

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS**

Breno Wohlers

**Projeto conceitual da aeronave Ipanema adaptada para
um sistema de propulsão elétrico e análise de custos
operacionais**

São Carlos

2020

Breno Wohlers

**Projeto conceitual da aeronave Ipanema adaptada para
um sistema de propulsão elétrico e análise de custos
operacionais**

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Aeronáutica, da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Engenheiro Aeronáutico.

Orientador: Prof. Dr. James Rojas Waterhouse

**São Carlos
2020**

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO,
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da
EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

W837p Wohlers, Breno
Projeto conceitual da aeronave Ipanema adaptada
para um sistema de propulsão elétrico e análise de
custos operacionais / Breno Wohlers; orientador James
Rojas Waterhouse. São Carlos, 2020.

Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica)
-- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade
de São Paulo, 2020.

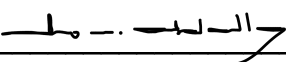
1. Projeto conceitual. 2. Aeronave agrícola. 3.
Aeronave elétrica. 4. Custo Operacional. I. Título.

FOLHA DE APROVAÇÃO

Candidato: Breno Wohlers
Título do TCC: Projeto conceitual da aeronave Ipanema adaptada para um sistema de propulsão elétrico e análise de custos operacionais
Data de defesa: 10/12/2020

Comissão Julgadora	Resultado
Professor Doutor Alvaro Martins Abdalla	APROVADO
Instituição: EESC - SAA	
Professor Doutor Paulo Celso Greco Júnior	APROVADO
Instituição: EESC - SAA	

Presidente da Banca: Professor Doutor Alvaro Martins Abdalla



(assinatura)

*“ Se ao levantar de manhã você pensar que o futuro
será melhor, é um dia brilhante. Caso contrário, não é.”*

Elon Musk

RESUMO

WOHLERS, B. **Projeto conceitual da aeronave Ipanema adaptada para um sistema de propulsão elétrico e análise de custos operacionais**. 2020. 91p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2020.

O presente trabalho apresenta o projeto conceitual da aeronave EMB-202A, o Ipanema, adaptado para um sistema de propulsão elétrico e uma análise dos custos operacionais envolvidos em uma missão típica de pulverização. O projeto contempla as características geométricas, aerodinâmicas e pesos de referência determinados pelo fabricante, buscando integrar uma nova geração de motores sem gerar perda estrutural ou de eficiência aerodinâmica. Na primeira parte do projeto ocorre a substituição do motor antigo e uma avaliação sobre o peso das baterias, obtendo o desempenho durante o voo de pulverização. Em seguida, os pesos da nova configuração são comparados com os valores da aeronave original e organizados para alimentar a etapa final do trabalho. Por último, é feita uma análise dos custos operacionais do novo Ipanema, sensibilizando características da bateria consideradas dominantes na precificação do voo. Os valores são variados dentro de um intervalo estabelecido e utiliza-se o custo da missão percorrida no motor à etanol para referência. Em suma, as principais restrições para o desenvolvimento foram apresentadas e elencados os desafios existentes em tornar motores elétricos viáveis.

Palavras-chave: Projeto conceitual. Aviação elétrica. Aviação agrícola. Custo Operacional.

ABSTRACT

WOHLERS, B. **Conceptual project of Ipanema adapted for an electric propulsion system and analysis of operational costs**. 2020. 91p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2020.

The present work presents the conceptual design of the EMB-202A aircraft, the Ipanema, adapted for an electric propulsion system and an analysis of the operational costs involved in a typical spraying mission. The project contemplates the geometric, aerodynamic and reference weights calculated by the manufacturer, seeking to integrate a new generation of engines without generating structural loss or aerodynamic efficiency. In the first part of the project, the old engine is replaced and the weight of the batteries evaluated, obtaining the performance during the spraying flight. Then, the weights of the new configuration are compared with the original aircraft and organized to fill the final stage of the work. Finally, operational costs' analysis is made to the new Ipanema, sensitizing battery characteristics considered dominant in flight pricing. The values are varied in an established range and the cost of the mission by ethanol engine is used for reference. In short, the main constraints for development were presented and the existing challenges in making electric motors viable were listed.

Keywords: Conceptual project. Agricultural aircraft. Electrical aircraft. Operational costs.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Vista técnica do EMB-202A: (a) superior; (b) lateral e (c) frontal . . .	25
Figura 2 – Classificação de sistemas elétricos aplicáveis em veículos aéreos	27
Figura 3 – Diagrama de Ragone para diversas fontes de armazenamento de energia . . .	28
Figura 4 – Perfil de descarga de uma célula	30
Figura 5 – Potencial e densidade de metais	31
Figura 6 – Densidade energética para diferentes baterias de Lítio	32
Figura 7 – Vida-útil de uma bateria Li-íon	33
Figura 8 – Eficiência da célula	34
Figura 9 – Hidroavião Beaver	38
Figura 10 – Curva de custos exponencial para as baterias Li-ion	38
Figura 11 – Perfil da missão típica da aeronave	39
Figura 12 – Padrão de voo: (a) back-to-back; (b) racetrack	40
Figura 13 – Dimensões da área pulverizada da missão	41
Figura 14 – Relação em razões de área e formato da aeronave	44
Figura 15 – L/D_{max} contra a WAR	44
Figura 16 – Arquitetura detalhada de um sistema de propulsão elétrico	45
Figura 17 – Tabela de valores usado para determinar o peso de combustível - vazia . . .	49
Figura 18 – Método iterativo de cálculo do peso de combustível	50
Figura 19 – Tabela de valores usado para determinar o peso da bateria - vazia . . .	51
Figura 20 – Método iterativo de cálculo do peso da bateria	52
Figura 21 – Tabela de componentes de custos - vazia	55
Figura 22 – Controlador EmDrive 500	59
Figura 23 – Arquitetura proposta para o sistema de propulsão	61
Figura 24 – Dimensões da bateria	61
Figura 25 – Dimensões da bateria	62
Figura 26 – Gráfico de Constraints da aeronave	66
Figura 27 – Distância entre o aeroporto e a plantação pulverizada	69
Figura 28 – Consumo de combustível do motor x <i>Brake Horse Power</i>	70
Figura 29 – Dados de entrada e saída do método descrito na Figura 3.4.1	71
Figura 30 – Dados de entrada e saída do método descrito na Figura 3.4.2	73
Figura 31 – Custos operacionais da missão de pulverização	79
Figura 32 – Distribuição dos custos da missão abastecida à etanol	79
Figura 33 – Distribuição dos custos da missão com bateria	80
Figura 34 – Análise do custo operacional da aeronave elétrica	81
Figura 35 – Gráfico de custo contra preço da célula	82
Figura 36 – Gráfico de área pulverizada contra densidade energética da célula . . .	83

Figura 37 – Gráfico de custo contra a duração da célula nas condições da missão típica 84

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Principais dimensões do Ipanema	26
Tabela 2 – Pesos de projeto do Ipanema	26
Tabela 3 – Descrição do motor Lycoming IO-540-K1J5	27
Tabela 4 – Número de ciclos até atingir 80% da capacidade de armazenamento para diferentes voltagens	33
Tabela 5 – Fração de combustível	42
Tabela 6 – Fração de combustível de cada etapa da missão	43
Tabela 7 – Equações de coinstraints para etapas da missão	47
Tabela 8 – Custo de pulverização de um avião à gasolina em função do tamanho da fazenda	55
Tabela 9 – Custos operacionais de sistemas de propulsão em veículos agrícolas . .	56
Tabela 10 – Motores elétricos	57
Tabela 11 – Comparação entre motores	58
Tabela 12 – Baterias de Lítio íon levantadas por Ulvestad	59
Tabela 13 – Dados usados no cálculo de constraints	65
Tabela 14 – Razão potência-peso e potência do Ipanema adaptado	66
Tabela 15 – Fração de combustível de etapas da missão	69
Tabela 16 – Consumo específico de combustível por etapa	71
Tabela 17 – Potência fornecida pela bateria e tempo das etapas da missão	72
Tabela 18 – ESAR para as duas versões do Ipanema	76

LISTA DE QUADROS

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

A_{pulv}	Área pulverizada
AR	Alongamento ou <i>Aspect Ratio</i>
b	Envergadura da aeronave
b_{bat}	Envergadura da bateria
C	Consumo específico de combustível
C_{bhp}	Consumo específico de combustível em <i>break horsepower</i>
C_D	Coefficiente de arrasto
$C_{D_{max}}$	Coefficiente de arrasto máximo
$C_{D_{TO}}$	Coefficiente de arrasto de decolagem
C_L	Coefficiente de sustentação
$C_{L_{max}}$	Coefficiente de sustentação máximo
$C_{L_{TO}}$	Coefficiente de sustentação de decolagem
D_B	Distância da manobra balão
D_P	Distância do tiro de pulverização
D_T	Distância total da pulverização
d	Distância
E_{req}	Energia requerida para um avião elétrico
e_{cel}	Densidade energética da célula
h_{bat}	Altura da bateria
MTOW	Peso máximo de decolagem
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
l_0	Lado da área pulverizada (1ª estimativa)
l_{bat}	Largura da bateria
N_B	Número de manobras balão realizadas

N_P	Número de tiros de pulverização
n	Fator de carga
n_{cel}	Eficiência da célula
n_{motor}	Eficiência do motor elétrico
n_p	Eficiência do motor à combustão
P_{el}	Potência elétrica
$P_{el,0}$	Potência nominal da célula
P_{motor}	Potência do motor
p_{cel}	Potência específica da célula
q	Pressão dinâmica
S_w	Área da asa
S_{wet}	Área molhada
t_{bat}	Espessura da bateria
t_p	Tempo da etapa de pulverização
V_{bat}	Volume da bateria
V_{cruz}	Velocidade de cruzeiro
V_p	Velocidade de pulverização
V_s	Velocidade de stall
V_{TO}	Velocidade de decolagem
V_V	Razão de subida
v_{cel}	Densidade volumétrica energética da célula
W_{bat}	Peso da bateria
W_f	Peso de combustível
$W_{payload}$	Peso da carga paga ou defensivo
WAR	Alongamento molhado ou <i>Wetted Aspect Ratio</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	23
1.1	Motivação	23
1.2	Objetivos	24
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	25
2.1	Ipanema EMB-202	25
2.2	Sistema de propulsão elétricos	27
2.2.1	Classificação dos sistemas de propulsão elétrico	27
2.2.1.1	Abastecido à combustível	28
2.2.1.2	Híbrido	28
2.2.1.3	Puramente elétrico	29
2.2.2	Componentes	30
2.2.2.1	Célula e Bateria	30
2.2.2.2	Motor Elétrico	34
2.2.2.3	Controlador	35
2.2.3	Segurança	35
2.2.4	Desenvolvimento tecnológico e comercial	37
3	METODOLOGIA	39
3.1	Missão da aeronave	39
3.1.1	Modelagem da etapa de pulverização	40
3.1.2	Consumo de combustível durante a missão	42
3.2	Arquitetura do sistema de propulsão	45
3.2.1	Motor elétrico e controlador	45
3.2.2	Células e Baterias	46
3.3	Energia requerida para a missão	46
3.3.1	Modelagem das baterias	47
3.4	Modelagem do peso	48
3.4.1	Propulsão à combustível	48
3.4.2	Propulsão elétrica	49
3.5	Autonomia	53
3.6	Custos da missão	54
4	SISTEMA DE PROPULSÃO ELÉTRICO	57
4.1	Componentes	57
4.2	Arquitetura	60

4.3	Potência do sistema de propulsão elétrico	63
5	DESENVOLVIMENTO DA MISSÃO	69
5.1	Propulsão à etanol	70
5.2	Propulsão elétrica	72
5.3	Comparação entre as configurações	74
5.4	Alcance e Autonomia	75
6	CUSTOS OPERACIONAIS DA MISSÃO	77
7	CONCLUSÕES E SUGESTÕES DE ABORDAGENS PARA O TEMA	85
7.1	Conclusão	85
7.2	Sugestão de temas a serem abordados	87
	REFERÊNCIAS	89

1 INTRODUÇÃO

1.1 Motivação

Os estudos com baterias em aeronaves não são recentes porém a discussão em torno da sustentabilidade e proteção ao meio ambiente pelas principais economias estão incentivando o uso comercial e pesquisas em desenvolvimento destes componentes. A União Europeia, por exemplo, vem criando diversos mecanismos e leis que restringem ou encarecem veículos que emitem poluição, como a inclusão de voo continentais no seu sistema de comercialização de carbono ([EUROPEAN COMMISSION, 2009](#)) e a aprovação do *Green Deal* em 2020. Os setores ligados à mobilidade e infraestrutura serão os mais afetados pelas medidas.

As pesquisas com aeronaves elétricas datam desde os anos 70, em que foram avaliadas tanto modelos com baterias quanto com células fotovoltaicas, mas não apresentaram avanços significativos na época. Ao mesmo tempo ocorreu uma ampla redução de custos dos sistemas abastecidos com combustível, atrasando o desenvolvimento do tema ([NOTH, 2008](#)). Os estudos em torno de tecnologias elétricas para carros e aeronaves aumentaram a partir dos anos 2000 conforme os governos se mobilizavam e incentivavam pesquisas em torno do tema.

O contexto descrito está criando uma "corrida" tecnológica em torno da implementação destas inovações em larga escala. Através de acordos internacionais, como o Tratado de Paris, os governos vêm impondo metas de redução de emissão de gases que não são possíveis de atingir com os equipamentos atuais, evidenciando a necessidade na criação de novas tecnologias e métodos que corroborem na direção das metas.

Atualmente também deve ser considerado a queda expressiva do preço do petróleo, reduzindo o custo de combustíveis fósseis e aumentando a competitividade dos motores da categoria. Tal fato implica em um aumento da distância entre motores elétricos e o ponto de viabilidade, desincentivando o uso comercial deles.

A eletrificação de veículos aéreos se dará primeiro através dos veículos de pequeno porte e então será absorvida por aeronaves maiores ao longo do tempo ([MOORE; FREDERICKS, 2014](#)). Este fato evidencia a necessidade de estudos de viabilidade financeira e operacional em aeronaves de pequeno porte, como modelos agrícolas e de outros mercados nichados.

O agronegócio é um importante setor para a economia nacional, representando 21,1% do PIB nacional em 2019 segundo o Instituto de Pesquisas Econômicas Aplicadas - IPEA ([2020](#)), mas não deve ficar de fora das futuras restrições e metas de sustentabilidade que os governos estão começando a impor. Apesar de não contribuir significativamente

para a emissão de gases do efeito estufa, a agricultura é intensiva em água, solo e químicos e assim, deverá compensar estas atividades através de outras medidas de impacto ambiental positivo. Além das restrições também são oferecidos benefícios fiscais para donos de veículos sustentáveis e isto pode acelerar a implementação de aeronaves elétricas neste meio.

1.2 Objetivos

Objetivo Geral

O presente Trabalho de Conclusão de Curso tem como o objetivo realizar o projeto conceitual da aeronave Ipanema EMB-202A, substituindo seu motor atual por uma versão elétrica e incluindo um conjunto de baterias. Juntamente com o projeto será feito um estudo dos componentes de custo operacional do modelo e a influência de fatores distintos do sistema.

