedade de Engenharia Automotiva)
TVF	<i>Transformative Vertical Flight</i> / (Voo Transformativo Vertical)
UAM	<i>Urban Air Mobility</i> / (Mobilidade Aérea Urbana)

UATM	<i>Urban Air Traffic Management</i> / (Gestão de Tráfego Aéreo urbano)
UnB	Universidade de Brasília
UTM	<i>Unmanned Aircraft System Traffic Management</i> / (Gerenciamento de Tráfego do Sistema de Aeronaves não Tripuladas)
VANTs	Veículos Aéreos não Tripulados
VTOL	<i>Vertical Take-off and Landing</i> / (Decolagem e pouso vertical)

Lista de símbolos

M_{bat}	Massa de bateria do veículo eVTOL
M_{comb}	Massa de combustível
η_c	Eficiência Coaxial
η_m	Eficiência motores elétricos
$\eta_{g/W}$	Eficiência g/W
η_g	Eficiência geração
η_r	Eficiência retificador
N_r	Número de rotores
P_{total}	Potência total dos motores para voo em <i>hover</i>
$P_{requerida}$	Potência mínima requerida
P_{gerada}	Potência gerada pelo motor a combustão
ρ_{ener}	Densidade energética das baterias
t_{bat}	Tempo de uso das baterias
T_{max}	Tração máxima disponível
$T_{max.mot}$	Tração máxima dos motores elétricos
T_{hover}	Tração para voo em <i>hover</i>
kV	<i>Specific Rotational Velocity</i>

Sumário

1	INTRODUÇÃO	18
1.1	Contextualização	18
1.2	Justificativas	20
1.3	Objetivo Geral	21
1.3.1	Objetivos Específicos	21
1.4	Pergunta da pesquisa	21
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	23
2.1	Projeto Aeronáutico	23
2.1.1	Metodologia Daniel Raymer	23
2.2	Mercado UAM	25
2.2.1	Previsões iniciais	25
2.2.2	Benefícios da Mobilidade Vertical	32
2.3	Tecnologias eVTOL	35
2.3.1	Configurações	42
2.3.1.1	<i>Vectored Thrust</i>	43
2.3.1.2	<i>Lift + Cruise</i>	43
2.3.1.3	<i>Wingless/Multirotor</i>	44
2.3.1.4	<i>Hoverbikes/Hoverdevices</i>	46
2.3.1.5	<i>Electric Rotorcraft</i>	47
2.3.2	Comparação de modelos	48
2.4	Sistemas de armazenamento de energia	52
2.4.1	Tipos de sistemas de armazenamento de energia	52
2.4.2	Aplicações em Veículos Aéreos	54
2.5	Motores Elétricos	59
2.5.1	Motores de Indução Trifásicos	59
2.5.2	Motores com Escova x Motores sem Escova	60
2.5.3	Fluxo Axial x Fluxo Radial	61
2.6	Motores a Combustão	62
2.6.1	Comparação entre motores	64
2.7	Sistema de Propulsão Híbrido-Elétrico	65
2.7.1	Configurações híbrido-elétrico	66
2.7.1.1	Configuração em Série	67
2.7.1.2	Configuração em Paralelo	67
2.7.1.3	Configuração em Série-Paralelo	68

3	MATERIAIS E MÉTODOS	70
3.1	Dados de voo Cessna 206 Anfíbio	70
3.1.1	Análise dos dados de voo	72
3.2	Metodologia	74
3.2.1	Características preliminares do veículo eVTOL	74
3.2.1.1	Configuração	74
3.2.1.2	Parâmetros da missão	74
3.2.2	Dimensionamento	77
3.2.2.1	Determinar a potência dos motores VTOL em voo <i>hover</i>	77
3.2.2.2	Determinar a Potência Mínima que o Sistema de Propulsão Híbrido-Elétrico deve Gerar	80
3.2.2.3	Parâmetros de Consumo do Motor a Combustão	82
3.2.2.4	Parâmetros do sistema de geração de energia	82
3.2.2.5	Estimar a Massa de Bateria do Sistema	83
3.2.2.6	Autonomia	84
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	85
4.1	Resultados Análise Dados de Voo	85
4.1.1	Comparação entre os voos	88
4.2	Resultados das Simulações	91
5	CONCLUSÕES	107
	REFERÊNCIAS	108
	APÊNDICES	113
	APÊNDICE A – CÓDIGO SIMULAÇÃO NUMÉRICA	114
	ANEXO A – ESPECIFICAÇÕES TÉCNICAS MOTORES EMRAX	121
	ANEXO B – ESPECIFICAÇÕES TMOTOR U15XXL	127

1 Introdução

1.1 Contextualização

O transporte como se conhece com carros, trens, caminhões, aviões e navios é responsável por levar pessoas e mercadorias de um lugar a outro. No entanto, o transporte está mais presente do que se imagina, uma vez que em tempos longínquos jamais se pensou na existência de ruas pavimentadas. Está mais que historicamente provado que o transporte transforma a sociedade. Para cada evolução da sociedade, novas demandas são criadas e com um mundo cada vez mais populoso e demandante de um ritmo acelerado, a transformação no transporte não seria diferente. O mundo sonhava com “carros voadores” no futuro e é com um movimento global e uma nova corrida das nações pela evolução no transporte, que o novo mercado de Mobilidade Aérea Urbana (UAM, do inglês *Urban Air Mobility*) entra em cena.

O mercado UAM está em processo de expansão e próximo de se tornar uma realidade (GRANDL et al., 2018). Desde 2010, o conceito de aeronave elétrica que decola e pousa na vertical (eVTOL, do inglês *Electric Vertical Takeoff and Landing*) se tornou alvo de pesquisa e desenvolvimento para diversas empresas ao redor do mundo, com o projeto de aeronave *tailsitter*, conforme mostrado na figura 1, apresentado por Mark Moore para a Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço (NASA, do inglês *National Aeronautics and Space Administration*) (MOORE, 2010).



Figura 1 – NASA Puffin Electric Tailsitter VTOL Concept.

Fonte: (MOORE, 2010).

O eVTOL é um tipo de aeronave que utiliza energia elétrica para pairar, decolar e pousar verticalmente, sem necessitar de longas pistas em aeroportos. Essa tecnologia vem se tornando possível devido aos avanços na aviação, na engenharia elétrica, nas tecnologias de comunicação, navegação e vigilância, na autonomia e inteligência artificial (2019). Empresas como a AgustaWestland com o veículo Project Zero (2013), Volocopter com seu projeto VC1 (2011) e a Opener com o veículo BlackFly (2011) foram uma das empresas pioneiras no segmento.

Em 2014, o termo eVTOL se tornou oficialmente utilizado pela Sociedade Americana de Helicópteros (AHS, do inglês *American Helicopter Society*). Em 2015, nos Estados Unidos da América (EUA), houve o 2º workshop *Transformative Vertical Flight Concepts Workshop: Enabling New Flight Concepts Through Novel Propulsion and Energy Architectures*, em que instituições/organizações como NASA e Instituto Americano de Aeronáutica e Astronáutica (AIAA, do inglês *American Institute of Aeronautics and Astronautics*) consolidaram o uso do termo eVTOL (DUFFY et al., 2015).

Desde então, empresas e organizações buscam as melhores soluções para o mercado UAM. Um esforço conjunto entre governos e universidades buscam tornar o mercado uma realidade cada vez mais recente. A atuação de agências reguladoras, aceitação popular, infraestrutura e altos investimentos em pesquisa e desenvolvimento de novas tecnologias

são considerados os pilares para impulsionar o mercado UAM (GRANDL et al., 2018).

Diante disso, algumas empresas de renome no ramo aeroespacial começaram a investir nesse mercado, como exemplo, a Airbus com o projeto Vahana (2017); a Boeing com o veículo PAV (2018) e a Bell com o Nexus (2019). Além disso, existem várias empresas com estudos em andamento para produzir eVTOLs com diversas aplicações no mercado. Grande parte dessas empresas ainda não produziram protótipos reais com capacidade de voo controlado, como é o caso da EmbraerX (EMBRAERX, 2018).

Além dos desafios encontrados em qualquer projeto aeronáutico é possível apontar 2 dificuldades encontradas em um projeto de eVTOL atualmente: a falta de certificação e homologação específica para veículos eVTOL e a baixa densidade energética das baterias utilizadas nesses veículos. A primeira dificuldade também está atrelada com a falta de um sistema de gerenciamento seguro e eficiente que controlará a movimentação desses veículos nos espaços aéreos urbanos. A segunda dificuldade, entretanto, possui impacto significativo no desenvolvimento do projeto, uma vez que está diretamente atrelada ao aumento da massa de decolagem do eVTOL, reduzindo a autonomia e o alcance do veículo para uma operação minimamente viável.

O intuito deste Trabalho de Conclusão de Curso é enfrentar esse segundo obstáculo, trazendo um estudo sobre a eficácia e eficiência de um sistema de propulsão híbrido-elétrico para aeronaves eVTOL.

1.2 Justificativas

O mercado de mobilidade urbana vem crescendo cada vez mais nos últimos anos e diversas empresas ao redor do mundo todo estão trazendo novas tecnologias no assunto. Poucas empresas apresentam soluções de um sistema híbrido de propulsão. Atualmente, as baterias de Lítio Polímero, muito utilizadas em veículos eVTOL, por possuírem baixa densidade energética, vai de contramão à ideia de um veículo leve que possui longo alcance.

Um sistema de conversão de energia que utiliza um motor a combustão consumindo combustível para recarregar as baterias durante o voo é uma saída para reduzir o peso de baterias que serão utilizadas no veículo. Isso se deve ao fato de que a queima de um combustível fóssil libera mais energia por kg do que a energia proveniente da descarga da bateria.

O grande desafio é encontrar uma solução para o sistema de conversão, que seja capaz de produzir a quantidade de energia necessária para realimentar os motores utilizados para sustentação do eVTOL e que ao mesmo tempo seja leve para não comprometer o desenvolvimento do veículo. Assim, busca-se uma solução eficiente e aplicável para eVTOLs com aplicação no mercado UAM.

Portanto, na seção 1.3 são apresentados os objetivos do trabalho perante às questões levantadas.

1.3 Objetivo Geral

O objetivo deste trabalho é desenvolver uma metodologia de cálculo analítico para projetar e dimensionar o sistema de propulsão híbrido-elétrico de um veículo eVTOL com características pré-definidas, levantando parâmetros de potência específica, autonomia e consumo energético. A partir dessas informações, dados de voo da aeronave Cessna 206 anfíbia serão utilizados para fornecer parâmetros de desempenho do motor a combustão para as simulações. Dessa forma, é possível estimar com mais precisão o tempo de voo do veículo.

1.3.1 Objetivos Específicos

A seguir serão apresentados os objetivos específicos deste trabalho:

- Contextualizar sobre veículos eVTOL e suas principais aplicações no mercado UAM apresentando exemplos de protótipos em desenvolvimento
- Caracterizar um veículo eVTOL de base para início das análises
- Dimensionar o sistema de propulsão híbrido-elétrico desse veículo a partir de informações técnicas de baterias, motores a combustão e motores elétricos
- Analisar dados de voo da aeronave Cessna 206 anfíbia para obter informações de desempenho do motor
- Realizar simulações numéricas com as informações obtidas na literatura e nos dados de voo

1.4 Pergunta da pesquisa

A palavra chave que será discutida neste trabalho é a Autonomia. Segundo a ANAC, o termo autonomia significa a distância que uma aeronave pode percorrer, em determinadas condições, sem reabastecimento (ANAC, 1989).

Esse fator é importante pois, além de fazer uma relação entre carga paga e alcance, com uma maior autonomia, possibilita-se operações mais complexas e atingir um número maior de pessoas. Ao permitir tais acontecimentos, a tecnologia eVTOL tem maior chance de ser colocada em prática, pois o consumidor final tende a ser a própria população que

irá pagar e se beneficiar do serviço. Isso permite o desenvolvimento do Mercado Aéreo Urbano de forma mais eficiente e em um período mais curto (GOYAL et al., 2018).

Diante do exposto anteriormente, surge a questão de como o máximo desempenho pode ser alcançado com a tecnologia existente.

2 Fundamentação Teórica

2.1 Projeto Aeronáutico

O projeto de uma aeronave se inicia com o desenvolvimento de um conceito, ou seja, a ideia geral dessa aeronave. Este conceito é determinado pelas características funcionais e de desempenho da aeronave definidas pela demanda de mercado e é a partir desse conceito que serão definidos os parâmetros que irão proporcionar a melhor eficiência e a melhor competitividade da aeronave em relação a outros projetos já existentes. Os parâmetros levados em consideração nessa fase são baseados em dados estatísticos e na dinâmica de desenvolvimento da aviação, prevendo as principais mudanças do ramo (KOMAROV et al., 2011).

Autores como Cláudio Barros (2001), Torenbeek (2013), Komarov V. A. (2011) e Daniel Raymer (2018) destacam a importância de realizar uma análise paramétrica entre projetos de aeronaves já existentes. Essa análise consiste em um levantamento estatístico e histórico de características e requisitos de projetos de aeronaves que estejam na mesma categoria ou classe da aeronave que se pretende desenvolver. Além disso, esses mesmos autores destacam que para iniciar o desenvolvimento de um projeto, há de se considerar alguns fatores, como necessidade do mercado, capital financeiro e intelectual investido para o projeto, tecnologias existentes e principais concorrentes.

Cada autor apresenta sua própria metodologia de desenvolvimento de projeto conceitual, apesar de serem muito semelhantes entre si. A seguir, serão apresentados os passos sugeridos do autor Daniel Raymer, considerado referência para o desenvolvimento do projeto aeronáutico.

2.1.1 Metodologia Daniel Raymer

A figura 2 mostra a Roda do Projeto apresentada por Daniel Raymer:

- Requisitos
- Projeto conceitual
- Cálculos preliminares e
- Dimensões básicas e Viabilidade econômica

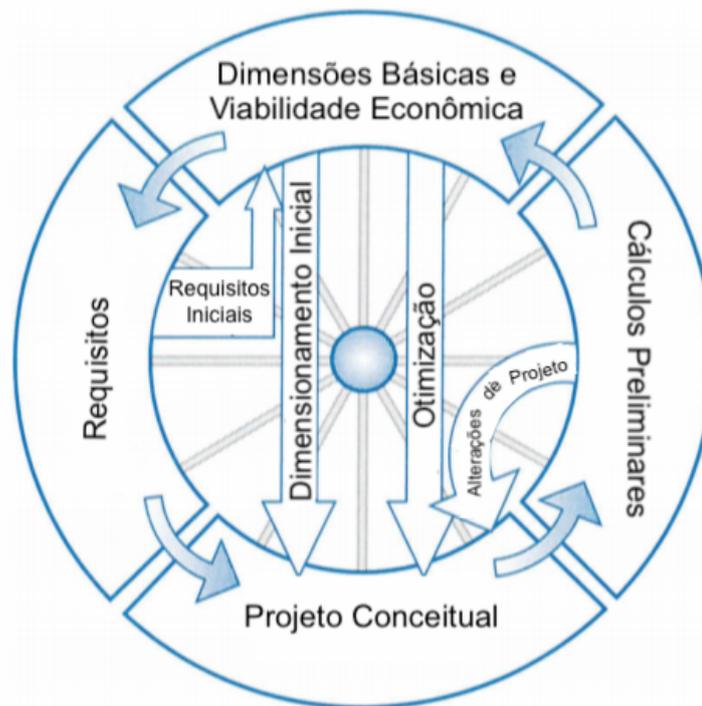


Figura 2 – A Roda do Projeto.

Fonte: (RAYMER, 2018), elaborada pelos autores.

As 4 iterações estão diretamente relacionadas entre si e uma impacta na outra. Tendo isso em mente, ele ainda esquematiza as três fases de desenvolvimento de projetos de aeronaves:

1. Projeto Conceitual
2. Projeto Preliminar
3. Projeto Detalhado

Na fase de projeto conceitual os projetistas analisam diversos conceitos de configurações de aeronaves, realizam estudos comerciais tanto dos projetos quanto dos requisitos e, por fim, definem um único projeto ideal e, com a contribuição significativa do cliente, selecionam um conjunto de requisitos que melhor se adequam. Esses requisitos incluem parâmetros como alcance, manobrabilidade, carga útil, distâncias de pouso e de decolagem, velocidades de cruzeiro, máxima e de estol, capacidade de combustível, fatores de carga e outros. Ainda nesse esboço conceitual haverá as geometrias aproximadas das partes das aeronave e é a partir deles que as primeiras estimativas aerodinâmicas e estudos dos pesos parciais são feitos (RAYMER, 2018).

No projeto preliminar, o conceito selecionado é refinado e estudado em detalhes suficientes para que a empresa/companhia possa se comprometer com ele, e no projeto

detalhado as peças reais são projetadas. Em seguida, são fabricados, montados e transportados. O foco de trabalho do livro é exclusivamente sobre projetos conceituais, logo as demais fases não são detalhadas.

Ele ainda apresenta um esquemático com mais detalhes das etapas do projeto conceitual conforme descrito na figura 3:

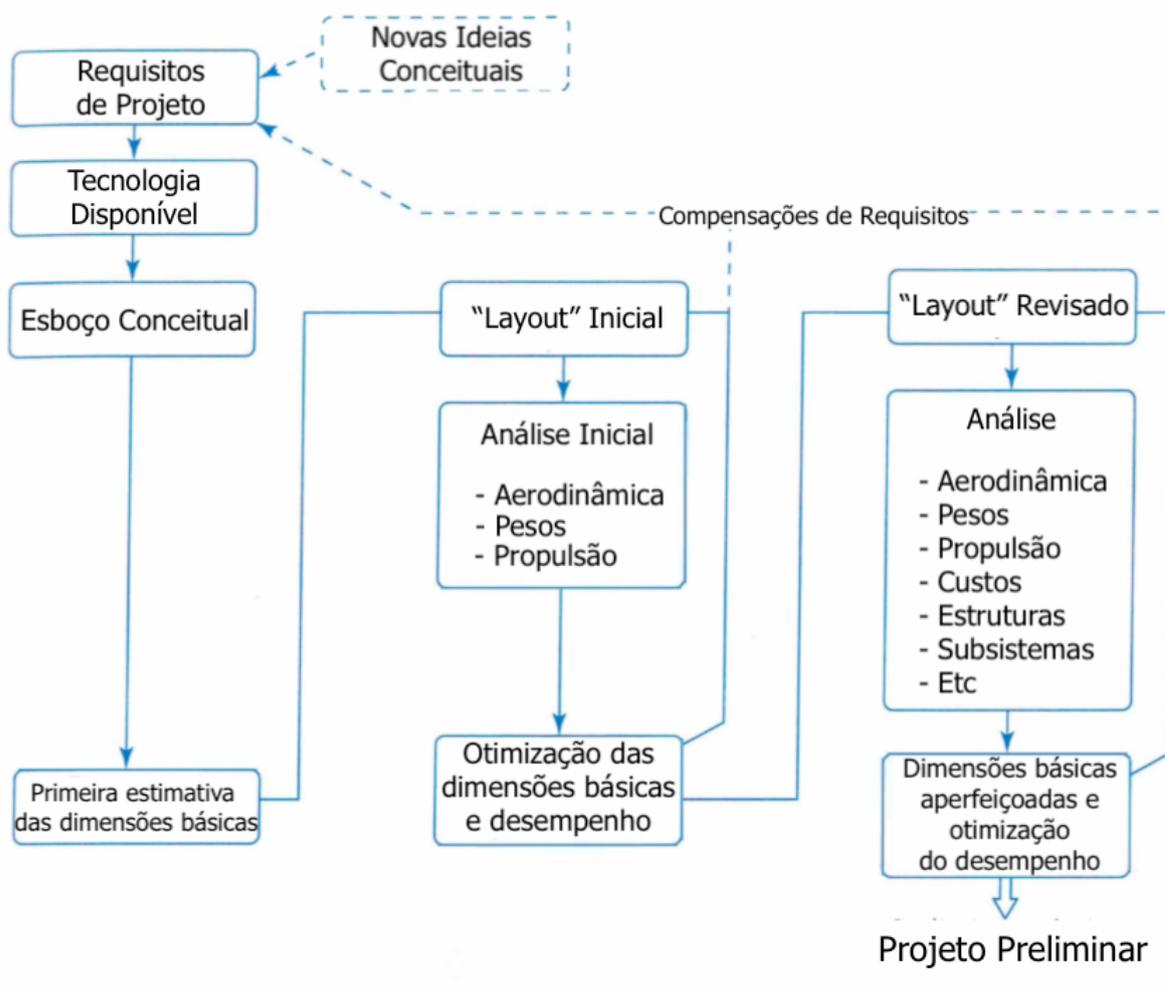


Figura 3 – Processo de desenvolvimento do projeto conceitual.

Fonte: (RAYMER, 2018), elaborada pelos autores.

2.2 Mercado UAM

2.2.1 Previsões iniciais

A aviação caminha mais um passo em direção ao futuro do transporte aéreo com o advento da UAM. O desenvolvimento de tecnologias de veículos eVTOL permitirá que pessoas e mercadorias transportem pelos céus urbanos com regularidade. A mobilidade sob demanda sofrerá mudanças ocasionadas pela presença de *smartphones* e seus aplicativos,

logo chamar um voo pela cidade será simples e fácil. Diante disso, as soluções de transporte aéreo e terrestre criarão uma rede de mobilidade que permitirá o transporte facilitado e acessível da população.

A mobilidade vertical logo se tornará parte integrante da mobilidade urbana geral e estará conectada aos meios de transportes já existentes atualmente, contemplando assim um ecossistema de mobilidade do futuro confiável, seguro e economicamente viável (GRANDL et al., 2018). Neste estudo, os acredita-se que a mobilidade urbana do futuro será como um ecossistema, onde todos os meios estão integrados entre si, como mostra a figura 4:

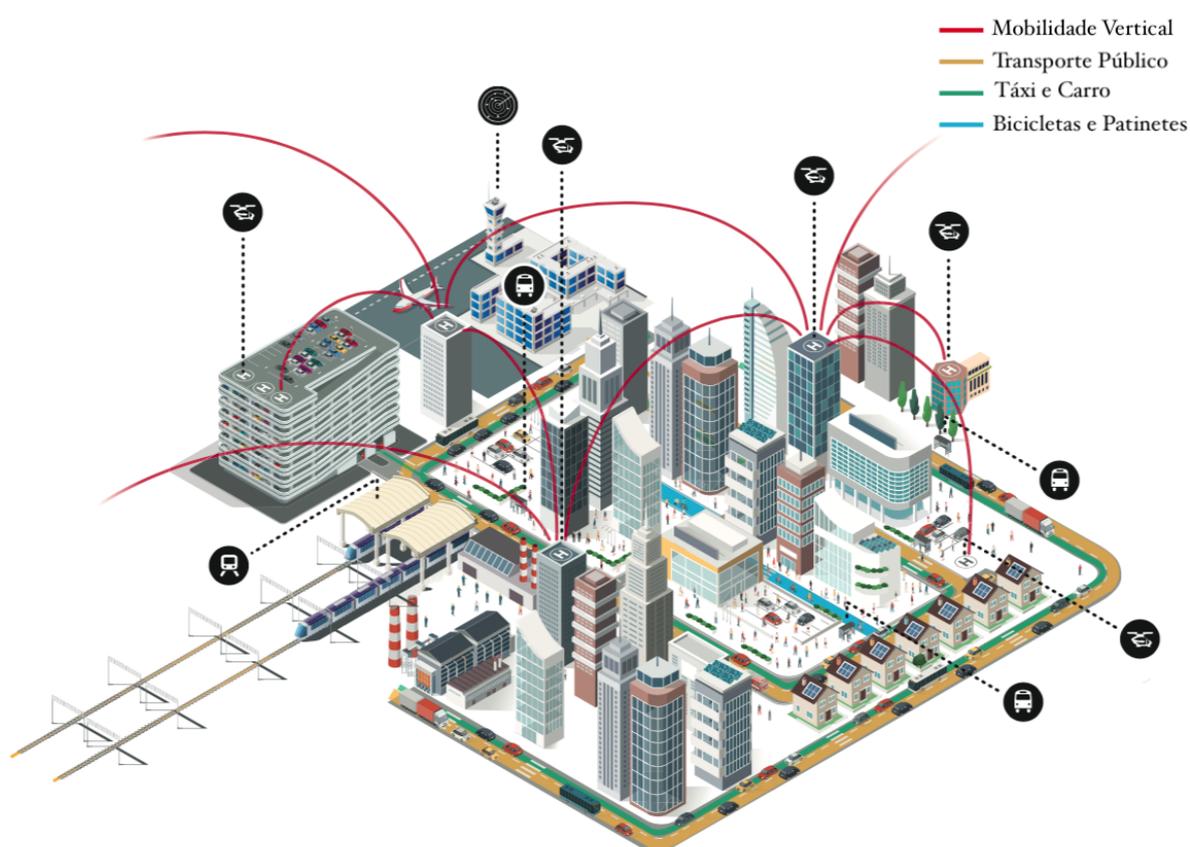


Figura 4 – Ecossistema dos meios de transporte do futuro integrados.

Fonte: (GRANDL et al., 2018), elaborada pelos autores.

A introdução de veículos eVTOLs vem para desafiar as suposições sobre a mobilidade aérea urbana. Principalmente devido ao fato de que esses veículos serão movidos por baterias, motores híbridos ou outras tecnologias mais silenciosas que os helicópteros de hoje. A longo prazo, a aviação permitirá navegação em alta precisão, trocas de informações digitalmente e rápida resposta às mudanças nas condições de voo autonomamente. No entanto, no lançamento de novos veículos eVTOLs, muitos ainda terão piloto a bordo (HANSMAN; ULLMAN; ECK, 2019).

Enquanto isso, o estudo apresentado pela empresa EHang (2020) descreve que a estrutura do mercado UAM seria mais semelhante a um sistema de ônibus por demanda do que um sistema de táxi. A proposta da empresa é o desenvolvimento de um sistema centralizado para gerenciamento da rota de todos os veículos aéreos, formando uma rede com rotas pré-estabelecidas. À medida que novos pontos de base de decolagem e pouso e rotas fossem adicionadas, a rede UAM cresceria.

O mercado UAM consistiria nos seguintes componentes: veículos aéreos, plataforma de comando e controle, pontos base (plataformas de decolagem/pouso, carregamento) e sistema de navegação e posicionamento. As principais funções do UAM incluiriam o transporte de passageiros e carga dentro de uma área metropolitana (EHANG, 2020).

O termo “Veículo Aéreo Autônomo” (*Autonomous Aerial Vehicle - AAV*) foi apresentado pela EHang no lançamento do veículo EHang 184. O AAV foi desenvolvido com base nos seguintes princípios: ser seguro, inteligente, controlado por plataforma, conectado e ecologicamente correto. Com outras atualizações, a EHang lançou versões mais avançadas - o EHang 116 e o modelo de dois lugares o EHang 216, mostrado na figura 5, que são mais seguros e potentes graças aos oito motores e hélices adicionais (EHANG, 2020).



Figura 5 – Aeronave EHang 216.

Fonte: (EHANG, 2018).

A principal proposta da EHang que se difere das outras empresas é que os seus veículos são totalmente autônomos e controlados por uma base de comando. Essa ideia vai de encontro à ideia de que para superar barreiras de certificação, inovação tecnológica e aceitação popular os primeiros veículos do mercado UAM serão primeiramente pilotados e a longo prazo serão controlados de forma remota. De qualquer forma, a EHang foi uma das pioneiras a desenvolver tecnologia para o mercado UAM com o lançamento do veículo

EHang 184 (EHANG, 2020).

Ainda em 2018, a NASA já havia apresentado as principais preocupações quanto a esse assunto ao relacionar que a confiabilidade de um sistema autônomo se adquire com o tempo e a partir de mudanças. A expectativa é que com o desenvolvimento das tecnologias, os erros humanos sejam cada vez menores e a máquina se torne um fator de segurança. A figura 6 representa essa relação:

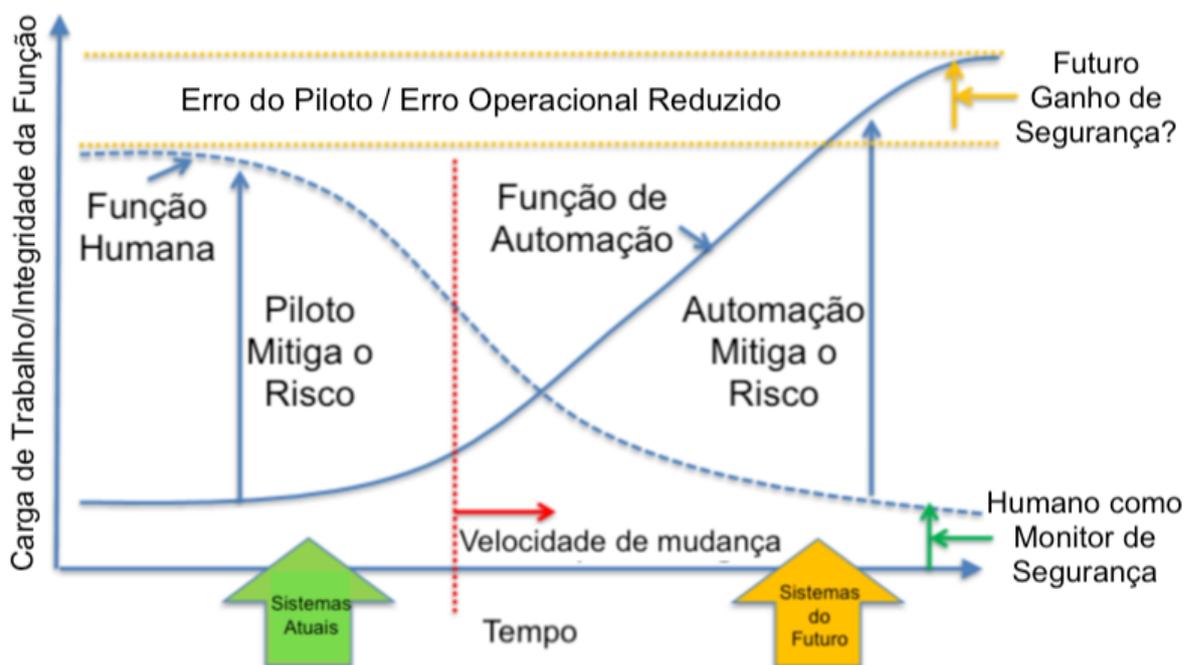


Figura 6 – Carga de trabalho/integridade da função em função do tempo.

Fonte: (GOYAL et al., 2018), elaborada pelos autores.

Essa questão sobre o veículo ser Autônomo x Pilotado ainda está aberta a discussões, uma vez que não há uma certificação específica para esse tipo de aeronave.

Segundo estudos feitos pela NASA (2018), o conceito de mercado UAM implica nas principais tendências de desenvolvimento:

- Descongestionar o tráfego terrestre
- Melhorar a mobilidade urbana
- Reduzir o tempo de transporte
- Diminuir a poluição
- Reduzir o estresse nas redes de transporte público existentes
- Reduzir acidentes de tráfego

- Melhoria na tecnologia de comunicações
- Melhoria na precisão de GPS
- Sensores mais baratos, leves e menores
- Microprocessadores menores com requisitos de potência menor
- Otimização de armazenamento de energia
- Melhoria na inteligência artificial e analítica
- Redução de ruído

As vantagens e grande potencial de desenvolvimento do mercado UAM têm chamado a atenção de dezenas de empresas ao redor do mundo, incluindo Boeing, Airbus e Bell Helicopters. Diversos eventos, simpósios e congressos foram realizados em todo o mundo em 2018 para discutir o tema, como destaque, o evento da Uber Elevate incluiu mais de 1200 participantes e mais de 10 mil participantes online. Mais de 1 bilhão de dólares foi investido até setembro desse mesmo ano (GOYAL et al., 2018).

Além disso, a Porsche Consulting (2018) acredita que para o mercado de mobilidade aérea urbana a partir de veículos eVTOLs se tornar realidade, há 4 grandes pilares essenciais que precisam ser satisfeitos, que de outra forma podem ser as barreiras do mercado. São eles:

1. Sistemas de aeronaves
2. Certificação
3. Aceitação social
4. Infraestrutura

O primeiro diz respeito aos requisitos técnicos para o veículo aéreo, incluindo propulsão e a busca pelas melhores tecnologias existentes no mercado. O projeto a ser desenvolvido pelas empresas estão sendo desenvolvidos e vários conceitos já surgiram e continuam surgindo no mundo. Os conceitos apresentados na pesquisa da Porsche são classificados em fases, conforme figura 7:

Conceitos simplificados de aerodinâmica aplicada em mobilidade aérea vertical

	Fase única	Fase dupla	Fase de transição
			
	MULTIROTOR Sustentação	LIFT AND CRUISE Combinação	TILT-X tilt-wing, tilt-rotor, tilt-duct
Tempo pro mercado	Certificação mais rápida de todas	Certificação mais lenta	Certificação mais lenta de todas
Velocidade de viagem (estimado)	~70–120 km/h	~150–200 km/h	~150–300 km/h
Rotas	Selecionadas	Todas	Todas
Potencial	~70% de intra-cidade 0% de cidade-cidade	~100% de intra-cidade 100% de cidade-cidade	~100% de intra-cidade 100% de cidade-cidade

Figura 7 – Conceitos aerodinâmicos simplificados utilizados em mobilidade aérea vertical.

Fonte: (GRANDL et al., 2018), elaborada pelos autores.

Desenvolver e refinar o conceito do projeto do veículo é um fator essencial para tornar a mobilidade vertical uma realidade. Cada configuração tem seus prós e contras quando se trata de tempo para o mercado, velocidade de viagem, rotas ideais, eficiência e tamanho de mercado potencial. (GRANDL et al., 2018)

O segundo item diz respeito às regulamentações que esse tipo de mercado estará sujeito e assim como apresentado no estudo da NASA (2018), a Porsche (2018) acredita que o mercado será altamente regulado. E as principais agências reguladoras responsáveis por isso serão a FAA (*Federal Aviation Administration*) e a EASA (*European Aviation Safety Agency*). Os principais requisitos regulamentares e legais envolvem a certificação da organização de desenvolvimento de aeronaves, a própria aeronave, a produção da aeronave, as operações, o serviço a ser prestado e a licença de piloto.

Ainda não existe uma certificação específica para a mobilidade de veículos eVTOL voltada para mobilidade urbana, no entanto, espera-se que a partir de padrões de certificação existentes para drones de inspeção e de mercadorias, bem como da aviação de passageiros possam servir de base para a certificação de drones de passageiros. Acredita-se que esses pontos de partidas sejam essenciais para auxiliar as empresas no desenvolvimento de novos projetos.

A agência europeia EASA já deu um primeiro passo no ano de 2019 ao trazer a chamada *Special Condition VTOL Aircraft*, que representa as primeiras regras ainda em análise para o desenvolvimento de uma certificação final (EASA, 2019). É importante sobretudo ressaltar que a certificação no mundo da aviação é um processo gradativo e, especialmente para o mercado de mobilidade aérea urbana com veículos eVTOL, um dos fatores que está em bastante discussão é a questão da segurança de operação e os riscos inerentes a esse tipo de veículo. A figura 8 representa os principais aspectos para certificação de drones:

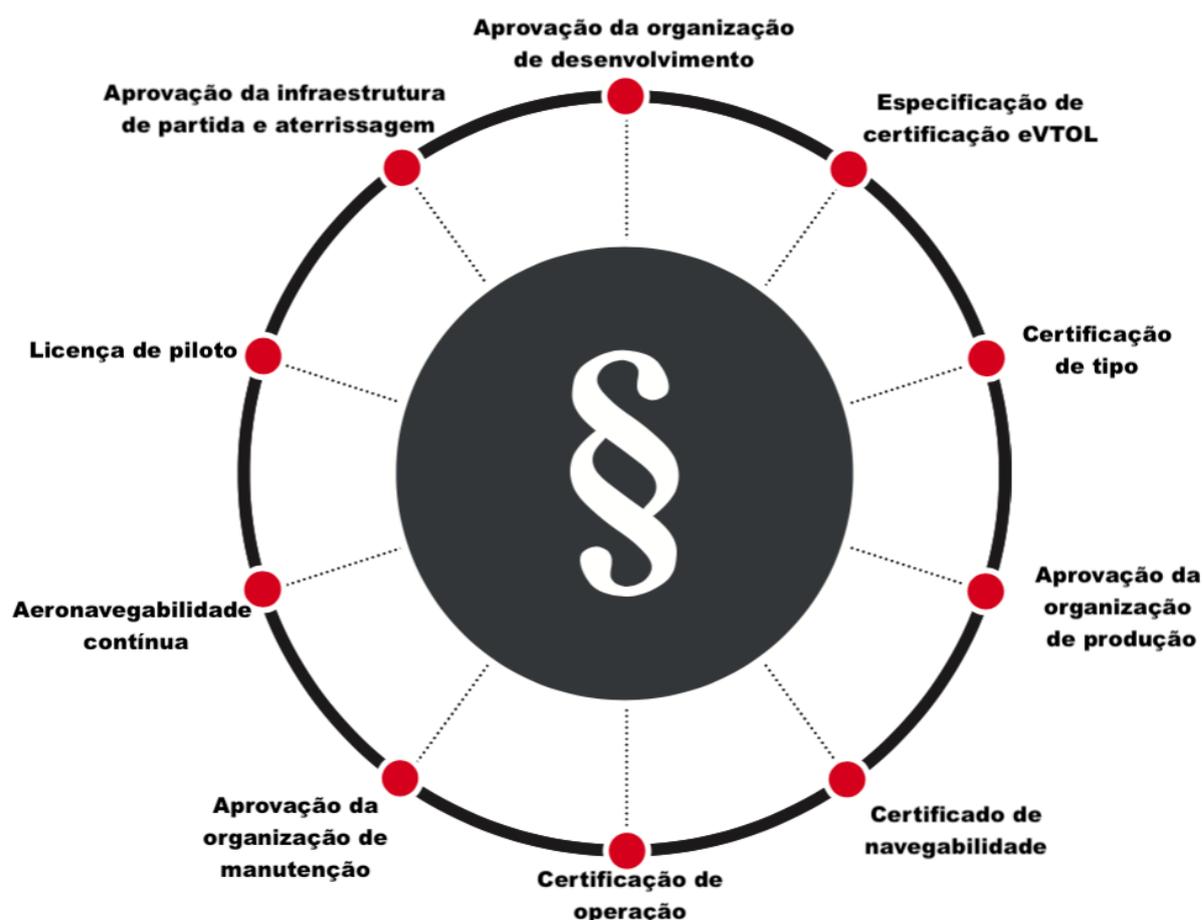


Figura 8 – Visão geral dos requisitos de certificação para drones.

Fonte: (GRANDL et al., 2018), elaborada pelos autores.

O terceiro item está relacionado na reação do público diante das soluções que serão propostas pelas empresas no que diz respeito a questões que envolvem segurança, potencial de poluição visual e sonora e benefícios dessa integração de mercado na mobilidade urbana, por exemplo. As primeiras implementações desse mercado serão em locais que são mais abertos para testar novas tecnologias e que possuem processos de tomada de decisão rápidos como Cingapura, Dubai e China. Acredita-se que as primeiras implementações e

lições resultantes desses locais serão essenciais para moldar a percepção das preocupações com segurança e proteção (GRANDL et al., 2018).

O quarto item é um componente crucial para o sucesso da mobilidade vertical, a infraestrutura para decolar, pousar, carregar e fazer a manutenção do veículo, bem como estacioná-lo à espera dos passageiros. A interface com o transporte existente é fundamental e as aeronaves eVTOL só se tornarão úteis à mobilidade se estiverem bem integradas à rede geral de transporte de uma cidade (GRANDL et al., 2018).

No início, os heliportos serão suficientes para criar as rotas mais atraentes, mas no futuro, *vertiports* - *hubs* de VTOL (*Vertical Take-Off and Landing*) com pistas de decolagem e pouso, bem como para carregamento dos veículos - serão construídos e sua fase de construção será impulsionada pelas fases subsequentes de expansão do mercado UAM. Outros componentes como estações de carregamento rápido e sistemas de comunicações de controle de tráfego aéreo precisam ser construídos a medida que o mercado avança (GRANDL et al., 2018).

Além disso, é proposto que topos reaproveitados de garagens de estacionamento e até mesmo terrenos não utilizados em toco de rodovias possam formar a base de uma extensa e distribuída rede de *vertiports*. Como os custos das opções de infraestrutura tradicionais continuam aumentando, o custo mais baixo e maior flexibilidade propostas pelas opções de *vertiports* podem fornecer opções mais atraentes para as cidades e estados do mundo todo (ELEVATE, 2016).

2.2.2 Benefícios da Mobilidade Vertical

Soluções de gerenciamento de tráfego inteligentes, conectadas e sustentáveis surgirão por meio da colaboração. Essa colaboração que permitirá que a indústria do mercado UAM cresça por meio da criação de corredores, *vertiports* e redes de troca de informações. A tecnologia desempenhará um papel fundamental no avanço da mobilidade aérea urbana (HANSMAN; ULLMAN; ECK, 2019).

O Plano de Voo 2030 proposto pela Embraer descreve uma solução de gestão de tráfego aéreo urbano (UATM - *Urban Air Traffic Management*) que permitirá que o mercado UAM evolua para um futuro em que os voos em veículos eVTOL serão o principal meio de transporte. Acredita-se que essa solução de gerenciamento de tráfego aéreo fornecerá consciência da situação compartilhada para todas as partes interessadas, além de permitir acesso equitativo ao espaço aéreo e fornecer estruturas de espaço aéreo flexíveis e adaptáveis. O UATM tem dois serviços básicos (*design* de espaço aéreo e gerenciamento de fluxo) e quatro serviços operacionais (autorização de voo, gerenciamento de fluxo, gerenciamento dinâmico do espaço aéreo e monitoramento de conformidade) (HANSMAN; ULLMAN; ECK, 2019).

Congestionamento terrestre é um fenômeno global que traz sérias consequências negativas no que diz respeito a tempo perdido, aumento do consumo de combustível e emissão de gases poluentes. Em sua maioria, a infraestrutura terrestre pelas principais cidades do mundo atingiu seu limite de espaço disponível. Está cada vez mais caro adicionar novas estradas e rodovias, além do impacto negativo na qualidade de vida dos residentes (GRANDL et al., 2018).

Estimativas mais recentes mostram que o habitante médio de Los Angeles gasta aproximadamente 102 horas por ano em engarrafamentos, enquanto que em Moscou e Nova York gastam 91 horas e São Paulo com 86 horas. Munique é a cidade alemã onde os habitantes gastam mais tempo no trânsito, chegando a 51 horas anuais. De forma geral, os motoristas alemães possuíam perdas relacionadas ao tráfego per capita de US\$ 1.770 no ano de 2017 (INRIX, 2018).

O estudo feito pela Porsche aponta que a mobilidade urbana vertical será parte integrante do futuro das grandes cidades e os drones oferecem vantagens significativas em relação ao transporte terrestre. Esse meio de transporte se mostra como uma opção inovadora e rápida que requer baixos investimentos em infraestrutura, uma vez que carece de fatores como “estradas aéreas”. Além disso, os drones oferecem uma maior flexibilidade uma vez que adotam conexões de segundo e terceiro níveis em uma cidade (GRANDL et al., 2018).

A pré condição para o desenvolvimento desse mercado é o tempo que pode ser economizado durante o transporte ao evitar congestionamentos terrestres. As expectativas apontam que a mobilidade vertical só ultrapassará outros modelos de transporte quando os passageiros puderem economizar pelo menos 20 % do tempo total de viagem (GRANDL et al., 2018). A figura 9 apresenta o momento quando viagens de drones superam as viagens de carro:

Comparação do tempo de viagem terrestre vs. aérea - Traslado e conexão direta

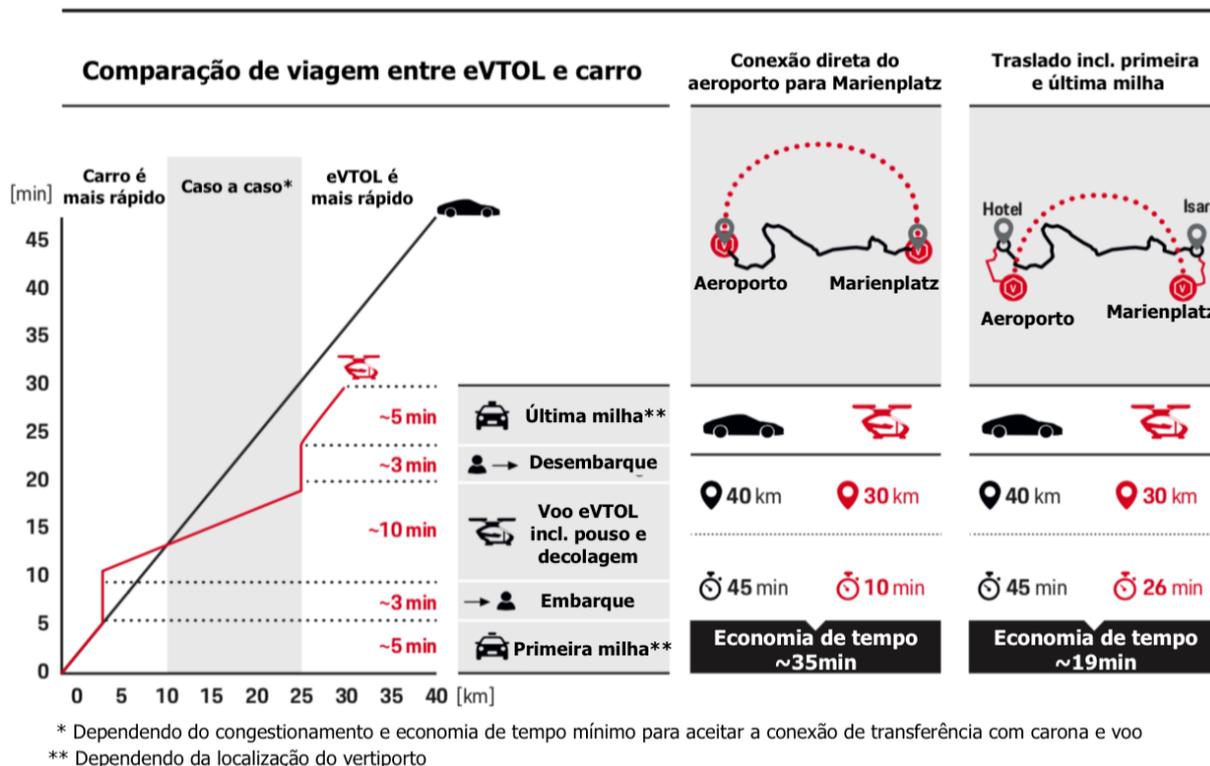


Figura 9 – Comparação de tempo de viagem terrestre vs. aérea.

Fonte: (GRANDL et al., 2018), elaborada pelos autores.

Para distâncias acima de 20 km, uma viagem de drone é mais atrativa que uma viagem terrestre. Quanto mais congestionada uma estrada em solo, mais atraente é a viagem aérea. A mobilidade se torna uma opção inovadora para fornecer um transporte rápido para conexões de segundo e terceiro níveis com menos capacidade de transporte. Entretanto, é importante ressaltar que embora a mobilidade vertical não seja a solução para resolver o problema de congestionamento, ela pode ser uma peça crucial de uma solução integrada para mitigar os problemas atuais. O número limitado de locais de decolagem e pouso restringe de certa forma, a operações de aeronaves eVTOL, e conseqüentemente levando ao risco de congestionamento no céu (GRANDL et al., 2018).

Inicialmente o transporte aéreo em veículos VTOL será caro, mas como o modelo de compartilhamento de viagens amortiza o veículo de maneira eficiente em relação às viagens pagas, o alto custo não deve ser proibitivo para o início. Uma vez que o serviço de compartilhamento começar, o ciclo de *feedbacks* positivos resulta, em última análise, na redução dos custos e, portanto nos preços repassados ao usuário (ELEVATE, 2016).

A longo prazo, os veículos VTOLs se tornarão um meio de transporte diário para a população em massa, sendo ainda mais barato do que ter um carro. Se os VTOLs podem atender satisfatoriamente ao transporte urbano sob demanda - silencioso, rápido, limpo,

eficiente e seguro - há um caminho para a fabricação em alto volume de produção desses veículos, o que permitirá baixo custo de produção por veículo. Dessa forma, acredita-se que a fabricação de VTOLs se tornará mais parecida com automóveis do que aeronaves (ELEVATE, 2016).

2.3 Tecnologias eVTOL

Existe um movimento que sempre esteve presente na comunidade da aviação. Desde as grandes guerras o homem imaginou a fusão de duas grandes criações do último século, a ideia de um veículo híbrido que unisse as utilidades de um carro com as funções de um avião. Com essa ideia de “Carro voador”, muitos engenheiros e *designers* começaram a criar protótipos que foram os precursores dos veículos eVTOL que temos hoje, que vieram com a intenção de atender um futuro mercado de mobilidade aérea.

Antes de surgir o eVTOL, vários protótipos de VTOL tomaram forma, a vantagem de se ter um alcance de uma aeronave de asa fixa com a praticidade de um helicóptero que não necessita de longas pistas de aeroportos preparados era uma vantagem que atraía diversos setores, inclusive o militar. Entre esses protótipos, pode-se observar o interesse da empresa Convair, desenvolvendo o Convair XFY Pogo em 1954, mostrado na figura 10, o Avrocar da fabricante Avro Canada em 1958, mostrado na figura 11, o protótipo X22 da empresa Bell Helicopters introduzido em 1966, mostrado na figura 12, e o famoso V22 Osprey, produzido pela Bell e pela Boeing, mostrado na figura 13, com mais de 200 unidades produzidas e com o primeiro voo sendo realizado no ano de 1989 (BRIDGEWATER, 2016).



Figura 10 – VTOL Tail-sitter Convair XFY Pogo.

Fonte: San Diego Air and Space Museum.



Figura 11 – The Avrocar S/N 58-7055 (marked AV-7055) on its rollout.

Fonte: Image from the book “Avrocar: Canada’s Flying Saucer, 2001”.

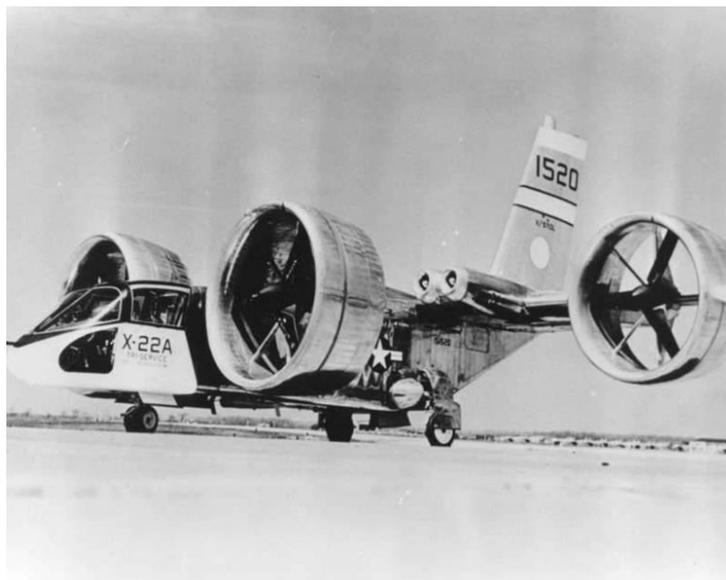


Figura 12 – Bell X-22 *black & white photo.*

Fonte: *Redstone Arsenal - U.S. Army.*



Figura 13 – V-22 MAGTF demo Miramar air station 2014.

Fonte: *The Boeing Company.*

O desenvolvimento da tecnologia VTOL teve influencia do Engenheiro Canadense Dr. Paul Moller, criador de modelos como o M200X Volantor, mostrado na figura 14, e também o M400 SkyCar, mostrado na figura 15. Em 1998, a Moller International, empresa de Paul Moller, lança um artigo no AIAA com o nome de “Viagem personalizada aerotransportada utilizando Aeronave com sustentação motorizada”.

Nesse artigo, Paul Moller foi pioneiro ao defender um dos modelos que posteriormente veio a se chamar de UAM. Ele defendia já em 1998 que os automóveis, de uma forma ou de outra, estavam presentes na nossa sociedade para ficar. E defendia que era necessária uma alternativa adequada para uma grande parte das viagens inconvenientes feitas pelos automóveis.

Sugerindo que uma aeronave que possuísse um sistema de logística que também pudesse afetar o estilo de vida dentro e em torno das cidades, pois poderia alterar a relação com que as pessoas estudam/trabalham e onde residem. Se morar a 160 quilômetros de distância é apenas um deslocamento de 20 minutos, os próximos dados demográficos e a relação dentro das cidades são suscetíveis de mudar substancialmente (MOLLER, 1998).

Dado isto, Moller (1998) argumenta que alguém poderia vender seu apartamento de alto valor em São Francisco, utilizar os rendimentos para comprar um VTOL e uma propriedade na encosta de uma montanha, e ainda manter uma quantidade substancial de dinheiro e tempo para poder desfrutar com sua família e pessoas que ama. O autor também sugere uma rede automatizada de vias aéreas, tendo o humano fora do controle de voo, em uma região do espaço aéreo altamente controlada. No ano do estudo, Moller conclui que uma grande parte das 40.000 mortes anuais nas estradas poderiam ser eliminadas.



Figura 14 – M200X Volantor.

Fonte: Moller International.



Figura 15 – Moller Skycar M400.

Fonte: Moller International.

Gordon Moore, um dos fundadores da Intel, publicou em 1965 um artigo sobre o aumento da capacidade de processamento dos computadores. Seu conteúdo ficou conhecido como a Lei de Moore. A partir da data da publicação dessa lei, todos os fabricantes de microprocessadores se sentiram na obrigação de dobrar a capacidade de processamento dos seus processadores a cada 18 meses, iniciando uma corrida fantástica pelo desempenho, mostrado na figura 16 (ALMEIDA, 2009).

Em 1971, a Intel lança o primeiro processador do mundo, o 4004. Desde então, os processadores evoluíram assustadoramente, conforme mostrado na figura 17. Os processadores não se tornaram apenas os componentes de computadores que mais evoluíram, mas sim o invento que evoluiu mais rápido em toda a história da humanidade. Fazendo com que o transistor fosse considerado a invenção do século. O transistor foi apropriadamente chamado de “célula nervosa” da Era da Informação (RIORDAN; HODDESON; HERRING, 1999).

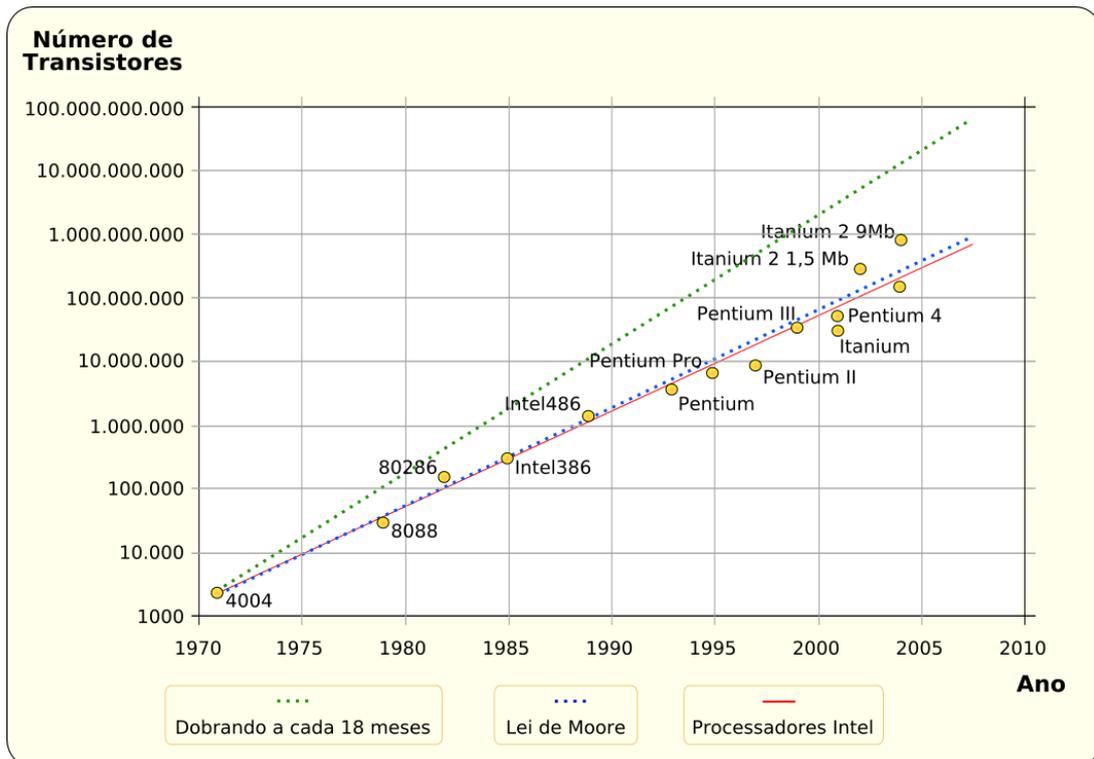


Figura 16 – Crescimento do número de transistores para processadores Intel (pontos) e Lei de Moore (Linha de cima=18 meses, linha de baixo=24 meses).

Fonte: Acervo Wikimedia Commons, elaborada pelos autores.

Esta evolução extraordinária pode ser reduzida a uma única palavra: miniaturização. A miniaturização dos transistores permitiu criar o circuito integrado, o microchip e continuar possibilitando criar processadores com cada vez mais transistores e trabalhando a frequências cada vez mais altas (WONG; IWAI, 2005).

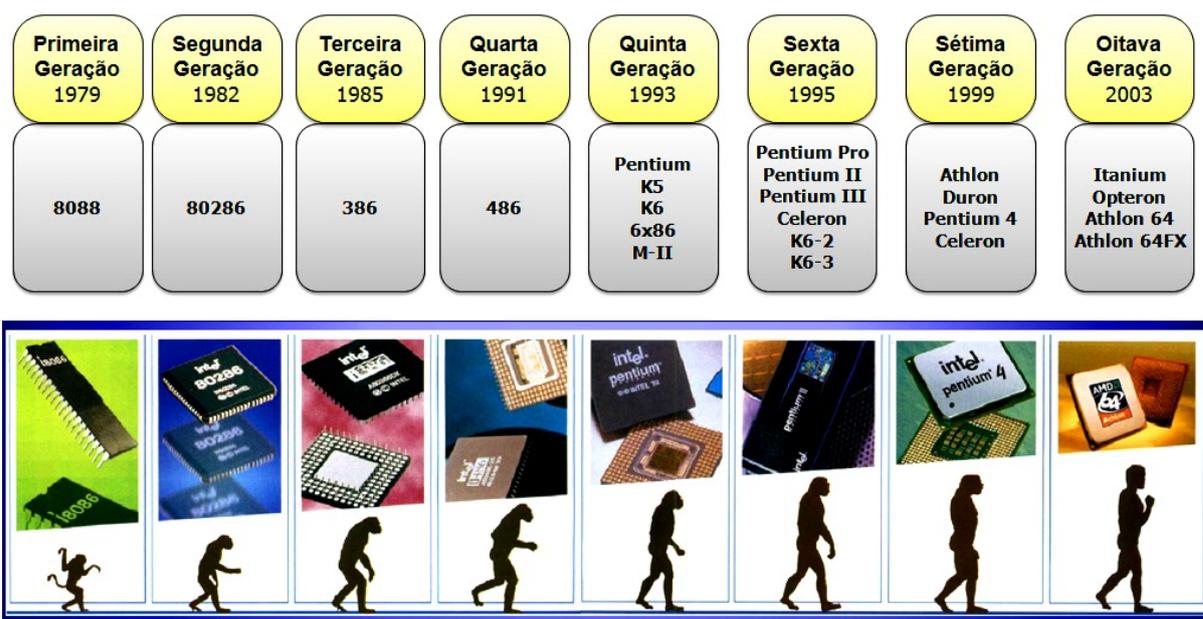


Figura 17 – Ilustração da evolução dos processadores durante o tempo.

Fonte: EBPC CEF Operador de Informática, elaborada pelos autores.

O efeito da miniaturização influencia diretamente no desenvolvimento dos drones, pois com processadores mais leves e mais potentes, uma maior variedade de ações pode ser executada, com um consumo energético menor. Nas últimas 4 décadas a miniaturização do microchip mostra um estímulo impressionante por trás do desenvolvimento de todos os tipos de tecnologia, do entretenimento doméstico à exploração espacial (WONG; IWAI, 2005).

Hoje, tem-se a tendência mundial da busca pelo sistema 5G. É oportuno usar um sistema já preestabelecido como tecido para comunicação aeronave-aeronave e aeronave-estação terrestre, tendo como vantagem custos reduzidos, alta disponibilidade e ampla implementação de torres. Este avanço na rede auxilia a padronizar e qualificar os equipamentos utilizados, aprimora a escalabilidade geral e resiliência no UTM (*Unmanned Aircraft System Traffic Management*) mundial (ATHAVALE et al., 2020).

No ano de 2018, o Professor Anubhav Datta, da Universidade de Maryland, fez um relatório sobre onde que se encontrava o status da tecnologia eVTOL no mercado UAM. Desde agosto de 2014, a AHS lidera uma série de *workshops* com a ajuda da NASA, AIAA e SAE (*Society of Automotive Engineering*), no que chamou-se de *Transformative Vertical Flight* (TVF), para explorar o potencial e acompanhar o desenvolvimento das mais novas tecnologias de propulsão elétrica e híbrida-elétrica que podem permitir e impulsionar novas formas de transporte aéreo no futuro.

O transporte aéreo pode ser definido de forma ampla, com ações tripuladas e não tripuladas variando entre operações civis e militares. O destaque estava concentrado no

potencial para operações de táxi aéreo sob demanda com capacidade para configurações compatíveis com *vertiports*. Contudo, a iniciativa também inclui, com igual ênfase, a capacidade para entrega de pacotes comerciais e entrega de recursos militares estratégicos. O interesse da iniciativa não está nos pequenos drones (Sistemas Aéreos Não Tripulados), mas sim para aeronaves tripuladas e opcionalmente tripuladas, com cargas pagas de pelo menos 45-220 kg e pesos brutos de decolagem (MTOW, do inglês *Maximum Take-Off Weight*) de 450 a 2200 kg ou mais (DATTA et al., 2018).

Os quatro *workshops* da TVF desde 2014 foram:

1. *Workshop* 1, agosto de 2014, Arlington, VA, por AHS e AIAA
2. *Workshop* 2, agosto de 2015, NASA Ames, Moffett Field, CA, por AHS, AIAA e NASA
3. *Workshop* 3, setembro de 2016, Hartford, CT, por SAE, AHS, AIAA, NASA (co-localizado com IPCL, ASTC)
4. *Workshop* 4, junho de 2017, Denver, CO, por AHS, AIAA, SAE, NASA (co-localizados na Conferência de Aviação de 2017 da AIAA)

A cada *workshop*, o conceito de eVTOL se tornava mais sólido e novos desafios surgiam na comunidade. Conforme a iniciativa TVF se tornava mais forte, foi possível perceber um crescimento no número de empresas investindo parte de seus setores de pesquisa e desenvolvimento para a categoria eVTOL, mesmo que apresentando diferentes configurações aerodinâmicas e de propulsão.

Pode-se definir veículos elétricos puros como aqueles que utilizam apenas a eletricidade como meio de propulsão. Sendo híbridos aqueles que possuem uma forma de propulsão além da elétrica, como é o caso proposto neste trabalho. Pois veículos híbridos e convencionais geralmente têm maior alcance que os puramente elétricos. (GOYAL et al., 2018).

2.3.1 Configurações

A habilidade de distribuir o empuxo sobre a fuselagem, sem complexidade mecânica e com um sistema de propulsão independente, se torna um novo grau de liberdade para projetistas de aeronave (FREDERICKS; MOORE; BUSAN, 2013).

Com essa facilidade, surgiram algumas configurações que logo começaram a se agrupar. São elas:

1. Empuxo vetorizado (*Vectored Thrust*)

2. Sustentação + Cruzeiro (*Lift + Cruise*)
3. Sem asa/Multirrotores (*Wingless/Multirotor*)
4. Motos voadoras/Dispositivos de voo (*HoverBike/HoverDevice*)
5. Helicópteros elétricos (*Electric Rotorcraft*)

2.3.1.1 *Vectored Thrust*

A categoria de *Vectored Thrust* inclui toda as aeronaves que podem ser designadas como *TILT-X* (*Tilt-Rotor, Tilt-Wing*). Essas aeronaves possuem uma asa para permitir um voo de cruzeiro eficiente e usam o mesmo sistema de propulsão para pairar e voar em modo de cruzeiro. A diferença predominante dentro dessa categoria de eVTOL se dá devido ao uso de hélices ou *Electric Ducted Fans* - EDF como formas de propulsão (BACCHINI; CESTINO, 2019a).

A figura 18 mostra um exemplo de aeronave *Vectored Thrust*:

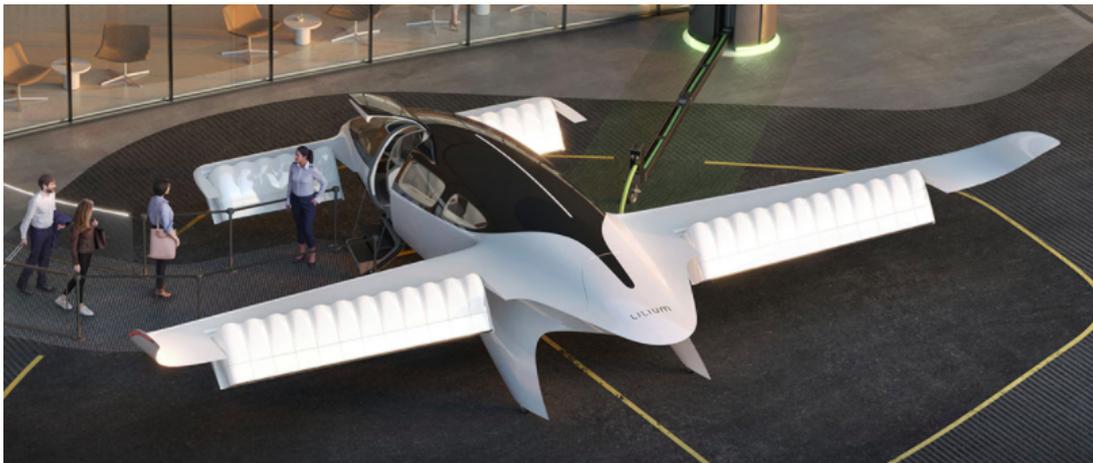


Figura 18 – Conceito do *Tilt-Rotor* Lilium Jet 7-seater em operação.

Fonte: (LILIUM, 2021).

2.3.1.2 *Lift + Cruise*

A categoria *Lift + Cruise* engloba aeronaves com propulsores usados para cruzeiro e para sustentação completamente independentes. Essa categoria possui asas para um voo de cruzeiro eficiente, como a categoria de *Vectored Thrust*, no entanto, o sistema propulsivo que realiza o VTOL, é diferente do sistema propulsivo que realiza o voo de cruzeiro (BACCHINI; CESTINO, 2019a).

A figura 19 mostra um exemplo de aeronave *Lift + Cruise*:



Figura 19 – Aeronave Wisk Cora.

Fonte: (WISK, 2018).

2.3.1.3 *Wingless/Multirotor*

As aeronaves denominadas *Wingless* (sem asa) são também chamadas de *Multirotor*. Essa categoria possui grandes hélices ou então hélices em grande quantidade. Isso torna os *multirotor* eficientes em pairar, mas também os torna ineficientes em voo de cruzeiro justamente por não possuírem uma asa. Dentro da categoria existem aeronaves que são apropriadas para operações de curto alcance em cidades que tenham a necessidade de solucionar adversidades causadas pelos engarrafamentos (BACCHINI; CESTINO, 2019a).

As figuras 20 e 21 mostram exemplos de aeronaves *Wingless/Multirotor*:



Figura 20 – Aeronave EHang 216.

Fonte: (EHANG, 2018).

A WorkHorse Group (WORKHORSE, 2021), uma pequena empresa americana investiu no desenvolvimento de um veículo *multirotor* híbrido como solução para o mercado eVTOL, o chamado SureFly. Em 2020, a empresa Moog (MOOG, 2021) adquiriu a tecnologia por US\$ 5 milhões.



Figura 21 – Aeronave SureFly.

Fonte: (MOOG, 2021).

2.3.1.4 Hoverbikes/Hoverdevices

Hoverbikes/Hoverdevices são aeronaves de menor porte. Também chamadas de PAV (*Personal Aerial Vehicle*). As *Hoverbikes* geralmente são *multirotors* que podem ser pilotados como em uma motocicleta (BACCHINI; CESTINO, 2019a).

As figuras 22 e 23 mostram exemplos de aeronaves *Hoverbikes/Hoverdevices*:



Figura 22 – Aeronave Flyer da empresa KittyHawk.

Fonte: (KITTYHAWK, 2017).



Figura 23 – Aeronave Scorpion 3 da empresa Hoversurf.

Fonte: ([HOVERSURF, 2018](#)).

2.3.1.5 *Electric Rotorcraft*

Electric Rotorcrafts, também conhecidos como *eHelos*, são aeronaves parecidas com helicópteros convencionais, porém voam por meio da energia elétrica proveniente de baterias ([BACCHINI; CESTINO, 2019a](#)).

A figura 24 mostra um exemplo de *Electric Rotorcraft*:



Figura 24 – Aeronave Aquinea Volta.

Fonte: (AQUINEA, 2015).

2.3.2 Comparação de modelos

Em 2019a, Alessandro Bacchini compara diferentes configurações existentes de eVTOL em especificações como velocidade de cruzeiro, alcance e tempo de voo.

O autor escolhe como referência uma aeronave da categoria *Vectored Thrust*: Lillium, uma aeronave *multirotor*: EHang 184 e uma aeronave *Lift + Cruise*: Kitty Hawk Cora. Ele seleciona os parâmetros para cumprir 3 tipos de missões.

As missões de referência são:

1. Missão Urbana (7km)
2. Missão Extraurbana (30 km)
3. Missão de longa distância (100 km)

Diante disso, foi feito um levantamento das principais aeronaves existentes no mercado e suas respectivas características de projeto. Os veículos foram divididos em categorias conforme apresentando no tópico 2.3.1 Configurações. A partir dessas informações, foi feita uma análise paramétrica e desenvolvidos gráficos comparativos. Esses gráficos serão posteriormente utilizados na Metodologia (Tópico 3.2) para auxiliar na escolha das

características do projeto. Assim, para facilitar o entendimento, foi utilizada a legenda mostrada na figura 25 para desenvolvimento dos gráficos:

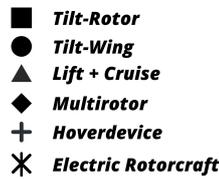


Figura 25 – Legenda demonstrando as categorias de aeronaves nos gráficos.