Objetivos Específicos

- Realizar uma revisão bibliográfica que abranja o conteúdo teórico referente à elaboração de uma aeronave elétrica
- Arquitetura do sistema de propulsão elétrico
- Análise comparativa de desempenho entre a aeronave original e sua versão adaptada
- Análise de custos comparativa entre as duas versões
- Análise e influência das características intrínsecas da bateria
- Proporcionar uma visão sobre o atual estado do desenvolvimento de aeronave elétricas para uso agrícola
- Auxiliar na tomada de decisão de futuras pesquisas acadêmicas e projetos comerciais

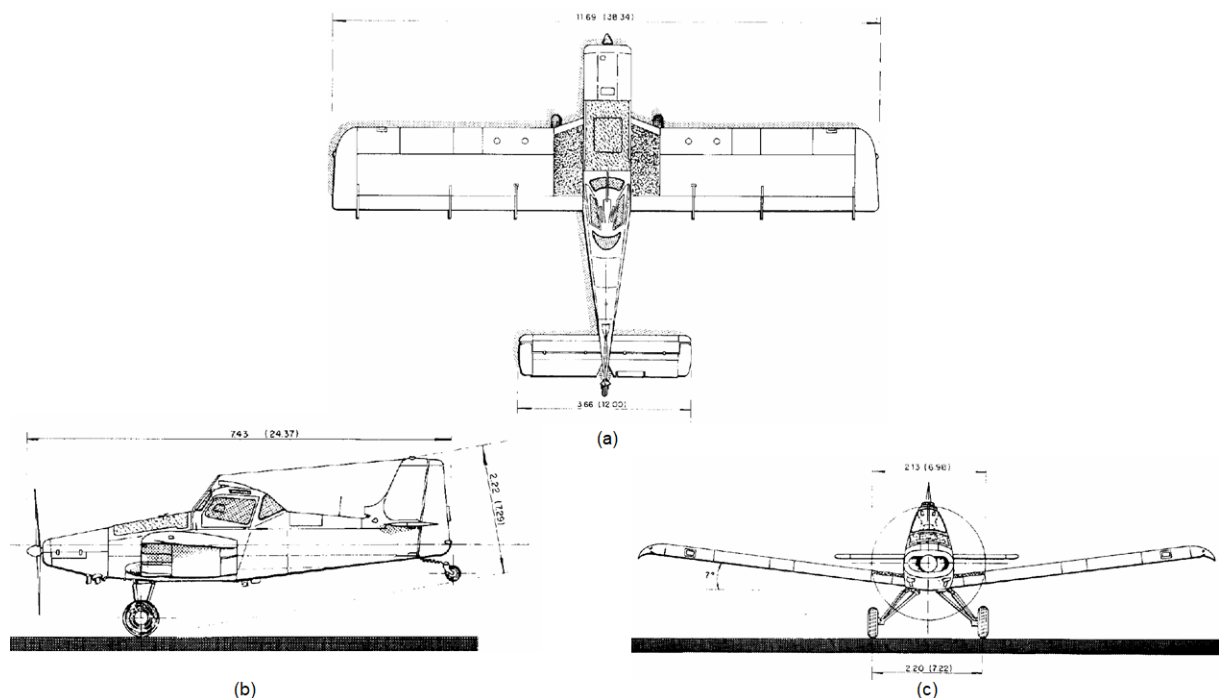
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Ipanema EMB-202

No ano de 1969 o Ministério da Agricultura e o Centro de Tecnologia Aeronáutica (CTA) firmaram um acordo para desenvolver e projetar uma aeronave agrícola com o objetivo de substituir os modelos americanos que eram importados pelos fazendeiros da época. A aeronave resultante do acordo foi batizada de Ipanema em homenagem ao local em que foi realizado o seu projeto e desenvolvimento, a Fazenda Ipanema, em Sorocaba – SP. Ainda em 1969, parte do projeto foi transferido para a recém-fundada estatal Embraer, então recebendo seu nome oficial de EMB-200 ([EMBRAER, 2017a](#)).

A Embraer iniciou a produção em larga escala de três aeronaves, incluindo o Ipanema ([GOMES, 2012](#)), nos anos 70. O modelo foi vendido tanto para empresas nacionais quanto internacionais a partir de acordos firmados pelo Ministério da Agricultura. A grande demanda pelo avião fez com que a Embraer projetasse novos modelos, como o EMB-201 para treinamentos da FAB, chegando até o atual EMB-203. A versão mais recente do Ipanema vem equipado com motor a etanol e GPS em seu sistema de aviônica ([EMBRAER, 2017a](#)).

Figura 1 – Vista técnica do EMB-202A: (a) superior; (b) lateral e (c) frontal



Fonte: ([NEIVA, 2005](#))

O EMB-202A foi lançado em 2004 e atingiu a marca de 200 modelos vendidos menos de um ano após seu lançamento. A aeronave foi a primeira do mundo a ser certificada para o uso de biocombustíveis, oferecendo maior eficiência e reduções dos custos de operação e manutenção para os proprietários ([GLOBO, 2014](#)).

Tabela 1 – Principais dimensões do Ipanema

Dimensões e áreas	Valor
Geral	
Envergadura [m]	11,69
Comprimento [m]	7,43
Altura [m]	2,2
Asa	
Área [m ²]	19,94
Corda [m]	1,71
Alongamento	6,85
Área do aileron [m ²]	1,6
Área do flape [m ²]	2,3
Fuselagem	
Comprimento [m]	7,43
Empenagem Horizontal	
Envergadura [m]	3,66
Corda [m]	0,86
Área [m ²]	3,17
Área do profundor [m ²]	1,5
Empenagem Vertical	
Área [m ²]	1,21
Corda [m]	1,05

Fonte: ([NEIVA, 2005](#))

O avião é equipado originalmente com o motor Lycoming IO-540-K1J5. Este motor oferece uma grande vantagem frente aos seus concorrentes pois é abastecido por Etanol Hidratado Combustível (EHC) ([LYCOMING, 2006](#)). O Brasil ainda é uma boa região para lançamento deste motor devido ao seu amplo uso de etanol por veículos convencionais.

Tabela 2 – Pesos de projeto do Ipanema

Parâmetro	Peso [kg]
Peso vazio (s/ motor)	806
Peso seco do motor	214
MTOW	1800

Fonte: ([ANAC, 2018](#))

Tabela 3 – Descrição do motor Lycoming IO-540-K1J5

Lycoming IO-540-K1J5	
Peso seco [kg]	214
Potência [hp]	300
Máxima rotação [rpm]	2700

Fonte: (LYCOMING, 2006)

2.2 Sistema de propulsão elétricos

O desenvolvimento de motores elétricos e baterias estão proporcionando avanços significativos no campo da aviação. O recente avanço na produção de veículos elétricos e dispositivos móveis estão permitindo a ampliação dos estudos sobre as baterias em outros campos da engenharia.

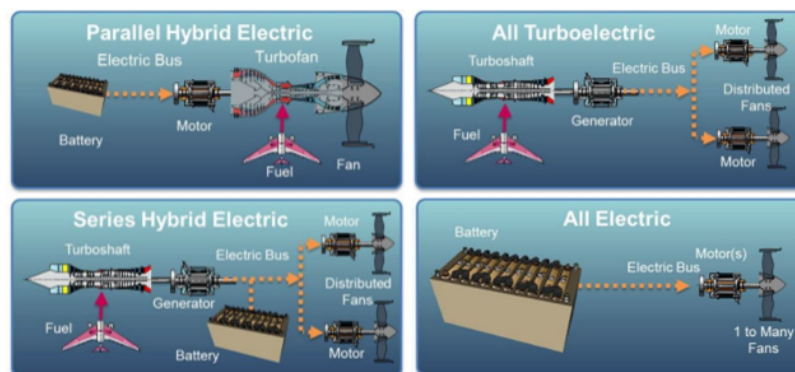
Nesta seção será apresentada as principais característica dos motores elétricos abordando as arquiteturas e sistemas de armazenamento apresentados na literatura.

2.2.1 Classificação dos sistemas de propulsão elétrico

Noth (2008) classifica uma aeronave como elétrica toda aquela que utiliza motores elétricos, independente da fonte de energia do sistema. As configurações dos sistemas de propulsão elétricos são classificados em três grupos: abastecidos à combustível, híbridos e puramente elétricos.

Ambos os conjuntos possuem como característica comum o motor elétrico, no entanto, possuem diferenças significativas em suas arquiteturas e motivações para uso. Bowman, Felder e Marien (2018) apresentam as quatro principais arquiteturas para propulsão de aeronaves elétricas, incluindo as variações do modelo híbrido em série ou paralelo, conforme indicado na Figura 2.2.1.

Figura 2 – Classificação de sistemas elétricos aplicáveis em veículos aéreos



Fonte: (BOWMAN; FELDER; MARIEN, 2018)

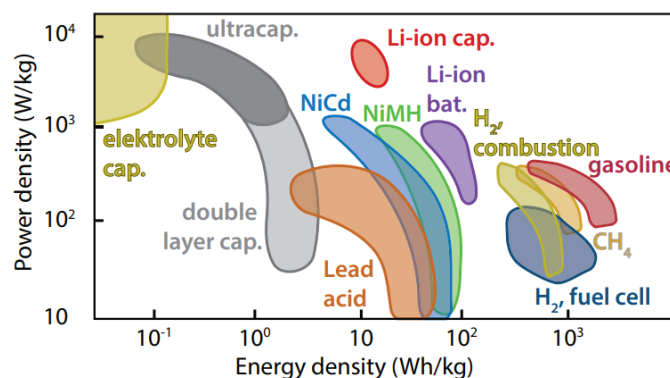
2.2.1.1 Abastecido à combustível

Segundo Stückl (2016), o foco deste modelo é o ganho de eficiência do sistema de propulsão gerado pela troca do motor à combustível. A energia térmica gerada durante a queima de combustível é convertida em eletricidade através de um gerador e então direcionada para o motor e outros componentes da aeronave. O uso deste modelo também assegura uma transmissão de comandos com maior confiabilidade para o motor e monitoramento constante de seu funcionamento.

Este modelo não acarreta em mudanças expressivas na distribuição do peso da aeronave pois ocorre apenas a substituição do motor e a adição de um gerador. Algumas vezes ocorre o benefício do novo sistema ser mais leve que o anterior, principalmente devido ao baixo peso do novo motor. O alcance da aeronave e a carga paga também não são afetados uma vez que se mantém o combustível do projeto original.

A Figura 2.2.1.1 apresenta o diagrama de Ragone, gráfico que indica a relação entre densidade energética e densidade de potência para diversos sistemas armazenadores de energia. A gasolina é o combustível com maior densidade energética, evidenciando o potencial do propelente em suprir às necessidades energéticas da aeronave ocupando o menor peso possível.

Figura 3 – Diagrama de ragone para diversas fontes de armazenamento de energia



Fonte: (JäGER et al., 2016)

A conversão de combustível em energia elétrica já é feita em aeronaves comerciais de grande porte. O uso da energia vai para a operação da aeronave e um sistema de baterias reservas para emergências (BOWMAN; FELDER; MARIEN, 2018).

2.2.1.2 Híbrido

De acordo com Bowman, Felder e Marien (2018), o híbrido foi o modelo de propulsão que naturalmente recebeu o foco das pesquisas iniciais sobre o tema. A motivação advém

da possibilidade de redução no consumo de combustível em pesquisas iniciais e facilidade de certificação de mudanças em uma aeronave já existentes. De forma geral, as baterias são acionadas durante a etapa de cruzeiro devido ao fato de não exigirem muita potência do motor. Para as etapas de pouso, decolagem e manobras é utilizados apenas o motor à combustão devido aos requisitos de segurança e certificação necessários.

A hibridização de uma aeronave pode ocorrer de duas formas. Uma solução é adicionar um motor elétrico novo e manter os motores antigos simultaneamente, criando assim, dois sistemas de funcionamento independente. Este conjunto oferece o caminho mais simples para certificação das novas tecnologias, pois as modificações não mudam a segurança e confiabilidade do sistema de propulsão já existente, assim, oferecendo um potencial de reduzir custos de pesquisas no curto prazo. No entanto, muitas vezes é necessário refazer a arquitetura dos sistemas da aeronave devido à adição do motor e das baterias.

A segunda forma é a utilização de apenas motores elétricos e alimentá-los com energia elétrica armazenada na bateria ou proveniente do gerador. Este modelo apresenta os mesmos benefícios presentes no sistema elétrico alimentado à combustível e, adicionalmente, uma redução no combustível consumido. O protótipo NASA N+3, turbojato, apresentou resultado satisfatório após estudos na fase de projeto preliminar. Apresentou redução de 2,7% do combustível necessário para desenvolver uma missão típica enquanto teve seu peso vazio aumentado em 1% (MOORE; FREDERICKS, 2014). Atualmente as pesquisas em aviões híbridos estão restritas para aviões de pequeno e médio porte.

2.2.1.3 Puramente elétrico

A evolução da eletrificação da aeronave ocorre de forma gradual conforme a evolução tecnológica permite novos usos. O modelo de 'Aeronave mais eletrificada', ou como conhecido em inglês '*More Electric Aircraft*' (MEA), antecede a versão completamente elétrica. Nesta categoria parte dos sistemas da aeronave, como aviônico e monitoramento, já são elétricos mas restam ainda outros sistemas de uso analógico. A eletrificação dos sistemas gera um ganho geral de eficiência uma vez que estes são integrados e otimizados para o menor consumo necessário. O recente avanço no campo da eletrônica possibilitou a substituição de dispositivos hidráulicos ou mecânicos por elétricos. Aeronaves que já atingiram este grau de eletrificação são o Boeing 787 e Airbus A380 (SILVA, 2019).

O uso de energia elétrica pelo sistema de propulsão juntamente com todos os outros sistemas resulta em uma 'Aeronave Totalmente Eletrificada'. Este é o sistema que apresenta o menor índice de perda de energia entre as três configurações apresentadas. Em geral, as aeronaves que requerem baixa potência durante um voo já estão em estado de absorver a tecnologia atual, apesar de ainda não existirem modelos certificados (VRATNY, 2018). Os modelos Airbus E-Fan, Siemens Extra 330 LE e eCaravan são os modelos em estados mais

avanzado de desenvolvimento.

Esta categoria de sistema pode ser alimentado de diversas maneiras, seja por baterias, painéis solares ou outras formas não convencionais de conversão de energia elétrica, como células de hidrogênio.

2.2.2 Componentes

2.2.2.1 Célula e Bateria

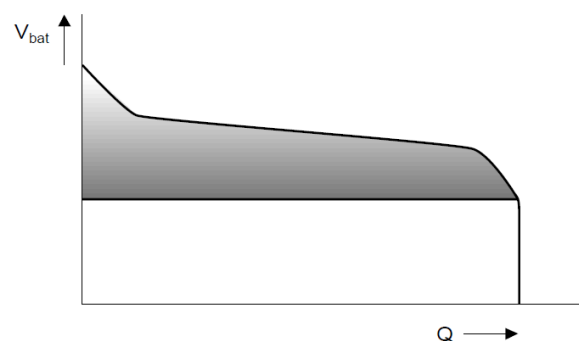
Uma célula é definida como a unidade eletroquímica usada para gerar eletricidade a partir de energia química armazenada, sendo composta por dois eletrodos envoltos por uma solução eletrolítica, seu funcionamento pode é comparável ao de uma pilha convencional. A associação de duas ou mais células em série e/ou paralelo com a função de obter certa voltagem ou capacitância é chamada de bateria ([BERGVELD, 2001](#)).

O armazenamento de energia em uma aeronave se mostra como ponto crítico para o uso de motores elétricos. O desenvolvimento de novas tecnologias que viabilizem seu uso na aviação vem sendo estudado tanto por agências de pesquisas, como a NASA e IEEE, quanto empresas fabricantes de aviões.

O funcionamento da bateria é dependente do perfil da descarga de energia da célula e as condições do ambiente em que está. A energia armazenada no sistema é uma relação entre a voltagem da bateria e sua corrente de descarga conforme indicado na Equação 2.1. A voltagem da célula se altera ao longo do tempo de uso, motivada pela queda da resistência interna da célula conforme a concentração da solução eletrolítica se altera e ocorre o acúmulo de materiais nos polos ([BERGVELD, 2001](#)).

$$E = \int V(t)I(t)dt \quad (2.1)$$

Figura 4 – Perfil de descarga de uma célula

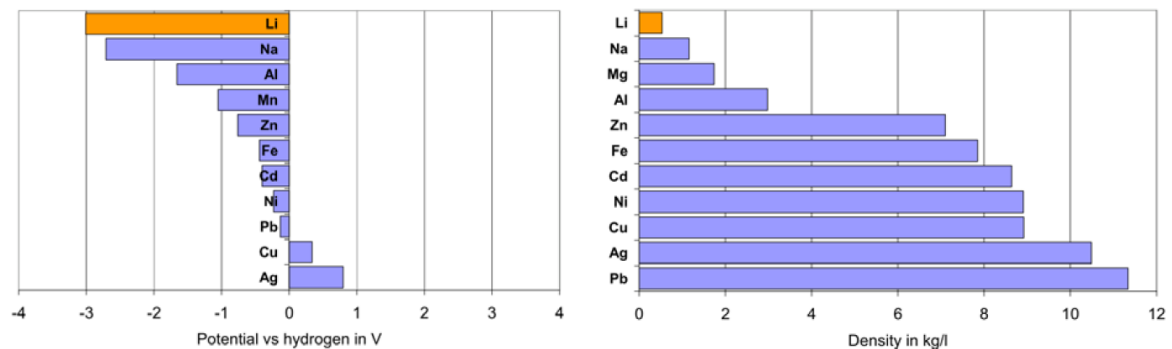


Fonte: ([BERGVELD, 2001](#))

Atualmente o peso da bateria é o principal fator que inviabiliza a construção de aeronaves comerciais pois a disponibilidade para carga paga torna as atividades comerciais viáveis, de forma geral. O desempenho de uma célula de armazenamento de energia é principalmente influenciado pelo peso dos componentes que a compõe, potencial de redução e número de elétrons trocados por reação química (JOSSEN; WOHLFAHRT-MEHRENS, 2007).