Fonte: Autores.

A partir do levantamento de aeronaves eVTOL projetadas por outras empresas, foram levantados dados de MTOW (kg), alcance (km), carga paga (kg) e número de passageiros. A partir dessas informações, foram desenvolvidos gráficos relacionando esses parâmetros e as diferentes categorias. A figura 26 relaciona MTOW e alcance dos principais projetos:

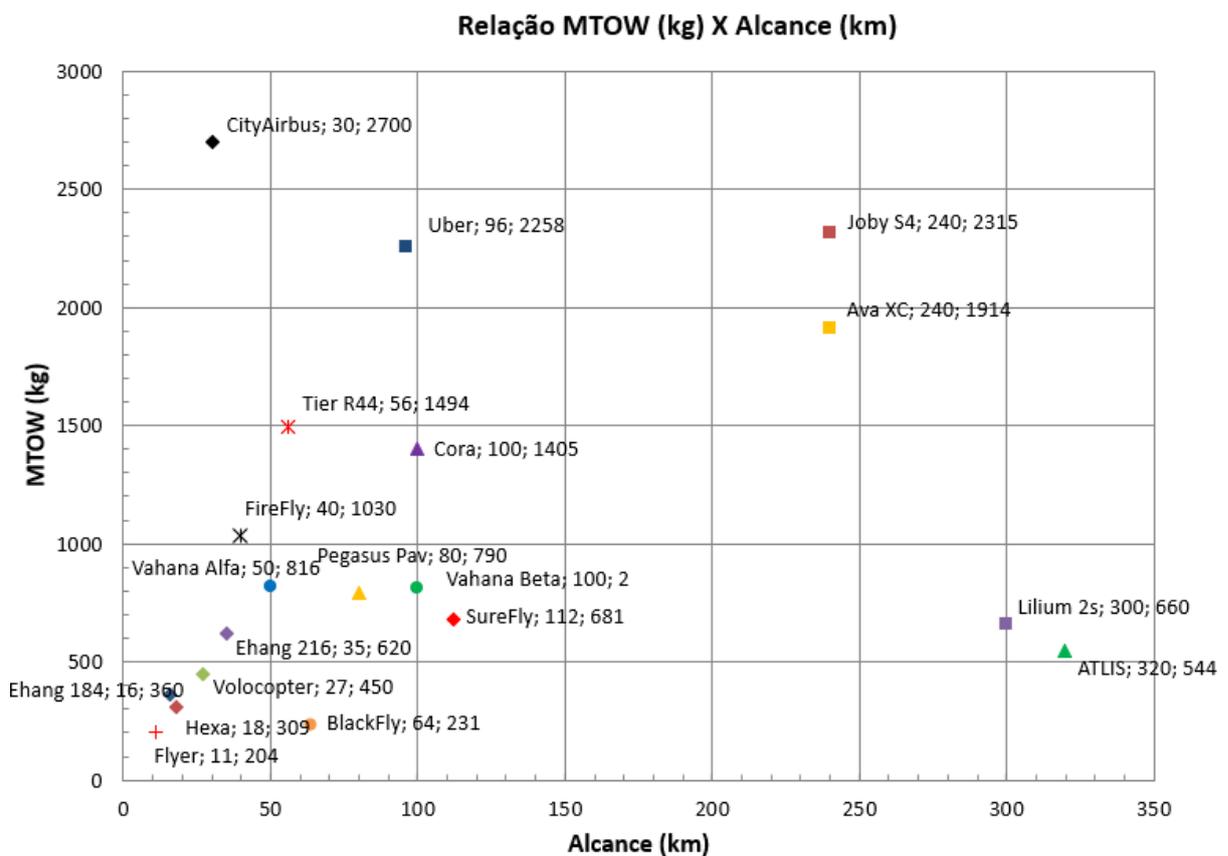


Figura 26 – Relação MTOW (kg) e Alcance (km).

Fonte: Autores.

A figura 27 relaciona a carga paga e o alcance dos projetos:

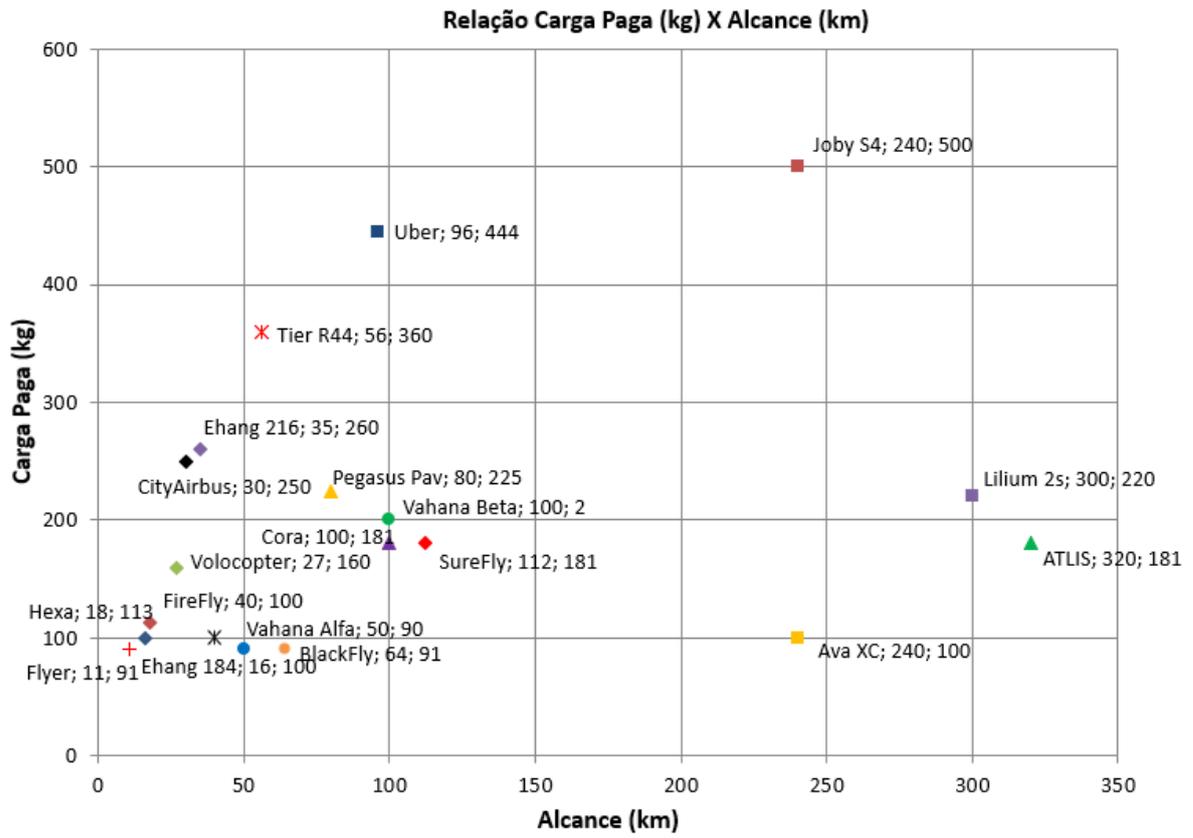


Figura 27 – Relação carga paga (kg) e Alcance (km).

Fonte: Autores.

A figura 28 relaciona o número de passageiros e o MTOW :

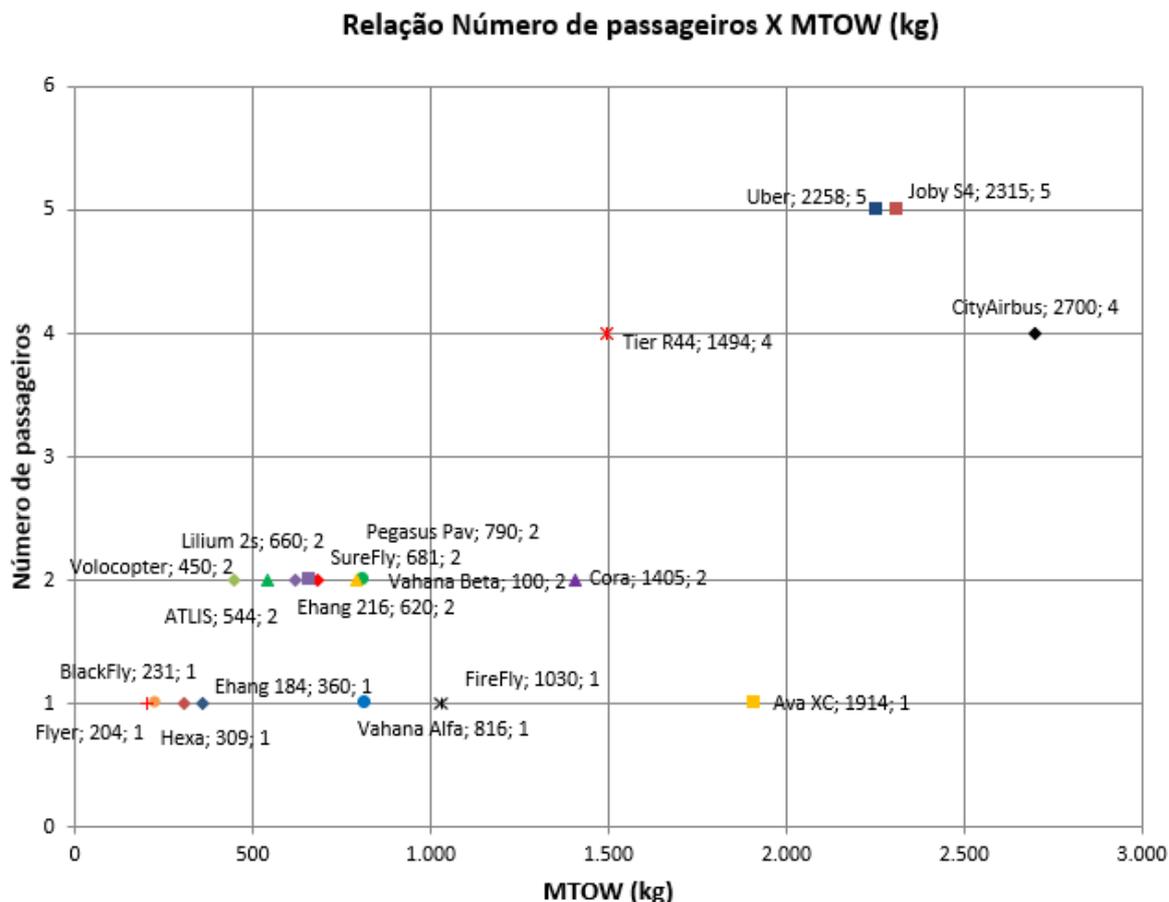


Figura 28 – Relação Número de passageiros e MTOW (kg).

Fonte: Autores.

O modelo de aeronave escolhido para dimensionamento deste trabalho é a categoria *wingless/multirotor* e conforme explicado no tópico 2.3.1.3, aeronaves desse tipo de categoria são apropriadas para operações de curto alcance. A proposta deste trabalho vem como uma alternativa para alterar essa realidade e tornar essas aeronaves mais competitivas no mercado.

A partir desses gráficos é possível observar que há apenas uma aeronave da categoria *multirotor* que possui alcance acima de 100 km e capacidade para 2 passageiros, essa aeronave é o SureFly. Esse fato se explica, pois esse veículo apresenta sistema propulsivo híbrido, o que proporciona transportar mais carga por distâncias maiores. As outras aeronaves da categoria são puramente elétricas.

De forma geral, os veículos *tilt-rotor* e *tilt-wing* apresentam maior peso de decolagem pois em suas estruturas são compostas de mais componentes para garantir que as partes se movam, como é característico desse tipo de configuração. Em compensação, possuem mais alcance se comparado com outras categorias, uma vez que a maioria dos projetos possuem asa, apesar de serem totalmente elétricos.

2.4 Sistemas de armazenamento de energia

Baterias, também chamadas de acumuladores de energia, são dispositivos que conseguem armazenar determinada quantidade de energia. De forma geral, as baterias funcionam a partir de reações de oxidação e redução, o que gera corrente elétrica. O fato das reações eletroquímicas serem quase totalmente reversíveis, faz com que seja possível carregar e descarregar as baterias por vários ciclos. De forma geral, esses dispositivos são compostos por eletrodos mergulhados em um eletrólito. A geração de corrente elétrica das baterias se dá quando o material que sofre oxidação se reduz e esse estado caracteriza uma bateria descarregada. Quando o acumulador é conectado a uma fonte elétrica externa, a corrente elétrica faz com que o material redutor retorne a quantidade inicial, o que caracteriza como bateria carregada.

A capacidade útil das baterias ou quantidade de eletricidade é dada pelo produto da corrente de descarga pelo tempo de duração das mesmas e depende de como são aplicadas. A descarga, portanto, se caracteriza por uma progressiva diminuição da tensão, da densidade do eletrólito e do estado de carga (COPETTI; MACAGNAN, 2007). A força motriz química das células de uma bateria se deve à diferença nos potenciais químicos de seus dois eletrodos, que é determinada pela diferença entre as energias livres de *Gibbs* dos produtos da reação e os reagentes. Além disso, a corrente desempenha um papel importante na determinação das perdas dentro de uma bateria, como a queda de tensão. Por isso a taxa de descarga (*C-Rate*) representa o quanto uma bateria é descarregada (SAHA; GOEBEL, 2009).

Do ponto de vista da aplicação, as propriedades físicas relevantes de uma bateria, como densidade energética, podem ser diferentes em cada caso. Para aplicações de baterias de dispositivos eletrônicos, como celulares, *laptops* e câmeras é mais comum descrever a quantidade de energia armazenada por unidade de volume (Wh/cm^3), enquanto que para aplicações de propulsão de veículos, é mais comum expressar energia por unidade de peso (Wh/kg). Além disso, outro parâmetro muito importante atualmente é o ciclo de vida, que representa o número de vezes que a bateria pode ser recarregada antes de comprometer sua capacidade (SAHA; GOEBEL, 2009).

2.4.1 Tipos de sistemas de armazenamento de energia

Os principais tipos de acumuladores são:

- Chumbo-ácido
- Lipo: Lítio polímero
- Lilo: Lítio-íon

- Células de combustível

Segundo Jacqueline Copetti (2007), a bateria de chumbo-ácido ainda são consideráveis viáveis de utilização, por ser uma tecnologia conhecida e dominada, que apresenta boa relação entre rendimento, custo e vida útil. Essas baterias podem ser muito bem aplicadas em sistemas automotivos, veículos elétricos e em sistemas de alimentação ininterruptas, como os de emergência, mostrando-se versáteis e confiáveis. Elas são baterias mais baratas, representando cerca de 40% do mercado.

As vantagens das baterias Lipo e Lilo é que seus eletrodos são mais leves que outros tipos de baterias do mesmo tamanho. Lítio é um elemento com alta reatividade, logo muita energia pode ser armazenada em suas ligações atômicas. Isso implica que possuem alta densidade energética se comparada com outros tipos de baterias, como exemplo chumbo-ácido, NiCd e NiMH. (SAHA; GOEBEL, 2009).

As baterias Lipo e Lilo apresentam baixa taxa de descarga (*C-rate*), o que lhes garante permanecerem carregadas por longos períodos de tempo. Além disso, elas não sofrem do “efeito memória”, ou seja, não precisam ser completamente descarregadas para reterem a capacidade total da carga, como ocorre com baterias NiCd. Essas baterias também apresentam elevado ciclo de vida sem apresentar degradação de suas capacidades, podendo chegar a centenas de ciclos (SAHA; GOEBEL, 2009).

Na indústria automobilística, a Toyota iniciou o desenvolvimento de veículos híbridos com células de hidrogênio em 1992. O modelo Toyota FCHV 2005 foi anunciado em 2002 e em 2005 obteve a certificação de tipo. O veículo pesava 1880 kg, possuía alcance máximo de 330 km e chegava a 155 km/h. A célula de combustível de troca de prótons por membranas gerava 90 kW e usava hidrogênio armazenado a 35 MPa. A célula de hidrogênio foi conectada em paralelo a uma bateria de níquel metal hidreto por um conversor e forneceu energia a um motor de indução por meio de um inversor (ASO; KIZAKI; NONOBE, 2007).

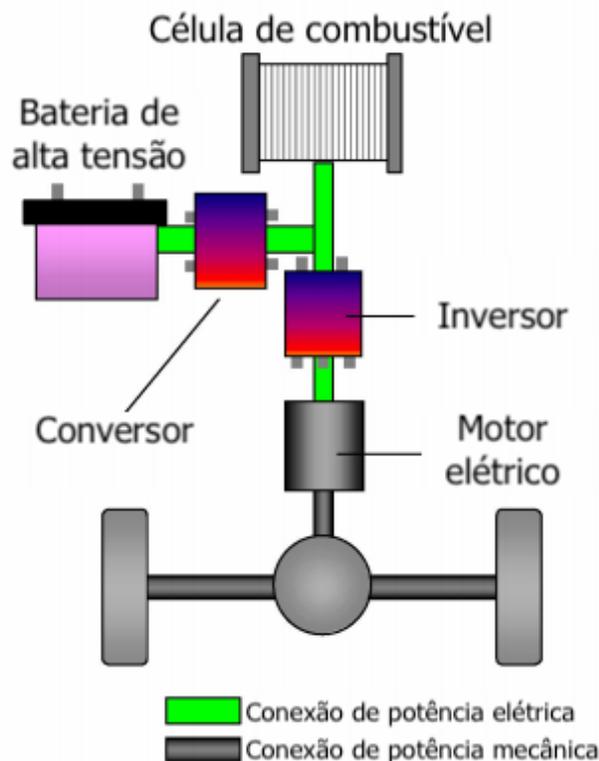


Figura 29 – Sistema híbrido de células de combustível do modelo Toyota FCHV.

Fonte: (ASO; KIZAKI; NONOBE, 2007), elaborada pelos autores.

A densidade energética de células de hidrogênio é de 39,4 kWh/kg com uma eficiência de 0,45 quando usada em células. Combustível fóssil apresentam uma densidade de 13 kWh/kg com uma eficiência de 0,3. No entanto, a eficiência de baixo peso do armazenamento de hidrogênio diminui um pouco a vantagem. O estado da arte em relação ao armazenamento do hidrogênio é hoje uma fração de aproximadamente de 5,5%, dessa forma a densidade energética total se reduz a $39,4 \times 0,45 \times 0,055 = 1$ kWh/kg. O que ainda é 4 vezes maior que a energia específica de baterias Lilo. A limitação de células de combustível é a baixa potência específica, cerca de 0,5 kWh/kg. A combinação de alta potência específica de baterias com alta densidade energética de células de carga pode reduzir o peso total do sistema de alimentação, permitindo carregamento rápido e introduz redundância na fonte de energia para mais segurança. Desse forma, esse trabalho apresenta a combinação de células de carga de hidrogênio com baterias Lilo como potencial candidata para aumentar o alcance, a autonomia e a carga paga de uma aeronave eVTOL (NG, 2019).

2.4.2 Aplicações em Veículos Aéreos

Sob a pressão da escassez de energia e da poluição ambiental, os fabricantes de automóveis focam sua atenção para energia verde e veículos limpos. Veículos elétricos puros, veículos elétricos híbridos e veículos elétricos a células de combustível são mais eficientes

em termos de energia e limpos que os veículos convencionais (RAO Z.AND WANG, 2011). Atualmente para veículos aéreos, quando se fala do uso de baterias, as mais comuns são as de lítio-íon e lítio-polímero, pois são conectadas diretamente para alimentar o conjunto motor elétrico + hélice (BACCHINI; CESTINO, 2019a).

As aplicações de veículos aéreos elétricos requerem dispositivos de armazenamento de energia de alta densidade energética que permita carga suficiente para uma boa relação entre alcance e velocidade de operação do veículo. Entre as tecnologias de bateria disponíveis, as baterias Lilo e Lipo possuem densidades de potência e de energia necessárias para aplicações a curtas distâncias em veículos aéreos (MAROM et al., 2011).

A densidade energética de baterias ainda não é suficiente para tornar elétrico 100% do transporte aéreo. O alcance de veículos elétricos é muito menor do que o alcance de aeronaves convencionais. No entanto, a alta potência específica e o tamanho dos motores elétricos permitem o desenvolvimento de projetos VTOL (BACCHINI; CESTINO, 2019b). A desvantagem do uso de baterias em veículos eVTOL é o baixo alcance e baixa tolerância de uso em aplicações reais com cargas pagas e a maior limitação para veículos movidos a baterias de Lilo e Lipo é a energia específica, que apresentam valor máximo de 250 Wh/kg por célula e 150-170 Wh/kg por conjunto e 200 Wh/kg, respectivamente (NG, 2019).

Em 2017, é apresentado um perfil de missão de uma aeronave totalmente elétrica. O sistema propulsivo do veículo é composto por um controlador (que tem um módulo de acionamento e um módulo de controle), o motor, as baterias, a interface com o usuário (*display* integrado de energia), a alavanca de acelerador, alimentação auxiliar e outros componentes diversos conforme mostrado na figura 30. Durante o voo, o piloto controla a alavanca do acelerador que envia um sinal para o módulo de controle do controlador, que em seguida envia um sinal proporcional para módulo de acionamento converter a corrente contínua fornecida pelas baterias em corrente alternada para ligar o motor e por consequência girar a hélice. As baterias são totalmente carregadas antes de cada voo e o piloto obtém informações do motor, do controlador e das baterias a partir do *display* integrado no painel da aeronave.

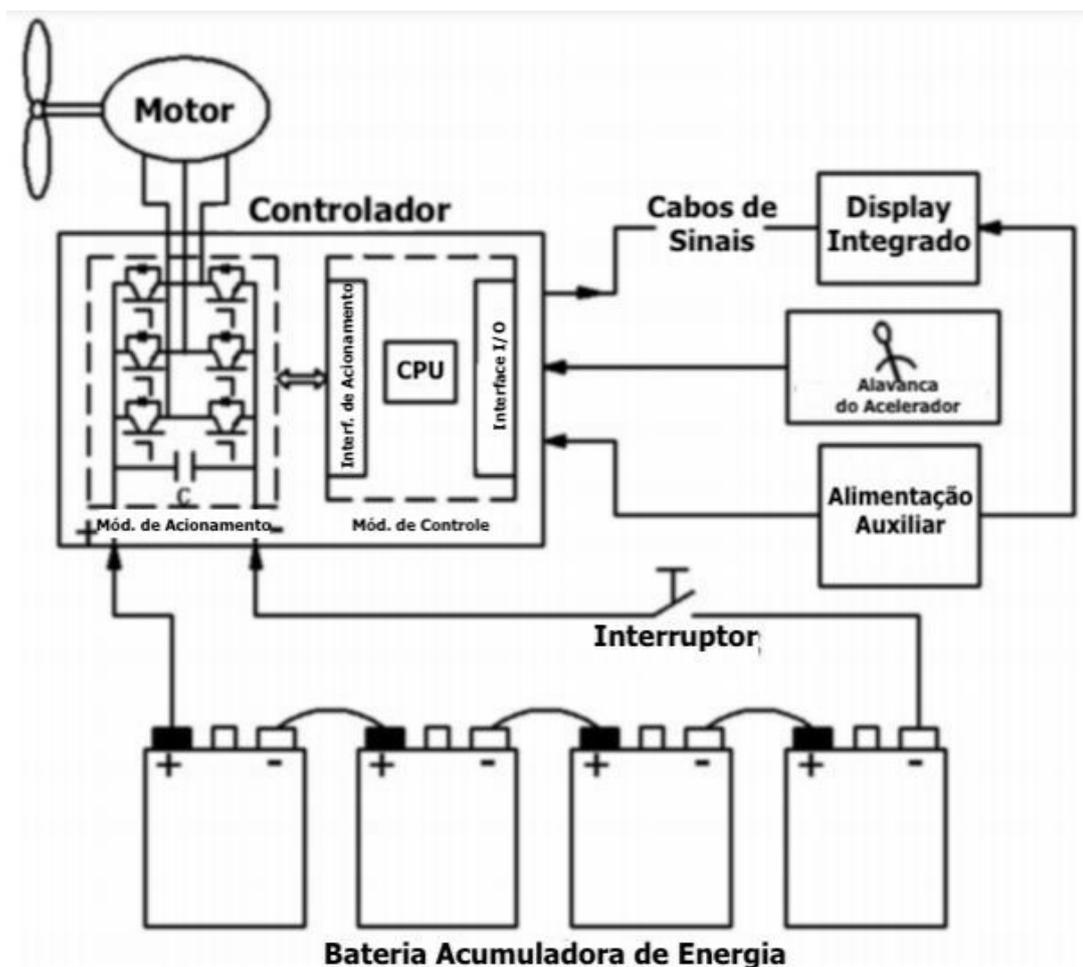


Figura 30 – Diagrama de blocos do sistema de propulsão elétrica de aeronaves.

Fonte: (MA et al., 2017).

Diante disso, considerando um veículo movido somente por baterias Lipo ou Lilo, a energia consumida varia de fase a fase, que podem ser divididas entre: decolagem (até 1 min), subida (1 a 4 min), cruzeiro (4 a 34 min) e pouso (34 a 38 min), conforme apresentado na figura 31. A princípio a decolagem requer *output* de potência similar a fase de cruzeiro, no entanto, apenas representa cerca de 2% da energia total consumida, devido ao curto intervalo. A fase de subida representa cerca de 20% da energia consumida e 2,5 vezes a potência requerida da fase de cruzeiro. A fase de cruzeiro apesar de requerer baixa potência relativa, ela representa até 75% da energia consumida. E por fim, o pouso consome cerca de 0,5% de energia (MA et al., 2017).

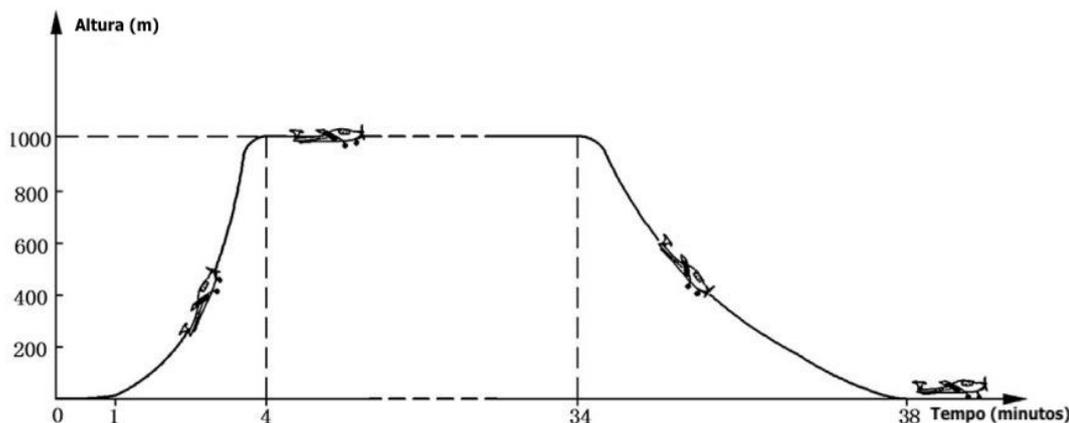


Figura 31 – Perfil de missão de uma aeronave elétrica.

Fonte: (MA et al., 2017).

Segundo a pesquisa desenvolvida por Wanyi Ng (2019), um veículo eVTOL operando em uma missão dentro da cidade (dentro de 80 km) o uso de baterias de lítio-íon pode ser suficiente para transportar uma carga útil de 360 kg. Para esse tipo de missão, a prioridade é melhorar a densidade de energia da bateria. No entanto, para missões de transporte entre cidades, a combinação de baterias e células de hidrogênio parecem ultrapassar as projeções futuras dos níveis de energia da bateria de lítio-íon, isso devido a alta capacidade de armazenamento de hidrogênio. Tornando inviável o uso de somente baterias para esse tipo de missão.

A Boeing realizou em 2010 os primeiros testes de voo do primeiro avião de célula de combustível em um motoplanador de 2 lugares. A energia híbrida é utilizada para alimentar o motor a combustão que aciona uma hélice de passo variável. A fonte de energia corresponde uma célula de combustível e uma bateria Lilo que auxilia a célula de combustível durante a decolagem e subida, quando potência máxima é exigida. Assim que atinge altitude de cruzeiro da missão, o piloto desconecta as baterias e o planador conseguiu manter a altitude (de acordo com o *log* de voo enviado até a ICAO *International Civil Aviation Organization*).

Powerplant baseada em células de combustível de troca de prótons por membranas são vantajosas do ponto de vista ambiental, pois não possuem emissões prejudiciais. No entanto, são muito pesadas se comparadas com aeronaves de propulsão convencionais. Portanto aeronaves que utilizam célula de combustível precisam ser muito eficientes aerodinamicamente para compensar o peso associado às células de combustível e sistemas auxiliares (LAPEÑA-REY et al., 2010).

Em 2020 foram divulgadas fotos não oficiais de um novo drone de carga híbrido da Toyota sobre o Mojave Air and Space Port na Califórnia, EUA, mostrado na figura 32. O registro da aeronave pela FAA consta como uma aeronave de asa fixa que utiliza motores

elétricos para girar as hélices e é feita pela Toyota Motor Engineering and Manufacture de Ann Arbor. Em 15 de janeiro de 2020 a Toyota investiu US\$ 394 milhões na Joby Aviation, empresa esta responsável pelo veículo Joby-S4 (AVIATION, 2015). Este veículo híbrido de carga pode ser a entrada da Toyota no mercado UAM (CORPORATION, 2020).



Figura 32 – Veículo de carga híbrido da Toyota.

Fonte: (CORPORATION, 2020).

As baterias Lipo e Lilo foram e continuam sendo as mais utilizadas em eVTOL, pois são tecnologias bem conhecidas e elas apresentam desempenho suficiente para suprir as demandas iniciais dos veículos. Paralelamente, as células de combustível são um assunto em voga, tendo em vista às constantes pesquisas de aplicação dessa tecnologia em automóveis. Segundo o estudo da Uber Elevate (2016), a expectativa para o futuro de veículos totalmente elétricos é de que a densidade energética das baterias Lipo e Lilo cheguem a cerca de 400 Wh/kg, enquanto que atualmente esse valor varia de 150 a 250 Wh/kg. Caso isso seja possível, a expectativa é que os veículos alcancem distâncias maiores produzindo menos poluição e menos ruído.

Pesquisas sobre sistemas de armazenamentos de energia são essenciais para guiar o futuro de desenvolvimento de veículos elétricos. Os requisitos de projeto que as principais empresas buscam alcançar em seus projetos são sistemas cada vez mais leves, que transportam mais carga paga, mais baratos, mais silenciosos e menos poluentes. O desenvolvimento do sistema de armazenamento de energia está diretamente e/ou indiretamente ligado a esses requisitos de projetos.

2.5 Motores Elétricos

2.5.1 Motores de Indução Trifásicos

Os motores de indução podem ser classificados de diversas formas, conforme descrito na figura 33. Neste trabalho, o foco são os motores elétricos trifásicos síncronos, uma vez que eles são utilizados como fonte de geração de sustentação dos principais veículos aéreos. Além disso, como parte da proposta do trabalho, esse mesmo tipo motor será utilizado como o gerador de energia do sistema híbrido-elétrico.

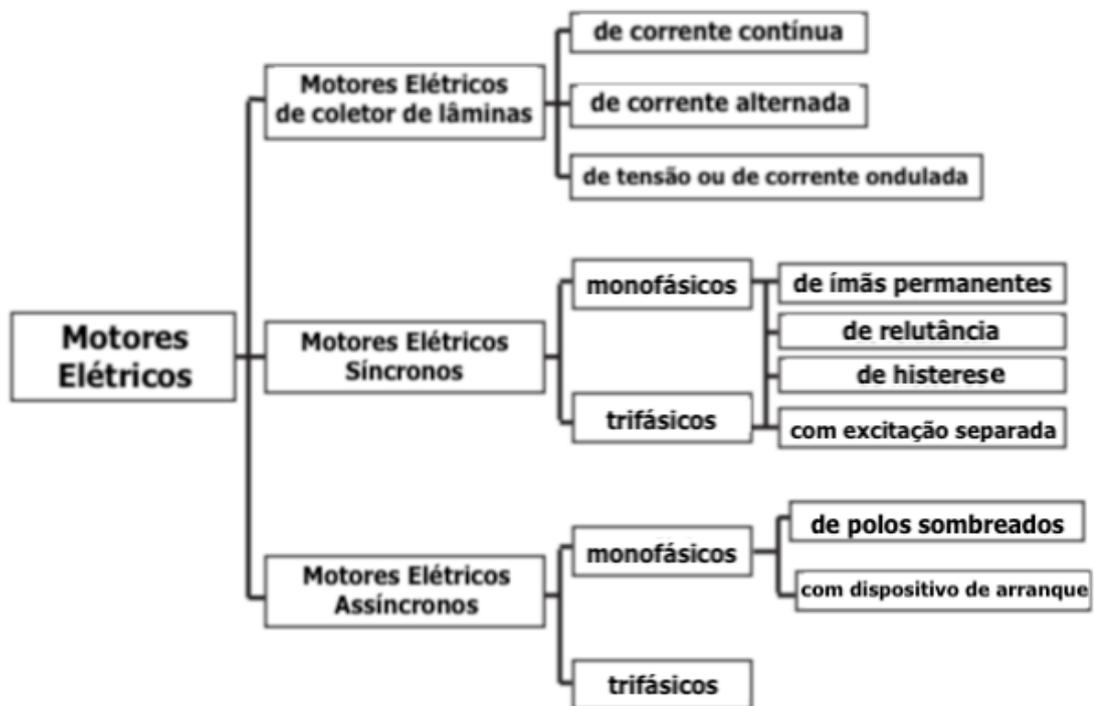


Figura 33 – Classificação dos motores elétricos.

Fonte: (GUEDES, 1994), adaptada pelos autores.

Motor de indução trifásico é uma máquina elétrica rotativa de corrente alternada. A construção e manutenção desse tipo de motor deve seguir normas específicas e apresentam como principais vantagens o baixo custo em montagem, manutenção e fabricação. O motor de indução trifásico é constituído pelas seguintes partes:

- Estator
- Rotor
- Estrutura mecânica

O estator é a parte fixa do motor e é composta por um empacotamento de chapas de ferro magnético de formato de coroa circular ranhurada na periferia interior. Nessas

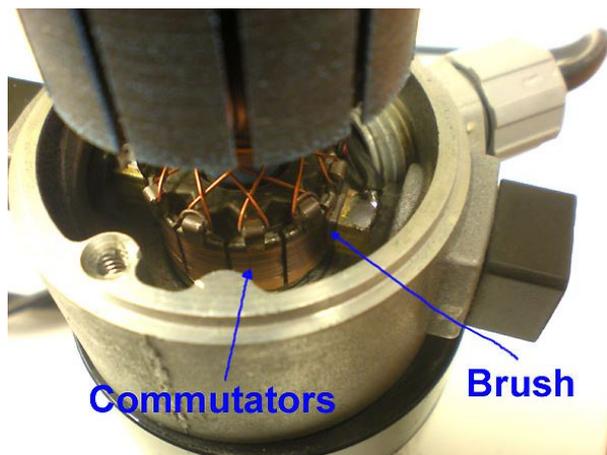
ranhuras ficam enrolados as bobinas do circuito elétrico que são alimentadas pelas fases do sistema. O rotor é a parte que gira do motor e também é composta pelo mesmo tipo de chapa magnética do estator. As chapas possuem formato de coroa circular ranhurada na periferia exterior. Já a estrutura mecânica é a carcaça do motor responsável por manter todas as partes em suas respectivas posições e garantir que as partes móveis girem com a velocidade conveniente, além de protegê-las (GUEDES, 1994).

Segundo Manuel Guedes (1994), o funcionamento de um motor de indução trifásico ocorre da seguinte forma:

1. O circuito elétrico do estator é alimentado por um sistema trifásico que provoca a circulação de corrente elétrica nos condutores das bobinas. Com a passagem da corrente elétrica nas espiras das bobinas, há a geração de um campo girante de força magnetomotriz.
2. O movimento do campo magnético girante induz forças eletromotrizes alternadas nas bobinas do estator e nos condutores do circuito elétrico do rotor.
3. As forças elétricas do rotor dão origem a correntes elétricas que circulam nos condutores do rotor.
4. As correntes elétricas do rotor circulam no interior do campo magnético provocando o aparecimento de forças mecânicas, fazendo o rotor girar.

2.5.2 Motores com Escova x Motores sem Escova

O princípio de funcionamento dos motores com escova (*brushed direct current*) e sem escova (*brushless direct current*) é basicamente o mesmo. Ao serem energizados, cria-se o campo magnético. A principal diferença entre eles é que motores sem escova não utilizam escovas para comutação, em vez disso, eles comutam eletronicamente. As figuras 34 e 35 mostram o rotor e o estator de motores com e sem escova:

Figura 34 – Motor com escova (*Brushed DC*).

Fonte: (DEVICES, 2014)

Figura 35 – Motor sem escova (*Brushless DC*).

Fonte: (DEVICES, 2014)

As vantagens dos motores com escova são: baixo custo e fabricação simplificada. No entanto, suas desvantagens são: menos eficientes, mais barulhentos e vida útil reduzida devido ao contato físico das escovas com o eixo. Já os motores sem escova apresentam mais vantagens, são elas: melhor relação velocidade de giro x torque, resposta dinâmica mais rápida, mais eficientes, vida útil longa, mais silenciosos e podem alcançar velocidades mais elevadas (YEDAMALE, 2003).

2.5.3 Fluxo Axial x Fluxo Radial

Normalmente, motores elétricos do tipo *brushless* são construídos de forma a se obter um fluxo radial de distribuição do campo magnético, no qual há um espaço entre rotor e estator (HINCAPIE; SANDOVAL; PARRA, 2012). Os motores elétricos de fluxo axial possuem posicionamento específico dos ímãs, que estão em planos paralelos às bobinas.

Isso permite criar um fluxo de campo magnético sobre o menor volume rotativo, resultando em uma diminuição do momento de inércia e da massa do motor (CAVAGNINO et al., 2002).

A eficiência de um motor elétrico diminui à medida que seu tamanho diminui. Esse fator de desempenho é o mais importante de um motor e depende do comprimento efetivo entreferro, do fator de preenchimento da bobina e da saturação do núcleo (KANG et al., 2012). Como otimização e eficiência, a configuração do motor de fluxo axial representa uma vantagem significativa em relação ao motor de fluxo radial, chegando a apresentar eficiência de motor acima de 90% (HINCAPIE; SANDOVAL; PARRA, 2012).

A figura 36 representa uma ilustração da principal diferença entre motores elétricos de fluxo radial e axial:

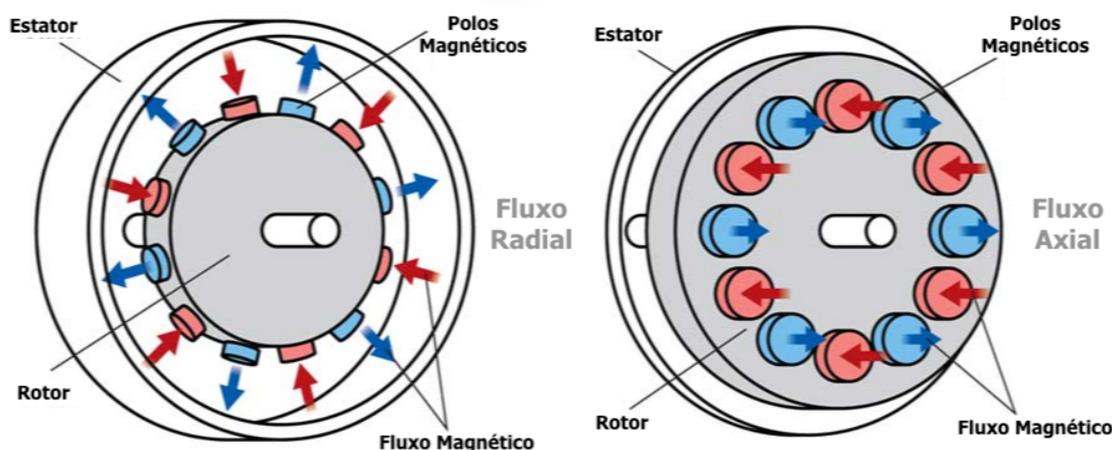


Figura 36 – Comparação entre motores de fluxo radial e axial.

Fonte: (MOREELS; LEIJNEN, 2019), adaptada pelos autores.

2.6 Motores a Combustão

Um motor a combustão é uma máquina térmica, que queima uma mistura de combustível e comburente, transformando a energia química do combustível em trabalho mecânico. Geralmente a aplicação desse trabalho mecânico é usado na locomoção de veículos como carros, motos, embarcações e aviões.

Estes motores podem possuir 1 ou mais cilindros, sendo que cada configuração tem suas vantagens e desvantagens. a seguir são apresentadas as vantagens e desvantagens de cada tipo:

1. Em linha

- Vantagens: Baixo preço, simplicidade de construção e montagem

- Desvantagens: Número de cilindros, limitado pelo tamanho
2. Em H
 - Vantagens: Compacidade, possibilidade de usar muitos cilindros
 - Desvantagens: Custo elevado, perdas mecânicas
 3. Em V
 - Vantagens: Volume e comprimento reduzidos
 - Desvantagens: Custo elevado
 4. Em W
 - Vantagens: Volume e comprimento muito reduzido
 - Desvantagens: Custo elevado
 5. Em U
 - Vantagens: Volume e comprimento reduzidos
 - Desvantagens: Custo elevado, perdas mecânicas
 6. Em Estrela ou Radial
 - Vantagens: Comprimento reduzido, grande área frontal (para arrefecimento a ar)
 - Desvantagens: Custo muito elevado
 7. Pistões opostos
 - Vantagens: Usados em motores Diesel 2 tempos, elevado rendimento
 - Desvantagens: Motor muito largo e muito pesado, custo elevado
 8. Cilindros opostos
 - Vantagens: Baixo centro de gravidade, comprimento reduzido
 - Desvantagens: Custo elevado

Fonte: Motores de Combustão Interna ([BRUNETTI, 2018](#)).

2.6.1 Comparação entre motores

Para o desenvolvimento deste projeto foram levantadas informações de diversos motores a combustão que possuem aplicações variadas, como aviões, carros e motocicletas. A figura 37 mostra as diferentes categorias de motores estudados, com destaque para os motores da fabricante Lycoming:

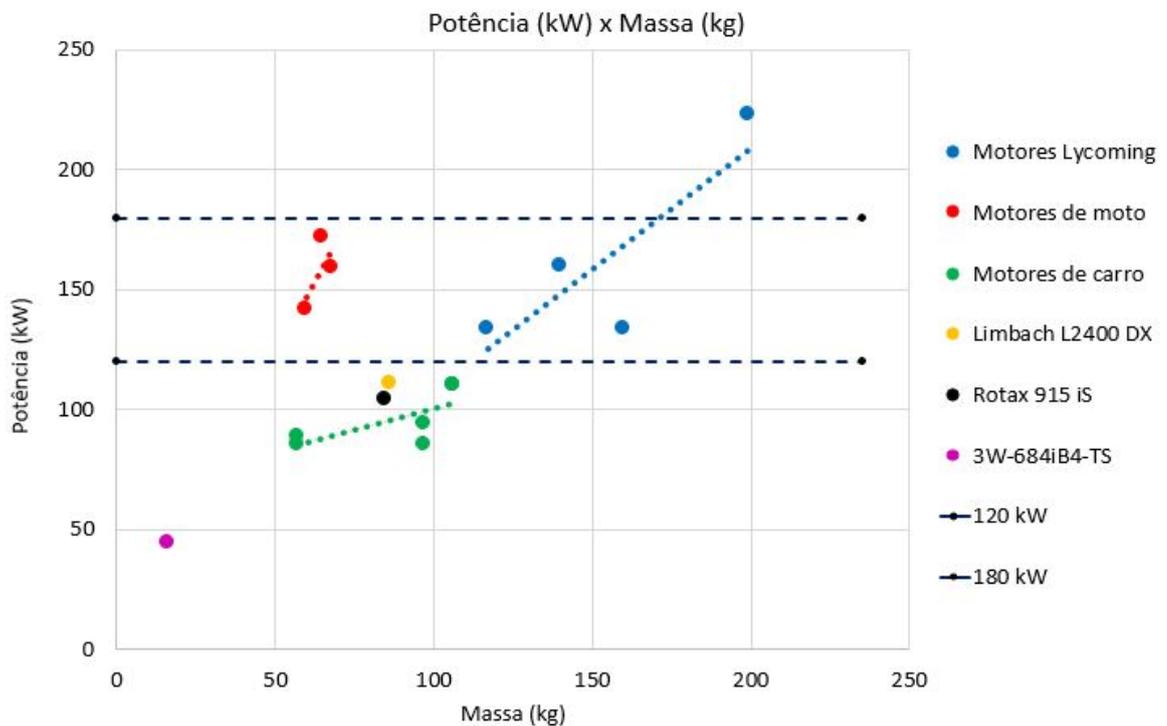


Figura 37 – Relação Potência x Massa de diversas categorias de motores a combustão.

Fonte: Autores.

Os motores de moto de alto desempenho são os que apresentam a melhor relação potência/massa, ou seja, entrega mais potência agregando menos massa ao sistema. No entanto, não é comum que esse tipo de motor entregue mais de 180 kW de potência. Em contrapartida, os motores de carro são os que apresentam pior relação potência/massa.

Os motores Limbach-L2400-DX e Rotax 915 iS possuem aplicação na aviação, mas assim como os motores da fabricante Lycoming de aeronaves, os motores aeronáuticos possuem relação potência/massa variando de 1 a 1,2. Conforme apresentado na seção 4, a potência entregue por um motor a combustão para suprir a demanda de energia do veículo eVTOL deve estar em torno de 120 a 180 kW.

2.7 Sistema de Propulsão Híbrido-Elétrico

A configuração do veículo e a arquitetura do sistema de propulsão são dois pontos-chaves para os atributos de desempenho do veículo. A configuração de veículo é um fator que restringe o design da arquitetura de propulsão. O objetivo do sistema de propulsão híbrido-elétrico é explorar as vantagens inerentes de diferentes tecnologias de propulsão para alcançar altas taxas de potência/peso em todo o voo (AVERA; SINGH, 2019).

A principal diferença entre um sistema de propulsão híbrida-elétrica e puramente elétrica pode ser observada nas figuras 38 e 39:

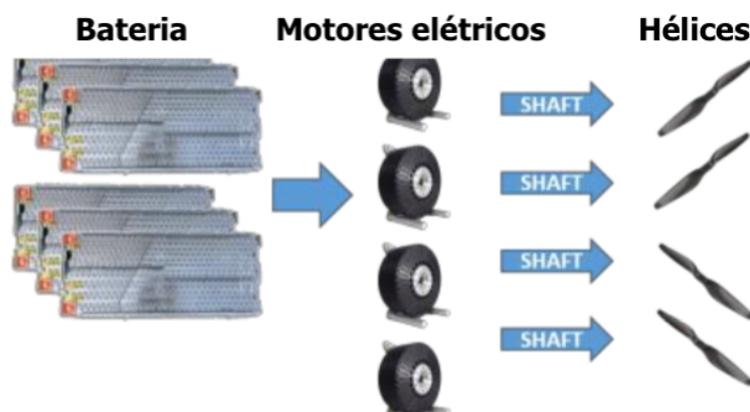


Figura 38 – Sistema propulsivo puramente elétrico.

Fonte: (AVERA; SINGH, 2019), adaptada pelos autores.

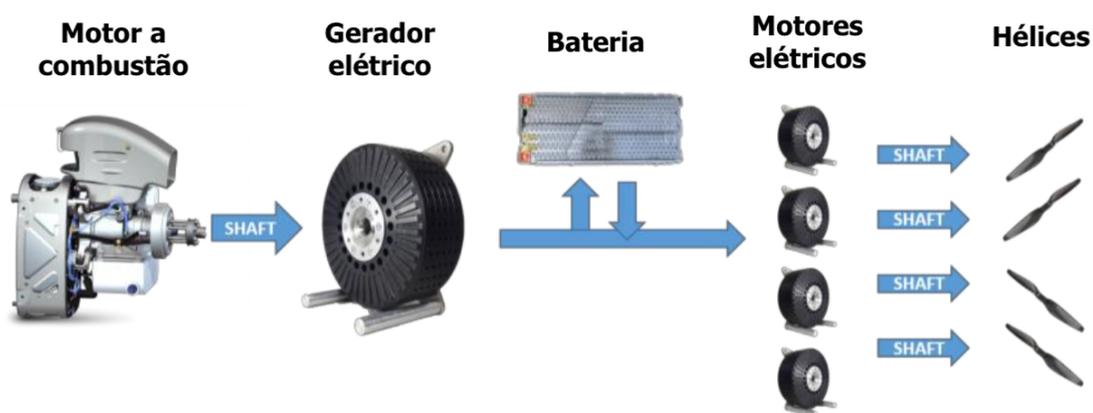


Figura 39 – Sistema propulsivo híbrido-elétrico.

Fonte: (AVERA; SINGH, 2019), adaptada pelos autores.

No sistema puramente elétrico, os motores do veículo são alimentados exclusivamente por baterias, portanto o critério de desempenho em voo são determinados pelas características de densidade energética e capacidade do sistema de armazenamento de energia. Já no sistema híbrido-elétrico, o sistema de geração composto pelo gerador e

motor a combustão é responsável por alimentar as baterias do veículo. Essas baterias são, então, utilizadas para alimentar os motores responsáveis pela sustentação. A proposta deste trabalho será estudar justamente a configuração apresentada na figura 39.

Espera-se que o veículo que tenha a configuração de propulsão mostrada na figura 39 tenha um alcance significativamente maior do que os *designs* alimentados por bateria, devido à maior densidade de energia do combustível em comparação com as baterias. Embora seja esperado que um veículo deste tipo seja obrigado a ter uma bateria de reserva, tal bateria só é utilizada em situações de emergência e não se destina a ser usada para aumentar a capacidade de desempenho do veículo (AVERA; SINGH, 2019).

A figura 40 representa as diferenças entre as densidades de energias de sistemas de armazenamento e da gasolina:

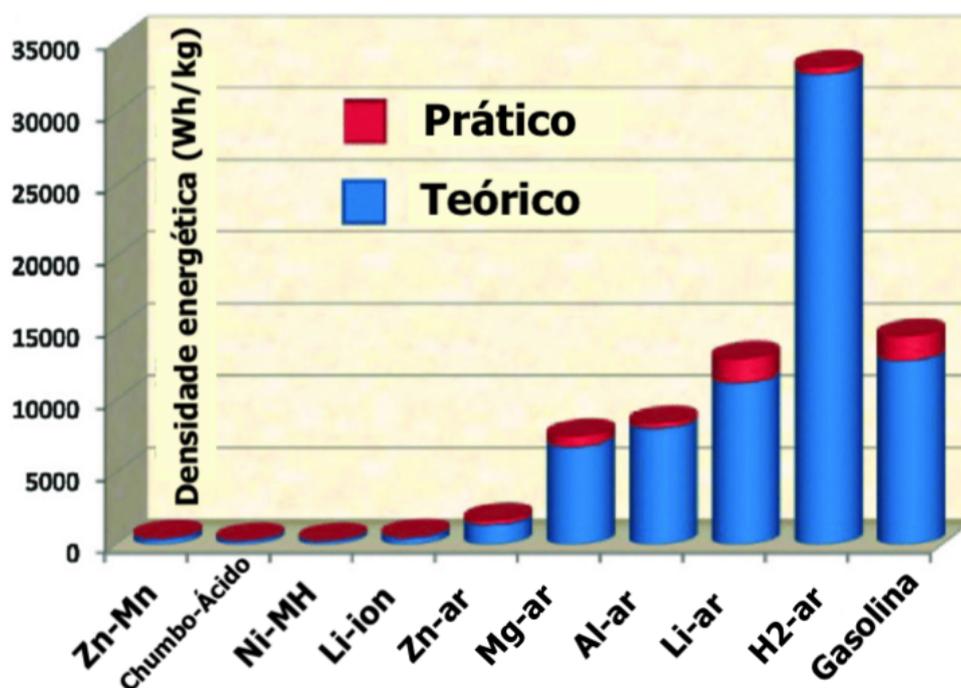


Figura 40 – Comparação da densidade energética de alguns modelos de baterias recarregáveis, célula de combustível de hidrogênio e gasolina.

Fonte: (ZHU et al., 2016), adaptada pelos autores.

2.7.1 Configurações híbrido-elétrico

O sistema híbrido-elétrico pode ser montado de várias formas. As três configurações usadas principalmente no setor automotivo são: a configuração em série, a configuração em paralelo e a configuração em série-paralelo (SCHÖMANN, 2014).

2.7.1.1 Configuração em Série

Em uma configuração híbrida em série, a hélice é acionada apenas pelo motor elétrico. A energia mecânica do motor a combustão é convertida em energia elétrica por um gerador e essa energia é usada para carregar baterias ou para fornecer energia diretamente para o motor elétrico (SCHÖMANN, 2014).

A vantagem dessa configuração é que o motor a combustão fica completamente desacoplado da geração de tração e pode, portanto, funcionar constantemente na condição ideal de operação. Além disso, a simplicidade da configuração permite fácil controle da propulsão. A desvantagem é que o motor elétrico precisa ser dimensionado para suprir todas as demandas de operação do veículo, uma vez que ele sozinho é responsável pela potência de propulsão do veículo. Dessa forma, mais massa é acrescentada ao sistema, tanto por um motor elétrico mais pesado quanto pela adição de um gerador (SCHÖMANN, 2014).

A figura 41 mostra um esquemático da configuração híbrida-elétrica em série:

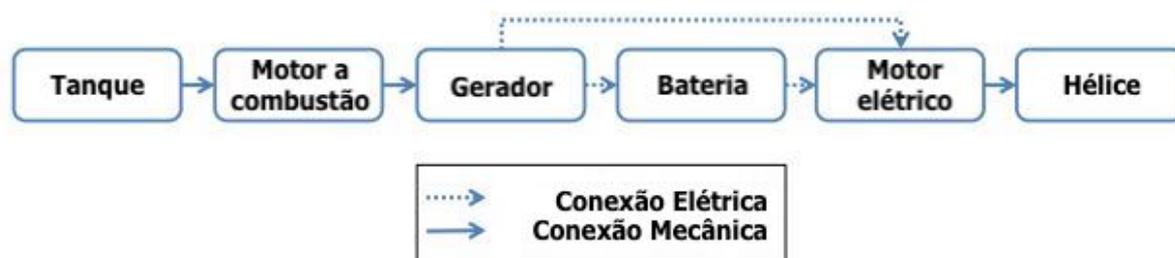


Figura 41 – Configuração híbrida-elétrica em série.

Fonte: (SCHOEMANN; HORNUNG, 2012), adaptada pelos autores.

2.7.1.2 Configuração em Paralelo

A configuração híbrida elétrica em paralelo é caracterizada por 2 tipos de propulsão, a elétrica e a combustão, acopladas mecanicamente. Tanto o motor elétrico quanto o motor a combustão são capazes de acionar a hélice sozinhos ou em conjunto. Além disso, a configuração em paralelo permite o carregamento das baterias quando o motor a combustão rotaciona hélice e o motor elétrico funciona como gerador (SCHÖMANN, 2014).

Como a potência máxima é fornecida pelo motor elétrico e pelo motor a combustão em conjunto, ambos podem ser menores do que em sistema isolados. Além disso, a possibilidade dos dois motores acionarem a hélice, essa configuração pode fornecer redundância de propulsão. As desvantagens dessa configuração são o acréscimo de um acoplamento mecânico e um sistema de controle de propulsão mais sofisticado. Além disso, a operação

do motor de combustão interna pode ser menos ideal do que em uma série, uma vez que está envolvida na geração de tração. (SCHÖMANN, 2014).

Em 2005 fez uma comparação quantitativa de VANTs de configuração em série e em paralela e para um sistema de MTOW de 13,6 kg, a configuração paralela é 8 % mais leve.

A figura 42 mostra um esquemático da configuração híbrida-elétrica em paralelo:

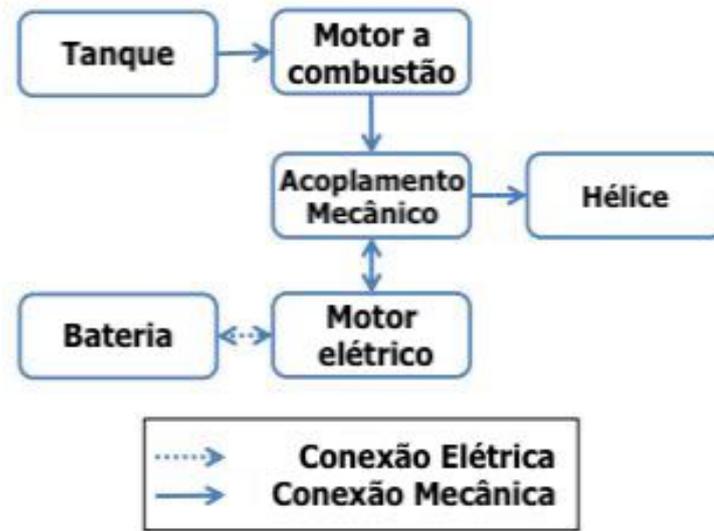


Figura 42 – Configuração híbrida-elétrica em paralelo.

Fonte: (SCHOEMANN; HORNUNG, 2012), adaptada pelos autores.

2.7.1.3 Configuração em Série-Paralelo

A configuração série-paralelo, também conhecida como divisão de potência, é uma combinação das configurações em série e em paralelo. Conforme apresentado na figura 43, a hélice, o motor a combustão, o motor elétrico e o gerador são conectados a uma engrenagem planetária. O que torna a distribuição de carga mais flexível e permite que o motor a combustão opere em sua faixa de velocidade de rotação mais eficiente (SCHÖMANN, 2014).

Outra vantagem dessa configuração é a possibilidade de desativar o motor a combustão sem desconectá-lo mecanicamente. O uso da engrenagem planetária e o gerador adicional torna essa configuração mais pesada que um sistema em paralelo (SCHÖMANN, 2014).

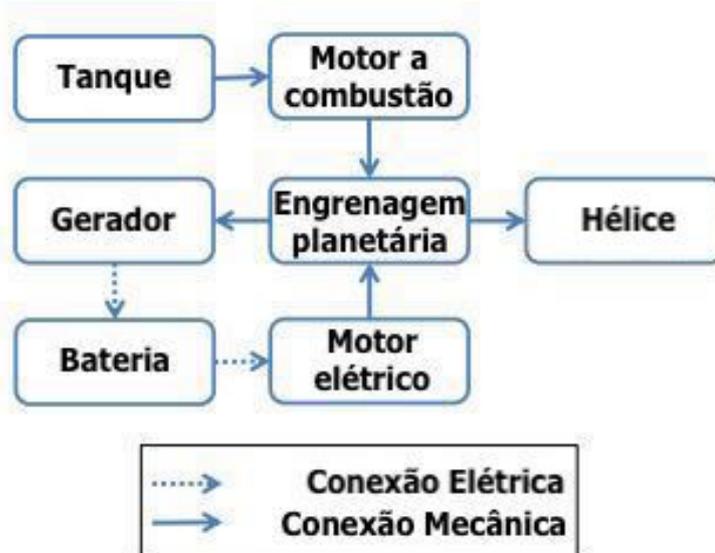


Figura 43 – Configuração híbrida-elétrica em série-paralelo.

Fonte: (SCHÖMANN, 2014), adaptada pelos autores.

3 Materiais e Métodos

Para tornar o estudo em uma prova de conceito válida, é necessário transicionar do campo da teoria para o campo da prática. Devido ao período de distanciamento social decorrente da pandemia de COVID-19 que atingiu o Brasil no começo de 2020, não foi possível realizar testes experimentais de diferentes motores no laboratório de motores da Universidade de Brasília - Campus Gama. No entanto, foi possível obter dados experimentais diretamente de gravações de dados de aeronave em voo.

Neste trabalho foi desenvolvido um modelo analítico para dimensionamento do sistema de propulsão híbrido-elétrico. Foram realizadas simulações para desenvolver uma aeronave com peso máximo de decolagem de 1000 kg e 1200 kg. Para o desenvolvimento da metodologia, os estudos realizados nas seções de Motores elétricos (2.5), Sistemas de armazenamento de energia (2.4) e Sistema de Propulsão Híbrido-Elétrico (2.7). Além disso, foram utilizados dados de voo da aeronave Cessna 206 anfíbio.

3.1 Dados de voo Cessna 206 Anfíbio

Os dados de voo foram obtidos por Ryan Joy e Jake Anderson logo após a manutenção geral do motor. A aeronave anfíbia foi utilizada em missões humanitárias nas regiões amazônicas. A aquisição de dados se deu utilizando o MVP 50P e os resultados colhidos apresentam informações de desempenho do motor Lycoming TSIO-520-M (310 hp). A tabela 1 mostra as principais características da aeronave:

Aeronave	Cessna 206 Anfíbio
Fabricante	CESSNA AIRCRAFT
Modelo	TU206G
Número de Série	U20605726
Matrícula Aeronave	PR-EIB
Peso Máximo de Decolagem	1724 Kg
Número Máximo de Passageiros	5
Classe da Aeronave	Anfíbio 1 motor convencional
Ano de Fabricação	1980
Situação de Aeronavegabilidade	Situação Normal
Status de Operação	Operação negada para táxi aéreo
Tipo de Habilitação para Pilotos	MNAF
Tipo de voo autorizado	VFR Diurno
Motorização	Lycoming TSIO-520-M (310 hp)

Tabela 1 – Especificações da aeronave Cessna utilizada para obtenção dos dados de voo.

Fonte: (ANAC, 2021).

O registro mais recente da aeronave na ANAC mostra que o atual proprietário e operador da aeronave é a Asas De Socorro, uma entidade sem fins lucrativos, de caráter beneficente, filantrópico, cultural, educativo, religioso, de assistência social e de direitos humanos. A figura 44 mostra a aeronave utilizada para obtenção dos dados de voo:



Figura 44 – Aeronave Cessna 206 Anfíbio.

Fonte: (ASASDESOCORRO, 2021), adaptada pelos autores.

Para este trabalho, as informações mais relevantes obtidas pelos dados de voo são os dados de desempenho do motor a combustão. Dados como potência, torque, consumo e rendimento foram utilizados para descrever o sistema proposto neste trabalho. A tabela 2 apresenta as principais especificações do motor utilizado para obtenção dos dados:

Motor	Lycoming TSIO-520-M (310 hp)
Potência máxima	310 hp (231,16 kW)
Torque máximo	68,6 kgf.m
Massa	199 kg
RPM máximo	2700
Cilindradas	8874
Diâmetro do cilindro	130,2 mm
Curso dos pistões	111,11 mm

Tabela 2 – Especificações do motor Lycoming TSIO-520-M (310 hp).

Fonte: (AIRCRAFTBLUEBOOK, 2021).

Os dados de voo foram coletados utilizando o MVP 50P, que é um sistema de controle de motor digital. Nele, o piloto consegue monitorar diversos parâmetros do motor e do sistema, realiza programas de limites operacionais (do inglês, *Redline Limits*), cria listas de verificação interativas, mostra informações gerais de voo e faz o registro de dados pertinentes da revisão de cada voo. Neste trabalho, os dados analisados são apresentados em intervalos de 0,3 segundos. Foram utilizados 3 dados que mais continham horas de uso do motor. A figura 45 mostra o gravador de dados de voo:



Figura 45 – MVP 50P.

Fonte: (ELETRONICSINTERNATIONAL, 2021)

3.1.1 Análise dos dados de voo

Na leitura apresentada pelo MVP 50P, os arquivos fornecidos aparecem na forma de CSV, que foram importados para o *software* Excel. Os dados foram tratados e analisados de forma a facilitar a interpretação dessas informações para serem utilizadas na simulação.

Para transformar o dado gravado pelo MVP 50P em um dado mostrando potência em HP, foi utilizado a equação 3.1 para obter a potência naquele instante:

$$Potência(hp) = 310 * HP(\%)/100 \quad (3.1)$$

Para o cálculo do torque, foi utilizada a equação 3.2:

$$Torque(N.m) = Potência(kW) * 9549/RPM \quad (3.2)$$

O combustível utilizado pela aeronave é o Avgas (ou gasolina de aviação) cuja densidade pode ser considerada de aproximadamente 0,72 kg/L. Para determinar o consumo específico de combustível (do inglês, *Specific Fuel Consumption* - SFC) em g/kW.min foi utilizado a equação 3.3, sendo que o FLOW é dado em L/h:

$$SFC(g/kW.min) = 0,72 * FLOW * 1000 / (Potência(kW) * 60) \quad (3.3)$$

O consumo do motor em g/min foi calculado utilizando a equação 3.4:

$$Consumo(g/min) = SFC / Potência \quad (3.4)$$

O cálculo do rendimento do motor foi feito utilizando a equação 3.5:

$$Rendimento(\%) = 3,6 / (SFC * 43,5 * 100) \quad (3.5)$$

Sendo que 43,5 MJ/kg é o Poder Calorífico Interior - PCI do combustível Avgas. Este valor representa a quantidade de energia interna contida no combustível, sendo que quanto mais alto for o poder calorífico, maior será a energia contida.

Após as realizações desses cálculos, foram plotados gráficos comparando as características de desempenho do motor nos diferentes voos. Os dados foram analisados considerando o RPM de operação da missão do Cessna 206. É possível observar que por volta de 2300 a 2700 RPM o motor apresenta melhor desempenho, entregando mais potência e consumindo menos combustível. Esses gráficos estão apresentados na seção 4 e observando os dados fica evidente a área de interesse para o desenvolvimento deste trabalho.

Após identificado os limites de operação do motor, os dados de consumo e SFC foram comparados entre si. Foi feito o cálculo da média e o desvio padrão desses valores para cada voo e foi possível observar que os valores de consumo variam cerca de 14-17 % e os dados de SFC variam cerca de 6-10 % aproximadamente. Com isso, os valores utilizados na simulação do dimensionamento do sistema de propulsão-híbrido elétrico são apresentados na tabela 3:

SFC (g/kW.min)	Consumo (g/min)
5,11	850,58
5,32	937,93
5,57	1039,54

Tabela 3 – Dados de consumo e SFC utilizados nas simulações.

Fonte: Autores.

Com esses dados, é possível partir para o dimensionamento conforme apresentado na seção 3.2 Metodologia.

3.2 Metodologia

3.2.1 Características preliminares do veículo eVTOL

A metodologia de desenvolvimento de projetos de aeronaves apresentada pelo Daniel Raymer em 2.1.1 é um bom ponto de partida para o desenvolvimento deste trabalho. É de suma importância definir os requisitos básicos/preliminares antes de iniciar de fato o projeto. Portanto, conforme observado em Projeto Aeronáutico (2.1), foi feito um levantamento dos principais projetos existentes e em desenvolvimento e feita uma análise paramétrica com os principais requisitos, observado em Comparação dos Modelos em 2.3.2. Neste trabalho, não haverá um nível de detalhamento de todas as fases de um projeto aeronáutico, sendo então, estudado até a fase conceitual.

3.2.1.1 Configuração

Existem diversos fatores para se escolher uma categoria de um veículo eVTOL, como tipo de missão, carga paga, autonomia e peso máximo de decolagem. É importante levar em consideração o tipo de certificação que o produto estará sujeito, conforme observado em Mercado UAM (2.2), uma vez que cada processo de certificação implica em diferentes custos, prazos e requisitos até chegar a um produto final.

A partir da “Figura 7: Conceitos aerodinâmicos simplificados utilizados em mobilidade aérea vertical”, é possível observar que o modelo mais rápido para o mercado é a plataforma *multirotor*. Já que nessa categoria não são necessários sistemas extras para diferenciar a aeronave em modo de voo *hover* e modo de voo *cruzeiro*, como é o caso das configurações *Lift + Cruise* e *Vectored Thrust*. Por esse motivo, esse tipo de configuração apresenta subsistemas de fabricação mais simples.

Como um dos objetivos deste trabalho é apresentar uma solução de engenharia como uma alternativa para reduzir o peso de baterias utilizadas no ramo dos veículos eVTOL, o fator de tempo no mercado é essencial. O desenvolvimento de baterias mais leves e com maior capacidade de carga e densidade energética está diretamente relacionado com o alcance e autonomia desses veículos. Dessa forma, a categoria de estudo definida para este trabalho é a de *multirotors*.

3.2.1.2 Parâmetros da missão

Para desenvolvimento de um projeto conceitual um dos principais pontos a serem atendidos é a expectativa do mercado, já que o produto terá como ponto final o usuário.

Outro fator importante a ser considerado é analisar o que as principais empresas do ramo estão desenvolvendo de tecnologia. Como a configuração escolhida é a de *multirotor*, a comparação entre as principais características de projeto apresentada em 2.3.2 é essencial para observar tendências do mercado UAM.

Diante do exposto acima e das pesquisas feitas e apresentadas neste trabalho, a proposta é trabalhar com um veículo que possua uma faixa de peso máximo de decolagem (MTOW) variando entre 1000 e 1200 kg, capaz de transportar uma carga paga variando entre 250 e 300 kg, o que corresponde a 2 passageiros + carga extra, ou então 3 passageiros de até 100 kg. A expectativa é que o veículo com o sistema de propulsão híbrido-elétrico tenha um alcance mínimo de 100 km.

A velocidade estimada teve como base, os veículos eVTOL da mesma categoria (multirrotores). O veículo Volocopter 2X possui velocidade de cruzeiro igual a 100 km/h, o veículo Seraph possui velocidade de cruzeiro igual a 80 km/h, EHang 184 possui velocidade de cruzeiro igual a 100 km/h, o EHang 216 possui velocidade de cruzeiro igual a 130 km/h e o SureFly atinge velocidade de cruzeiro igual a 120 km/h. Portanto, o valor de 100 km/h foi adotado nas simulações. Dessa forma, os parâmetros a serem utilizados para o dimensionamento são apresentados na tabela 4:

Configuração	<i>Multirotor</i>
MTOW	1000 - 1200 kg
Carga Paga	250 - 300 kg
Alcance	mínimo 100 km
Autonomia	mínimo 1h
Velocidade de cruzeiro	100 km/h

Tabela 4 – Parâmetros utilizados para o dimensionamento do sistema de propulsão híbrido-elétrico.

A figura 46 representa a relação entre MTOW (kg) e Alcance (km) das aeronaves existentes e a região marcada em vermelho mostra as aeronaves que atendem as especificações próximas do necessário para a realização da missão proposta neste trabalho. É possível observar que o único veículo da categoria multirrotores que atende às especificações é o SureFly (Figura 21), sendo o único com tecnologia de propulsão híbrida-elétrica.