A Figura 2.2.2.1 mostra o potencial de redução em relação ao hidrogênio e densidade dos metais utilizados em células. O lítio, como o metal menos denso e com maior potencial de redução, é o material mais apropriado na manufatura de equipamentos de alta densidade energética.

Figura 5 – Potencial e densidade de metais

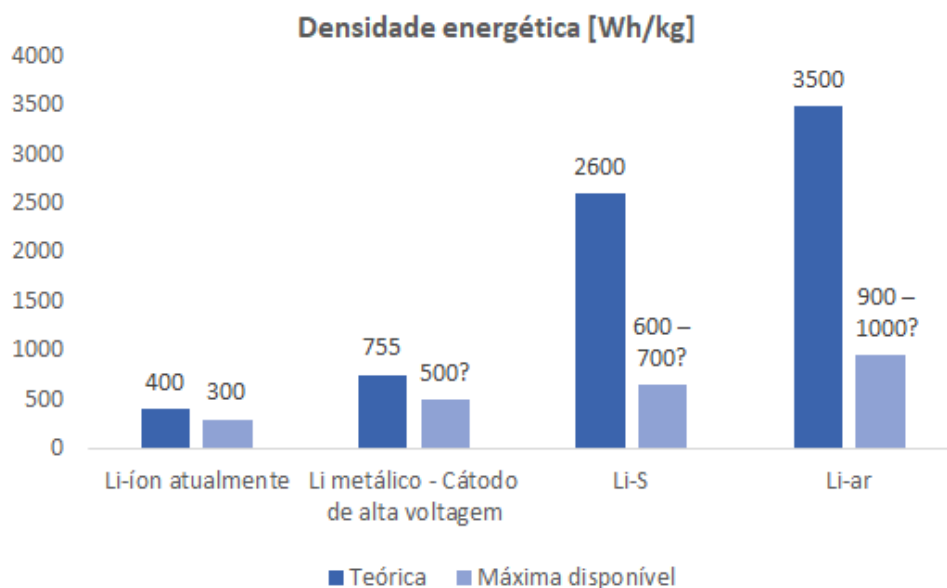


Fonte: (JOSSEN; WOHLFAHRT-MEHRENS, 2007)

A primeira bateria de lítio foi vendida em 1991 no Japão pela Sony, substituindo as que eram feitas à base de Níquel. O eletrodo positivo da bateria é composto por óxidos de lítio e o negativo por grafite ou coque. Durante o processo de carga, a bateria funciona transferindo íons de lítio do polo positivo para o polo negativo e o contrário ocorre durante o processo de descarga. As células de Li-íon apresentam uma voltagem média de 3,6V durante sua operação. (BERGVELD, 2001).

Os veículos elétricos atuais utilizam baterias Li-íon devido ao seu amplo uso comercial, tendo como foco aperfeiçoamento e redução das perdas, no entanto, o seu uso para situações de grande consumo de energia é limitada devido à densidade energética das baterias. Atualmente existe espaço reduzido para melhorias destes componentes devido ao tempo de pesquisa envolvido e capacidade física de implementação em aeronaves. As baterias atuais tem um limite teórico de 400 Wh/kg e comercialmente já pode ser encontradas baterias de até 300 Wh/kg (MISRA, 2018).

Figura 6 – Densidade energética para diferentes baterias de Lítio

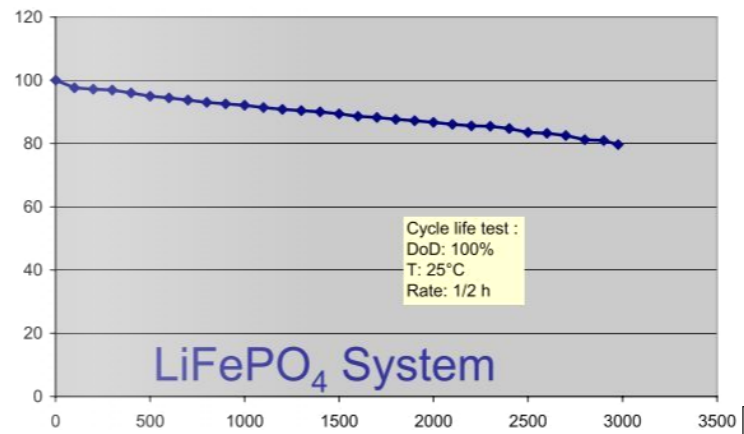


Fonte: (MISRA, 2018)

Um estudo da NASA indicou que para o uso na aviação comercial as células devem possuir energia específica por volta de 1500 Wh/kg, evidenciando a necessidade da criação de novas baterias que atendam necessidades energéticas de aeronaves (MOORE; FREDERICKS, 2014). Dentre as pesquisas feitas no campo do armazenamento de energia, as baterias Li-S e Li-ar apresentam densidade energética teórica que atendem à necessidade de grandes aeronaves, no entanto, estas não se encontram disponíveis para uso comercial ainda. Espera-se que no futuro próximo a tecnologia Li-S será aplicada em veículos elétricos.

Outro assunto importante durante as pesquisas sobre células de armazenamento é a quantidade de recargas permitidas. Sua vida-útil depende de características do ambiente e do histórico de descarga da célula. Stückl (2016) apresenta que o fim da duração de uma bateria acaba quando sua capacidade cai para 80% de seu valor nominal. O autor também aborda o efeito causado pelo uso de baterias em temperaturas acima de 50°C, que perdem capacidade de armazenamento e gera redução acelerada da vida-útil do componente. Na Figura 2.2.2.1 está representada um exemplo de ciclos de descarraga total (100% da capacidade) de uma bateria lítio-íon em meia-hora de operação. Nestas condições a bateria atinge a marca de 3000 ciclos de duração.

Figura 7 – Vida-útil de uma bateria Li-íon



Fonte: (JOSSEN; WOHLFAHRT-MEHRENS, 2007)

A vida-útil de uma célula depende das condições do ambiente, tempo de descarga e dos químicos que a compõe, como descrito anteriormente. No campo da aviação, o aprimoramento da vida-útil do componente ocorre através de otimizações do sistema elétrico exigindo menos energia guardada nas baterias.

O formato da descarga da bateria é um fator importante para determinar a duração de uma célula. Mais especificamente, o intervalo de voltagem durante o funcionamento da pilha é a principal característica, conforme já apresentado na Figura 2.2.2.1. Este intervalo é uma função da potência requerida pelo sistema de propulsão e do tempo que levará para descarregar a bateria. A tabela a seguir mostra a quantidade de ciclos necessária para uma LIB específica atingir 80% da sua capacidade de armazenamento inicial (PATHAN et al., 2019).

Tabela 4 – Número de ciclos até atingir 80% da capacidade de armazenamento para diferentes voltagens

V_u [V]	V_l [V]	N @80% da capacidade
4	2,6	337
4	3,65	>500
3,65	3,3	382
3,3	2,95	369
2,95	2,6	457
4	2,95	373
3,65	2,6	397
4	3,3	496
3,65	2,95	413
3,3	2,6	306
-	-	244

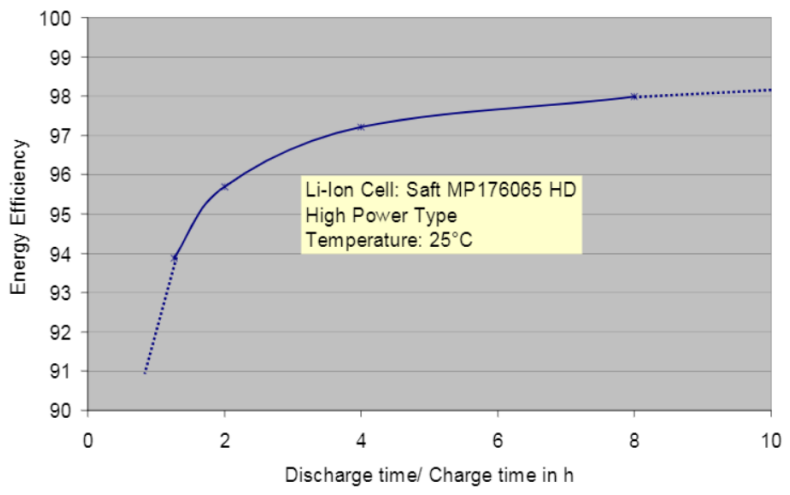
Fonte: (PATHAN et al., 2019)

A energia que sai das células para abastecerem o sistema sofre perda durante este processo pois a resistência interna da bateria e a transmissão de corrente elétrica por cabos fazem com que a potência nominal da célula $P_{el,0}$ seja maior do que a potência que o sistema efetivamente utiliza em suas atividades. A razão entre estas duas potências é o índice de eficiência da célula está representado na equação a seguir:

$$n_{cel} = \frac{P_{el}}{P_{el,0}} \quad (2.2)$$

A taxa de descarga da célula de armazenamento e as condições do ambiente são os principais fatores que influenciam na eficiência da célula. De forma geral, uma bateria apresenta baixa eficiência quando submetida à descargas em um curto intervalo de tempo. A Figura 2.2.2.1 ilustra o desempenho de uma célula para diferentes tempos de descarga.

Figura 8 – Eficiência da célula



Fonte: (JOSSEN; WOHLFAHRT-MEHRENS, 2007)

2.2.2.2 Motor Elétrico

A principal função do motor elétrico é transformar a energia elétrica que recebe em energia mecânica. Em uma aeronave, a conversão de energia é para potência de empuxo. O índice de eficiência é a razão entre a potência gerada e a potência recebida pelo motor, conforme indica a Equação a abaixo.

$$n_{motor} = \frac{P_{motor}}{P_{el}} \quad (2.3)$$

O avanço tecnológico das baterias tem o potencial de transformar esta categoria de motores como a principal candidata ao sistema de propulsão de uma aeronave. Assim como as baterias, os motores que foram ou estão em desenvolvimento até o presente momento

atendem a demanda de pequenas aeronaves, enquanto as maiores não dispõem de motores adequados para sua operação.

Os motores elétricos são mais leves do que os alimentados por combustíveis pois não exigem sistemas complexos para gerar potência axial e dispensam caixa de redução, assim aumentando a sua confiabilidade através da simplificação do sistema. Em alguns casos é possível ter aumento da potência específica do componente (MCDONALD, 2013).

As aeronaves de pequeno porte também não exigem a presença de sistemas de resfriamento, segundo Srilatha (2012), pois a ausência da água no sistema reduz o peso do sistema. Outra característica dos novos motores é a redução da vibração e emissão de ruído sonoro. Nas fases de projeto preliminar e detalhado é possível reduzir o peso da estrutura de uma aeronave adaptada sem perder eficiência estrutural.

2.2.2.3 Controlador

A voltagem nominal da bateria não é a desejada para o projeto, assim, existe a necessidade do uso de controladores em sistemas elétricos. A função básica do dispositivo é ligar a bateria em outros dispositivos elétricos que possuem voltagens de operação diferentes. Em segundo plano, os controladores também contribuem para o uso mais eficiente de energia controlando a voltagem a mínima necessária (Figura 2.2.2.1) visto que um sistema operando em uma voltagem acima da necessária implica em desperdício de energia (BERGVELD, 2001). Outra função do dispositivo é responsável pelo controle da potência do motor. O controlador aciona o motor elétrico através de sinais recebidos da cabine.

Controladores já estão presentes em outros veículos elétricos, como carros e trens, e já fazem parte dos sistemas elétricos de aeronaves de grande porte. O estado atual da tecnologia dos controles permite a ampliação da aviação elétrica e não se apresenta como um limitante.

2.2.3 Segurança

O Lítio apresenta benefícios que justificam sua escolha como o metal de composição de uma célula, porém, existem riscos envolvidos em sua utilização que devem ser considerados na fase de projeto. Altamente reativo devido às suas características alcalinas, o material tem o potencial de intensificar incêndios e explosões em aeronaves, existindo já precedentes de acidentes aéreos envolvendo baterias (BEZERD, 2012).

Como citado anteriormente, a legislação aeronáutica ainda não possui requisitos específicos para sistemas de propulsão elétrica mas consta medidas de segurança gerais para baterias e situações de risco. Por ser altamente reativo, as baterias são consideradas "zonas de fogo" e portanto estão sob os requisitos de segurança destas regiões.

Os critérios estão especificados na legislação aeronáutica RBAC 25 ([ANAC, 2014](#)) e vale destacar os principais pontos que abrangem o uso de baterias para armazenamento de energia elétrica. Os temas que abordam a aviação elétrica são a contenção de incêndios, proteção das "zonas de fogo" e baterias.

O parágrafo 25.1165 do FAR 25 estabelece certos critérios para uso de baterias. Durante cargas/descargas devem estar em condições de temperatura e pressão e nenhum aumento de temperatura inesperado durante recarga são requeridos pela autoridade aeronáutica, a fim de manter os componentes adequados e monitoramento constante de seu funcionamento. Em caso de incêndio e/ou explosões não devem ser emitidos para regiões que causem o mal-funcionamento da aeronave. Por último, o item (6) deste item descreve características que uma bateria de Níquel-Cádmio que podem ser aplicadas às baterias de Lítio, sendo descrito abaixo:

(6) Nickel cadmium battery installations must have: (i) A system to control the charging rate of the battery automatically so as to prevent battery overheating; (ii) A battery temperature sensing and over-temperature warning system with a means for disconnecting the battery from its charging source in the event of an over-temperature condition; or (iii) A battery failure sensing and warning system with a means for disconnecting the battery from its charging source in the event of battery failure.

Outro importante ponto considerado está no item 25.1187, referente à drenagem e ventilação das "zonas de fogo", indicando a necessidade da circulação de ar adequada para não acumular material inflamável e drenagem e possível material inflamável. No regulamento também consta que as possíveis regiões com risco de chamas devem conter sistema de extinção de incêndio quando pertinente. Materiais comuns de extintores, como CO_2 ou NO_2 , não funcionam ou podem intensificar incêndios provenientes da bateria, levando a necessidade de utilizar componentes específicos para a bateria, abafando o fogo e cortando O_2 no local ([BEZERD, 2012](#)).

Os métodos de mitigação de acidentes e atuação podem ocorrer no nível da célula, módulo, bateria e veículo/aeronave. O primeiro envolve a utilização de um Sistema de Gerenciamento de Bateria (BMS), monitorando o funcionamento da célula e regulando para um uso otimizado da energia liberada para o sistema. O sistema acompanha dados do componente, como temperatura e análise suas condições de uso, assim pode exigir menos energia de células quentes e utilizando outras menos aquecidas. O sistema ainda contribui com a boa conservação e evita queda na vida-útil do componente ([BISSCHOP et al., 2019](#)).

Os autores citam para os níveis do módulo, bateria e veículo o espaçamento entre os componentes, provendo maior superfície de contato com o ar, e sistema de circulação de

ar evitam superaquecimento e, em caso de chamas, ajuda a retirar o excesso de material combustível na região. Por último, é possível aplicar material corta-fogo em volta da bateria para evitar que a catástrofe se espalhe para outras regiões.

2.2.4 Desenvolvimento tecnológico e comercial

O presente momento de pesquisas e desenvolvimento é marcado por investimentos europeus, essencialmente porque a União Europeia está em uma tendência de restringir certas fontes de energia, como gasolina e diesel, devido à alta taxa de emissão de carbono. O principal catalisador desta tendência é o aumento dos impostos destes produtos. Em menor grau, é possível ver este movimento de transição para propulsão elétrica por outros países, como EUA e China. Também são desenvolvidas versões para aeronaves de treino, leves esportivos e drones não tribulados (MOORE; FREDERICKS, 2014).

Segundo Moore e Fredericks (2014) a implementação de sistemas puramente elétricos se dá primeiro em aeronaves pequenas e então vai sendo implementada em modelos maiores. É possível medir o sucesso logo no início de uma nova tecnologia e seus avanços. Além disso, aeronaves menores tem um processo de certificação menos burocrático do que as de grande porte, assim, pequenos modelos são os candidatos naturais para implementar mudanças.

Os autores ainda explicam que as baterias atuais são suficientes para proporcionar o início do uso de forma monetizada porém avanços devem ocorrer de forma que atenda outras restrições adicionais

A aviação elétrica vem se desenvolvendo e aumentando a quantidade de interessados em utilizar esta tecnologia. Apesar não termos aviões certificados para uso ainda, o seu uso está próximo da realidade das pessoas. O maior avião elétrico atualmente é o eCaravan, uma versão adaptada do Cessna Grand Caravan com o motor elétrico magniX500, e teve seu primeiro voo em Maio de 2020. A aeronave ainda está em processo de testes e certificação. A companhia aérea Harbour Air está na frente na corrida de oferecer aviões puramente elétricos de forma comercial. Através de um acordo da empresa com a fabricante de motores magniX foi firmado a adaptação da frota de hidroaviões Beaver para motores elétricos. A fase de testes do aviões está em processo final e está em processo de certificação.

Por último resta falar do custo de produção destes equipamentos. As células das baterias são produtos novos no mercado e não dispõe de padronizações entre os fabricantes, existindo desde modelos cilíndricos até formatos retangulares, e assim, apresentando variações de uso, tamanhos e preços entre as marcas.

Ulvestad (2018) apresenta um gráfico relacionando o preço de compra de uma célula ao longo do tempo, conforme indicado na Figura 2.2.4. A curva em formato exponencial já foi observada durante o desenvolvimento de outras tecnologias inovadoras e é comumente

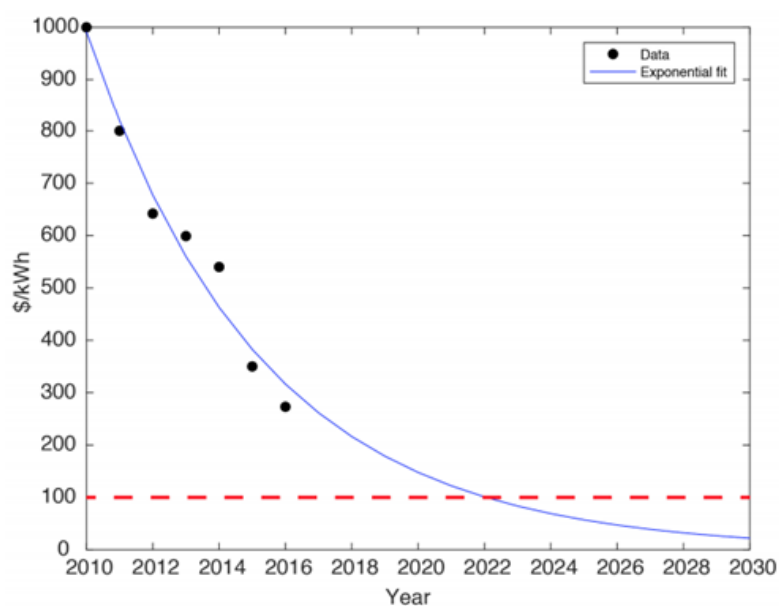
Figura 9 – Hidroavião Beaver



Fonte: ([MAGNIX, 2020](#))

utilizada como referência enquanto estuda-se a viabilidade de certo produto. O autor aplicou este conceito para as células de armazenamento com base em uma série de valores entre os anos de 2010 e 2016, resultando na Figura a seguir. A linha vermelha indica a faixa de preço em que as baterias se tornam economicamente viáveis para o uso em automóveis elétricos e aeronaves leves, totalizando \$100/kWh.

Figura 10 – Curva de custos exponencial para as baterias Li-ion



Fonte: ([ULVESTAD, 2018](#))

3 METODOLOGIA

A metodologia abordada para o projeto conceitual do Ipanema com propulsão elétrica será apresentada ao longo deste capítulo. O início do projeto ocorre com a definição de uma missão típica para a aeronave em questão, melhor detalhada na seção 3.1. Com a descrição da missão é possível estimar a área pulverizada pela aeronave e os pesos de defensivos, combustíveis e pacote de bateria.

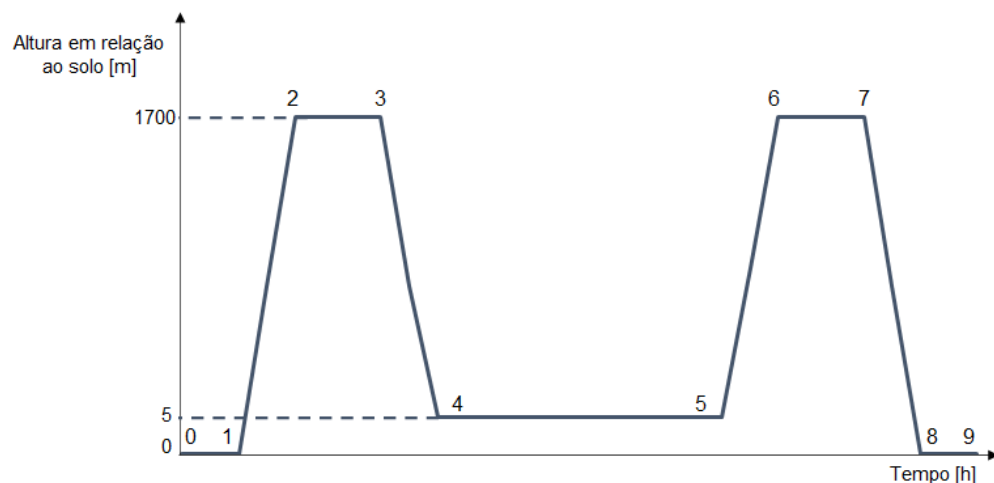
Em posse dos valores de pesos, será quantificado o custo operacional tanto para o Ipanema original quanto para a versão elétrica com o objetivo de analisar sua viabilidade atualmente e os principais desafios futuros para o projeto.

3.1 Missão da aeronave

A missão típica visa pulverizar uma plantação de laranjas de uma fazenda na cidade de Rincão - SP. Para o início da missão, considera-se que o avião sairá do aeroporto mais próximo do local que será pulverizado carregado com defensivos e retornará ao local com todo o produto despejado e consumo mínimo de combustível.

O perfil da missão, apresentado na Figura 3.1, foi dividido nas seguintes etapas: (0-1) Aquecimento do motor, taxi e decolagem; (1-2) Subida da aeronave; (2-3) Cruzeiro até a fazenda; (3-4) Descida para pulverização; (4-5) pulverização; (5-6) subida para cruzeiro; (6-7) cruzeiro até o aeroporto; (7-8) descida para o aeroporto; e (8-9) pouso, taxi e desliga o motor.

Figura 11 – Perfil da missão típica da aeronave



Fonte: Elaboração Própria

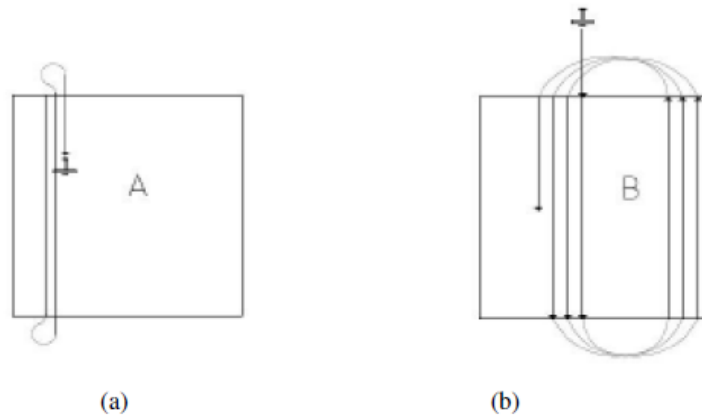
A determinação do tempo da etapa de pulverização é importante para o trabalho pelo seguintes pontos: (i) deseja-se que a aeronave permaneça nesta etapa o maior tempo possível; e (ii) a capacidade de aplicação de defensivo depende da duração da missão, exigindo assim encontrar a missão de maior área pulverizada possível com um gasto de combustível reduzido. O tempo de cruzeiro e pulverização serão definidos como a razão entre a distância percorrida e a velocidade da etapa, conforme apresentado na Equação 3.1 a seguir:

$$t = \frac{d}{V_i} \quad (3.1)$$

A etapa (4-5) se dá pela aplicação de agrotóxicos em uma região que será chamada de Área Pulverizada (A_{pulv}). Para a modelagem do problema, é considerada uma área quadrada e que a faixa de aplicação do defensivo agrícola é a envergadura do Ipanema, sendo assim, o lado da área pulverizado é o produto entre um número inteiro e a envergadura.

O padrão de voo realizado é composto por uma série de avanços em linha reta (tiros de pulverização) e curvas de retorno (balão), e pode ser do tipo “back-to-back” ou “racetrack”, conforme indicado na Figura a seguir (MONTEIRO, 2006).

Figura 12 – Padrão de voo: (a) back-to-back; (b) racetrack



Fonte: (MATSUO, 2011)

3.1.1 Modelagem da etapa de pulverização

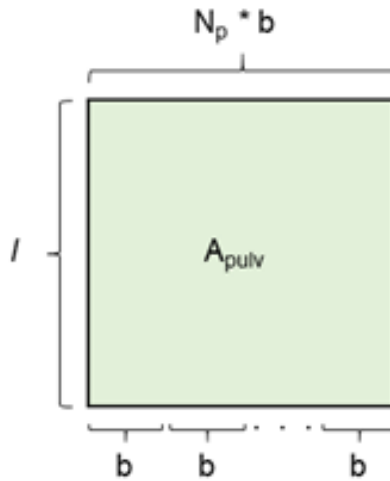
A formulação matemática do problema visa determinar a área pulverizada e a distância percorrida pelo EMB-202A durante a etapa da aplicação de herbicida, tanto na aeronave convencional quanto na modificada para propulsão elétrica. Para a etapa de pulverização será adotada a curva do tipo “back-to-back” como padrão de voo durante a aplicação de defensivos na fazenda, considerando a fácil reprodução por parte do piloto e a simples modelagem do problema. Como Matsuo (2011) mostra, o início do problema

se dá pelo cálculo da área pulverizada através da Fórmula 3.2, determinado através da divisão do volume de defensivo carregado pela taxa de aplicação, fator que depende da cultura a ser pulverizada.

$$A_{pulv} = \frac{\text{Volume de defensivo}}{\text{Taxa de aplicação}} \quad (3.2)$$

Durante a aplicação do produto a aeronave utiliza sua envergadura como faixa de deposição de petroquímicos (MATSUO, 2011). Este critério considera que a área sobrevoada pela aeronave será a mesma área a depositar os defensivos. O lado da A_{pulv} é definido como a envergadura da aeronave multiplicado pelo número de tiros de pulverização (N_p), conforme indicado na Figura 3.1.1. A distância percorrida pela aeronave em um tiro de pulverização é o lado da área em questão multiplicado pelos números de tiros de pulverização.

Figura 13 – Dimensões da área pulverizada da missão



Fonte: Elaboração Própria

As Equações de 3.3 a 3.5 apresentam as relações da missão usadas posteriormente nos cálculos de fração de combustível e energia da aeronave. Em caso de N_{p0} não ser um número inteiro, ele será arredondado para o menor inteiro mais próximo de seu valor (N_{pr}) e então uma nova área pulverizada e distância percorridas serão calculadas.

$$l_0 = \sqrt{A_{pulv}} \quad (3.3)$$

$$N_{p0} = \frac{l_0}{b} \quad (3.4)$$

$$N_{pr} = \frac{l_0 \text{ (arredondado)}}{b} \quad (3.5)$$

O número de balões é dado pela relação $N_B = N_P - 1$, dado que a manobra é realizada em todos os tiros de pulverização com exceção do último, onde a aeronave inicia a subida para o cruzeiro em direção ao aeroporto. A Equação a seguir indica a distância total percorrida durante esta etapa da missão (MATSUO, 2011).

$$D_T = D_P + D_B = N_P l + (N_P - 1)\pi r \quad (3.6)$$

3.1.2 Consumo de combustível durante a missão

Durante o projeto conceitual de uma aeronave convencional é utilizado o método das frações de combustíveis para uma primeira estimativa de peso do componente (RAYMER, 1992). O método consiste em atribuir uma fração entre o peso inicial e final da aeronave em cada etapa da missão, sendo a diferença de pesos é atribuída ao consumo de combustível e representado na forma de fração (W_{i-1}/W_i). O autor oferece alguns valores de frações de combustível históricos para algumas fases da missão na literatura. Para a etapa de descida é utilizado 0,990 como fração de combustível da etapa (ROSKAM, 1985).

Tabela 5 – Fração de combustível

Etapa da missão	Fração de combustível (W_{i-1}/W_i)
Ligar o motor, taxi e decolagem	0,970
Subida	0,985
Descida	0,990
Pouco taxi e encerramento da missão	0,995

Fonte: (RAYMER, 1992) e (ROSKAM, 1985)

A fração de combustível utilizada nas etapas de cruzeiro e pulverização derivam da Equação de Breguet para o tempo de voo representada abaixo. As variáveis da Equação 3.7 dependem da condição de voo em questão, sendo C o consumo específico de combustível, em 1/h, a eficiência do motor n_p , a razão de planeio L/D e o tempo da etapa em horas.

$$\frac{W_{i-1}}{W_i} = \exp\left(-\frac{tC}{n_p \frac{L}{D}}\right) \quad (3.7)$$

As etapas que utilizam a relação de Breguet tem seu consumo de combustível determinados a partir de propriedades do avião. É interessante reparar que o consumo de combustível não depende da massa inicial da aeronave, sendo impactada pela aerodinâmica da aeronave e desempenho do motor. A tabela a seguir mostra as frações de combustível para

Tabela 6 – Fração de combustível de cada etapa da missão

Etapa da missão típica	Fração de combustível (W_{i+1}/W_i)
(0-1)	0,97
(1-2)	0,985
(2-3)	$\exp\left(-\frac{t_c}{375 \frac{1}{V_c} \frac{n_p}{C} \frac{L}{D}}\right)$
(3-4)	0,999
(4-5)	$\exp\left(-\frac{t_p}{375 \frac{1}{V_p} \frac{n_p}{C} \frac{L}{D}}\right)$
(5-6)	0,985
(6-7)	$\exp\left(-\frac{t_c}{375 \frac{1}{V_c} \frac{n_p}{C} \frac{L}{D}}\right)$
(7-8)	0,999
(8-9)	0,995

Fonte: (RAYMER, 1992) e (ROSKAM, 1985)

sua respectiva etapa. As etapas de pulverização e cruzeiro serão definidas posteriormente neste trabalho.

Para determinar a fração de combustível faltam estimar os valores de razão de planeio (L/D_{max}) e Consumo Específico de Combustível (C). Em regime subsônico, o parâmetro L/D depende principalmente da área da asa e de sua área molhada, assim, levando a necessidade de apresentar um novo parâmetro, a “*Wetted Aspect Ratio*”, que é definida pela Equação 3.8 (RAYMER, 1992).

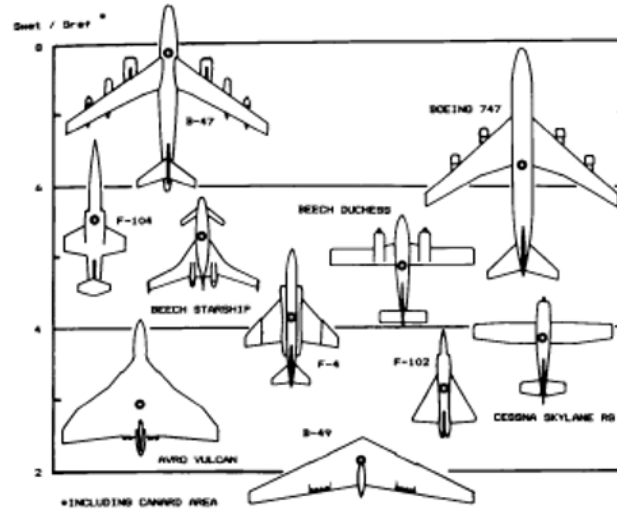
$$WAR = \frac{AR}{\frac{S_{wet}}{S_w}} \quad (3.8)$$

A área molhada é estimada através da Figura 3.1.2, que relaciona a razão entre área molhada e área da asa e diferentes configurações de aeronaves. Raymer (1992) apresenta um levantamento de aeronave com missões e sistemas de propulsão similares na Figura 3.1.2 e compara a razão entre as áreas da asas e razão de planeio. A partir deste gráfico é obtido do valor de L/D_{max} para o Ipanema.

A constante de consumo de combustível será determinada a partir da Equação 3.9, onde a velocidade está em pés por segundo e o C_{bhp} em libras por hora. O valor do C_{bhp} e eficiência da propulsão estão especificados no manual do motor fornecido pelo fabricante e serão abordados posteriormente durante a discussão.