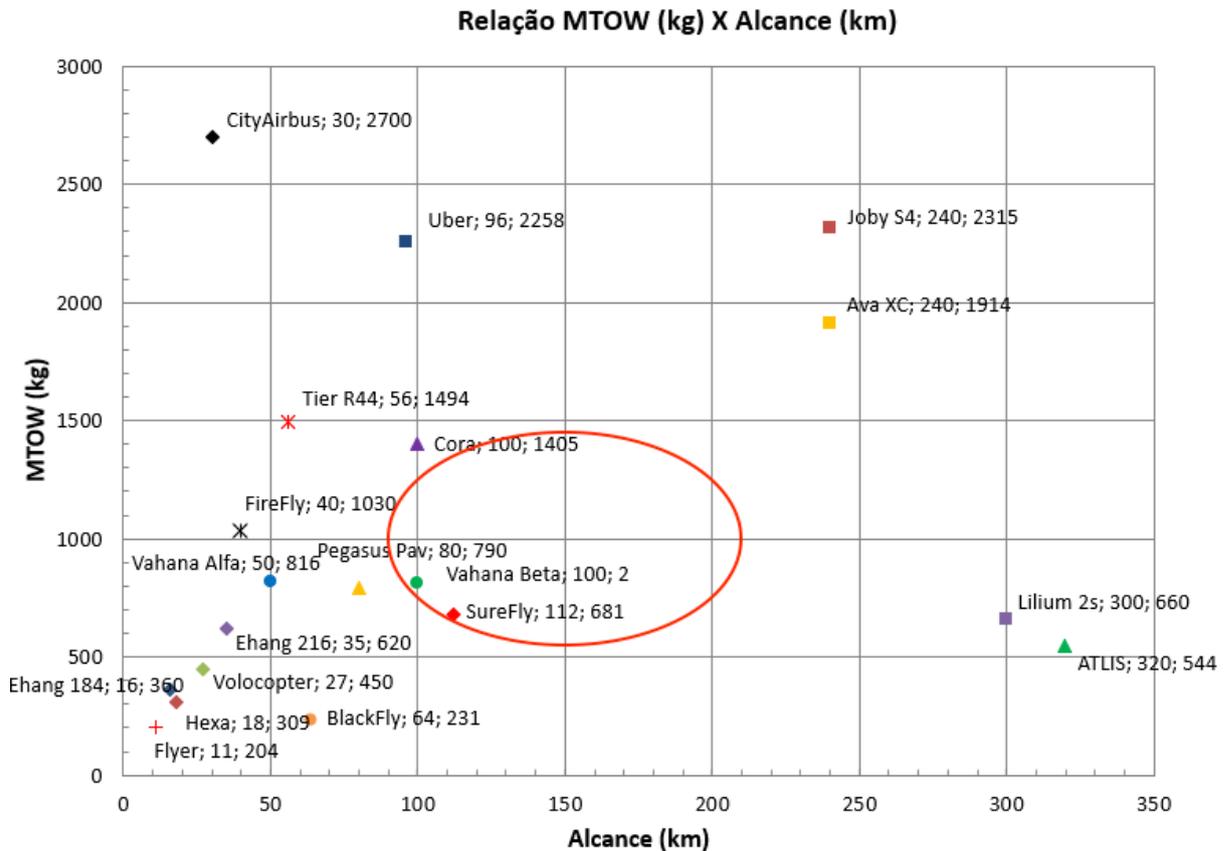


Figura 46 – Relação MTOW (kg) e Alcance (km).

Fonte: Autores.

É perceptível uma brecha no mercado quando se trata de aeronaves que possuem MTOW similar ao proposto neste trabalho, principalmente quando se é necessário atender uma missão de longa distância, conforme apresentado em Comparação de modelos 2.3.2.

Ademais, a figura 47 representa a relação entre Carga Paga (kg) e Alcance (km) e a região marcada em vermelho representa a área de interesse dos parâmetros propostos neste trabalho. É notório que não há aeronaves concorrentes que consigam cumprir os requisitos propostos nesse trabalho, mas o veículo multirrotor SureFly (Figura 21) é o que mais se aproxima desses requisitos.

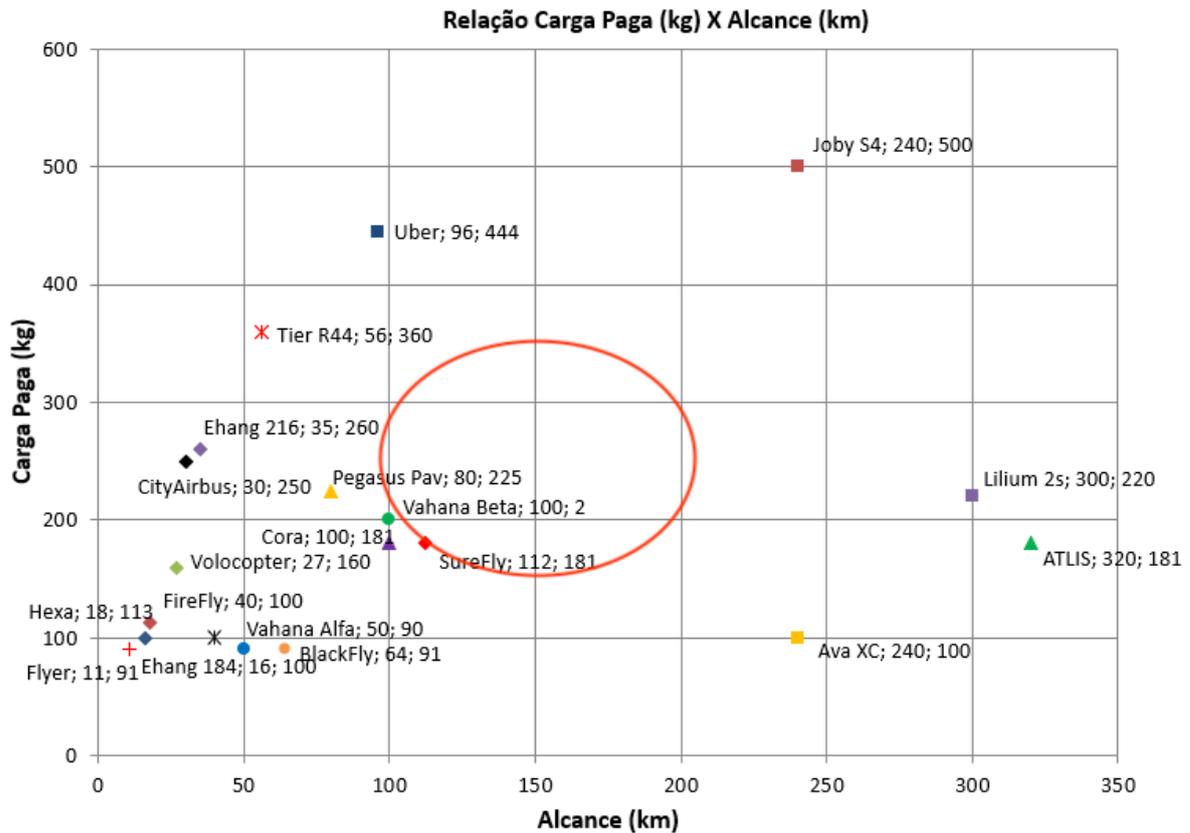


Figura 47 – Relação Carga Paga (kg) e Alcance (km).

Fonte: Autores.

Portanto, o objeto de estudo desse trabalho é análogo ao desenvolvimento da aeronave SureFly, aprimorando alguns requisitos de desempenho especialmente ao que se refere à Carga Paga (kg) e ao Alcance (km).

3.2.2 Dimensionamento

3.2.2.1 Determinar a potência dos motores VTOL em voo *hover*

Considerando empresas desenvolvedoras de motores elétricos é possível ter acesso a informações técnicas de desempenho fornecidas pelos próprios fabricantes. As principais empresas de referência pesquisadas neste trabalho são: T-MOTOR (T-MOTOR, 2021) e EMRAX (EMRAX, 2021), sendo a primeira desenvolvedora de motores elétricos de fluxo radial e a segunda de fluxo axial.

Em Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) de pequeno porte é comum atribuir a relação MTOW sobre Tração igual ou inferior a 70 % (HALFCHROME, 2019). Neste trabalho, por se tratar de um veículo tripulado os requisitos de segurança são mais exigentes, logo o valor a ser considerado deve ser inferior a 60 %.

A partir do valor de MTOW e consultando informações técnicas dos motores elétricos, é possível estimar a potência consumida do veículo em *hover* pelos motores responsáveis pela sustentação. O número de rotores a serem utilizados depende da tração máxima do sistema sobre a tração máxima que cada motor pode entregar.

Atrelado a isso, há um parâmetro a ser levado em consideração para determinar o sistema propulsivo de sustentação do veículo, sendo ele a configuração de motores coaxiais ou não coaxiais. A primeira configuração permite uma redução dos pontos de instalação dos motores, o que implica em uma aeronave com menor quantidade de braços, consequentemente, veículos mais leves. Em contrapartida, a configuração coaxial possui uma perda de eficiência de tração real, uma vez que o motor inferior recebe um fluxo de ar já acelerado do motor superior (COLEMAN et al., 1997).

Colin P. Coleman desenvolveu, em 1997, uma pesquisa teórica e experimental sobre a aerodinâmica em rotores coaxiais. Como principal resultado da pesquisa, ele determinou que é necessário fornecer cerca de 14 % a mais de potência requerida para os rotores coaxiais do que para um rotor simples equivalente operando sob as mesmas condições. Portanto, para os cálculos deste trabalho, foi utilizado uma abordagem conservadora, mantendo uma eficiência coaxial em 80 %, ou seja, é necessário fornecer 20 % a mais de potência para a configuração coaxial operar nas mesmas condições da configuração não coaxial.

A Figura 48 mostra um exemplo de configuração coaxial:



Figura 48 – Exemplo de configuração coaxial.

Fonte: (T-MOTOR, 2021)

Conforme apresentado na seção 2.5. Motores Elétricos, os motores sem escova são mais eficientes que os com escova e isso se deve a redução do atrito e a dissipação do calor e ambos os fatores contribuem para uma maior eficiência do motor. A redução na dissipação do calor permite que o motor aceite corrente mais alta antes de atingir sua temperatura crítica, conseqüentemente possui uma potência específica maior que o motor com escova. (SCHÖMANN, 2014).

Há 3 tipos de perdas de energia que podem ocorrer em motores elétricos: perdas por atrito, perdas resistivas e perdas de ferro. As perdas por atrito dizem respeito ao atrito nos mancais e o arrasto causado pelo movimento do rotor no ar. As perdas resistivas descrevem a dissipação de calor da passagem de corrente pelos fios da bobina. As perdas de ferro estão relacionadas a perdas localizadas no núcleo de ferro do estator. Dessa forma, a eficiência máxima de motores sem escovas pode variar acima de 90 % (SCHÖMANN, 2014).

A figura 49 representa o balanço de energia de um motor elétrico:

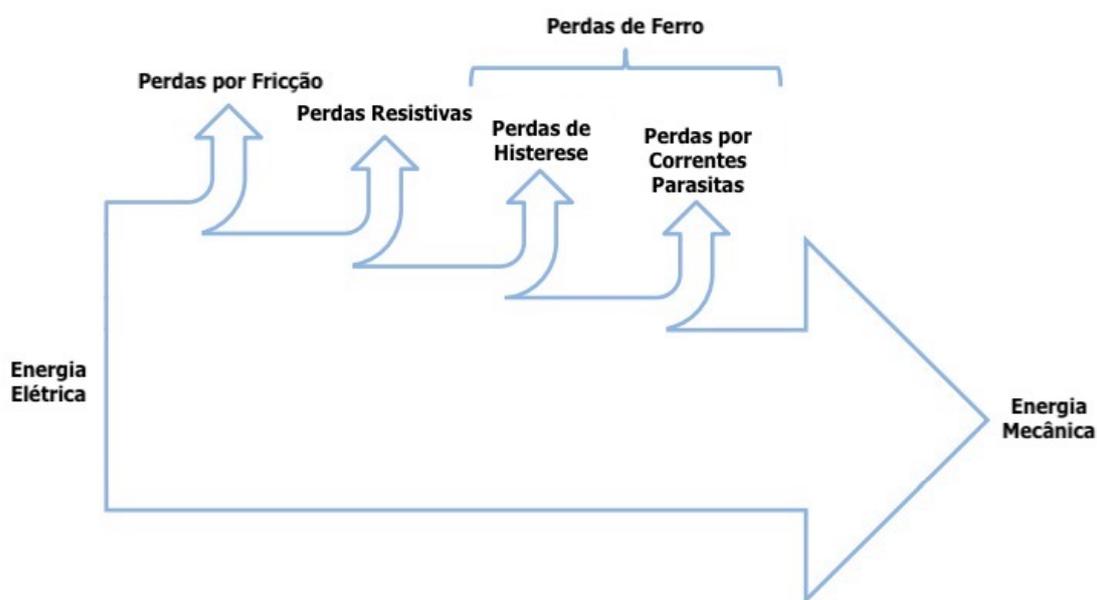


Figura 49 – Balanço de energia de máquinas elétricas (tamanho de setas não estão em escala).

Fonte: (SCHÖMANN, 2014), adaptada pelos autores.

Além disso, os motores elétricos não são máquinas 100 % eficientes, sempre há perdas do sistema (GUEDES, 1994). Sendo assim, neste trabalho será considerado para os cálculos uma eficiência de de 90 %.

Outro parâmetro importante que está relacionado com as características dos motores elétricos é a eficiência que relaciona massa de tração e potência (g/W). Para calcular, foram utilizados valores baseados nos dados fornecidos pelo fabricante de motores para

drones com alta capacidade de carga, apresentada no anexo B. É possível observar que para valores de eficiência g/W de 7 a 10, a relação MTOW/Tração é menor que 60 %.

Portanto, considera-se os seguintes *inputs* mostrados na tabela 5 para o cálculo da potência necessária para voo em *hover*:

MTOW	1000 - 1200 kg
Número de rotores (N_r)	12 a 16
Eficiência Coaxial (η_c)	80 %
Eficiência dos motores elétricos (η_m)	90 %
Relação MTOW/Tração (P/T)	60 %
Eficiência g/W ($\eta_{g/W}$)	7,0 a 10,0

Tabela 5 – *Inputs* para determinação da potência em *hover* dos motores elétricos usados no sistema de sustentação do veículo.

A tração máxima disponível (T_{max}) dos motores elétricos pode ser determinada pela seguinte relação:

$$T_{max} = MTOW/(P/T) \quad (3.6)$$

A partir desse resultado, é possível determinar qual deve ser a tração máxima dos motores elétricos existentes comercialmente ($T_{max.mot}$). Essa informação será bem útil para determinar qual modelo pode ser utilizado no sistema propulsivo de sustentação do veículo:

$$T_{max.mot} = T_{max}/(N_r * \eta_c * \eta_m) \quad (3.7)$$

Em seguida, será determinada a tração para voo em *hover* (T_{hover}) que cada motor deve possuir a partir da equação 3.8:

$$T_{hover} = MTOW/(N_r * \eta_c * \eta_m) \quad (3.8)$$

Assim a potência dos motores (P_{total}) VTOL em voo *hover* é determinada pela equação 3.9:

$$P_{total} = MTOW/(\eta_{g/W} * 1000) \quad (3.9)$$

3.2.2.2 Determinar a Potência Mínima que o Sistema de Propulsão Híbrido-Elétrico deve Gerar

Assim como todo sistema, sempre há perdas mecânicas, elétricas e térmicas. Para o desenvolvimento dos cálculos serão consideradas eficiências do gerador e do retificador.

Empresas fabricantes de motores elétricos, como exemplo a EMRAX (2021) afirmam que os motores elétricos do tipo *brushless* apresentam eficiência similar ao funcionar como gerador elétrico. Além disso, é possível observar no anexo A que a eficiência dos motores variam de 92 - 98 %. Dessa forma, a eficiência do gerador na simulação deste trabalho será considerada igual a 90 %.

A potência gerada pelo sistema híbrido-elétrico composto pelo motor a combustão e pelo gerador elétrico, que no caso é um motor elétrico do tipo *brushless* pode ser determinada considerando dois fatores importantes. São eles, perdas de eficiência do sistema e potência total (SOARES, 2017).

No trabalho apresentado por Edgar Soares (2017), o autor realiza experimentos com retificadores para obter dados de eficiência operando em tensões próximas de 300 V. Este valor é muito próximo da operação dos motores elétricos utilizados em veículos aéreos conforme apresentado no trabalho de Joachim Schömann (2014) e também pode ser observado nas especificações técnicas apresentado nos anexos A e B. Nos experimentos realizados por Edgar Soares, os retificadores trabalham em duas possibilidades: gerando tensão contínua de entrada ou para transmitir a corrente já retificada.

Neste trabalho, o retificador tem a função de converter corrente alternada advinda do sistema moto-gerador em corrente contínua para alimentar as baterias, ou seja, CA-CC. No trabalho produzido por Edgar Soares (2017), foi possível observar que retificadores operando CC-CC apresenta menor rendimento do que retificadores operando CA-CC. O menor resultado obtido pelo autor foi uma eficiência de 94,2 %. Dessa forma, a eficiência adotada neste trabalho terá um caráter conservador, sendo igual 90 %.

Diante disso, a tabela 6 mostra os valores de eficiência utilizados na simulação:

Eficiência retificador (η_r)	90 %
Eficiência gerador (η_g)	90 %

Tabela 6 – *Inputs* para determinação da potência mínima requerida que o sistema de propulsão híbrido-elétrico deve gerar.

Assim, a potência mínima requerida ($P_{requerida}$) que o sistema deve gerar para manter o sistema de sustentação em funcionamento em *hover* é calculada utilizando a equação 3.10:

$$P_{requerida} = P_{total}/(\eta_g * \eta_r) \quad (3.10)$$

3.2.2.3 Parâmetros de Consumo do Motor a Combustão

O motor a combustão é parte essencial para o sistema de propulsão híbrido-elétrico e os parâmetros de consumo e desempenho do motor são essenciais para o dimensionamento deste trabalho. Há diversos tipos de motores a combustão em diversas aplicações. Parte do objetivo desse dimensionamento é determinar um intervalo de valores que descrevem as características do motor.

A partir do valor de potência requerida, é possível determinar qual motor a combustão pode ser usado no sistema. Então, a potência gerada (P_{gerada}) pelo motor deve ser maior que a potência requerida ($P_{requerida}$) e o parâmetro de desempenho do motor - consumo específico de combustível (SFC) - é importante para determinar preliminarmente a massa de combustível a ser usada no veículo.

Conforme estudos apresentados na seção 2.6 Motores a Combustão e na figura 37: Relação Potência x Massa de diversas categorias de motores a combustão, é possível observar que há motores que são utilizados em diversas aplicações. Inicialmente para os cálculos do dimensionamento foram utilizados valores médios fornecidos pelos fabricantes de consumo e SFC dos diversos tipos de motores a combustão.

Com a obtenção dos dados de voo do Cessna 206, a simulação pôde ser aperfeiçoada, pois os dados foram obtidos em voos de missões reais. Logo, os parâmetros analisados são resultados de uma aplicação real.

3.2.2.4 Parâmetros do sistema de geração de energia

O gerador é parte fundamental do sistema de propulsão híbrido-elétrico. A definição de parâmetros de desempenho do motor a combustão, como exemplo RPM e torque, ajudam a determinar características preliminares do gerador de energia. Neste trabalho, o sistema de geração de energia é a configuração em série, conforme apresentado em Configuração em Série (2.7.1.1), ou seja, o gerador fica acoplado diretamente no eixo do motor a combustão. É importante que o torque entregue pelo motor a combustão seja compatível com o torque de operação do motor gerador.

A tensão (V) de operação de motores elétricos existentes no mercado auxilia na determinação do modelo mais adequado para cada tipo de sistema. O parâmetro *Specific Rotational Velocity* (kV) representa um índice de operação dos motores elétricos e é calculado utilizando a equação 3.11:

$$kV = RPM/V \quad (3.11)$$

A figura 50 mostra a relação entre torque, potência e eficiência de um motor a combustão interna, que foi inicialmente determinado por Hendrickson & McGeer (MCGEER,

1999). É possível observar que há uma faixa de RPM que opera entre o torque máximo e a potência máxima do motor a combustão. Isso significa que o sistema de propulsão híbrido-elétrico irá operar nessa faixa de RPM.

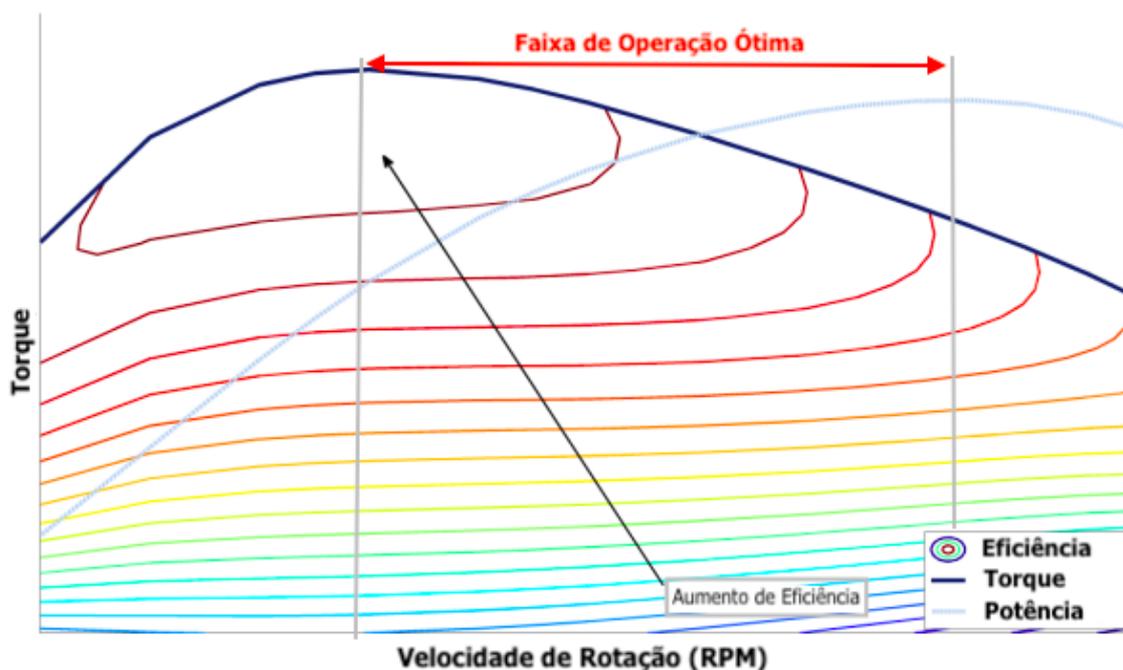


Figura 50 – Relação de torque, potência e eficiência de um motor de combustão interna.

Fonte: (SCHÖMANN, 2014), adaptada pelos autores.

A partir da definição do motor a combustão, uma faixa análoga de operação ótima de RPM é conhecida e será utilizada como base de cálculo para determinar o parâmetro kV. Conhecendo esse parâmetro é possível levantar opções de motores elétricos comerciais para funcionar como gerador.

3.2.2.5 Estimar a Massa de Bateria do Sistema

As baterias utilizadas no veículo eVTOL são essenciais para o funcionamento dos motores responsáveis pela sustentação do veículo. Caso o sistema de propulsão híbrida falhe durante o voo, as baterias são responsáveis por garantir que o veículo realize o pouso em segurança. Nesse sentido, ainda sim é necessário que haja baterias no veículo mesmo sabendo que elas representem uma porcentagem do peso total de decolagem. Mas diferentemente dos veículos movidos somente por baterias, o tempo de utilização das mesmas impacta diretamente na massa que irá compor o sistema e para este trabalho o tempo de uso das baterias estará entre 5 e 10 min.

A estimativa da massa de baterias que deve ser usada no sistema depende da

potência requerida ($P_{requerida}$), do tempo de uso das baterias (t_{bat}), da densidade energética (ρ_{ener}) e da capacidade de uso das baterias sem comprometer o ciclo de vida, que gira em torno de 80 %. O parâmetro que diz respeito a qual tipo de sistema de armazenamento de energia será usado no veículo é a densidade energética e os valores utilizados para esse dimensionamento variam de 180 a 250 Wh/kg.

Assim, a massa de baterias pode ser estimada utilizando a equação 3.12:

$$M_{bat} = (P_{requerida}/t_{bat})/(80\% * \rho_{ener}) \quad (3.12)$$

3.2.2.6 Autonomia

Para a determinação da autonomia do veículo, é necessário estimar preliminarmente a massa de combustível (M_{comb}) que será utilizada no projeto. Nessa parte do desenvolvimento de projeto, como o nível de detalhamento ainda é superficial, não há a necessidade de que essa massa esteja 100 % correta. Logo, como primeira estimativa, será utilizado valores que representem menos de 10 % da massa total do veículo.

A autonomia pode ser calculada utilizando a equação 3.13:

$$Autonomia = (M_{comb} * \eta_{g/W})/(SFC * MTOW/1000) \quad (3.13)$$

Como o método de cálculo analítico é iterativo, vários parâmetros foram recalculados até se obter uma estimativa de autonomia desejada. Muitos *inputs* foram estimados baseados em todas as pesquisas realizadas no tópico de Fundamentação Teórica em 2.

Para que a autonomia seja alcançada, é necessário certificar que todo o sistema de propulsão híbrido-elétrico seja capaz de gerar energia suficiente para um bom funcionamento dos motores elétricos. Para isso, é importante atestar uma relação ótima entre consumo de combustível e peso do motor, com intuito de assegurar a realização da missão da aeronave. O gerador deve ser capaz de transformar energia química proveniente do motor à combustão em energia elétrica, certificando plenamente a energia necessária para a sustentação da aeronave e o carregamento das baterias.

4 Resultados e Discussões

4.1 Resultados Análise Dados de Voo

A análise dos dados de voo é essencial para o desenvolvimento deste trabalho, uma vez que ele apresenta dados de desempenho do motor a combustão. Foram analisados 3 voos diferentes e comparados os seus resultados. Serão apresentados os resultados do voo que apresenta maior quantidade de dados e a forma como foi feita a análise para determinar os valores de consumo e SFC utilizados na simulação. Em seguida será apresentada a comparação entre os 3 voos e as informações utilizadas para o dimensionamento. A figura 51 mostra a potência (hp), torque (kgf.m) e o SFC (g/kW.min) em um intervalo de RPM de 1000 a 2700:

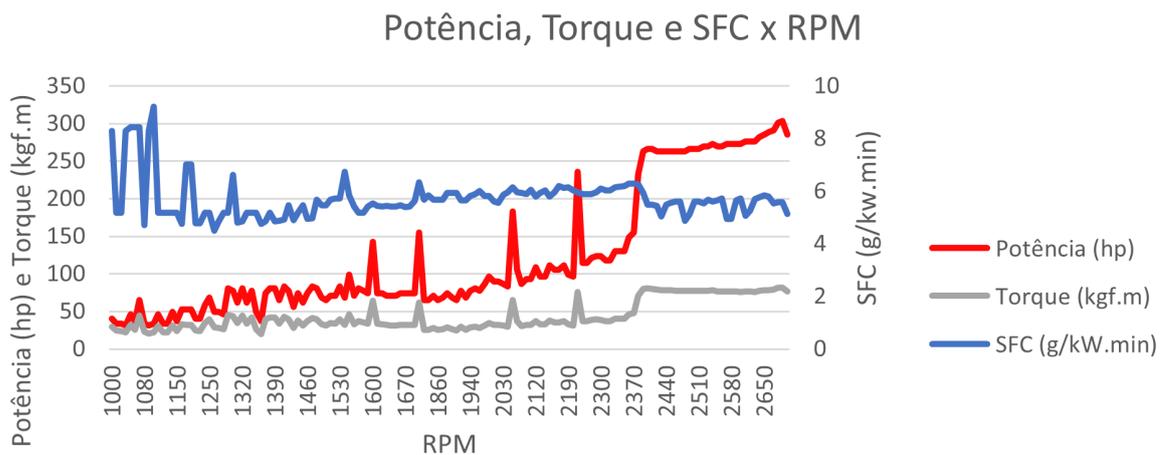


Figura 51 – Relação Potência, Torque e SFC a um RPM de 1000 a 2700.

Fonte: Autores.

Mostra-se nitidamente que o SFC é demasiadamente elevado em baixas rotações se comparado com o torque e potência fornecidos. Esse dado mostra que é exigido um grande esforço do motor para superar o atrito inicial para o funcionamento do mesmo. Assim, essa região de baixo RPM não é de interesse para o projeto. É possível observar neste gráfico que o motor entrega maior potência pelo menor consumo específico (SFC) quando opera na faixa de RPM de 2380 a 2700. A figura 52 mostra a potência (hp), torque (kgf.m) e o SFC (g/kW.min) em um intervalo de RPM de 2300 a 2700:

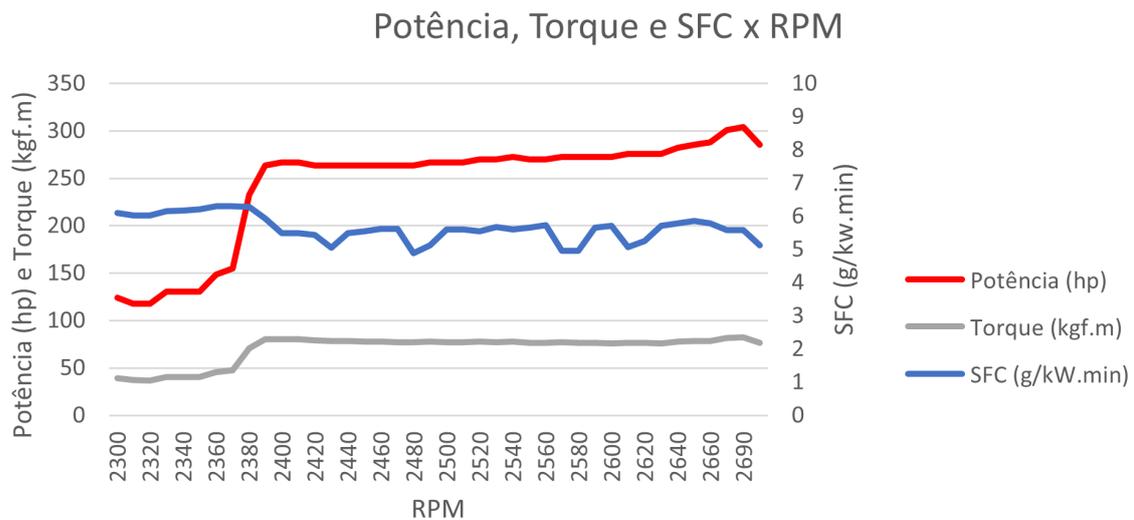


Figura 52 – Relação Potência, Torque e SFC a um RPM de 2300 a 2700.

Fonte: Autores.

Para o desenvolvimento do veículo deste trabalho é mais interessante que o motor opere com maior rendimento já que ele estará conectado diretamente no motor gerador de energia. Ainda a partir desses gráficos é possível observar que o SFC sofre poucas variações, enquanto mantém fornecendo torque e potência elevados. A figura 53 mostra a relação entre SFC e rendimento do motor operando na faixa de interesse:

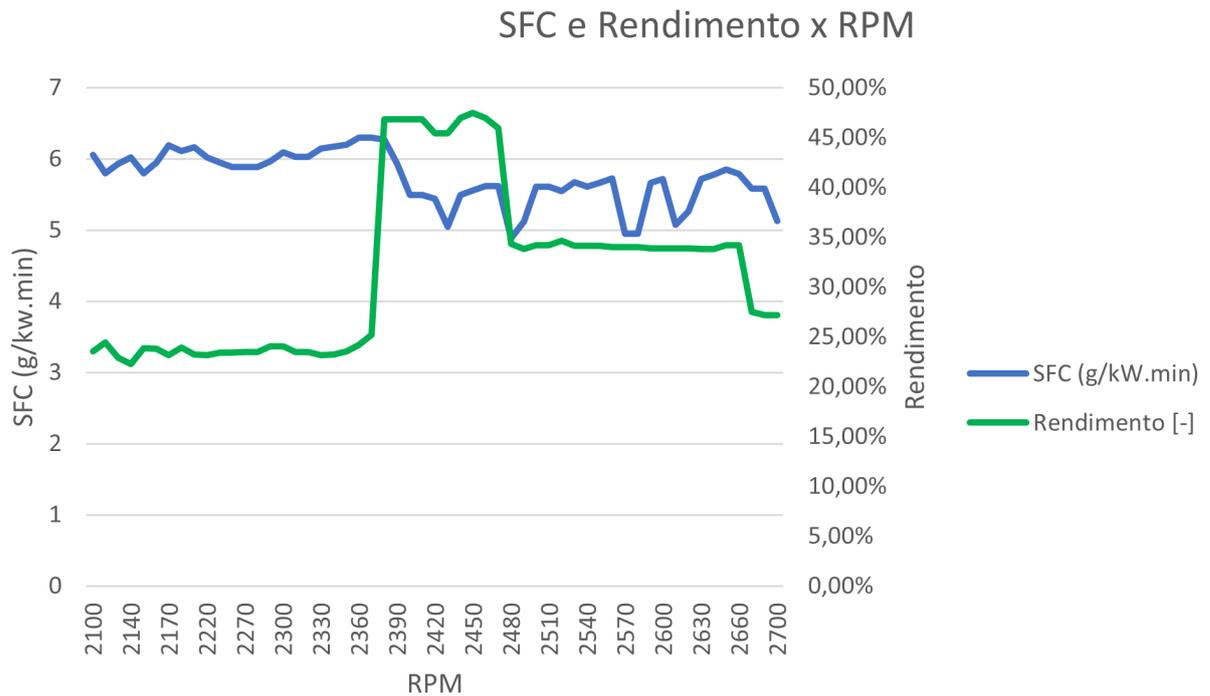


Figura 53 – Relação SFC, Rendimento e RPM.

Fonte: Autores.

Este gráfico demonstra que na faixa de 2360 a 2480 o motor apresenta um rendimento elevado enquanto o SFC diminui levemente e se mantém constante posteriormente. Esse é um indicativo para que a aeronave trabalhe preferencialmente nessa faixa de rotação.

Nas figuras 54 e 55, estabelece-se uma relação entre consumo, rendimento e potência do motor. Conforme o rendimento aumenta, a potência também aumenta. À medida que o motor consome maior quantidade de combustível, juntamente com o rendimento elevado, a potência aumenta consideravelmente. Dessa forma fica evidente no gráfico que a variação de consumo é menor que a variação de potência considerando o mesmo intervalo de RPM.

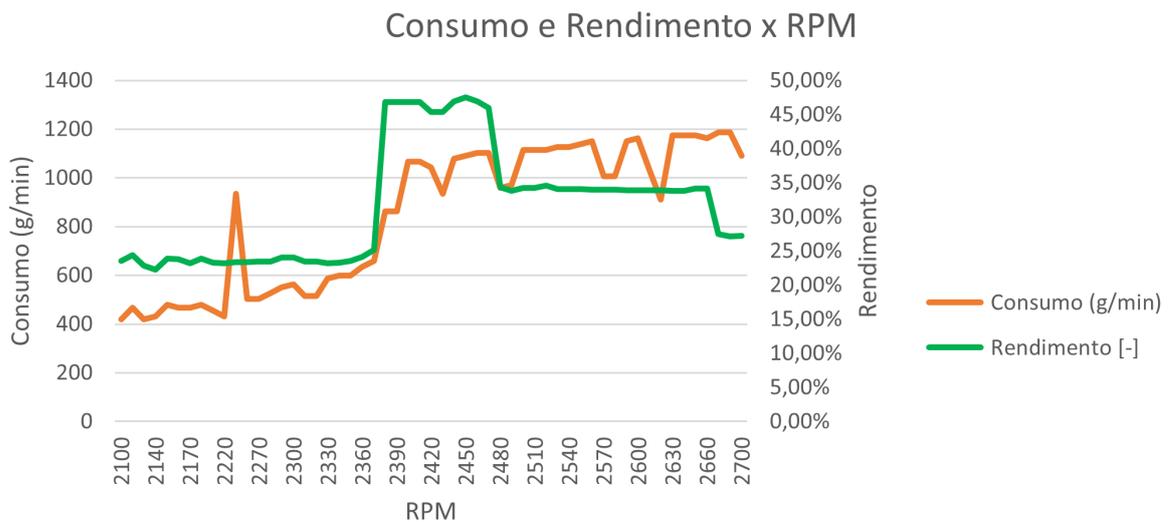


Figura 54 – Relação Consumo, Rendimento e RPM.