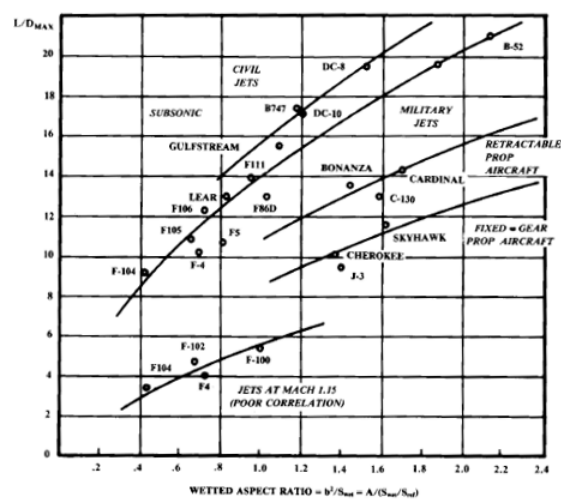
$$C = C_{bhp} \frac{V}{550 n_p} \quad (3.9)$$

Figura 14 – Relação em razões de área e formato da aeronave



Fonte: (RAYMER, 1992)

Figura 15 – L/D_{max} contra a WAR

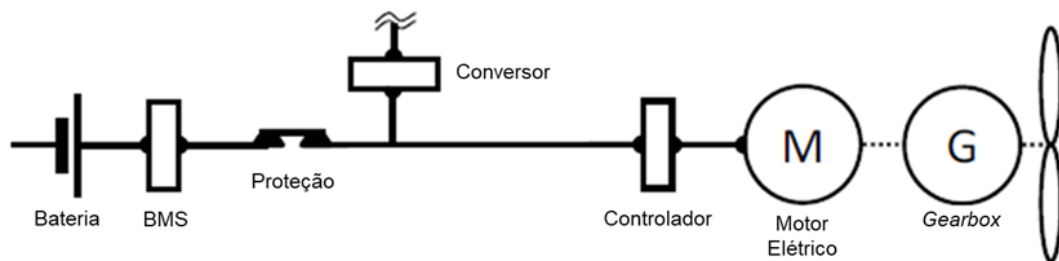


Fonte: (RAYMER, 1992)

3.2 Arquitetura do sistema de propulsão

Novos sistemas de propulsão requerem estudos e pesquisas sobre os novos componentes e suas aplicações, conforme discutido na Capítulo 2. Para a etapa do projeto conceitual será adotada uma arquitetura simplificada da aeronave. Como o objetivo deste trabalho é proporcionar uma estimativa inicial sobre peso e tamanho das baterias, tempo de duração da missão e custo operacional do novo sistema de propulsão, o uso de um sistema simplificado, composto pelos principais componentes, é considerado adequado para a fase de projeto conceitual. Na Figura 3.2 é apresentado um sistema de propulsão puramente elétrico com abertura para os principais constituintes (STüCKL, 2016). Para o projeto inicial da aeronave serão considerados a bateria, controlador e motor elétrico.

Figura 16 – Arquitetura detalhada de um sistema de propulsão elétrico



Fonte: (STüCKL, 2016)

O sistema de propulsão elétrico será feito apenas para o motor elétrico e a hélice, mantendo os sistemas aviônicos como analógicos, conforme o projeto original do EMB-202A. Dentre os modelos de alimentação para os motores elétricos propostos por Bowman, Felder e Marien (2018), será utilizado um sistema de alimentação elétrico puro, sendo as baterias a única fonte de energia do sistema. A arquitetura do sistema propulsivo seguirá os modelos apresentados pelos autores citados neste parágrafo e Stückl (STüCKL, 2016).

3.2.1 Motor elétrico e controlador

O desenvolvimento de novos equipamentos para a aviação exige o comprometimento com desempenho e confiabilidade. Os motores que vêm sendo desenvolvidos pela indústria buscam poder criar uma nova geração de aeronaves híbridas e elétricas. O motor elétrico é um marco neste processo pois viabiliza o uso de outras fontes de energia para o sistema além dos combustíveis. A seleção do motor utilizado na aeronave reprojeta será através de um levantamento de aeronaves elétricas e híbridas que estão em processo de testes e certificação.

O critério de seleção passará também por fornecer a mesma potência e tração que o motor anterior e futuras facilidades no processo de certificação. O primeiro critério busca

atender critérios de segurança já estabelecidos no projeto original, diminuindo o tempo total do reprojeto da aeronave. O último ponto busca explorar alguma característica ou estado de certificação do motor que esteja de maior prontidão para uso comercial.

Os controladores são importantes para o sistema pois convertem a corrente contínua, proveniente da bateria, para alternada. Na seção 4.1 estes itens serão definidos a partir de versões já usadas na aviação.

3.2.2 Células e Baterias

A escolha da célula que fará parte da bateria se apresenta como a principal variável já que esta influencia diretamente no peso de defensivo carregado pela aeronave. A densidade energética [Wh/kg] e a densidade volumétrica enérgita [L/kg] são as principais características da pilha observadas neste trabalho. Estes parâmetros são utilizados como métricas de comparação entre células de diferentes fabricantes e marcas.

Os principais estudos em torno de veículos elétricos giram em torno da densidade energética e ciclos de duração pois são considerados os principais meios para aumento da eficiência do componente.

Durante o projeto do novo sistema de propulsão será considerada uma bateria teórica, idealizada, e com suas características definidas a partir de levantamentos de modelos utilizados em pesquisas ou em veículos elétricos comerciais. A determinação de uma bateria teórica permite flexibilidade durante esta fase do projeto conceitual em razão de ainda não dispormos de todas as informações necessárias para trabalhar com modelos reais, o uso de uma bateria teórica atende às necessidades. Durante esta fase de projeto ainda é determinado o valor de potência específica mínima que as baterias reais devem ter para atenderem as necessidades energéticas da aeronave.

3.3 Energia requerida para a missão

O avião movido à bateria deve carregar quantidade de energia suficiente para completar a missão designada, assim, a quantidade requerida (E_{req}) durante é determinada antes do dimensionamento físico da bateria. Cada etapa da missão requer uma certa quantidade de energia, sendo esta, o produto entre a potência do motor e o tempo de duração da etapa em questão, conforme indica a Equação a seguir:

$$E_{req} = Potência * Tempo \quad (3.10)$$

A potência de cada etapa será estimada através da análise de constraints proposta por Gudmundsson (2014), que consiste em plotar curvas relacionando a potência do motor com a carga alar da aeronave com o objetivo de determinar situações críticas de voo. Para o projeto de uma aeronave elétrica, este método será adaptado com o objetivo de

se estimar a potência requerida em cada trecho da missão. As respectivas relações entre potência e carga alar para cada etapa estão na Tabela a seguir.

Tabela 7 – Equações de constraints para etapas da missão

Etapa da missão	Fórmula
Decolagem	$\frac{P}{W_{T0}} = \left[\frac{V_{TO}^2}{2gd_{TO}} + \frac{qC_{D_{T0}}}{(W/S)} + \mu \left(1 - \frac{qC_{L_{T0}}}{W/S} \right) \right] V$
Subida	$\frac{P}{W_{T0}} = \left[\frac{V_V}{V} + \frac{qC_{D_0}}{(W/S)} + \left(\frac{k}{q} \right) \left(\frac{W}{S} \right) \right] V$
Cruzeiro e tiro de pulverização	$\frac{P}{W_{T0}} = \left[qC_{D_0} \frac{1}{(W/S)} + k \left(\frac{1}{q} \right) \left(\frac{W_{T0}}{S} \right) \right] V$
Manobra balão	$\frac{P}{W_{T0}} = \left[\frac{C_{D_0}}{(W/S)} + k \left(\frac{n}{q} \right)^2 \left(\frac{W}{S} \right) \right] qV$
Pouso	$\frac{W}{S} = \frac{\rho V_S^2 C_{L_{max}}}{2}$

Fonte: (GUDMUNDSSON, 2014)

Estas relações serão usadas como referência para a energia e potência do sistema de propulsão durante a fase de projeto conceitual. O tempo das etapas serão estimados através de diferentes métodos. O percurso de pulverização e cruzeiro serão determinado através da equação 3.1. O restante das etapas serão determinadas a partir do levantamento de missões realizadas por aeronaves similares. Os termos aerodinâmicos apresentados anteriormente serão apresentados nos capítulos posteriores conforme a necessidade de utilizá-los.

3.3.1 Modelagem das baterias

Em posse da energia total utilizada na missão é possível projetar a bateria que abastecerá o sistema de propulsão. Uma abordagem comum é utilizar dados publicados ou assumidos para energia específica e_{cel} e densidade energética v_{cel} no cálculo do projeto do peso e da geometria da bateria (STÜCKL, 2016). Partindo da energia requerida, as relações a seguir permitem o cálculo do peso e volume da bateria:

$$W_{bat} = \frac{E_{req}}{e_{cel}} \quad (3.11)$$

$$V_{bat} = \frac{E_{req}}{v_{cel}} \quad (3.12)$$

A bateria adotada no projeto tem formato retangular com a altura (h_{bat}) e largura (l_{bat}) já definidos de antemão, sendo o comprimento o *output* do dimensionamento do componente. Por fim, o último cálculo a ser realizado determina a potência específica p_{cel} mínima que as células devem possuir. A definição do valor de potência específica é importante pois será utilizada como requisito para a escolha de células reais na fase de projeto detalhado da aeronave.

$$b_{bat} = \frac{V_{bat}}{h_{bat}l_{bat}} \quad (3.13)$$

$$p_{cel} = \frac{P_{el,0}}{W_{bat}} \quad (3.14)$$

3.4 Modelagem do peso

Assim como em aeronaves tradicionais existe o *trade-off* entre combustível e carga paga, os aviões elétricos possuem o dilema de balancear o peso das baterias e de sua carga carregada. Para o caso da aviação agrícola, o avião sofre uma mudança no seu peso devido ao despejo de defensivos.

Para o reprojeto do Ipanema será considerado que os principais pesos da aeronave em questão serão mantidos durante a fase de projeto conceitual, portanto, o peso vazio e o MTOW da aeronave já estão definidos de antemão na tabela 2. A introdução de baterias pode reduzir o peso estrutural da aeronave através de menos vibrações e maior liberdade na alocação dos componentes.

3.4.1 Propulsão à combustível

A diferença entre o máximo peso de descolagem e da aeronave vazia é a quantidade de carga que a mesma suporta durante um voo, que no caso de aviões agrícolas é o peso do piloto, combustível e defensivo. O objetivo é minimizar a quantidade de combustível consumida, e assim, elevando a quantidade de produtos aplicados por voo.

Será considerado que todo produto agrícola é despejado durante o voo da missão com o objetivo de obter a maior área pulverizada. Este critério é importante pois refletem as reais situações de uso dado que é desejado a máxima eficiência oferecida, reduzindo os custos de quem contrata os serviços de pulverização aérea.

A modelagem da missão típica é importante pois fornece como dado de saída o tempo de pulverização, que é utilizado como *input* no método da fração de combustível do trecho. O mesmo mecanismo funciona para o peso do defensivo utilizado por voo. Após calculada a fração de combustível obtêm-se o peso de defensivo carregado na missão, que é utilizado para determinar uma nova área pulverizada. A Figura 3.4.1 mostra os dados de entrada necessários para rodar o método e os resultados obtidos a partir da iteração.

Figura 17 – Tabela de valores usado para determinar o peso de combustível - vazia

Dados de entrada	Dados de saída
Geral	Missão
Taxa de aplicação [L/ha]	Peso de combustível [kg]
Raio da curva balão [m]	Peso de defensivo [kg]
eficiência do motor η_p	Área percorrida [ha]
	Passadas
Cruzeiro	Cruzeiro
Velocidade V_{cruz} [km/h]	Distância D_{cruz} [km]
C [1/h]	Tempo t_{cruz} [min]
L/D	
Pulverização	Pulverização
Velocidade V_p [km/h]	Distância D_T [km]
C [1/h]	Tempo t_p [min]
L/D	
Pesos	
Piloto [kg]	
Aeronave [kg]	
MTOW [kg]	

Fonte: Elaboração Própria

Assim é criado um mecanismo de *loop* entre o tempo de pulverização e a fração de combustível. O método iterativo é finalizado quando é determinada a quantidade de defensivo necessária para consumo total do produto durante a pulverização, assim, retornando a base com o *hopper* vazio. O método descrito está representado na Figura 3.4.1.

Após terminada a iteração, são obtidos os tempo de pulverização, peso de combustível e defensivo para cobrir a maior área possível. Estes dados serão utilizados posteriormente na Capítulo 6 para estimar os custos operacionais desta operação.

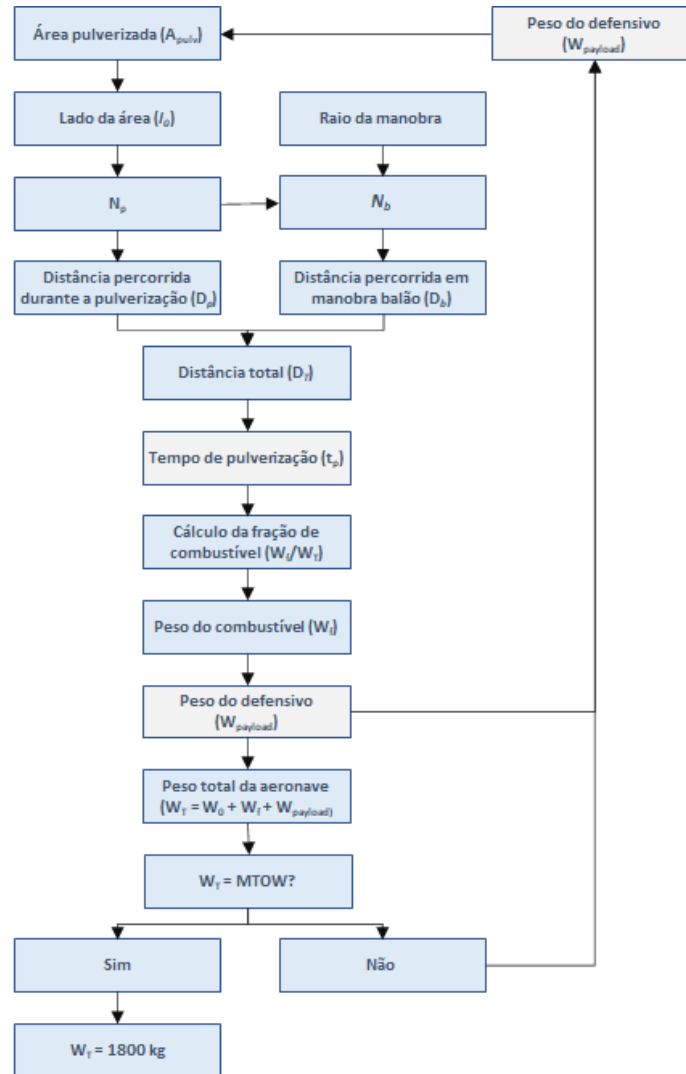
3.4.2 Propulsão elétrica

O sistema de propulsão elétrico é composto pelo motor elétrico, controlador e pacote de baterias. Os dois primeiros têm seus pesos fixados a partir do momento da escolha dos componentes. Já a bateria, é preciso determinar a energia consumida pelo motor durante a missão e as características básicas das células que a compõe.

Como dito na seção anterior, o objetivo é decolar com a máxima quantidade de defensivo possível obedecendo as restrições impostas pelo MTOW e baterias. Com isto em mente, é desejado que o sistema de armazenamento de energia tenha a menor massa possível e o tanque de produtos volte completamente vazio para a base.

Como mostrado na Equação 3.10, a energia que o motor consome é uma relação entre a sua potência e o tempo. O motor funciona com potências diferentes ao longo do voo devido à sua velocidade e necessidade de gerar tração para locomover a aeronave,

Figura 18 – Método iterativo de cálculo do peso de combustível



Fonte: Elaboração Própria

assim, a energia total será considerada a partir da soma da energia utilizada em cada etapa da missão.

A potência do motor é determinada através dos cálculos indicados na Tabela 7. Em posse das equações de constraints e carga-alar (W_T/S_w) obtem-se a razão potência/peso mínima que a aeronave deve apresentar para executar um voo seguro. A potência obtida da análise de constraints é a potência requerida pelo motor, P_{motor} , apresentada na Equação 2.3.

As baterias devem fornecer energia em uma potência maior que o motor pede pois ocorrem perdas durante a transmissão. Reescrevendo as relações 2.2 e 2.3 podemos

relacionar a potência de saída da célula e requerida, como indicado na Equação a seguir:

$$P_{el,0} = \frac{P_{motor}}{n_{motor}n_{cel}} \quad (3.15)$$

A duração de cada etapa será feita de forma individual após analisadas as condições isoladamente. O tempo das etapas de subida e descida é determinado pela Equação 3.16, que relaciona as alturas inicial e final e a razão de subida da aeronave, o tempo das etapas de cruzeiro e pulverização é calculado a partir da Equação 3.1. Já o tempo das etapas de decolagem e pouso serão determinadas a partir de um levantamento do tempo de execução desta etapa por aeronaves com configurações e missões similares.

$$t_{a,b} = \frac{h_a - h_b}{V_V} \quad (3.16)$$

Com o valor da energia total para percorrer a missão e a densidade energética da célula, calcula-se o peso da bateria através da Equação 3.11. Após este cálculo, o peso restante na aeronave é preenchido por defensivo. As informações utilizadas na iteração são separadas em dados de entrada e saída, assim como na modelagem do combustível, de forma em que exista controle e organização sobre os resultados do processo. A Figura 3.4.2 mostra os dados discutidos nesta seção e como eles se organizam dentro do modelo matemático.