Fonte: Autores.

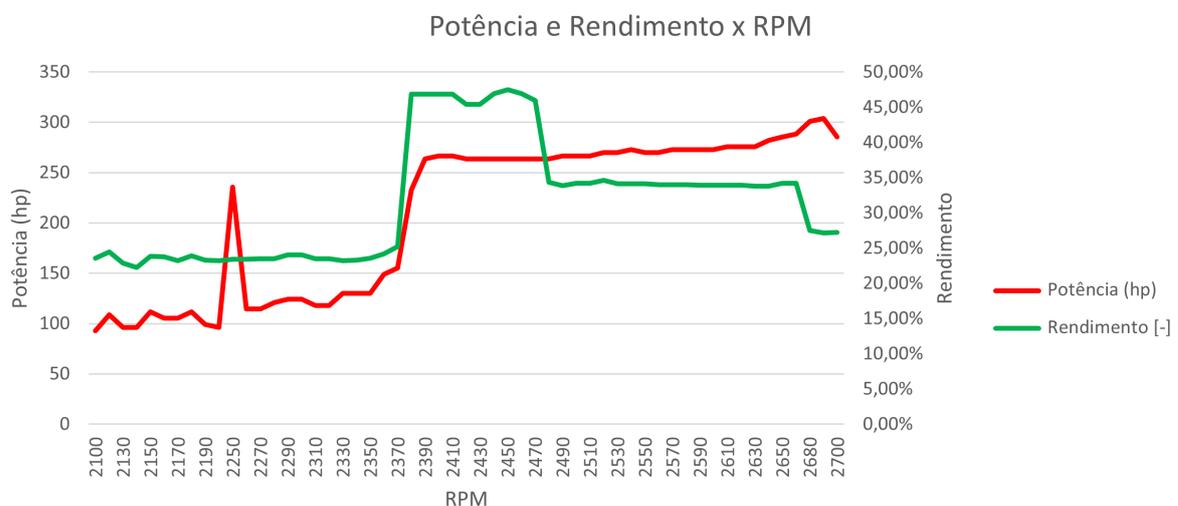


Figura 55 – Relação Potência, Rendimento e RPM.

Fonte: Autores.

4.1.1 Comparação entre os voos

A análise dos dados de voo é essencial para o desenvolvimento deste trabalho, uma vez que ele apresenta dados de desempenho do motor a combustão. A figura 56 mostra os 3 voos em um mesmo gráfico relacionando potência e rendimento com RPM na faixa de interesse.

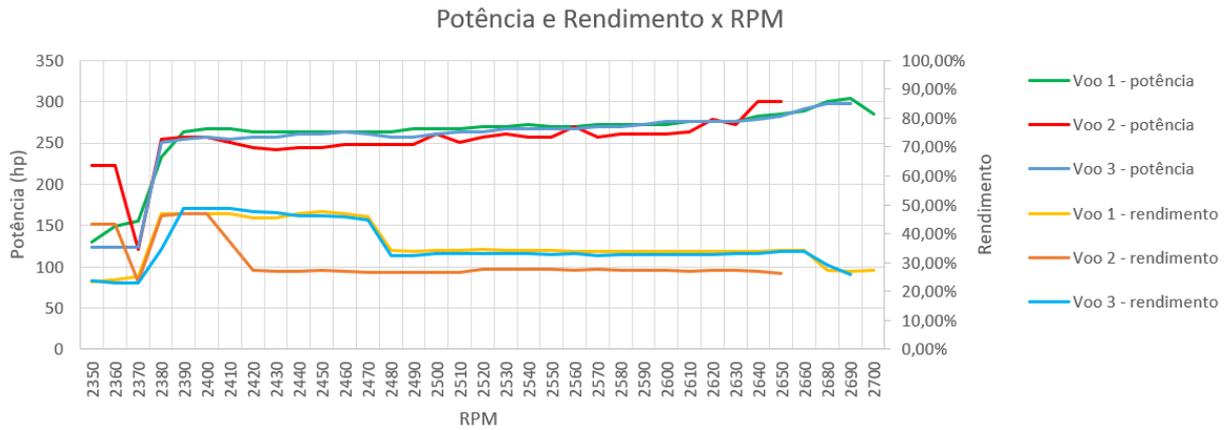


Figura 56 – Comparação Potência, Rendimento e RPM nos 3 voos.

Fonte: Autores.

Conforme esperado, a potência obtida dos 3 dados se mantém relativamente próxima. No entanto, o rendimento do voo 2 foi moderadamente menor, ou seja, é o voo que apresenta potência 3,17 % menor que o voo 1 e 1,13 % menor que o voo 3. A figura 57 apresenta a relação de SFC e RPM de cada voo:

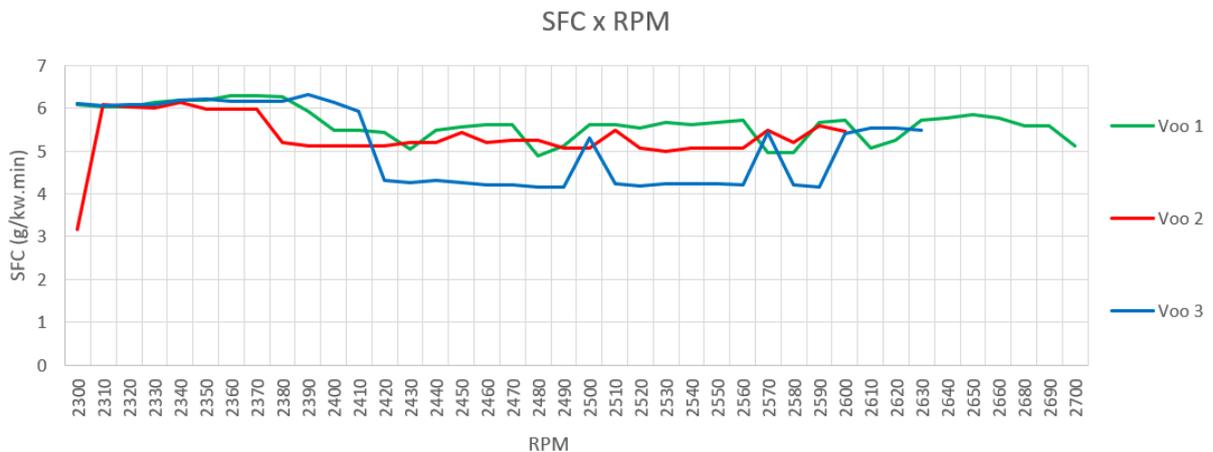


Figura 57 – Comparação SFC e RPM nos 3 voos.

Fonte: Autores.

A partir dessas informações de SFC, foi possível obter uma média de consumo específico em cada voo. Informação esta que será utilizada como dado de entrada para a simulação do sistema de propulsão híbrido-elétrico. A mesma análise foi feita com os dados da figura 58, ou seja, o valor médio de SFC foi relacionado com o valor médio de consumo em g/min individualmente para cada voo:

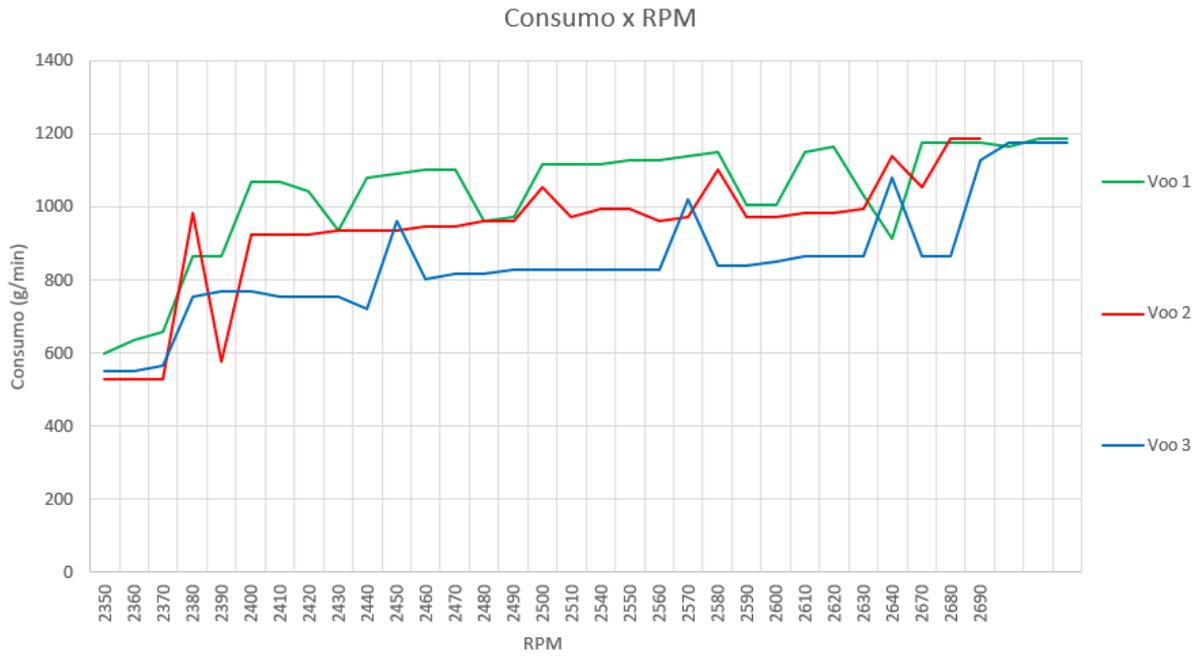


Figura 58 – Comparação Rendimento e RPM nos 3 voos.

Fonte: Autores.

Na figura 59, observa-se que a aquisição de dados feita pelo MVP 50P mostra que o valor de torque em kgf.m dos 3 voos varia relativamente pouco, sendo igual a uma variação de 3,43 % a 5,85 % aproximadamente:

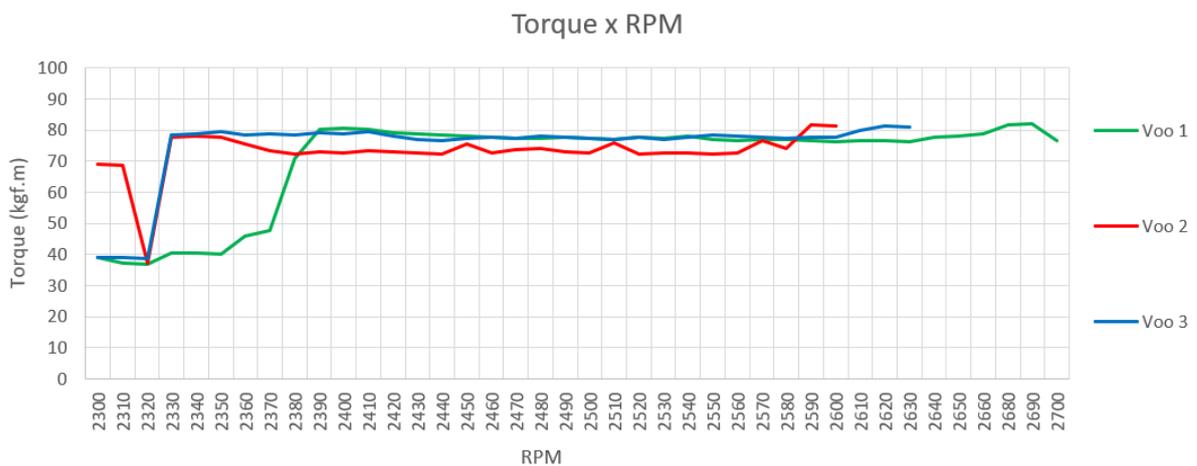


Figura 59 – Comparação Torque e RPM nos 3 voos.

Fonte: Autores.

Diante das informações apresentadas acima, a tabela 7 apresenta os valores de SFC e consumo extraídos de cada voo e utilizados na simulação:

Voos	SFC (g/kw.min)	Consumo (g/min)
1	5,57	1039,54
2	5,32	937,93
3	5,11	850,58

Tabela 7 – Informações de consumo e SFC obtidos dos dados de voo analisados de cada voo.

Fonte: Autores.

As informações obtidas na tabela 7 são importantes para o projeto uma vez que são obtidos pela leitura de vários sensores ligados a um instrumento de gravação de dados de voo certificado, sendo portanto mais condizentes com a realidade.

4.2 Resultados das Simulações

É necessário ressaltar que o desenvolvimento do mercado eVTOL está estritamente ligado à última década vivida. O mercado de drones ganhou destaque e as empresas começaram a desenvolver motores elétricos cada vez maiores e mais eficientes. No entanto, aeronaves eVTOL são grandes e pesadas se comparadas com drones comuns. Isso gera uma escassez e uma necessidade de mercado que até hoje está longe de ser desenvolvida e solucionada com maestria.

O motor de fluxo radial da marca T-MOTOR modelo U15XXL, é capaz de fornecer 102 kg de empuxo máximo, apresentando uma razão g/W que varia de 4,48 a 11,08 dependendo da potência de saída. Já os motores de fluxo axial da EMRAX são comumente utilizados como geradores e raramente como motores para o sistema de sustentação de um veículo. As informações técnicas disponibilizadas pelo fabricante não relaciona o funcionamento do motor com uma hélice. O motor EMRAX 228 é um forte candidato para ser utilizado como motor propulsivo.

No apêndice A está o código que foi utilizado para realizar as simulações desenvolvidas neste trabalho. O parâmetro central dessa metodologia diz respeito a potência requerida para alimentar os motores elétricos do veículo e o parâmetro de grande impacto que está diretamente ligado a essa grandeza é a eficiência ($\eta_{g/W}$). Dessa forma, os resultados apresentados na tabela 9 consideram variações no número da eficiência, enquanto que a tabela 8 mostra os parâmetros de entrada:

MTOW	1000 kg
Carga Paga	250 kg
N_r	12
SFC	6 g/(kW.min)
t_{bat}	5 min
ρ_{ener}	200 Wh/kg
Configuração	Coaxial

Tabela 8 – *Inputs* utilizados para gerar os resultados da simulação n°1.

$\eta_{g/W}$	7,0	7,5	8,0	8,5	9,0	9,5	10
T_{max} (kg)	1666,67	1666,67	1666,67	1666,67	1666,67	1666,67	1666,67
$T_{max.mot}$ (kg)	192,90	192,90	192,90	192,90	192,90	192,90	192,90
T_{hover} (kg)	115,74	115,74	115,74	115,74	115,74	115,74	115,74
P_{total} (kW)	142,82	133,33	125,00	117,64	111,11	105,52	100
$P_{requerida}$ (kW)	176,36	164,46	154,43	145,52	137,17	129,95	123,45
P_{gerada} (kW)	183,33	173,33	160,00	151,66	143,33	134,16	128,33
M_{bat} (kg)	111,61	104,17	97,66	91,91	86,81	82,24	78,13
M_{comb} (kg)	48,39	55,83	62,34	68,09	73,19	77,76	81,88
Autonomia (h)	0,94	1,16	1,39	1,61	1,83	2,05	2,27

Tabela 9 – Resultados da simulação n°1 variando a eficiência g/W demonstrando valores de tração, potência, massa e autonomia.

Sendo assim, à medida que se tem sistemas de propulsão elétrico com razão g/W menor, obtém-se motores elétricos mais eficientes, o que impacta todo o sistema de propulsão híbrido-elétrico, inclusive o peso da estrutura da aeronave.

Outro ponto importante diz respeito ao número de motores a serem utilizados no veículo, pois a escolha impacta diretamente na configuração do veículo. Ao dividir a tração máxima disponível (T_{max}) pelo número de motores (N_r), chega-se à um valor de tração máxima necessária de cada motor.

Ao escolher mais motores ($N_r = 16$), é possível ter acesso à mais opções de mercado, pois a tração máxima necessária de cada motor é menor. Tendo em vista que poucos motores foram concebidos para atender exclusivamente às elevadas necessidades de empuxo máximo do mercado eVTOL.

Contudo, ao selecionar um menor número de motores ($N_r = 12$) são necessários menos pontos de fixação para o motor, e conseqüentemente menos massa agregada ao sistema, além de não necessitar de utilizar uma montagem com motores coaxiais, eliminando o fator eficiência coaxial (η_c) da formulação.

Outro resultado a ser analisado é relacionado aos parâmetros de desempenho do motor a combustão, uma vez que ele é componente essencial para o sistema de geração

de energia. Os parâmetros de entrada são apresentados na tabela 10:

MTOW	1200 kg
Carga Paga	250 kg
Velocidade de cruzeiro	100 km/h
N_r	16
$\eta_{g/W}$	9,0 g/W
t_{bat}	5 min
ρ_{ener}	200 Wh/kg
Configuração	Coaxial

Tabela 10 – *Inputs* utilizados para gerar os resultados da simulação n°2.

Utilizando como parâmetro de entrada os valores de SFC e consumo dos dados de voo, os resultados da segunda simulação são apresentados na tabela 11:

SFC (g/kW.min)	5,11	5,32	5,57
Consumo (g/min)	850,58	937,93	1039,54
T_{hover} (kg)	173,61	173,61	173,61
$P_{requerida}$ (kW)	164,60	164,60	164,60
P_{gerada} (kW)	166,45	176,30	186,63
M_{comb} (kg)	142,63	142,63	142,63
Autonomia (h)	3,48	3,35	3,21
Alcance (km)	348.90	335.13	320.09

Tabela 11 – Resultados da simulação n°2 variando SFC e consumo demonstrando valores de tração, potência, massa de combustível e autonomia.

Observa-se que para os três casos de variação de consumo e SFC, a potência gerada é maior que a potência requerida, o que atende à premissa desenvolvida neste trabalho. Isso mostra que caso o motor utilizado no Cessna 206 seja utilizado no sistema de propulsão híbrido-elétrico operando na faixa de RPM de 2300 a 2700, o sistema será capaz de gerar energia suficiente para carregar as baterias da aeronave. Além disso, nota-se que a massa de combustível permanece igual para os três casos, mas a autonomia varia e isso se deve ao fato do motor apresentar desempenhos ligeiramente diferentes para os três casos. O balanço de massa do sistema é apresentado na tabela 12:

Massas do sistema	kg
Motores VTOL	192
Conjunto Moto-gerador	247,2
Bateria	104,16
Combustível	142,63
Carga Paga	250

Tabela 12 – Massas do sistema da simulação n°2.

A figura 60 mostra um panorama geral da distribuição das massas do veículo eVTOL:

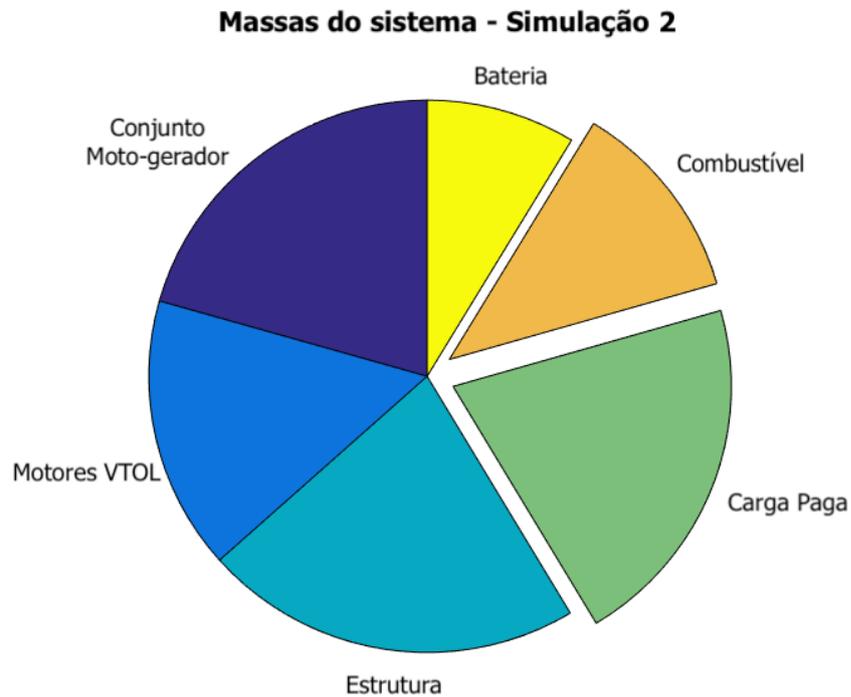


Figura 60 – Distribuição das massas do sistema da simulação n°2.

Fonte: Autores.

As figuras 61 e 62 relacionam o consumo específico de combustível com o alcance e com a autonomia, respectivamente. Conforme é de se esperar, a medida que o SFC aumenta, ou seja o motor consome mais combustível e entrega menor potência, o alcance e a autonomia do veículo reduzem. E quanto menor o SFC, o veículo poderá voar maiores distâncias e por maior tempo.

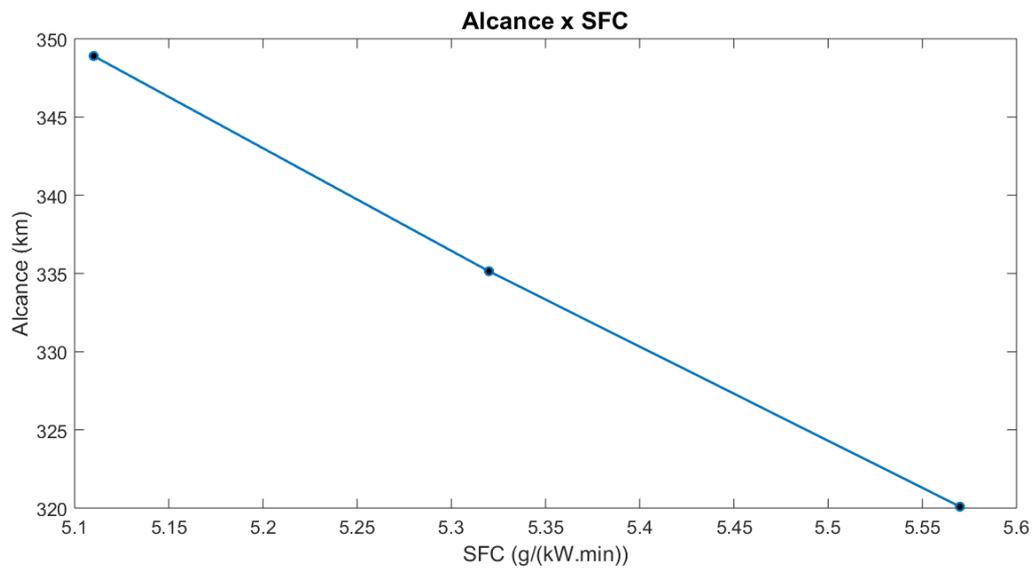


Figura 61 – Relação Alcance (km) e SFC (g/kW.min) da simulação n°2.

Fonte: Autores.

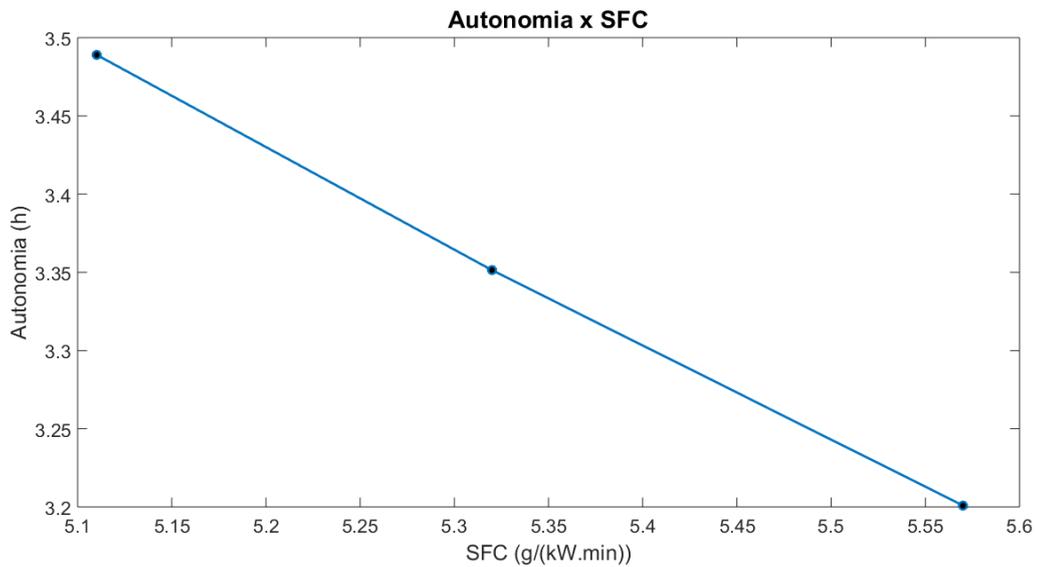


Figura 62 – Relação Autonomia (h) e SFC (g/kW.min) da simulação n°2.

Fonte: Autores.

Um ponto interessante sobre as massas do sistema, é que como na segunda simulação o veículo atende aos requisitos iniciais do projeto, é possível reduzir a massa de combustível e aumentar a de carga paga e vice-versa. Por isso, caso a carga paga seja de 300 kg (suficiente para 3 passageiros), a tabela 13 mostra os resultados considerando essa mudança na massa de combustível e da carga paga, sendo esta então a simulação n°3:

SFC (g/kW.min)	5,11	5,32	5,57
Consumo (g/min)	850,58	937,93	1039,54
T_{hover} (kg)	173,61	173,61	173,61
$P_{requerida}$ (kW)	164,60	164,60	164,60
P_{gerada} (kW)	166,45	176,30	186,63
M_{comb} (kg)	92,63	92,63	92,63
Autonomia (h)	2,26	2,17	2,07
Alcance (km)	226,59	217,65	207,88

Tabela 13 – Resultados da simulação n°3 considerando carga paga de 300 kg.

Observa-se que mesmo considerando mais carga paga do sistema e menos massa de combustível, o veículo ainda satisfaz ao requisito inicial de projeto, que é possuir um alcance mínimo de 100 km e autonomia de pelo menos 1 hora. Esse resultado implica que ainda é possível transportar mais carga paga no veículo, o que é um fator interessante para esse tipo de mercado que ainda apresenta limitações quanto ao número de passageiros que podem ser transportados e também em relação ao alcance e autonomia. Dessa forma, a figura 63 mostra a distribuição de massa do sistema considerando que a carga paga seja de 300 kg:

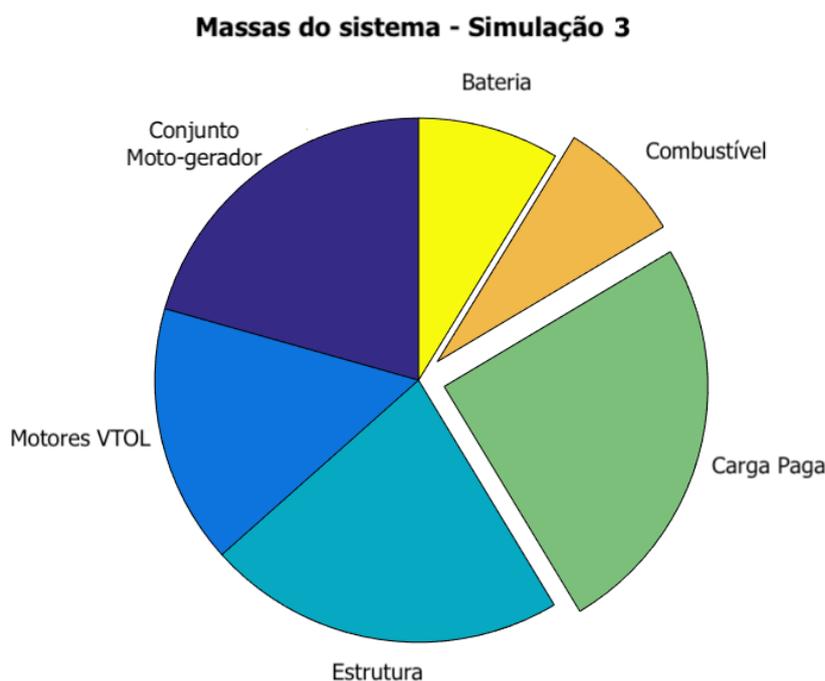


Figura 63 – Distribuição das massas do sistema da simulação n°3.

Fonte: Autores.

Nessa simulação, o resultado demonstra que mesmo com um acréscimo na carga paga, a aeronave se mostra versátil operacionalmente, pois ainda consegue atingir destinos

de no mínimo 200 km de distância, como demonstrado na figura 64 e abrange autonomia de voo de pelo menos 2 horas como evidencia a figura 65.

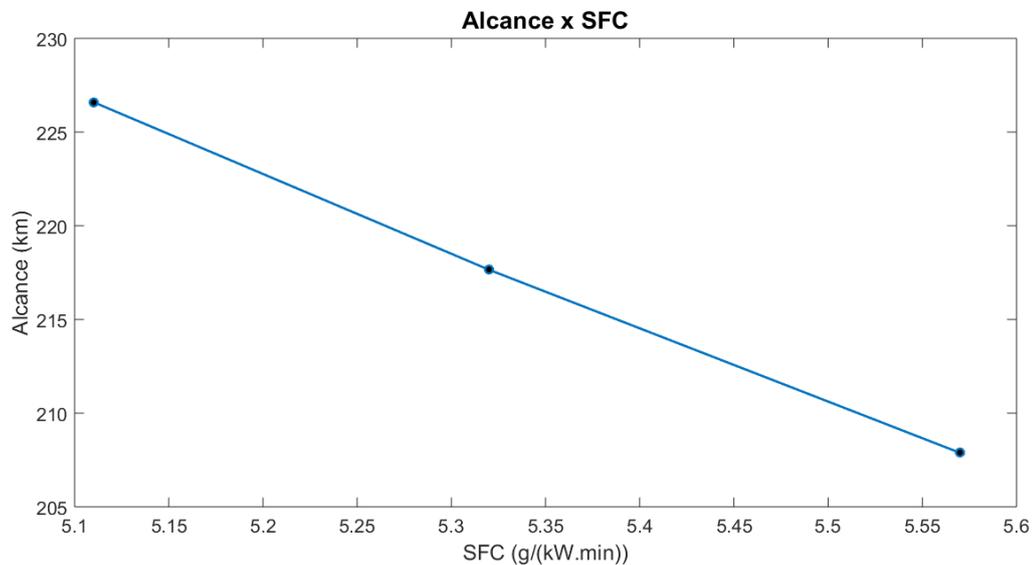


Figura 64 – Relação Alcance (km) e SFC (g/kW.min) da simulação n°3.

Fonte: Autores.

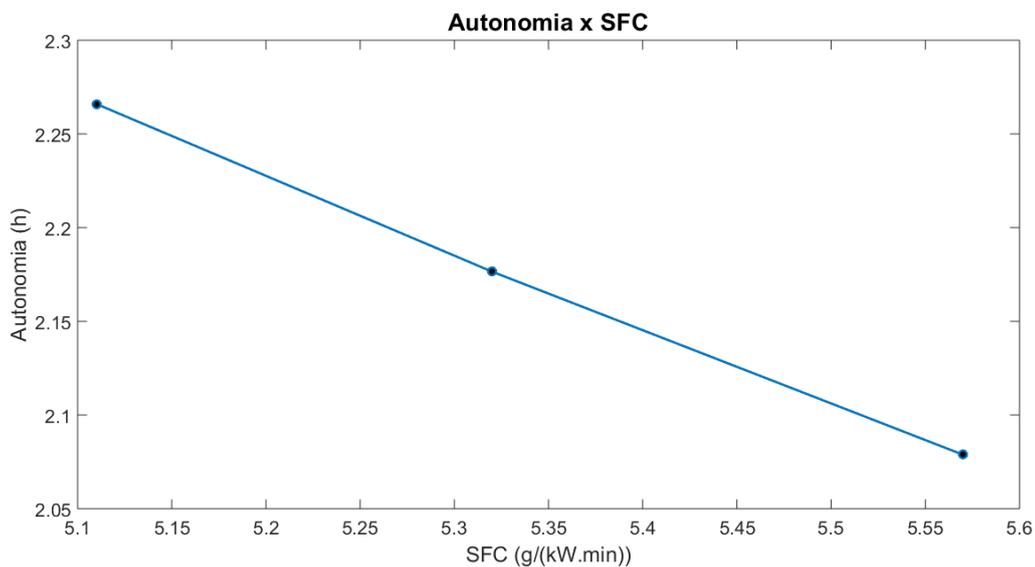


Figura 65 – Relação Autonomia (h) e SFC (g/kW.min) da simulação n°3.

Fonte: Autores.

Ainda trabalhando nas especificações técnicas de desempenho do motor a combustível, a proposta inicial do trabalho era desenvolver um veículo de peso máximo de decolagem de 1000 kg, mas com os dados de voo obtidos pelo motor do Cessna 206, foi observado que se tratava de um motor potente demais para esse tipo de missão e que por

ser relativamente grande, agregaria muita massa ao veículo. Esse fato poderia comprometer a missão e não satisfaria aos requisitos iniciais do projeto. Ainda assim, a tabela 14 mostra os parâmetros de entrada para a simulação n°4:

MTOW	1000 kg
Carga Paga	250 kg
Velocidade de cruzeiro	100 km/h
N_r	12
$\eta_{g/W}$	9,0 g/W
t_{bat}	5 min
ρ_{ener}	200 Wh/kg
Configuração	Coaxial

Tabela 14 – *Inputs* utilizados para gerar os resultados da simulação n°4.

Os resultados da quarta simulação são apresentados na tabela 15:

SFC (g/kW.min)	5,11	5,32	5,57
Consumo (g/min)	850,58	937,93	1039,54
T_{hover} (kg)	192,90	192,90	192,90
$P_{requerida}$ (kW)	137,17	137,17	137,17
P_{gerada} (kW)	166,45	176,30	186,63
M_{comb} (kg)	52,19	52,19	52,19
Autonomia (h)	1,53	1,47	1,40
Alcance (km)	153,21	147,16	140,55

Tabela 15 – Resultados da simulação n°4 variando SFC e consumo demonstrando valores de tração, potência, massa de combustível e autonomia.

É possível observar que para este caso, os requisitos de missão ainda são satisfeitos. Mas observa-se também que a potência gerada é cerca de 17,59 a 26,50 % maior do que a potência requerida. A figura 66 mostra a distribuição de massa do sistema para esse veículo de 1000 kg. Comparando com os resultados das simulações 2 e 3, a massa de combustível reduziu 64,40 % e 46,65 %, respectivamente, sendo que a massa total de decolagem reduziu apenas 16,17 %.

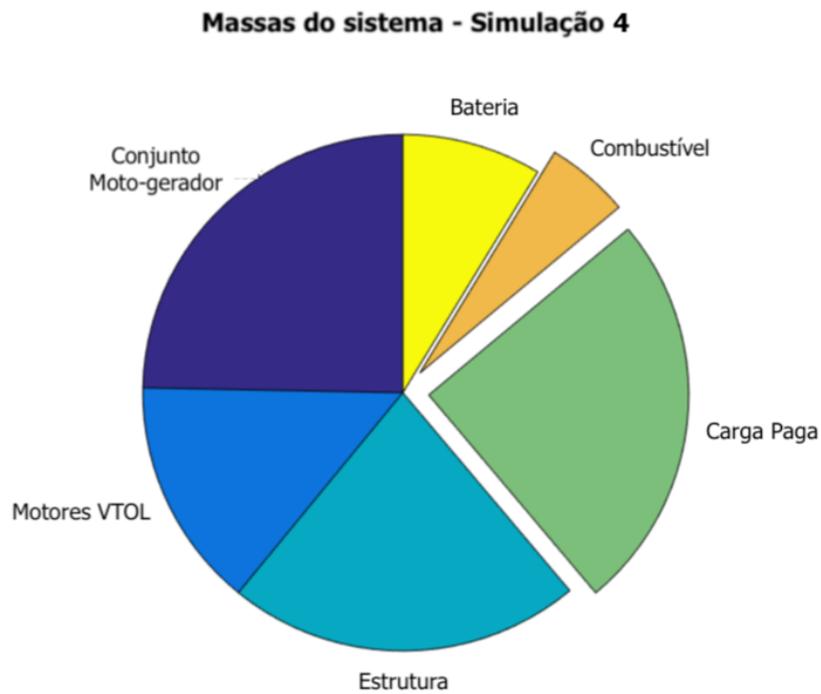


Figura 66 – Distribuição das massas do sistema da simulação n°4.

Fonte: Autores.

Observa-se nos resultados da simulação que a aeronave consegue atingir destinos de no mínimo 140 km de distância como apresenta a figura 67, e abrange autonomia de voo de pelo menos 1,4 h conforme demonstra a figura 68:

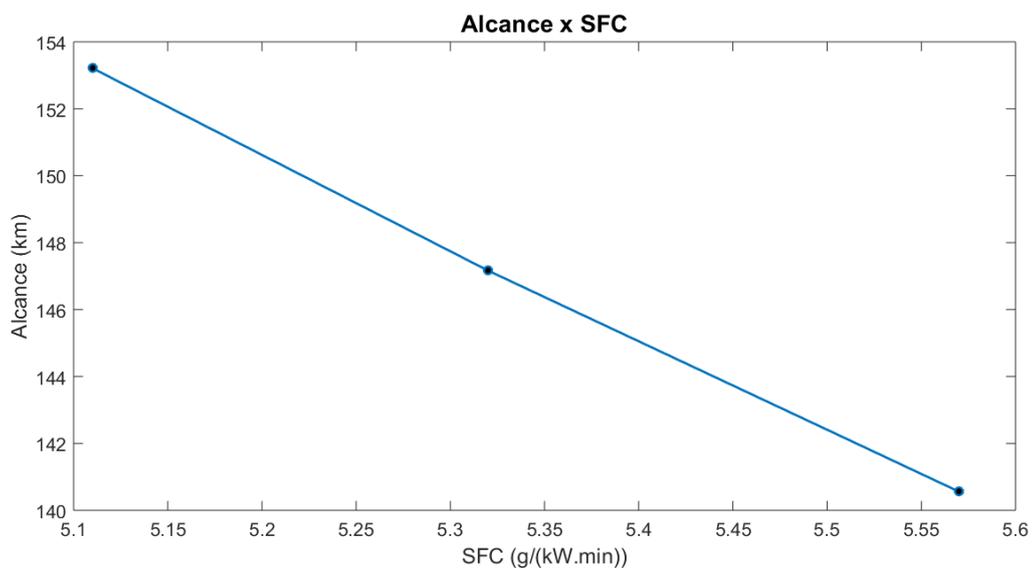


Figura 67 – Relação Alcance (km) e SFC (g/kW.min) da simulação n°4.

Fonte: Autores.

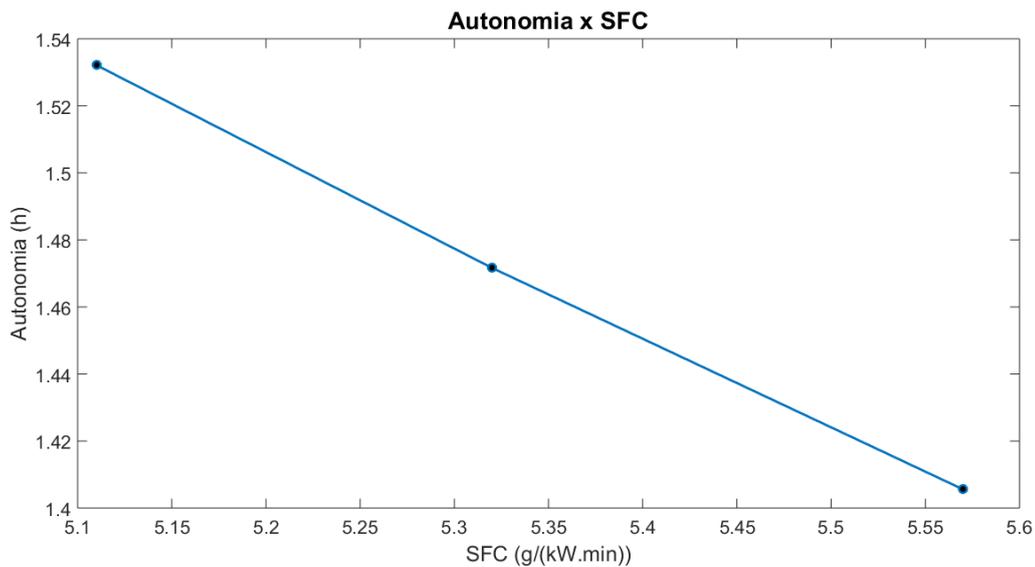


Figura 68 – Relação Autonomia (h) e SFC (g/kW.min) da simulação n°4.

Fonte: Autores.

De forma análoga à simulação 3, é possível considerar um aumento da carga paga para 300 kg e redução da massa de combustível de um veículo de 1000 kg. A tabela 16 mostra os resultados considerando essa mudança de massas, sendo esta então a simulação n°5:

SFC (g/kW.min)	5,11	5,32	5,57
Consumo (g/min)	850,58	937,93	1039,54
T_{hover} (kg)	173,61	173,61	173,61
$P_{requerida}$ (kW)	137,17	137,17	137,17
P_{gerada} (kW)	166,45	176,30	186,63
M_{comb} (kg)	2,19	2,19	2,19
Autonomia (min)	3,86	3,71	3,54
Alcance (km)	6,44	6,18	5,90

Tabela 16 – Resultados da simulação n°5 considerando carga paga de 300 kg.

É válido confirmar que conforme apresentado na figura 69, a faixa alocada para o combustível se torna quase imperceptível se comparado ao restante das massas da aeronave. Nessa configuração, a massa total de combustível corresponde a uma quantia de 0,219 % do peso máximo de decolagem da aeronave.

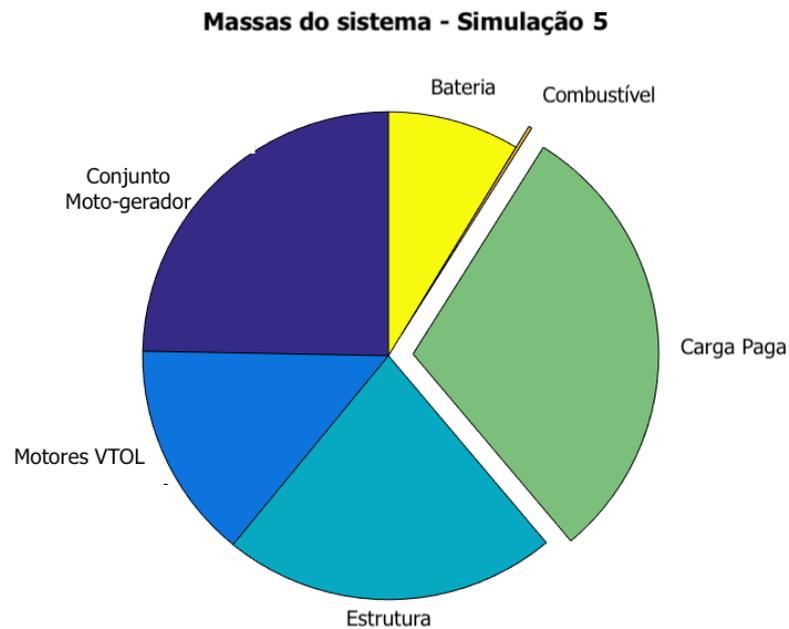


Figura 69 – Distribuição das massas do sistema da simulação n°5.

Fonte: Autores.

Nesta simulação, os resultados mostram que para essa configuração de carga paga igual a 300 kg torna o veículo inviável e não satisfaz aos requisitos de projeto. Observa-se que somente 2,19 kg ficam destinados para ser alocados como combustível, o que implica em um alcance de no máximo 3,8 km e autonomia de no máximo 3,86 min. As figuras 70 e 71 demonstram graficamente esses resultados:

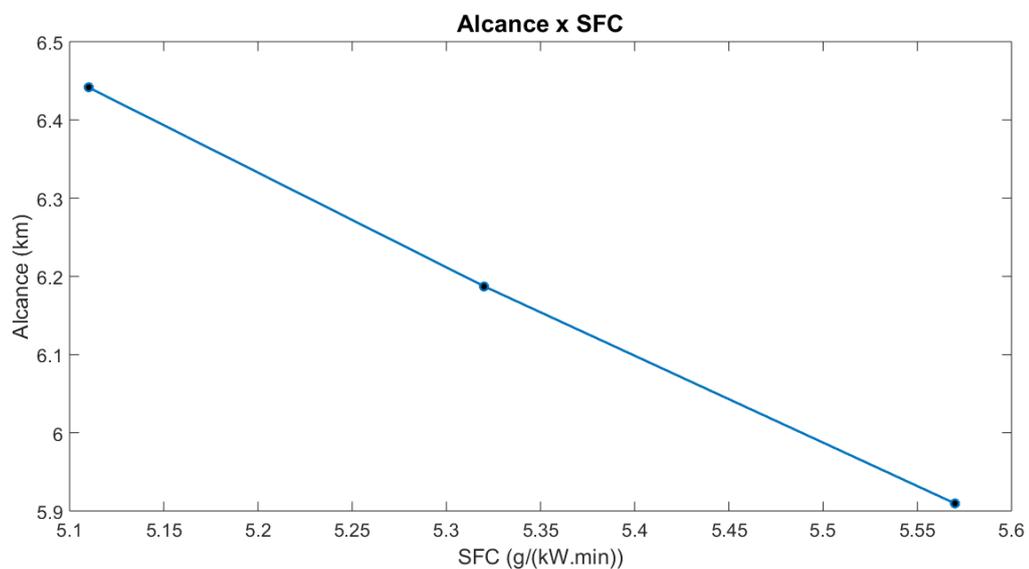


Figura 70 – Relação Alcance (km) e SFC (g/kW.min) da simulação n°5.

Fonte: Autores.

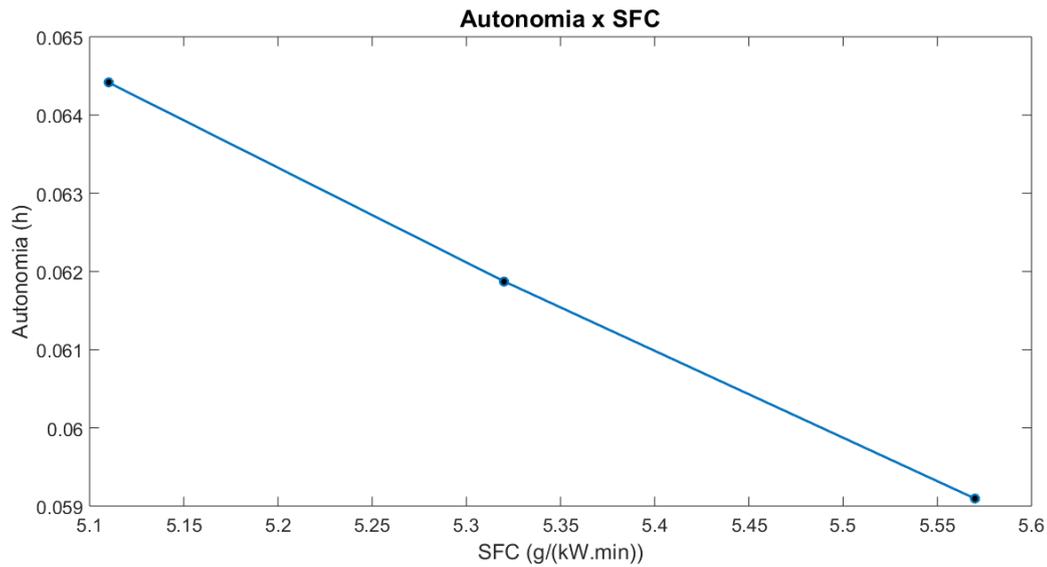


Figura 71 – Relação Autonomia (h) e SFC (g/kW.min) da simulação n°5.

Fonte: Autores.

Para verificar a vantagem que um sistema híbrido pode oferecer, foi calculado qual seria a autonomia de um veículo puramente elétrico. Para fins de comparação foram utilizados os mesmos parâmetros da “Tabela 10: *Inputs* utilizados para gerar os resultados da simulação n°2.”, com exceção obviamente do tempo de uso de bateria e do SFC. Na configuração puramente elétrica, foi desconsiderado todo o sistema de geração de energia composto pelo motor a combustão, motor gerador e tanque de combustível. Dessa forma os dados de entrada são apresentados na tabela 17 e os resultados na tabela 18:

MTOW	1200 kg
Carga Paga	250 kg
N_r	16
ρ_{ener}	200 Wh/kg
Configuração	Coaxial
SFC (g/kW.min)	5,11
Consumo (g/min)	850,58

Tabela 17 – *Inputs* utilizados para gerar os resultados da simulação n°6.

$\eta_{g/w}$	9,0 (híbrido)	9,0 (elétrico)
T_{max} (kg)	2000	2000
$T_{max.mot}$ (kg)	173,61	173,61
P_{total} (kW)	133,33	133,33
$P_{requerida}$ (kW)	164,60	133,33
M_{bat} (kg)	104,16	494,10
M_{comb} (kg)	142,63	0
Autonomia (min)	209,34 (3,48 h)	23,71
Alcance (km)	348,90	39,51

Tabela 18 – Resultados da simulação n°6 comparando valores de tração, potência, massa, autonomia e alcance com os resultados da simulação n°2.

É possível perceber que há um aumento de cerca de 374 % da massa de bateria comparado entre o sistema híbrido-elétrico e o puramente elétrico, enquanto que a autonomia do sistema híbrido-elétrico é 782,91 % maior do que a autonomia de um sistema puramente elétrico com as mesmas características de peso máximo de decolagem e carga paga. A figura 72 mostra uma comparação entre a distribuição de massas do veículo aéreo puramente elétrico e híbrido-elétrico de 1200 kg:

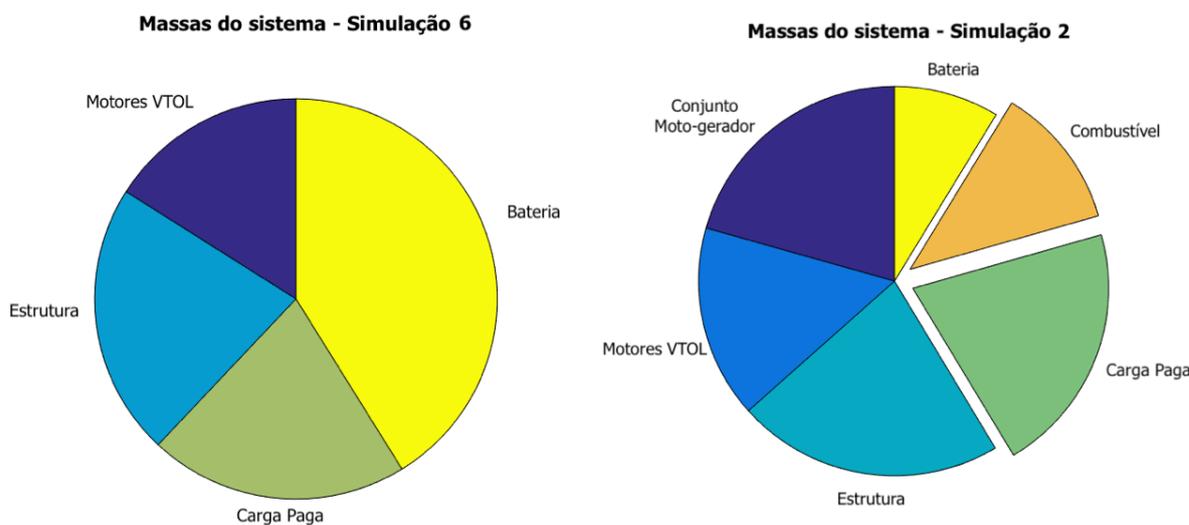


Figura 72 – Comparação entre a distribuição das massas dos sistemas das simulações n°6 e n°2.

Fonte: Autores.

Fica bem evidente nesta comparação que a massa de bateria do veículo puramente elétrico é bem maior se comparado com o veículo híbrido-elétrico.

A mesma comparação pode ser feita considerando o veículo de 1000 kg. Serão utilizados os mesmos parâmetros da “Tabela 14: Inputs utilizados para gerar os resultados

da simulação n°4.”, com exceção obviamente do tempo de uso de bateria e do SFC. Dessa forma os dados de entrada são apresentados na tabela 19 e os resultados na tabela 20:

MTOW	1000 kg
Carga Paga	250 kg
N_r	12
ρ_{ener}	200 Wh/kg
Configuração	Coaxial
SFC (g/kW.min)	5,11
Consumo (g/min)	850,58

Tabela 19 – *Inputs* utilizados para gerar os resultados da simulação n°7.

$\eta_{g/w}$	9,0 (híbrido)	9,0 (elétrico)
T_{max} (kg)	1666,66	1666,66
$T_{max.mot}$ (kg)	192,90	192,90
P_{total} (kW)	111,11	111,11
$P_{requerida}$ (kW)	137,17	111,11
M_{bat} (kg)	86,80	386
M_{comb} (kg)	52,19	0
Autonomia (min)	91,92 (1,53 h)	22,23
Alcance (km)	153,21	37,05

Tabela 20 – Resultados da simulação n°7 comparando valores de tração, potência, massa, autonomia e alcance com os resultados da simulação n°4.

É possível perceber que há um aumento de cerca de 344,70 % da massa de bateria comparado entre o sistema híbrido-elétrico e o puramente elétrico, enquanto que a autonomia do sistema híbrido-elétrico é 313,49 % maior do que a autonomia de um sistema puramente elétrico com as mesmas características de peso máximo de decolagem e carga paga. A figura 73 mostra uma comparação entre a distribuição de massas do veículo puramente elétrico e híbrido-elétrico:

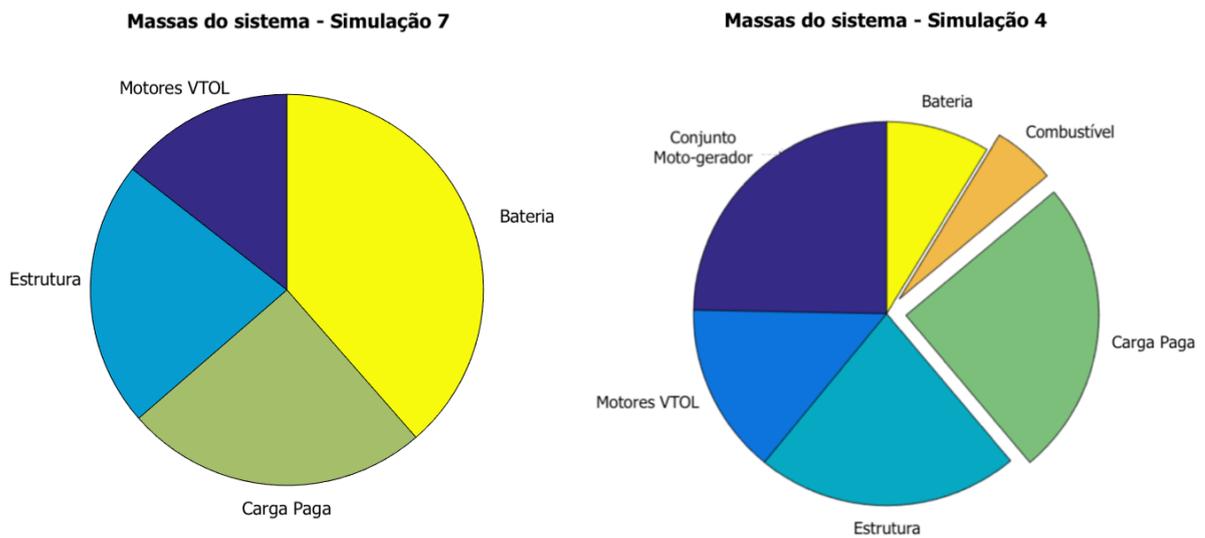


Figura 73 – Comparação entre a distribuição das massas dos sistemas das simulações n°7 e n°4.

Fonte: Autores.

Por fim, a figura 74 mostra a análise comparativa dos modelos eVTOL existentes com os resultados adquiridos pelas simulações:

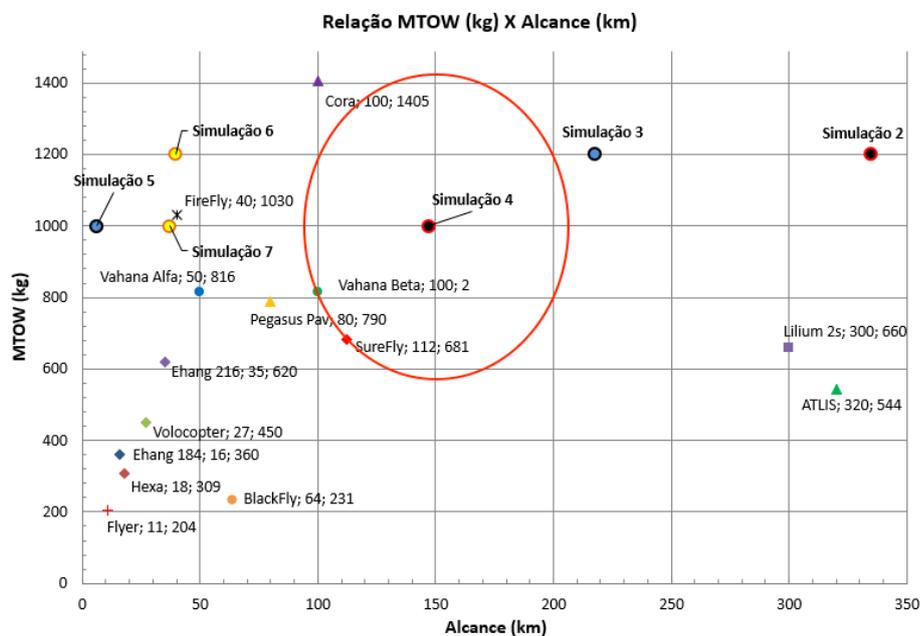


Figura 74 – Comparação das simulações com os veículos eVTOL existentes.

Fonte: Autores.

É perceptível que a simulação que mais se aproxima da região proposta no início do trabalho é a simulação n°4. As simulações n°3 e n°2 superaram a região de interesse.

Na figura 75 é possível observar a comparação entre os principais resultados obtidos nas simulações:

COMPARAÇÃO ENTRE AS SIMULAÇÕES

	SIM.1	SIM.2	SIM.3	SIM.4	SIM.5	SIM.6	SIM.7
MTOW (kg)	1000	1200	1200	1000	1000	1200	1000
Carga Paga (kg)	250	250	300	250	300	250	250
Número de Rotores	12	16	16	12	12	16	12
Massa de Bateria (kg)	78,13-111,61	104,16	104,16	86,80	86,80	494,10	386
Massa de Combustível (kg)	48,39-81,88	142,63	92,63	52,19	2,19	0	0
Autonomia (h)	0,94-2,27	3,21-3,48	2,07-2,26	1,40-1,53	0,059-0,064	0,39	0,37
Alcance (km)	94-227	320,09-348,90	207,88-226,59	140,55-153,21	5,90-6,44	39,51	37,05

Figura 75 – Comparação dos principais resultados obtidos nas simulações.

Fonte: Autores.

5 Conclusões

É primordialmente necessário enfatizar que a relação g/W é um conceito chave no desenvolvimento desse projeto. Foi possível observar de forma preliminar que um sistema viável de veículo eVTOL deve apresentar motores elétricos com eficiência $\eta_{g/W}$ maior que 7,5, garantindo assim autonomia maior que 1h. Nessas condições, o motor a combustão deve possuir potência nominal de pelo menos 173,33 kW (233 hp). O foco deste trabalho não é determinar qual a melhor configuração para os motores elétricos (número de motores e configuração coaxial ou não), visto que o foco é o sistema de geração de energia e não a determinação das características de projeto detalhado do veículo.

Um ponto importante neste trabalho é a relação entre SFC e potência específica do motor a combustão, já ela está diretamente relacionada com a pergunta da pesquisa (1.4). Pode-se observar que quando um motor influencia mais na massa do sistema devido a sua potência específica do que ao seu SFC, isto é, o motor não tem consumo de combustível muito diferente de seu concorrente, mas a potência específica é menor, tem-se um motor pesado para o veículo e que não representa a escolha ótima para o projeto. Em contrapartida, quando o motor não tem potência específica muito diferente de seu concorrente, mas SFC elevado, tem-se um motor que não representa a escolha ótima para o projeto, já que deverá possuir maior reserva de combustível. Portanto, o melhor critério para seleção do motor a combustão é aquele que consiga fornecer potência e energia suficiente para o gerador, adicionando o mínimo de massa à aeronave.

O motor Lycoming TSIO-520-M (310 hp) da aeronave Cessna 206 anfíbia, demonstrou-se como uma opção válida para o desenvolvimento do tipo de veículo proposto neste trabalho. No entanto, para veículos de MTOW de 1000 kg há uma folga entre a potência requerida e a potência gerada, que vai de 17,59 % a 26,50 %. Já para a configuração de MTOW de 1200 kg, o motor apresenta um melhor resultado já que consegue transitar livremente nos campos entre carga paga e autonomia, com uma certa folga para cumprir os requisitos propostos no início desta tese.

No decorrer do trabalho, fica claro notar a vantagem de se obter um sistema híbrido elétrico ao analisar as possibilidades que o sistema permite, sendo ele capaz de promover uma autonomia até 313,49 % maior para um veículo de 1000 kg e até 782,91 % maior para um veículo de 1200 kg se comparado com sistemas puramente elétricos. Além disso, vale ressaltar que o custo de manutenção do veículo se reduz quando há menor massa de bateria no sistema, pois no decorrer de sua vida útil, o poder de retenção de energia diminui de acordo com os ciclos da bateria.

Referências

- AGUSTAWESTLAND. *Project Zero*. 2013. Disponível em: <<https://www.leonardocompany.com/en/news-and-stories-detail/-/detail/project-zero>>. Citado na página 19.
- AIRBUS. *Vahana*. 2017. Disponível em: <<https://www.airbus.com/innovation/zero-emission/urban-air-mobility/vahana.html>>. Citado na página 20.
- AIRCRAFTBLUEBOOK. *Consulta de Aeronave Modelo Cessna 1980 - TU 206G*. 2021. Disponível em: <<https://bityli.com/sYhiw5>>. Citado na página 71.
- ALMEIDA, R. B. Evolução dos processadores. 2009. Citado na página 39.
- ANAC. *Consulta de Aeronave Cadastrada no Registro Aeronáutico Brasileiro*. 2021. Disponível em: <https://sistemas.anac.gov.br/aeronaves/cons_rab_print.asp?nf=PREIB>. Citado na página 70.
- ANAC - COMANDO DA AERONÁUTICA. DEPARTAMENTO DE AVIAÇÃO CIVIL. INSTITUTO DE AVIAÇÃO CIVIL. *MMA 58-1: glossário de termos técnicos de aviação civil*: Glossário de termos técnicos de aviação civil. Rio de Janeiro, BRASIL, 1989. Citado na página 21.
- AQUINEA. *Aquinea Volta*. 2015. Disponível em: <<https://aquinea.fr/actualites-volta/>>. Citado na página 48.
- ASASDESOCORRO. *Website da Organizacao Asas de Socorro*. 2021. Disponível em: <<https://www.asasdesocorro.org.br/home-english/>>. Citado na página 71.
- ASO, S.; KIZAKI, M.; NONOBE, Y. Development of fuel cell hybrid vehicles in toyota. In: IEEE. *2007 Power Conversion Conference-Nagoya*. [S.l.], 2007. p. 1606–1611. Citado 2 vezes nas páginas 53 e 54.
- ATHAVALE, J. et al. Chip-level considerations to enable dependability for evtol and urban air mobility systems. *AIAA/IEEE 39th Digital Avionics Systems Conference (DASC)*, IEEE, 2020. Citado na página 41.
- AVERA, M.; SINGH, R. *Scalability of Hybrid-Electric Propulsion for VTOL UAS*. 2019. Citado 2 vezes nas páginas 65 e 66.
- AVIATION, J. *All Electric air Mobility*. 2015. Disponível em: <<https://www.jobyaviation.com/>>. Citado na página 58.
- BACCHINI, A.; CESTINO, E. Electric vtol configurations comparison. *Aerospace*, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 6, n. 3, p. 26, 2019. Citado 6 vezes nas páginas 43, 44, 46, 47, 48 e 55.
- BACCHINI, A.; CESTINO, E. Key aspects of electric vertical take-off and landing conceptual design. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, SAGE Publications, p. 095441001988417, nov 2019. Citado na página 55.

BARROS, D. C. Pinto de. *Introdução ao projeto de aeronaves*. [S.l.]: Centro de estudos aeronáuticos - CEA, 2001. Citado na página 23.

BELL. *Nexus*. 2019. Disponível em: <<https://www.bellflight.com/products/bell-nexus>>. Citado na página 20.

BOEING. *PAV (Passenger Air Vehicle)*. 2018. Disponível em: <<https://boeing.mediaroom.com/2019-01-23-Boeing-Autonomous-Passenger-Air-Vehicle-Completes-First-Flight>>. Citado na página 20.

BRIDGEWATER, S. Vertical reality: The history of vtol. February 2016. Citado na página 35.

BRUNETTI, F. *Motores de Combustão Interna-Vol. 1*. [S.l.]: Editora Blucher, 2018. Citado na página 63.

CAVAGNINO, A. et al. A comparison between the axial flux and the radial flux structures for pm synchronous motors. *IEEE Transaction on Industrial Applications*, v. 18, n. 6, December 2002. Citado na página 62.

COLEMAN, C. P. et al. *A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research*. [S.l.]: Citeseer, 1997. Citado na página 78.

COPETTI, J. B.; MACAGNAN, M. H. Baterias em sistemas solares fotovoltaicos. In: SN. *I CBENS-I Congresso Brasileiro de Energia Solar*. [S.l.], 2007. p. 29. Citado 2 vezes nas páginas 52 e 53.

CORPORATION, T. *Toyota Cargo Drone*. 2020. Disponível em: <<https://evtol.news/toyota-cargo-drone>>. Citado na página 58.

DATTA, A. et al. Commercial intra-city on-demand electric-vtol status of technology. *AHS/NARI Transformative Vertical Flight Working Group*, v. 2, 2018. Citado 2 vezes nas páginas 41 e 42.

DEVICES, Q. *Brushless Motors vs Brush Motors, What's the Difference?* 2014. Disponível em: <<https://www.quantumdev.com/brushless-motors-vs-brush-motors-whats-the-difference/>>. Citado na página 61.

DUFFY, M. et al. Second annual transformative vertical flight concepts workshop: Enabling new flight concepts through novel propulsion and energy architectures. *National Aeronautics and Space Administration Ames Research Center Moffett Field*, Moffett Field, California, August 3rd and 4th 2015. Citado na página 19.

EASA - EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY. *Vertical Take-Off and Landing (VTOL) Aircraft: Special condition for small-category vtol aircraft*. [S.l.], 2019. Citado na página 31.

EHANG. *EHANG 216*. 2018. Disponível em: <<https://www.ehang.com/>>. Citado 2 vezes nas páginas 27 e 45.

EHANG. The future of transportation: White paper on urban air mobility systems. January 2020. Citado 2 vezes nas páginas 27 e 28.

- ELETRONICSINTERNATIONAL. *Website da Companhia Eletronics International Inc.* 2021. Disponível em: <<https://www.iflyei.com/product/mvp-50p-engine-monitor/>>. Citado na página 72.
- ELEVATE, U. Fast-forwarding to a future of on-demand urban air transportation. *Uber Elevate Summit*, October 2016. Citado 4 vezes nas páginas 32, 34, 35 e 58.
- EMBRAERX. *EmbraerX Eve*. 2018. Disponível em: <<https://embraerx.embraer.com/global/en>>. Citado na página 20.
- EMRAX. *EMRAX 228*. 2021. Disponível em: <<https://emrax.com/e-motors/emrax-228/>>. Citado 2 vezes nas páginas 77 e 81.
- FREDERICKS, W. J.; MOORE, M. D.; BUSAN, R. C. Benefits of hybrid-electric propulsion to achieve 4x increase in cruise efficiency for a vtol aircraft. In: *AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference*. [S.l.: s.n.], 2013. v. 12, n. 14. Citado na página 42.
- GOYAL, R. et al. Nasa's urban air mobility (uam) market study. *National Aeronautics and Space Administration: Aeronautics Research Mission Directorate*, October 2018. Citado 5 vezes nas páginas 22, 28, 29, 30 e 42.
- GRANDL, G. et al. The future of vertical mobility: Sizing the market for passenger, inspection, and goods services until 2035. Porsche Consulting, 2018. Citado 9 vezes nas páginas 18, 20, 26, 29, 30, 31, 32, 33 e 34.
- GUEDES, M. V. O motor de indução trifásico. *Porto: DEEC*, p. 1–104, 1994. Citado 3 vezes nas páginas 59, 60 e 79.
- HALFCHROME, D. *Drone thrust testing*. 2019. Disponível em: <<https://www.halfchrome.com/drone-thrust-testing/>>. Citado na página 77.
- HANSMAN, D. R. J.; ULLMAN, J.; ECK, J. Flight plan 2030: An air traffic management concept for urban air mobility. *EmbraerX*, June 2019. Citado 3 vezes nas páginas 19, 26 e 32.
- HARMON, F. G.; FRANK, A. A.; JOSHI, S. S. The control of a parallel hybrid-electric propulsion system for a small unmanned aerial vehicle using a cmac neural network. *Neural Networks*, Elsevier, v. 18, n. 5-6, p. 772–780, 2005. Citado na página 68.
- HINCAPIE, J.; SANDOVAL, A. V.; PARRA, J. Axial flux electric motor. *Military University of New Granada. Mechatronics Engineering*, 2012. Citado 2 vezes nas páginas 61 e 62.
- HOVERSURF. *Scorpion 3*. 2018. Disponível em: <<https://www.hoversurf.com/>>. Citado na página 47.
- INRIX. *Traffic Scorecard – München bleibt Deutschlands Stauhauptstadt, Hamburg und Berlin holen auf*. 2018. Disponível em: <<http://inrix.com/press-releases/scorecard-2017-ger/>>. Citado na página 33.
- KANG, K. et al. Development of a highly efficient brushless dc motor utilizing both radial and axial air gaps. *Journal of Applied Physics*, American Institute of Physics, v. 111, n. 7, p. 07E721, 2012. Citado na página 62.