Figura 19 – Tabela de valores usado para determinar o peso da bateria - vazia

Dados de entrada	Dados de saída
Geral	Missão
Taxa de aplicação [L/ha]	Taxa de aplicação [L/ha]
Raio da curva balão [m]	Raio da curva balão [m]
eficiência do motor n_p	eficiência do motor n_p
Velocidades	Cruzeiro
Velocidade V_{cruz} [km/h]	Distância D_{cruz} [km]
Velocidade V_p [km/h]	Tempo t_{cruz} [min]
Célula e Bateria	Pulverização
Densidade energética [Wh/kg]	Distância D_p [km]
Densidade vol. energética [Wh/l]	Tempo t_p [min]
Vida-útil [ciclos]	Célula e Bateria
Pesos	Energia da missão [kWh]
Piloto [kg]	Peso [kg]
Aeronave [kg]	
Motor elétrico + controlador [kg]	
MTOW [kg]	

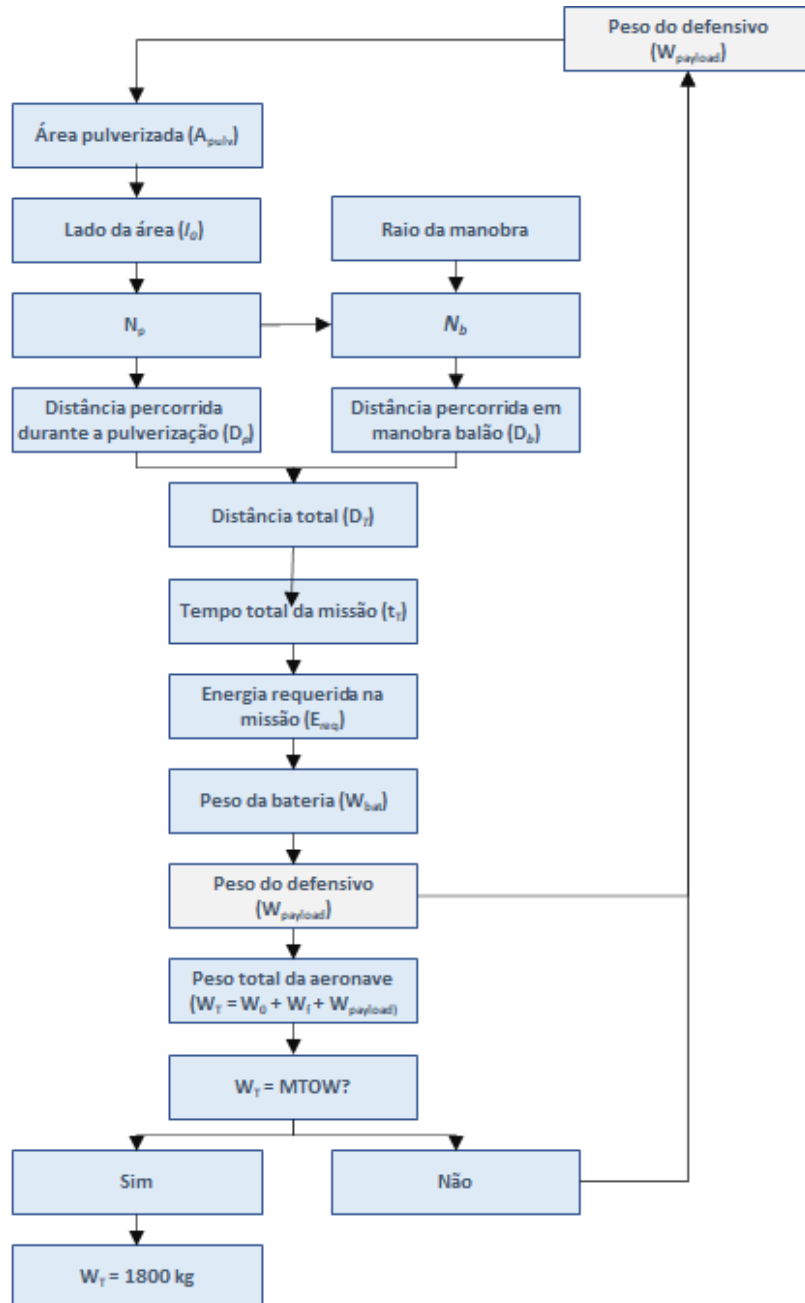
Fonte: Elaboração Própria

Assim como no cálculo do combustível, utiliza-se um método iterativo em que o peso do defensivo é tanto o dado de entrada para a modelagem da missão como o dado de saída da modelagem da bateria. Assim, o método converge quando o valor de defensivo

atende as condições já explicadas anteriormente e o peso total da aeronave carregada totalizar 1800kg.

A Figura 3.4.2 explicita visualmente o funcionamento do código e as condições de contorno envolvidas.

Figura 20 – Método iterativo de cálculo do peso da bateria



Fonte: Elaboração Própria

Após o fim do processo descrito na figura é obtido valores do sistema de propulsão elétrico que está sendo projetado neste trabalho. O último cálculo a ser realizado neste trabalho é a definição da potência específica $[W/kg]$ da célula, conforme a Equação 3.14,

que será utilizada como requisito na próxima fase do projeto para a definição de um modelo real de bateria.

O resultado após o fim destes cálculos é o projeto conceitual do sistema de propulsão do Ipanema elétrico e a possibilidade de estudar os custos operacionais envolvidos no desenvolvimento de sua função.

3.5 Autonomia

Também será feita uma análise comparativa entre a autonomia entre as duas configurações propostas para o Ipenema. É considerado que a aeronave não realizará pulverização e permanecerá apenas em cruzeiro durante o percurso, tendo a aeronave com o motor Lycoming com o tanque de combustível totalmente cheio e a versão elétrica com o maior peso de bateria.

A autonomia em cruzeiro da aeronave à EHC será determinada a partir da relação de Breguet indicada na Equação 3.7, para isto, será considerado o peso da aeronave no início e no fim da etapa de cruzeiro, restando combustível suficiente para a etapa de descida e pouso. O ajuste do peso será feito através das frações de combustível determinadas ao longo do trabalho. Com o tempo de voo em mãos, o alcance é determinado com o auxílio da velocidade de cruzeiro.

A versão elétrica terá sua autonomia determinada a partir da máxima quantidade de energia disponibilizada para a etapa de cruzeiro, para então determinar o tempo de duração e distância percorrida. Considerando que não haverá defensivos à bordo, todo o peso de carga paga livre será atribuído para a bateria, obedecendo as condições de segurança e requisitos impostos pelo projeto.

O peso disponível para as baterias é a diferença entre o MTOW e o peso dos componentes da aeronave, incluindo o motor elétrico, e a energia disponível para cruzeiro é a energia total armazenada nas baterias descontando a energia gasta em outras etapas da missão. O produto entre o peso disponível para as baterias (W_{free}) e a densidade energética da célula é a energia disponível para a missão, conforme indicado na Equação 3.17. A partir deste valor da energia total será subtraída a eletricidade consumida nas etapas de decolagem e pouso, sendo o restante considerado a energia da etapa de cruzeiro (E_{cruz}). Dividindo a energia em cruzeiro pela potência é obtido o tempo da etapa de cruzeiro, e combinando com a velocidade de cruzeiro, obtém-se o alcance (R).

$$E = W_{free} * e_{cel} \quad (3.17)$$

$$t = \frac{E_{cruz}}{P_{cruz}} \quad (3.18)$$

$$R = \frac{t}{V_{cruz}} \quad (3.19)$$

Uma forma de medir a eficiência entre as duas versões é comparar o quanto a energia empregada no deslocamento é convertida em autonomia, uma relação interessante já que a fonte de energia dos dois sistemas de propulsão provém de fontes distintas. Uma forma de comparação é apresentada por Seitz et. al. (2012) onde relaciona-se a distância percorrida com o gasto energético envolvido, apresentada na Equação 3.20, sendo R o alcance.

$$ESAR = \frac{dR}{dE} = \frac{V_0(L/D)}{CW_g} \quad (3.20)$$

Esta medida de comparação é feita para uma mesma razão L/D e velocidade, sendo apropriada para comparação do alcance em voo de cruzeiro para as diferentes aeronaves.

3.6 Custos da missão

Esta seção é destinada ao estudo sobre os custos operacionais do Ipanema para as duas configurações apresentadas neste trabalho. Será feita uma primeira análise comparando os custos operacionais decorrentes da realização da missão típica para as duas configurações apresentadas. Também será feito um estudo variando características da bateria, como densidade energética e preço.

Os custos do desenvolvimento da missão de pulverização serão classificados entre gerais e relacionados ao sistema de propulsão. O primeiro grupo é composto por fatores de custos presentes em ambas as configurações do Ipanema, como defensivo, custo do piloto e aluguel da aeronave. Já os itens relacionados ao sistema de propulsão, como gasolina, energia armazenada e células, fazem parte do segundo grupo e são específicos para cada configuração.

O gasto com defensivo não será considerado para a análise de custos pois como a área total percorrida é a mesma para ambas as missões, o gasto com o produto também será o mesmo para ambos. A exclusão do preço do defensivo serve para evitar distorções nos resultados finais visto que a quantidade por voo de agrotóxicos irão diferir.

A Figura 3.6 apresenta uma tabela com os fatores de custos para os dois modelos de propulsão estudados, destacando os fatores de custos e resultados. No Capítulo 6 a tabela será preenchida com valores dos componentes obtidos através de estudos de viabilidade economia e preços praticados à mercado.

Figura 21 – Tabela de componentes de custos - vazia

Combustão	Elétrico
Área pulverizada por voo [ha]	Área pulverizada por voo [ha]
Aeronave e piloto [R\$/ha]	Aeronave e piloto [R\$/ha]
Aeronave e piloto [R\$]	Aeronave e piloto
Peso do combustível [kg]	Energia Armazenada [kWh]
Preço do combustível [R\$/L]	Preço da energia [R\$/kWh]
Custo do combustível [R\$]	Gasto com energia [R\$]
Numero de voos	Célula [R\$/kWh]
Custo por hectare [R\$/ha]	Ciclos
Total/voo [R\$]	Custo de reposição [R\$/ciclos]
Custo total da pulverização [R\$]	Numero de voos
	Custo por hectare [R\$/ha]
	Total/voo [R\$]
	Custo total da pulverização [R\$]

Fonte: Elaboração Própria

O modelo convencional de cobrança por parte dos prestadores de serviços é relacionar o custo da pulverização com o tamanho da fazenda e a distância da mesma até o ponto de abastecimento. Costa (2017) apresenta um estudo que busca auxiliar o agricultor na estimação de custos da pulverização agrícola. A autora disponibiliza uma tabela que relaciona o custo total aproximado de uma aeronave à gasolina e o tamanho da área pulverizada.

Tabela 8 – Custo de pulverização de um avião à gasolina em função do tamanho da fazenda

Tamanho da lavoura, em hectares	Distância do local do avião até a lavoura, em km			
	10	20	30	40
20	60	75	70	75
60	45	47	52	58
100	43	45	48	56
200	40	42	46	54
300	38	40	42	52

Fonte: (COSTA, 2017)

Como o motor do Ipanema é alimentado por etanol alguns ajustes devem ser feitos nos valores disponibilizados na tabela apresentada anteriormente. Os valores apresentados descrevem uma aeronave abastecida à gasolina então deve-se desconsiderar este fator no custo dos serviços para então utilizá-lo como dado de entrada na Figura 3.6. A Tabela 9 apresenta os custos relacionados à combustível em voo de aplicação de defensivos.

Tabela 9 – Custos operacionais de sistemas de propulsão em veículos agrícolas

Modo de pulverização	Custo unitário [R\$/ha]
Terrestre	8,00
Aérea utilizando gasolina	9,33
Aérea utilizando etanol	5,90

Fonte: (EMBRAER, 2017b)

O preço de aluguel da aeronave e piloto é determinado após desconsiderar a parcela relaciona ao combustível.

Agora os custos relacionados ao sistema de propulsão serão determinados a partir de valores praticados à mercado. O etanol hidratado combustível terá o custo por voo determinado a partir do preço de venda do combustível no estado de São Paulo disponibilizado pela ESALQ (2020). O preço do combustível é diferente para cada estado e região do país, assim, sempre será considerado os preços para o estado de São Paulo ou outra forma de agrupamento regional que inclua o estado.

O conjunto elétrico é carregado através da energia elétrica proveniente proveniente da rede da região, portanto, será considerado o preço da energia do mercado livre para a região sudeste para a data de 2 de novembro de 2020, conforme divulgado pela Câmara de Comercialização de Energia Elétrica (2020).

Agora resta determinar o custo de reposição da bateria. O preço de uma célula nova é dado em \$/kWh e portanto, multiplicando o valor de compra do componente pela energia armazenada para a missão é obtido o preço de compra de um pacote de bateria novos. Agora dividindo o preço de compra de baterias novas pela vida-útil obtemos o custo da depreciação da bateria a cada ciclo de descarga sofrido.

Ao longo deste trabalho os preços abordados estão em períodos de tempo diferentes. Para as comparações entre os valores monetários serem coerentes, devem estar representados todas em uma mesma data. Os preços que foram divulgados antes de outubro de 2020 serão ajustado pelo índice de inflação IPCA, seguindo os valores de referência divulgados pelo Banco Central do Brasil (2020).

4 SISTEMA DE PROPULSÃO ELÉTRICO

Este capítulo é dedicado à discussão sobre o sistema de propulsão elétrico adicionado ao Ipanema. Nas seções seguintes serão apresentados os componentes que farão parte do sistema, arquitetura e modelagem do peso da bateria.

4.1 Componentes

O procedimento de escolha de escolha e critérios para a seleção dos componentes do sistema de propulsão já foram abordados em parte no Capítulo 3. Atualmente as empresas MagniX e Siemens despontam no desenvolvimento de motores elétricos. O maior avião totalmente elétrico atualmente é o eCaravan, versão adaptada do Cessna Grand Caravan com o motor original substituído pelo magniX500, fornecendo mais de 750 cavalos de potência para a aeronave. O mesmo motor foi acomplado no hidroavião Beaver apresentado na revisão bibliográfica.

Tabela 10 – Motores elétricos

Nome	MTOP [hp]	MTOP [kW]	Max RPM	Peso [kg]	Eficiência
magniX250	357	280	3000	71	0,93
magniX500	751	560	2600	133	0,93
Siemens SP70D	121	90	2600	26	-
Siemens SP260D	349	260	2500	50	0,95

Fonte: (SIEMENS, 2019) e (MAGNIX, 2020)

O motor elétrico escolhido substituirá o Lycoming IO-540-K1J5. Para fazer a substituição do motor alguns critérios devem ser adotados durante a escolha do novo motor. Como o objetivo deste trabalho é analisar a nova configuração do Ipanema, o novo equipamento deve atender as mesmas condições de potência e empuxo que o motor anterior. As características escolhidas para a determinação de um motor elétrico serão:

- MTOP maior ou igual ao do motor original
- Razão potência/peso maior ou igual ao do motor original

Na Tabela 11 estão elencados estes fatores tanto para o Lycoming para os motores levantados na tabela anterior.

Tabela 11 – Comparação entre motores

Motor	Potência/peso [hp/kg]	MTOP [hp]
Lycoming IO-540-K1J5	1,4	300
magniX250	5,6	357
magniX500	4,7	751
Siemens SP70D	4,7	121
Siemens SP260D	7,0	349

Fonte: Elaboração Própria

Todos os motores elétricos apresentam uma razão entre potência e peso maiores do que o motor Lycoming em questão, como abordado na revisão bibliográfica. Já considerando o segundo critério, apenas o motor Siemens SP70D é desconsiderado como potencial escolha para o projeto. Considerando que após o processo de projeto a aeronave deve ser certificada, o critério de aprovação do sistema de propulsão deve ser levado em consideração. Na aviação muitas tecnologias novas levam muito tempo para entrar em serviço devido à necessidade de comprovar sua segurança durante o voo, assim, a escolha de motores em processo avançado de certificação confere um fator de mitigação de risco ao projeto e proporciona resultados próximos de casos reais. Atualmente a aeronave elétrica mais próxima de estar viável para a aviação comercial é o Beaver (Figura 2.2.4).

O motor escolhido para a aeronave é o Siemens SP260D após considerar todos os pontos levantados nos parágrafos anteriores. Ele será posicionado no mesmo local do seu antecessor e será acomplado diretamente às hélices, evitando assim a necessidade de caixa de redução e diminuindo os pesos do sistema.

O controlador é o elemento responsável por fazer a transmitir a energia de forma adequada entre a bateria e o motor. Este equipamento é utilizado em diversas máquinas elétricas pesadas, trens e máquinas, e portanto, será utilizado um controlador que atenda as necessidades de veículos elétricos similares.

Figura 22 – Controlador EmDrive 500



Fonte: (DRIVE, 2020)

O último componente que falta estabelecer para o projeto é o sistema de armazenamento de energia. Durante a fase de projeto conceitual é considerada uma bateria teórica com dados de e_{cell} e v_{cell} a partir dos modelos já disponíveis em veículos elétricos atualmente. A potência específica das células de armazenamento será definida no fim deste trabalho como um requisito para a fase de projeto preliminar. A Tabela 12 apresenta as principais tecnologias da bateria de Lí-ion disponíveis atualmente de forma comercial ou próximas de estarem.

Tabela 12 – Baterias de Lítio íon levantadas por Ulvestad

Nome	Densidade vol. energética [Wh/l]	Densidade energética [Wh/kg]	Custo [\$ /kWh]
Model S P100D	732	270	190
Current liquide electrolyte LIBs	732	260	150
Future liquide electrolyte LIBs (no Lim)	1200	400	-
Future liquide electrolyte LIBs with Lim	1300	475	-

Fonte: (ULVESTAD, 2018)

Para este trabalho será considerada uma LIB com as mesmas características da bateria do Model S, como apresentado na tabela anterior, com as características de 732 Wh/l, 260 Wh/kg e custo de 190 dólares por kWh de autonomia da célula. O custo ainda não chegou ao seu preço de equivalência aos motores movidos a combustão, no entanto, deve ser analisado se com este preço já é possível a exploração comercial de aeronaves elétricas de pequeno porte.

O ciclo da LIB será determinado a partir do experimento entre ciclos e voltagem

apresentado na Tabela 4 na seção de revisão bibliográfica. O estudo indica que para diferentes *ranges* de voltagem a bateria atua com para o mínimo de 244 ciclos e ultrapassando o valor de 500 ciclos apenas em um experimento. A mediana dos ciclos está em 383 e a média 388. A vida-útil deste componente será considerado o valor da mediana da amostra disponibilizada por Patha et al. (2019).

Certificar que a bateria atende ao critérios de segurança mínimos é essencial na execução do projeto. Como citado o Capítulo 2, o cátodo de Lítio é altamente reativo e pode iniciar situações catastróficas para a aeronave, portanto o uso de extintores é importante para conter a situação no início e evitar a propagação de danos para o restante da aeronave. Como método de evitar eventos que envolvem fogo será instalado um BMS na bateria que servirá para monitorar e gerenciar o uso de energia, evitando superaquecimento e prolongando a vida-útil do componentes. Já para contenção do fogo será utilizado tanto um sistema de extintores especiais seguindo conceitos publicados por Bezerd 2012 como o uso de paredes corta-fogo.

A bateria do Model S foi evoluindo conforme foi se aprendendo sobre acidentes envolvendo baterias e mitigação de possíveis situação de risco, tendo atualmente um BMS e paredes corta-fogo em suas baterias originais, não incluindo apenas o sistema extintor de incêndio em sua configuração. A parede corta-fogo causa o maior aumento de peso na bateria e por consequência na densidade energética, e se encontra presente nos carros desde 2014, já está sendo considerando no cálculo. O único sistema não existente no carro é o conjunto de extintores para baterias, sendo que este não resulta em acréscimos significativos na aeronave e portanto não é considerado sua influência na fase de projeto conceitual.

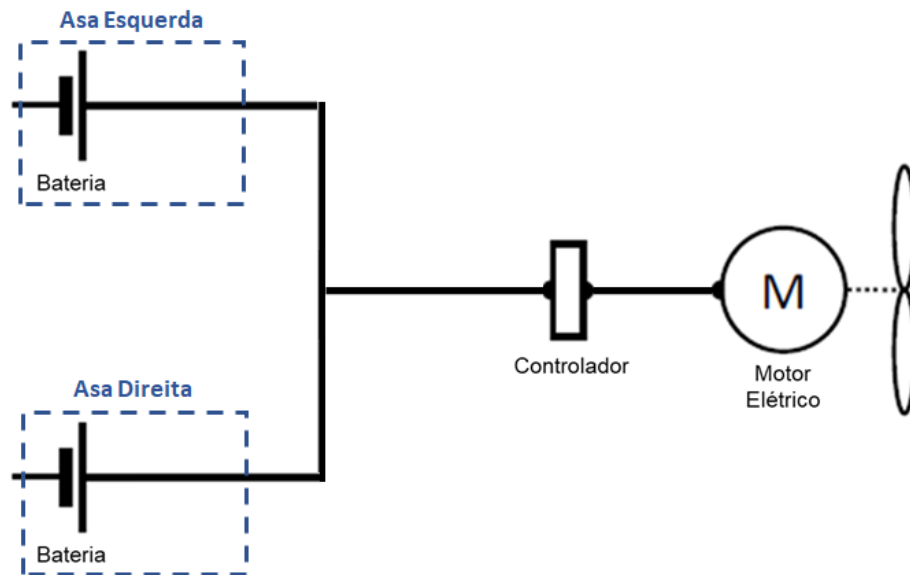
4.2 Arquitetura

A etapa de arquitetura do sistema determina a posição de cada componente na aeronave e divulga a primeira estimativa de valores do conjunto de propulsão, viabilizando a próxima fase do projeto. A arquitetura proposta nesta etapa do projeto tem como objetivo implementar um motor elétrico e pacote de baterias na aeronav agrícola Ipanema. Os itens que compõe o conjunto serão apresentados e discutidos isoladamente a seguir.

A Figura 4.2 mostra o sistema de propulsão proposto. Para esta fase do projeto é assumido uma arquitetura simplificada do sistema, como apresentado na Figura 3.2, considerando o motor elétrico, controlador e bateria.

A posição do motor elétrico será a mesma que o projeto original, fazendo com que o Siemens SP260D seja acoplado diretamente nas hélices, evitando o uso de uma caixa de redução e implicando em redução de peso. O controlador ficará atrás do motor e embaixo da cabine do piloto. Posição estratégica para captar os sinais feitos pelo piloto e

Figura 23 – Arquitetura proposta para o sistema de propulsão

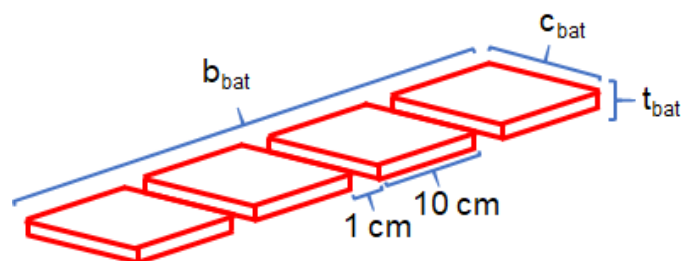


Fonte: Elaboração Própria

comunicá-los ao motor.

O dimensionamento físico da bateria é de extrema importância pois deve permitir trocas, inspeções e manutenções periódicas. Também é levado em consideração as baterias que já estão em uso atualmente em veículos elétricos. O pacote de bateria terá o seu formato retangular, conforme indicado na Figura 4.2.

Figura 24 – Dimensões da bateria



Fonte: Elaboração Própria

As baterias serão compostas pelo agrupamento de diversos módulos de células de armazenamento de energia. Na seção sobre segurança da revisão bibliográfica discutido a necessidade de ventilação das células e monitoramento. A divisão da bateria em módulos menores traz maior segurança para as baterias durante o uso já que aumenta a superfície de contato do componente com o ar. A existência de um Sistema de Gerenciamento de

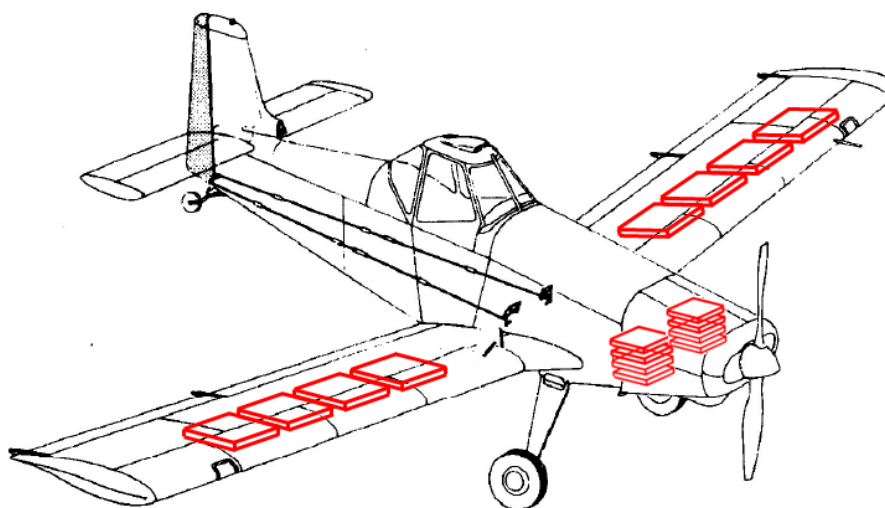
Baterias é essencial para o uso de módulos pois permite o monitoramento e uso de cada grupo de forma independente. A disposição dos conjuntos de células serão dispostos em blocos de 10 x 50 centímetros espaçados 1 centímetro entre eles, como demonstrado na Figura anterior.

Além do formato das baterias, também é preciso pensar na região em que serão alocadas. Escolheu-se posicionar as baterias no nariz e nas asas esquerda e direita pois são regiões que exigem inspeções visuais, assi, permitindo fácil acesso aos mecânicos aeronáuticos. O fato de área de inspeções serem acessíveis possibilita que baterias direcionadas nestes locais sejam acessadas rapidamente, assim, permitindo sua substituição durante o reabastecimento de defensivos na aeronave.

Uma segunda consideração é que a alocação da bateria em três regiões cria redundância em relação à fonte de energia do motor, aumentando a confiabilidade do sistema e mitigação dos efeitos de panes e incêndios na bateria.

A última razão esta arquitetura proposta é evitar o desbalanceamento de peso da aeronave gerado pela troca de motor. A diferença de peso entre as duas versões deste trabalho é de 164kg, por tanto, é necessário compensar este peso na região, mesmo que parcialmente. Atrás do motor serão alocados duas colunas de 4 módulos empilhados. Os módulos de células alocados na nariz possuem 37cm de altura enquanto o motor possui 33cm, ambos com dimensão menor do que a região da fuselagem frontal do Ipanema.

Figura 25 – Dimensões da bateria



Fonte: Elaboração Própria

Outro fator que foi considerado é o fato de os tanques de combustíveis do projeto original estarem localizados na asa, assim, a alocação da bateria nesta região minimiza a necessidade de cálculos com projeto estrutural e rebalanceamento de pesos.

A presença da bateria dentro da asa impõe algumas restrições para o seu dimensionamento. O comprimento da bateria c_{bat} não deve exceder a corda da asa e nem ocupar espaço de outros componentes estruturais presentes, portanto, considerou-se que está medida será de 50 centímetros, aproximadamente 70% da corda. A espessura da bateria deve ser projetada de forma que não ocupe espaço de outros componentes dentro da asa, portanto, considera-se que a espessura seja 5% da corda da asa, resultando em valor de 8,55 centímetros. A Equação 3.13 reescrita considerando a arquitetura do sistema é apresentada a seguir:

$$b_{bat} = \frac{V_{bat}}{2h_{bat}c_{bat}} \quad (4.1)$$

A largura será definida no capítulo seguinte mas algumas considerações já devem ser feitas. Existe um espaço limitado para a bateria dado que permanecerá por inteira dentro da asa, assim, existe um valor de largura máximo aceitável no projeto. Com uma envergadura b de 11,96m e largura da fuselagem de aproximadamente 1,60m, restam mais de 10 metros para o uso de bateria retangulares. Deve ser lembrado que dentro da asa já existem outros dispositivos, como longarinas e sistemas aviônicos, portanto deve restringir o tamanho da bateria para que caiba tudo dentro da asa. Será escolhido um valor de b_{bat} máximo de 4,25 metros por bateria, totalizando 85% da envergadura livre das asas. A máxima largura da bateria será utilizada caso o resultado do método iterativo exigir um comprimento maior que o máximo determinado neste parágrafo

4.3 Potência do sistema de propulsão elétrico

Nesta seção será estimada a energia fornecida ao novo motor elétrico. Este problema será dividido em duas partes: determinar a potência da aeronave e o tempo de duração de cada etapa da missão típica. A potência requerida pelo motor pode ser determinada através do método de constraints apresentado por Gudmundsson (2014).

A análise de constraints funciona como uma ferramenta visual que permite a escolha de um motor que atenda a potência requerida pela aeronave em todas as situações de voos que esta sujeita. Além de ferramenta de escolha do motor, esta análise possibilita a obtenção da potência mínima que o motor deve operar em cada etapa.

As constantes aerodinâmicas mostradas nas relações de razão potência/peso devem ser determinadas para dar continuidade ao tópico atual. O começo de se dá com a definição do coeficiente de sustentação de cruzeiro $C_{L_{cruz}}$. Nesta etapa do voo, a força de sustentação da aeronave é igual ao seu peso, portanto, em posse da pressão dinâmica de cruzeiro e a carga alar é calculado o coeficiente.

$$W = qSC_{L_{cruz}} \quad (4.2)$$

$$C_{L_{cruz}} = \frac{1}{q} \frac{W}{S} \quad (4.3)$$

Para a condição de voo de cruzeiro na máxima altura permitida para o Ipanema, pressão dinâmica de cruzeiro em 1754,6 Pa e a carga alar em 885,6 N/m², o coeficiente sustentação em cruzeiro é de 0,504.

As Equações abaixo são apresentadas por Raymer (1992), onde C_{D_0} é o arrasto parasita da aeronave, k a constante de arrasto induzido e e o fator de eficiência de Oswald. Destaque para a Equação 4.6 que indica a relação que proporciona o maior alcance da missão. A constante de Oswald é estimada entre 0,7 e 0,85 durante a fase de projeto conceitual. Para asas retas, como o EMB-202A, a Equação 4.8 permite o cálculo preciso do fator em questão.

$$C_D = C_{D_0} + kC_L^2 \quad (4.4)$$

$$k = \frac{1}{\pi A R e} \quad (4.5)$$

$$C_{D_0} = \frac{C_{L_{cruz}}^2}{k} \quad (4.6)$$

$$e = 1,78(1 - 0,0045 \cdot AR^{0,68}) - 0,64 \quad (4.7)$$

O Ipanema tem seu "*Aspect Ratio*" em 6,85, proporcionando um coeficiente de Oswald de 0,84, valor em linha o estimado por Raymer, constante de arrasto induzido de 0,055 e um coeficiente de arrasto parasita de 0,014. Estes valores calculados são constantes para todas as etapas da missão e serão usados em cálculos posteriores.

O último passo antes de traçar as curvas de potência é definir outros valores relevantes para a etapa de decolagem e pouso. O coeficiente de sustentação das etapas será o máximo que a aeronave possui, por questões de conservadorismo. A Equação abaixo indica a relação entre o $C_{L_{max}}$ e a velocidade de estol da aeronave.

$$\frac{W}{S} = 0,5\rho V_{stall}^2 C_{L_{max}} \quad (4.8)$$

Para uma velocidade de estol de 92 km/h (referencias TCDS - ANAC) obtem-se um coeficiente de sustentação máximo de 2,34 após aplicada a condição de voo. As velocidades de decolagem e pouso serão baseadas na velocidade de estol na proporção de 120% e 115%, respectivamente. A distância de decolagem é de 355 metros, valor de tamanho mínimo de pista presente no TCDS da aeronave (2018) e o coeficiente de atrito é de 0,2, valor

estimado a partir da literatura de Raymer (1992). Tanto para as duas situações será considerado o coeficiente de sustentação máximo da aeronave de 2,34.