- KITTYHAWK. *KittyHawk Flyer*. 2017. Disponível em: <<https://kittyhawk.aero/>>. Citado na página 46.
- KOMAROV, V. A. et al. Conceptual aircraft design. *Samara State Aerospace University*, 2011. Citado na página 23.
- LAPÉÑA-REY, N. et al. First fuel-cell manned aircraft. In: *The Boeing Company, Madri, Spain*. [S.l.: s.n.], 2010. v. 47, n. 6. Citado na página 57.
- LILIUM. *Lilium 7-seater*. 2021. Disponível em: <www.lilium.com>. Citado na página 43.
- MA, S. et al. A method to improve the efficiency of an electric aircraft propulsion system. *Energy*, Elsevier, v. 140, p. 436–443, 2017. Citado 3 vezes nas páginas 55, 56 e 57.
- MAROM, R. et al. A review of advanced and practical lithium battery materials. *Journal of Materials Chemistry*, 2011. Citado na página 55.
- MCGEER, T. *A miniature powerplant for very small, very long range autonomous aircraft. Final report*. [S.l.], 1999. Citado na página 83.
- MOLLER, P. Airborne personalized travel using 'powered lift aircraft'. In: *AIAA and SAE, 1998 World Aviation Conference*. [S.l.: s.n.], 1998. p. 5533. Citado 2 vezes nas páginas 37 e 38.
- MOOG. *SureFly Technology*. 2021. Disponível em: <<https://www.moog.com/innovation/aircraft/SureFly.html>>. Citado na página 45.
- MOORE, M. D. Nasa puffin electric tailsitter vtol concept. In *Proceedings of the 10th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference*, NASA Langley Research Center Hampton, VA, United States, September 2010. Citado 2 vezes nas páginas 18 e 19.
- MOREELS, I. S. D.; LEIJNEN, P. *This Inside Out Motor for EVs Is Power Dense and (Finally) Practical*. 2019. Disponível em: <<https://spectrum.ieee.org/transportation/alternative-transportation/this-insideout-motor-for-evs-is-power-dense-and-finally-practical>>. Citado na página 62.
- NG, W. An experimental and analytical investigation of hydrogen fuel cells for electric vertical take-off and landing (eVTOL) aircraft. *Master of Science*, 2019. Citado 3 vezes nas páginas 54, 55 e 57.
- OPENER. *BlackFly*. 2011. Disponível em: <<https://www.opener.aero/about-us/>>. Citado na página 19.
- RAO Z.AND WANG, S. A review of power battery thermal energy management. renewable and sustainable energy reviews. *Master of Science*, 2011. Citado na página 55.
- RAYMER, D. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2018. Citado 3 vezes nas páginas 23, 24 e 25.

- RIORDAN, M.; HODDESON, L.; HERRING, C. The invention of the transistor. *More Things in Heaven and Earth*, Springer, p. 563–578, 1999. Citado na página 39.
- SAHA, B.; GOEBEL, K. Modeling li-ion battery capacity depletion in a particle filtering framework. In: SAN DIEGO, CA. *Proceedings of the annual conference of the prognostics and health management society*. [S.l.], 2009. p. 2909–2924. Citado 2 vezes nas páginas 52 e 53.
- SCHOEMANN, J.; HORNING, M. Modeling of hybrid electric propulsion systems for small unmanned aerial vehicles. In: *12th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. [S.l.: s.n.], 2012. p. 5610. Citado 2 vezes nas páginas 67 e 68.
- SCHÖMANN, J. *Hybrid-electric propulsion systems for small unmanned aircraft*. Tese (Doutorado) — Technische Universität München, 2014. Citado 7 vezes nas páginas 66, 67, 68, 69, 79, 81 e 83.
- SOARES, E. M. M. Estudo de eficiência energética de um sistema cc para suprimento de residências. 2017. Citado na página 81.
- T-MOTOR. *U15XXL Combo KV29*. 2021. Disponível em: <<https://store-en.tmotor.com/goods.php?id=891>>. Citado 2 vezes nas páginas 77 e 78.
- TORENBEEK, E. *Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2013. Citado na página 23.
- VOLOCOPTER. *VC1*. 2011. Disponível em: <<https://press.volocopter.com/index.php/manned-first-flight-writes-aviation-history>>. Citado na página 19.
- WISK. *Wisk Cora*. 2018. Disponível em: <<https://wisk.aero/aircraft/>>. Citado na página 44.
- WONG, H.; IWAI, H. The road to miniaturization. *Physics World*, IOP Publishing, v. 18, n. 9, p. 40, 2005. Citado 2 vezes nas páginas 40 e 41.
- WORKHORSE. *Workhorse*. 2021. Disponível em: <<https://workhorse.com/>>. Citado na página 45.
- YEDAMALE, P. Brushless dc (bldc) motor fundamentals. *Microchip Technology Inc*, v. 20, p. 3–15, 2003. Citado na página 61.
- ZHU, A. L. et al. Zinc regeneration in rechargeable zinc-air fuel cells—a review. *Journal of Energy Storage*, Elsevier, v. 8, p. 35–50, 2016. Citado na página 66.

Apêndices

APÊNDICE A – Código Simulação Numérica

```

% function []=evtol_design()

% Algoritmo para auxiliar no Dimensionamento Preliminar de Sistemas de
% Propulsao Hibrido-Eletrico de Veiculos eVTOL
%
% Universidade de Brasilia - FGA(UnB)
% Departamento de Engenharia Aeroespacial
%
% Tese de Conclusao de Curso: 'Dimensionamento Preliminar de Sistemas de
% Propulsao Hibrido-Eletrico de Veiculos eVTOL'
%
% ?ltima adaptacao: 26 Outubro 2021
%
% C?digo escrito pelos autores:
% Fernanda Barbosa Marques e Yan Henrique Silva

% Limpar ?rea de trabalho
close all; clear all; clc;

% Titulo, data e hora
timestamp = clock;

disp('Programa de Dimensionamento Preliminar de Sistemas de Propulsao Hibrido-Eletrico de Veiculos
eVTOL');

disp(['Date: ',date, ' Time: ',num2str(timestamp(4)),':', num2str(timestamp(5))]);

disp(' ');

% Declarar vari?veis globais
global evtolMTOW Nr_EM coax_eff rel_MT gW_eff Tmax Tmax_rot PWtot ret_eff ger_eff...
PWreq SFC cons_gmin PWger ger_flux ger_type S_factor rho_bat t_bat U_bat batterytype PWreq_S...
E_req Mbat p_bat p_lift p_motger p_est M_pay M_motger M_lift M_est M_comb M_vazio...
Enduranceh Endurancem kv RPM V_tra rho h P T h_TO h_AGL EMflux EMconfiguration...
g msec2kts kts2msec W2hp hp2W evtolMTOW_N tclimb perf_ROC perf_V...
SFC1 SFC2 SFC3 SFC4 t_batm Range SFCC cons_gmin1 cons_gmin2 cons_gmin3 cons_gmin4...
PWger1 PWger2 PWger3 PWger4

```

```

% Selecione a altitude para os calculos
h_TO = input('Entre com altitude de decolagem (metros): ');
h_AGL = input('Entre com a altitude da missao (metros): ');
h = h_TO + h_AGL;
[T_TO, a_TO, P_TO, rho_TO] = atmosisa(h_TO); % usa a funcao isa para determinar a densidade
[T, a, P, rho] = atmosisa(h);
disp(' ');

% Parametros de desempenho estimados
perf_ROC = 2.032; % Rate-of-Climb (m/s), 2m/s=>120m/min=>400 ft/min
perf_V = input('Entre com a velocidade de cruzeiro estimada em km/h: ');
disp(' ');

% Constants and Preliminary Calculations
g = 9.81; % Acceleration due to gravity (m/s^2)
msec2kts = 1.944; % Unit conversion (m/s->kts)
kts2msec = 0.5144; % Unit conversion (kts->m/s)
W2hp = 1.34/1000; % Unit conversion (W->hp)
hp2W = 0.75*1000; % Unit conversion (hp->W)
evtolMTOW_N = evtolMTOW * g; % Weight of eVTOL (N)
tclimb = h_AGL/perf_ROC; % Time to climb (s)

% Definir os parametros da missao
evtolMTOW = input('Entre com o Peso Maximo de Decolagem da Aeronave (MTOW): ');
disp(' ');

Nr_EM = input('Entre com o numero de rotores utilizados pela propulsao da aeronave: ');
disp(' ');

disp('A aeronave possui motores coaxiais ou nao coaxiais? ');
disp(' 1: Coaxiais');
disp(' 2: Nao Coaxiais');
disp(' ');

EMconfiguration = input('Escolha a opcao 1 ou 2: ');
disp(' ');

```

```

switch EMconfiguration
    case 1
        coax_eff = 0.8; % Eficiencia motores coaxiais
    case 2
        coax_eff = 1; % Eficiencia motores nao coaxiais
end

disp('Os motores VTOL s?o motores el?tricos de fluxo radial ou de fluxo axial? ');
disp(' 1: Fluxo Radial');
disp(' 2: Fluxo Axial');
disp(' ');
EMflux = input('Escolha a op??o 1 ou 2: ');
disp(' ');
switch EMflux
    case 1
        EM_eff = 0.8; % Eficiencia motor eletrico de fluxo radial
    case 2
        EM_eff = 0.9; % Eficiencia motor eletrico de fluxo axial
end

rel_MT = input('Entre com a rela??o MTOW/Tra??o utilizada na aeronave (0.1-0.9): '); % relacao MTOW
/ Tracao
disp(' ');

gW_eff = input('Entre com a efici?ncia g/W m?dia utilizada pelos motores VTOL: '); % eficiencia g/W
disp(' ');

Tmax = evtolMTOW / rel_MT; % Tra??o m?xima da aeronave
Tmax_rot = Tmax/(Nr_EM * coax_eff * EM_eff); % tracao maxima dos motores eletricos outrunners
PWtot = evtolMTOW * 1000 / gW_eff; % Potencia dos motores em hover

% Determinar a pot?ncia m?nima requerida do sistema de propuls?o h?brido-el?trico
disp('Determinando a pot?ncia m?nima requerida do sistema de propuls?o h?brido-el?trico');
disp(' ');

ret_eff = input('Entre com a efici?ncia do retificador (0-1): '); % eficiencia retificador

```

```

disp(' ');

disp('O gerador ? um motor do tipo brushless? ');
disp(' 1: Sim (valor definido de acordo com banco de dados)');
disp(' 2: N?o (o usu?rio define o valor da efici?ncia)');
disp(' ');
ger_type = input('Escolha a op??o 1 ou 2: ');
disp(' ');
switch ger_type
    case 1
        disp('? um motor de fluxo radial ou axial? ');
        disp(' 1: Radial');
        disp(' 2: Axial');
        disp(' ');

        ger_flux = input('Escolha a op??o 1 ou 2: ');
        switch ger_flux
            case 1
                ger_eff = 0.8;
            case 2
                ger_eff = 0.9;
        end
    case 2
        ger_eff = input('Entre com a efici?ncia do gerador (0-1): ');
end

PWreq = Pwtot / (ret_eff * ger_eff); % potencia minima requerida

% Par?metros de consumo do motor a combust?o
disp(' Par?metros de consumo do motor a combust?o: ');
disp(' ');

SFC1 = input('Insira o 1? valor do SFC - Specific Fuel Consumption (g/(kW.min)) : '); % valor SFC
disp(' ');
SFC2 = input('Insira o 2? valor do SFC - Specific Fuel Consumption (g/(kW.min)) : '); % valor SFC
disp(' ');

```

```

SFC3 = input('Insira o 3? valor do SFC - Specific Fuel Consumption (g/(kW.min)) : '); % valor SFC
disp(' ');

SFC1 = input('Insira o 1? valor do SFC - Specific Fuel Consumption (g/(kW.min)) : '); % valor SFC
SFC2 = input('Insira o 2? valor do SFC - Specific Fuel Consumption (g/(kW.min)) : '); % valor SFC
SFCC = [SFC1 SFC2 SFC3]; % g/(kW.min)
SFC = [SFC1 SFC2 SFC3]*60; % g/(kW.h)

cons_gmin1 = input('Entre com o 1? valor do consumo em (g/min): '); % valor consumo g/min
disp(' ');
cons_gmin2 = input('Entre com o 2? valor do consumo em (g/min): '); % valor consumo g/min
disp(' ');
cons_gmin3 = input('Entre com o 3? valor do consumo em (g/min): '); % valor consumo g/min
disp(' ');

cons_gmin = [cons_gmin1 cons_gmin2 cons_gmin3];

PWger1 = cons_gmin(1) / (SFC(1) ./ 60);
PWger2 = cons_gmin(2) / (SFC(2) ./ 60);
PWger3 = cons_gmin(3) / (SFC(3) ./ 60);

PWger = [PWger1 PWger2 PWger3];

% Resultados
disp(' ');
disp('////////////////////////////////////////');
disp(' ');
disp('RESULTADOS');
disp(' ');

% Dados atmosf?ricos
disp('DADOS ATMOSF?RICOS DA MISS?O');
disp(['Mission Altitude Temperature (K) = ', num2str(T)]);
disp(['Mission Altitude Density (kg/m^3) = ', num2str(rho)]);
disp(['Mission Altitude Pressure (Pa) = ', num2str(P)]);
disp(' ');

```

```

% Para determinar a potência dos motores VTOL em voo hover
disp('PAR METROS DO SISTEMA DE MOTORES VTOL');
disp(['Tracao Maxima (kg) = ', num2str(Tmax)]);
disp(['Tracao M?xima por motor (kg) = ', num2str(Tmax_rot)]); % tra??o m?xima que cada motor deve
ter
disp(['Potencia dos motores em hover (W) = ', num2str(PWtot)]); % pot?ncia em hover dos motores
el?tricos
disp(' ');

% Determinar a potência m?nima requerida do sistema de propuls?o h?brido-el?trico
disp('POT?NCIA REQUERIDA M?NIMA QUE O SISTEMA MOTO-GERADOR DEVE GERAR');
disp(['Potencia requerida (W) = ', num2str(PWreq)]);
disp(' ');

% Par?metrosde consumo do motor a combust?o
disp('POT?NCIA GERADA PELO MOTOR DE COMBUST?O INTERNA(kW)');
disp(['Potencia gerada (kW) = ', num2str(PWger)]); % valor potencia gerada pelo motor a combustao
disp(' ');

```

ANEXO A – Especificações técnicas motores EMRAX

EMRAX 188 Technical Data Table

Type	EMRAX 188 High Voltage			EMRAX 188 Medium Voltage			EMRAX 188 Low Voltage		
Technical data									
Air cooled = AC Liquid cooled = LC Combined cooled = Air + Liquid cooled = CC	AC	LC	CC	AC	LC	CC	AC	LC	CC
Ingress protection	IP21	IP65	IP21	IP21	IP65	IP21	IP21	IP65	IP21
Cooling medium specification (Air Flow = AF; Inlet Water/glycol Flow = WF; Ambient Air = AA) If inlet WF temperature and/or AA temperature are lower, then continuous power is higher.	AF=20m/s; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	AF=20m/s; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	AF=20m/s; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C
Weight [kg]	7,0	7,3	7,2	7,0	7,3	7,2	7,0	7,3	7,2
Diameter ϕ / width [mm]	188 / 77								
Maximal battery voltage [Vdc] and max load RPM	430 Vdc (6500 RPM)			300 Vdc (6500 RPM)			110 Vdc (6500 RPM)		
Peak motor power at max load RPM (few min at cold start / few seconds at hot start) [kW]	52								
Continuous motor power (at 6500 RPM)	23	25	29	23	25	29	23	25	29
Maximal rotation speed [RPM]	6500 (8000 for a few seconds with magnetic field weakening)								
Maximal motor current (for 2 min if cooled as described in Manual) [Arms]	200			300			800		
Continuous motor current [Arms]	100			150			400		
Maximal peak motor torque [Nm]	90								
Continuous motor torque [Nm]	40	43	50	40	43	50	40	43	50
Torque / motor current [Nm/1Aph rms]	0,60			0,39			0,15		
Maximal temperature of the copper windings in the stator and max. temperature of the magnets [°C]	120								
Motor efficiency [%]	92-98%								
Internal phase resistance at 25 °C [m Ω]	12,0			5,0			0,8		
Input phase wire cross-section [mm ²]	10,2			15,2			38,0		
Wire connection	star								
Induction Ld/Lq [μ H] of 1 phase	92/102			40/44			5,4/6,0		
Controller / motor signal	sine wave								
AC voltage between two phases [Vrms/1RPM]	0,0384			0,0252			0,00923		
Specific idle speed (no load) [RPM/1Vdc]	19			28			75		
Specific load speed (max load) [RPM/1Vdc]	15			22			60		
Magnetic field weakening (for higher RPM at the same power and lower torque) [%]	up to 100								
Magnetic flux – axial [Vs]	0,033			0,022			0,008		
Temperature sensor on the stator windings	kty 81/210								
Number of pole pairs	10								
Rotor Inertia_ LC motor [kg*m ²]	0,0134								
Bearings (front:back) - FAG	6204:3204 (for axial-radial forces; for pull-push mode, $\alpha=25^\circ$)								

EMRAX 208 Technical Data Table (dynamometer test data)

Type	EMRAX 208 High Voltage			EMRAX 208 Medium Voltage			EMRAX 208 Low Voltage		
	AC	LC	CC	AC	LC	CC	AC	LC	CC
Technical data									
Air cooled = AC Liquid cooled = LC Combined cooled = Air + Liquid cooled = CC									
Ingress protection	IP21	IP65	IP21	IP21	IP65	IP21	IP21	IP65	IP21
Cooling medium specification (Air Flow = AF; Inlet Water/glycol Flow = WF; Ambient Air = AA) If inlet WF temperature and/or AA temperature are lower, then continuous power is higher.	AF=20m/s; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	AF=20m/s; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	AF=20m/s; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C
Weight [kg]	9,1	9,4	9,3	9,1	9,4	9,3	9,1	9,4	9,3
Diameter ϕ / width [mm]	208 / 85								
Maximal battery voltage [Vdc] and max load RPM	550 Vdc (6000 RPM)			350 Vdc (6000 RPM)			120 Vdc (6000 RPM)		
Peak motor power at max load RPM (few min at cold start / few seconds at hot start) [kW]	68								
Continuous motor power (at 6500 RPM)	33	35	41	33	35	41	33	35	41
Maximal rotation speed [RPM]	6000 (7000 for a few seconds with magnetic field weakening)								
Maximal motor current (for 2 min if cooled as described in Manual) [Arms]	200			320			800		
Continuous motor current [Arms]	100			160			400		
Maximal peak motor torque [Nm]	140								
Continuous motor torque [Nm]	64	68	80	64	68	80	64	68	80
Torque / motor current [Nm/1Aph rms]	0,80			0,50			0,19		
Maximal temperature of the copper windings in the stator and max. temperature of the magnets [°C]	120								
Motor efficiency [%]	92-98%								
Internal phase resistance at 25 °C [m Ω]	12,0			5,0			0,9		
Input phase wire cross-section [mm ²]	11,4			17,0			42,5		
Wire connection	star								
Induction Ld/Lq [μ H] of 1 phase	125/130			52/56			7,2/7,5		
Controller / motor signal	sine wave								
AC voltage between two phases [Vrms/1RPM]	0,0487			0,0319			0,0117		
Specific idle speed (no load) [RPM/1Vdc]	15			22			58		
Specific load speed (max load) [RPM/1Vdc]	11			17			50		
Magnetic field weakening (for higher RPM at the same power and lower torque) [%]	up to 100								
Magnetic flux – axial [Vs]	0,0393			0,0257			0,0095		
Temperature sensor on the stator windings	kty 81/210								
Number of pole pairs	10								
Rotor Inertia LC motor [kg*m ²]	0.023								
Bearings (front:back) - FAG	6206:3206 (for axial-radial forces; for pull-push mode, $\alpha=25^\circ$)								

EMRAX 228 Technical Data Table (dynamometer test data)

Type	EMRAX 228 High Voltage			EMRAX 228 Medium Voltage			EMRAX 228 Low Voltage		
Technical data									
Air cooled = AC Liquid cooled = LC Combined cooled = Air + Liquid cooled = CC	AC	LC	CC	AC	LC	CC	AC	LC	CC
Ingress protection	IP21	IP65	IP21	IP21	IP65	IP21	IP21	IP65	IP21
Cooling medium specification (Air Flow = AF; Inlet Water/glycol Flow = WF; Ambient Air = AA) If inlet WF temperature and/or AA temperature are lower, then continuous power is higher.	AF=20m/s AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	AF=20m/s AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	AF=20m/s AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C
Weight [kg]	12,0	12,4	12,3	12,0	12,4	12,3	12,0	12,4	12,3
Diameter ϕ / width [mm]	228 / 86								
Maximal battery voltage [Vdc] and max load RPM	680 Vdc (5500 RPM)			500 Vdc (5500 RPM)			160 Vdc (5500 RPM)		
Peak motor power at max load RPM (few min at cold start / few seconds at hot start) [kW]	109								
Continuous motor power (at 5500 RPM)	50	53	62	50	53	62	50	53	62
Maximal rotation speed [RPM]	5500 (6500 for a few seconds with magnetic field weakening)								
Maximal motor current (for 2 min if cooled as described in Manual) [Arms]	240			340			900		
Continuous motor current [Arms]	115			160			450		
Maximal motor torque (for a few seconds) [Nm]	230								
Continuous motor torque [Nm]	96	102	120	96	102	120	96	102	120
Torque / motor current [Nm/1Aph rms]	1,1			0,75			0,27		
Maximal temperature of the copper windings in the stator and max. temperature of the magnets [°C]	120								
Motor efficiency [%]	92-98%								
Internal phase resistance at 25 °C [m Ω]	16,7			7,0			1,1		
Input phase wire cross-section [mm ²]	11,4			17,0			42,5		
Wire connection	star								
Induction in Ld/Lq [μ H] of 1 phase	177/183			76/79			10,3/10,6		
Controller / motor signal	sine wave								
AC voltage between two phases [Vrms/1RPM]	0,0730			0,0478			0,0176		
Specific idle speed (no load) [RPM/1Vdc]	9,8			14			40		
Specific load speed (max load) [RPM/1Vdc]	8			11			34		
Magnetic field weakening (for higher RPM at the same power and lower torque) [%]	up to 100								
Magnetic flux – axial [Vs]	0,0542			0,0355			0,0131		
Temperature sensor on the stator windings	kty 81/210								
Number of pole pairs	10								
Rotor inertia LC motor [kg*m ²]	0,0383								
Bearings (front:back) - FAG	6206:3206 (for axial-radial forces; for pull-push mode, $\alpha=25^\circ$)								

EMRAX 268 Technical Data Table

Type Technical data	EMRAX 268 High Voltage			EMRAX 268 Medium Voltage			EMRAX 268 Low Voltage*		
	AC	LC	CC	AC	LC	CC	AC	LC	CC
Air cooled = AC Liquid cooled = LC Combined cooled = Air + Liquid cooled = CC									
Ingress protection	IP21	IP65	IP21	IP21	IP65	IP21	IP21	IP65	IP21
Cooling medium specification (Air Flow = AF; Inlet Water/glycol Flow = WF; Ambient Air = AA) If inlet WF temperature and/or AA temperature are lower, then continuous power is higher.	AF=20m/s; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	AF=20m/s; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	AF=20m/s; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C
Weight [kg]	20,0	20,5	20,3	20,0	20,5	20,3	20,0	20,5	20,3
Diameter \varnothing / width [mm]	268 / 91								
Maximal battery voltage [Vdc] and max load RPM	800 Vdc (3600 RPM)			650 Vdc (4500 RPM)			250 Vdc (4500 RPM)		
Peak motor power at max load RPM (few min at cold start / few seconds at hot start) [kW]	160			200			200		
Continuous motor power (at 2000-4000 RPM) depends on the motor RPM [kW]	67	73	86	86	91	107	86	91	107
Maximal rotation speed [RPM]	4500 (5500 for a few seconds with magnetic field weakening)								
Maximal motor current (for 2 min if it is cooled as described in Manual) [Arms]	250			400			1000		
Continuous motor current [Arms]	125			190			500		
Maximal motor torque (for a few seconds) [Nm]	500								
Continuous motor torque [Nm]	200	213	250	200	213	250	200	213	250
Torque / motor current [Nm/1Aph rms]	1,90			1,30			0,46		
Maximal temperature of the copper windings in the stator and max. temperature of the magnets [°C]	120								
Motor efficiency [%]	92–98 %								
Internal phase resistance at 25 °C [m Ω]	22,9			10,5			1,8		
Input phase wire cross-section [mm ²]	11,4			17			42,5		
Wire connection	star								
Induction in Ld/Lq [μ H] of 1 phase	292/273			126/118			17/15,9		
Controller / motor signal	sine wave								
AC voltage between two phases [Vrms/1RPM]	0,126			0,0825			0,0304		
Specific idle speed (no load) [RPM/1Vdc]	5,4			8,2			22,0		
Specific load speed (max load) [RPM/1Vdc]	4,5			7			18		
Magnetic field weakening (for higher RPM at the same power and lower torque) [%]	up to 100								
Magnetic flux – axial [Vs]	0,1014			0,0664			0,0245		
Temperature sensor on the stator windings	kty 81/210								
Number of pole pairs	10								
Rotor inertia LC motor [kg*m ²]	0,0922								
Bearings (front:back) – FAG	7206:3207 (for axial-radial forces; for pull-push mode, $\alpha=25^\circ$)								

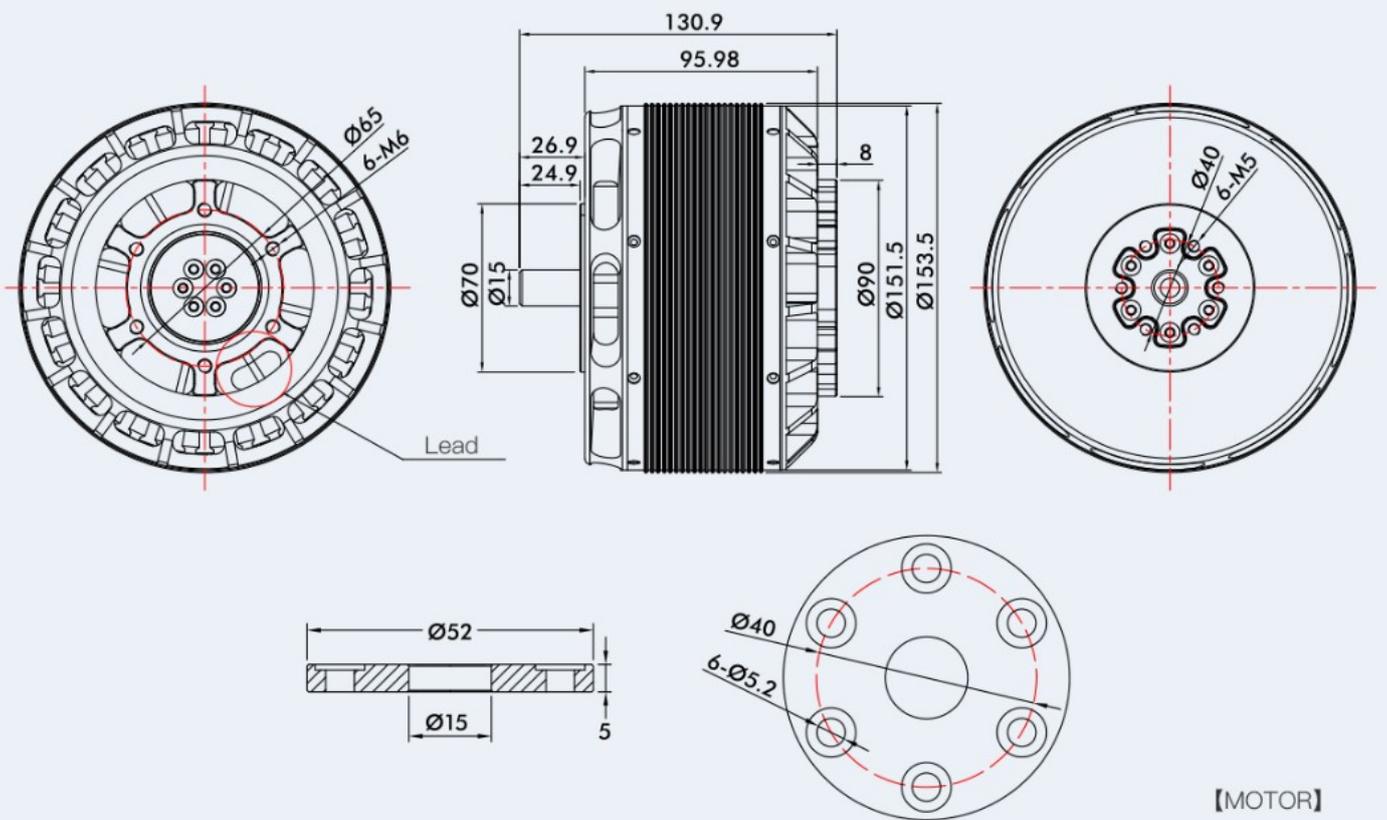
*EMRAX 268 low voltage version always has 2 sequences of phase connectors (2xUVW).

EMRAX 348 Technical Data Table

Technical data	Type	EMRAX 348 High Voltage			EMRAX 348 Medium Voltage			EMRAX 348 Low Voltage		
		AC	LC	CC	AC	LC	CC	AC	LC	CC
Air cooled = AC Liquid cooled = LC Combined cooled = Air + Liquid cooled = CC										
Ingress protection		IP21	IP65	IP21	IP21	IP65	IP21	IP21	IP65	IP21
Cooling medium specification (Air Flow = AF; Water/glycol Flow = WF – if inlet water/glycol temperature and/or ambient temperature are lower, then continuous power is higher)		AF=20m/s; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	AF=20m/s ; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	AF=20m/s ; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C	WF=8l/min at 50°C; AA=25°C
Weight [kg]		41	42	41,5	41	42	41,5	41	42	41,5
Diameter ϕ / width [mm]		348 / 107								
Maximal battery voltage [Vdc] and max load RPM		800 Vdc (1840 RPM)			800 Vdc (2800 RPM)			420 Vdc (4000 RPM)		
Peak motor power at max RPM (few min at cold start / few seconds at hot start) [kW]		170			260			380		
Continuous motor power at load RPM [kW]		68	72	85	103	110	129	170	189	210
Maximal rotation speed [RPM]		4000 (4500 for a few seconds with magnetic field weakening)								
Maximal motor current (for 2 min if it is cooled as described in Manual) [Arms]		280			450			1100		
Continuous motor current [Arms]		140			210			550		
Maximal motor torque (for a few seconds) [Nm]		1000								
Continuous motor torque [Nm]		400	425	500	400	425	500	400	425	500
Torque / motor current [Nm/1Aph rms]		3,8			2,5			0,9		
Cogging torque [Nm]		5								
Maximal temperature of the copper windings in the stator and max. temp. of the magnets [°C]		120								
Motor efficiency [%]		92 – 98 %								
Internal phase resistance at 25 °C [m Ω]		30			12,3			4,4		
Input phase wire cross-section [mm ²]		11,4			17,0			42,5		
Wire connection		star								
Induction in Ld/Lq [μ H] of 1 phase		418/452			180/195			24,3/26,3		
Controller / motor signal		sine wave								
AC voltage between two phases [Vrms/1RPM]		0,2320			0,1520			0,0560		
Specific idle speed (no load) [RPM/1Vdc]		2,8			4,3			11,8		
Specific load speed (max load) [RPM/1Vdc]		2,3			3,5			9,5		
Magnetic field weakening (for higher RPM at the same power and lower torque) [%]		up to 100 %								
Magnetic flux – axial [Vs]		N/A			N/A			N/A		
Temperature sensor on the stator windings		kty 81/210								
Number of pole pairs		10								
Rotor inertia LC motor [kg*m ²]		0,3654								
Bearings (front:back) – FAG		7208:3208 (for axial-radial forces; for pull-push mode, $\alpha=25^\circ$)								

ANEXO B – Especificações TMOTOR U15XXL

Product Drawing



【MOTOR】

Specifications-U15XXL KV29

Motor Item	U15XXL KV29	Weight (Incl. Cable)	5130g
Motor Dimensions	Φ151.5*106mm	Internal Resistance	20mΩ
Lead	Enameled Wire 200mm	Configuration	36N42P
Shaft Diameter	25mm	Rated Voltage(Lipo)	12-24S
Idle Current(10V)	2.7A	Peak Current(120s)	280A
Max. Power(120s)	28KW		

Specifications-FLAME 280A 24S

ESC Item	FLAME 280A 24S	Weight(Incl. cables)	900g
Size	153.5*69.7*48.9mm	BEC	No
Programable Item(s)	No	Support Voltage	12-24S
Con. Current	280A	Peak Current(10S)	300A

Specifications-57×22inch Propeller

Model NO.	57*22	Weight(Single Blade)	495g
Material	CF+Epoxy	Surface Treatment	Polished
T-MOTOR Series	2blades-intergrated		

Specifications-62×24inch Propeller

Model NO.	62*24	Weight(Single Blade)	526g
Material	CF+Epoxy	Surface Treatment	Polished
T-MOTOR Series	2blades-intergrated		

Test Report

Type	Propeller	Throttle	Voltage (V)	Thrust (g)	Torque (N*m)	Current (A)	RPM	Power (W)	Efficiency (G/W)	Operating Temperature (°C)
U15XXL KV29	T-MOTOR P57*22 " CF	30%	100	12484	8.02	11.50	967	1152	10.83	81
		35%	100	15836	10.23	15.70	1084	1569	10.09	
		40%	100	19528	12.68	21.10	1199	2114	9.24	
		45%	100	23542	15.35	27.60	1312	2756	8.54	
		50%	100	27859	18.22	34.40	1424	3445	8.09	
		55%	100	32463	21.29	42.50	1533	4247	7.64	
		60%	100	37335	24.54	52.00	1641	5200	7.18	
		65%	100	42459	27.97	62.40	1747	6238	6.81	
		70%	100	47818	31.56	73.50	1851	7352	6.5	
		75%	100	53395	35.29	85.80	1954	8583	6.22	
		80%	100	59174	39.17	99.70	2054	9968	5.94	
		85%	100	65139	43.17	115.30	2153	11530	5.65	
		90%	100	71274	47.29	132.20	2250	13216	5.39	
		95%	100	77564	51.51	150.20	2346	15024	5.16	
		100%	100	83994	55.83	169.60	2439	16956	4.95	
		T-MOTOR P62*24 " CF	30%	100	14887	10.67	13.40	902	1344	
	35%		100	19665	14.16	20.30	1025	2031	9.68	
	40%		100	24908	18	28.50	1145	2848	8.74	
	45%		100	30550	22.15	38.00	1260	3797	8.05	
	50%		100	36527	26.55	48.80	1371	4876	7.49	
	55%		100	42777	31.15	60.90	1477	6086	7.03	
	60%		100	49242	35.93	74.30	1580	7427	6.63	
	65%		100	55865	40.82	89.00	1678	8899	6.28	
	70%		100	62590	45.8	105.00	1771	10502	5.96	
	75%		100	69366	50.81	122.40	1861	12235	5.67	
	80%		100	76144	55.84	141.00	1946	14100	5.4	
	85%		100	82875	60.83	161.00	2027	16095	5.15	
	90%		100	89515	65.75	182.20	2104	18221	4.91	
95%	100		96022	70.58	204.80	2176	20478	4.69		
100%	100	102354	75.28	228.70	2245	22866	4.48			

Note: Temperature is motor coiling temperature @100% throttle running 2mins.

(Date above based on benchtest are for reference only, comparion with that of other motor types is not recommended.)