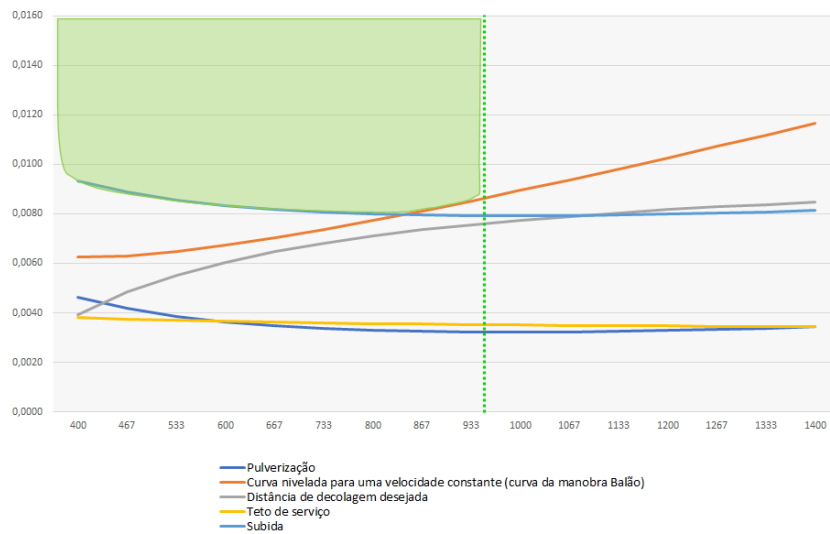
Tabela 13 – Dados usados no cálculo de constraints

Parâmetro	Valor
Aerodinâmica	
$C_{L_{cruz}}$	0,5
$C_{L_{max}}$	2,34
C_{D_0}	0,014
k	0,055
e	0,84
Velocidades [km/h]	
Estol	92
Decolagem	110,4
Pouso	105,8
Pista	
Coeficiente de atrito	0,2
Distância de decolagem [m]	355

Fonte: Elaboração Própria

O gráfico de potência será traçado com base na metodologia descrita na Seção 3.3 e os dados da Tabela 13. Foi utilizado um intervalo para a carga alar entre 400 e 1400 N/m² abrangendo a carga alar de decolagem da aeronave de 885,6 N/m². A Figura 4.3 apresenta a análise de constraints feita para a aeronave. A área hachurada em verde é a região em que o motor deve se situar para atender os requisitos de potência.

Figura 26 – Gráfico de Constraints da aeronave



Fonte: Elaboração Própria

A situação que mais requer potência do motor, curva nivelada @1171 [N/m²], tem uma razão potência-peso de 0,010. Este valor está abaixo da razão de 0,015 que o motor Siemens tem aplicado à aeronave em questão. Como o motor atende as necessidades de potência da missão não é necessário substituí-lo, assim, dando continuidade no processo de modelagem da energia.

Além da análise de constraint validar o motor escolhido previamente, também é obtida a potência requerida pelo motor a cada etapa. Primeiramente deve-se determinar a razão potência-peso de cada trecho da missão para a carga-alar de 885,6 N/m² e então multiplicar o número pelo peso da aeronave em condição de decolagem. A Tabela 14 apresenta o valor das razões e potência requerida pelo motor para a carga-alar do Ipanema.

Tabela 14 – Razão potência-peso e potência do Ipanema adaptado

Etapa	Razão [kWh/N]	P_{motor} [kW]
Decolagem	0,0074	131
Cruzeiro - chegada	0,0032	57
Pulverização	0,0032	57
Subida	0,0079	140
Curva nivelada	0,0082	145

Fonte: Elaboração Própria

A análise de constraint não abrange a etapa de descida da aeronave dado que esta etapa não é uma etapa restritiva da aeronave, portanto, será considerada a mesma potência do motor em cruzeiro. Para a etapa de pouso será considerada a maior potência que a aeronave apresenta na Tabela 14.

Após calcular os valores de potências temos todo o ferramental necessário para estimar a energia requerida na missão, e por consequência o peso da bateria, e a potência específica da célula. Os cálculos do peso da bateria e do p_{cel} serão feitos no Seção 5.2.

5 DESENVOLVIMENTO DA MISSÃO

Antes de detalhar o desempenho da aeronave para cada tipo de propulsão, é necessário levantar alguns dados que serão usados para ambos os casos. De forma geral, o tempo e distância percorrida em cruzeiro, a taxa de aplicação de defensivos e coeficientes aerodinâmicos serão os mesmos para as duas aeronaves. Como descrito na Seção 3.1, a base utilizada para pouso, decolagem e reabastecimento do avião agrícola será o aeroporto de Matão, distante aproximadamente 25,7km da fazenda. Com a distância entre os dois locais é possível calcular o tempo percorrido em cruzeiro. Com base na Equação 3.1 e uma velocidade de cruzeiro $V_{cruz} = 216\text{km/h}$, leva-se 7,2 minutos para percorrer o trajeto.

Figura 27 – Distância entre o aeroporto e a plantação pulverizada



Fonte: (GOOGLE, 2020)

Para determinar a área pulverizada é necessário obtermos a quantidade de defensivo carregada e a taxa de aplicação do defensivo agrícola em questão. As aplicações aéreas de defensivos líquidos no Brasil podem ser classificados em quatro grupos (MONTEIRO, 2006), indicados na Tabela a seguir:

Tabela 15 – Fração de combustível de etapas da missão

Categorias	Taxa de aplicação [l/ha]
Alto Volume (AV)	20 - 40
Baixo Volume (BV)	10 - 20
Baixo Volume Oleoso (BVO)	5 - 10
Ultra Baixo Volume (UBV)	1 - 5

Fonte: (MONTEIRO, 2006)

A pulverização de laranja exige uma pulverização do tipo AV devido à resistência e ocorrência de pragas neste tipo de cultivo, assim, a taxa de aplicação considera para o

problema será de 30 L/ha. Os dados aerodinâmicos necessários para a análise da aeronave serão levantados conforme necessário. Com estas definições, é possível realizar o processo de dimensionamento do peso da aeronave para os dois tipos de propulsão em questão.

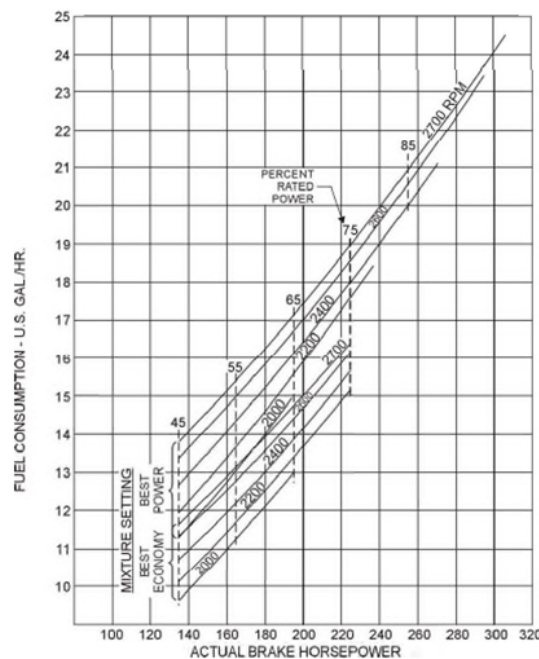
5.1 Propulsão à etanol

Com as principais características da missão já determinadas, nesta seção será determinado primeiramente o consumo específico de combustível C e o coeficiente L/D das etapas de cruzeiro e pulverização para então aplicação do método de fração de combustível descrito por Raymer (1992).

O motor original do EMB-202 é o Lycoming IO-540-K1J5. Diferentemente dos motores convencionais que são abastecidas com combustível, funciona à Etanol Hidratado Comercial ($\rho = 801,25 \text{ kg/m}^3$), oferecendo um menor gasto com combustível e se adequa à realidade nacional em relação ao uso de combustível (referenciar - é aqui no seção 2?)

O C_{bhp} do motor, conforme dito na seção 3, é determinado através da relação entre entre o consumo em potência máxima e rotação do motor da Figura 5.1 (LYCOMING, 2006). Considerando a linha de máxima eficiência do motor ($n = 0,85$) e considerando o combustível citado, obtém-se um consumo de EHC de 160 libras por hora. O próximo passo é a determinação do consumo específico de combustível para as situações de cruzeiro e pulverização através da Equação 3.9. Os valores estão indicados na Tabela 16.

Figura 28 – Consumo de combustível do motor x *Brake Horse Power*



Fonte: (LYCOMING, 2006)

Tabela 16 – Consumo específico de combustível por etapa

Etapa da missão	Velocidade [km/h]	C [l/h]
Cruzeiro	209	0,809
Pulverização	216	0,785

Fonte: Elaboração Própria

A variável que falta ser determinada para o cálculo da fração de combustível das etapas de cruzeiro e pulverização é a L/D . Através das aproximações apresentadas por Raymer (1992) é definido uma estimativa desse valor para a etapa de projeto conceitual da aeronave.

O primeiro passo é determinar a razão S_{wet}/S_w para o Ipanema através da Figura 3.1.2. Na imagem em questão, a aeronave Cessna Skylane RG apresenta características semelhantes à aeronave agrícola em questão, como hélices, monomotor no nariz da aeronave e asa retangular, assim será adotado uma razão entre as áreas de 3,9. O "*Wetted Aspect Ratio*" conforme apresentado na Equação 3.8, a sendo o alongamento $AR = 6,85m$, obtêm-se $WAR = 1,76$ e com o auxílio da Figura 3.1.2 é possível estimar a razão L/D_{max} em 11,7.

Finalizada a sequência de contas, dispomos de todos os dados para determinar o peso de combustível através da metodologia apresenta na Figura 3.4.1. Na tabela abaixo estão os dados de entrada e os resultados obtidos.

Figura 29 – Dados de entrada e saída do método descrito na Figura 3.4.1

Dados de entrada		Dados de saída	
Geral		Missão	
Taxa de aplicação [L/ha]	30	Peso de combustível [kg]	170
Raio da curva balão [m]	100	Peso de defensivo [kg]	506
eficiência do motor η_p	0,85	Área percorrida [ha]	20,8
		Passadas N_p	39
Cruzeiro		Cruzeiro	
Velocidade V_c [km/h]	216	Distância D_{cruz} [km]	51
C [l/h]	0,809	Tempo t_{cruz} [min]	14,3
L/D	11,7		
Pulverização		Pulverização	
Velocidade V_p [km/h]	209	Distância D_p [km]	12
C [l/h]	0,785	Tempo t_p [min]	3,6
L/D	11,7		
Pesos			
Piloto [kg]	100		
Aeronave [kg]	1020		
MTOW [kg]	1800		

Fonte: Elaboração Própria

5.2 Propulsão elétrica

Assim como é preciso determinar a quantidade de combustível utilizado na missão, também é preciso dimensionar a bateria, a energia armazenada e seu peso. Nesta seção será determinado o peso e as dimensões do pacote de bateria que será equipado no Ipanema. A quantidade de bateria será feito através do método descrito na Figura 3.4.2 e então o comprimento do pacote de baterias será determinado através das Equações 3.12 e 4.1.

A energia armazenada no sistema de propulsão é o produto da potência fornecida pela bateria ao sistema, $P_{el,0}$, e o tempo da missão. A Tabela 17 indica a potência e o tempo de duração da etapa em questão. O tempo da etapa de pulverização será estimado adiante através do método iterativo.

Tabela 17 – Potência fornecida pela bateria e tempo das etapas da missão

#	Etapa	$P_{el,0}$	Tempo [min]
(0-1)	Taxi e Decolagem	145	5
(1-2)	Subida	155	6
(2-3)	Cruzeiro	63	7,2
(3-4)	Descida	63	6
(4-5)	Pulverização	63 - 161	-
(5-6)	Subida	155	6
(6-7)	Cruzeiro	63	7,2
(7-8)	Descida	63	6
(8-9)	Pouso, taxi e fim da operação	131	5
(0-9)	Total	-	-

Fonte: Elaboração Própria

Com os valores de potência fornecida pela bateria e outros pontos já discutidos anteriormente é possível preencher a coluna de dados de entrada da Figura 3.4.2.

Os resultados obtidos após finalizada a iteração estão indicados na tabela 5.2. Assim como no percurso desempenhado pelo motor original, o resultado é o peso de um componente do sistema de propulsão, a quantidade de defensivo aplicada, o tempo da etapa de pulverização e distância percorrida durante esta etapa.

Figura 30 – Dados de entrada e saída do método descrito na Figura 3.4.2

Dados de entrada		Dados de saída	
Geral		Missão	
Taxa de aplicação [L/ha]	30	Peso de defensivo [kg]	377
Raio da curva balão [m]	100	Área percorrida [ha]	15,8
eficiência do motor n_p	0,95	Passadas N_p	34
Velocidades		Cruzeiro	
Velocidade V_{cruz} [km/h]	216	Distância D_{cruz} [km]	51
Velocidade V_p [km/h]	209	Tempo t_{cruz} [min]	14,3
Célula e Bateria		Pulverização	
Densidade energética [Wh/kg]	292	Distância D_r [km]	10,8
Densidade vol. energética [Wh/l]	732	Tempo t_p [min]	3,1
Vida-útil [ciclos]	400	Célula e Bateria	
Pesos		Energia da missão [kWh]	120
Piloto [kg]	100	Peso [kg]	462
Aeronave [kg]	806		
Motor elétrico + controlador [kg]	55		
MTOW [kg]	1800		

Fonte: Elaboração Própria

A energia total da armazenada na bateria durante a missão típica é de 109,2 kWh. Será considerado um fator de segurança de 10% em cima do valor de energia necessária para a missão com o objetivo de não faltar eletricidade no sistema e viabilizar manobras não programadas neste projeto, resultando em uma energia requerida E_{req} para missão de 120,1 kWh. Através da equação 3.12 obtem-se o peso da bateria em 462 kg.

O EMB-202A equipado com motor elétrico consegue desempenhar o objetivo de pulverizar a fazenda em questão. A cada voo é possível pulverizar 15,8 hectares e carregar 377 kg de defensivos. Para a pulverizar a fazenda descrita no início do capítulo é necessário realizar onze voos.

Os últimos valores que faltam definir para o projeto conceitual deste trabalho são a potência específica da bateria e a largura das baterias. A potência específica de uma célula é descrita pela equação 3.14, onde a potência em questão é a maior potência fornecida pela bateria e a massa da bateria. Combinando a maior potência fornecida pela bateria, 161 kWh em condição de manobra balão, e os 462 kg de bateria obtem-se uma potência específica p_{cel} de 348,48 Wh/kg.

Através da equação 3.12, e considerando o peso da bateria e densidade volumétrica da célula descritos anteriormente, estima-se que a célula ocupa o espaço de 164,1 litros, ou 0,1641 m³. Após o volume, é possível determinar a largura que cada bateria deve ter no projeto. Aplicando o volume da bateria encontrado, c_{bat} e t_{bat} é encontrado 2,12 metros de largura por pacote, já considerando os espaçamento entre os módulos de células presentes na bateria.

O valor resultante dos cálculos para b_{bat} é menor que 4,25m e então é considerado adequado para a aeronave de acordo com os critérios estabelecidos no Capítulo 4. Também foi obtido a massa e a potência específica da célula. Com estes resultados em mãos é possível realizar uma comparação entre as duas configurações do Ipanema e prosseguir com a análise de custos da missão.

5.3 Comparação entre as configurações

As duas configurações estudadas anteriormente apresentam ambas vantagem e desvantagens. Nesta seção será feito um comparativo entre as duas configurações feitas para o Ipanema.

A área percorrida em um voo é diferente para os dois sistemas de propulsão. O motor movido à etanol percorre 20,8 hectares a cada percurso e leva um total de dez vezes para percorrer toda a fazenda. Já o sistema composto pelo motor elétrico e baterias percorre 15,8 hectares de plantação e leva treze voos para percorrer toda a lavoura. Considerando apenas o tempo de voo, a aeronave elétrica permanece em voo por 174 minutos a mais do que a sua versão original. No próximo capítulo será explorado o fato de que maior tempo de voo implica em maiores gastos com piloto e aluguel da aeronave.

A configuração alimentada por combustível percorre uma área de aproximadamente 31,6% maior a cada voo, apresentando uma maior eficiência do uso do combustível. Em uma situação em que os custos de operação entre as duas configurações for equivalente, o usuário do avião dará preferência para a opção que resulta em menor tempo de operação e, por consequência, menores custos.

Agora comparando o peso do antigo e do novo sistema de propulsão ocorreram mudanças bruscas na distribuição de peso dos componentes. A análise será feita primeiramente apenas entre os motores e então considerando o sistema como um todo. O motor Lycoming tem um peso seco de 214 quilogramas enquanto o novo motor, Siemens SP260D, possui um peso de 50 kg. Essa redução de peso do motor implica em um aumento expressivo da relação entre a potência e o peso do motor, um aumento de 5x, conforme indicado na Tabela 11. A eficiência do motor aumenta de 0,85 para 0,95, implicando em redução das perdas de energia do sistema.

O peso do sistema elétrico completo, conjunto composto pelo motor elétrico, controlador e baterias, aumentou em 19,07%, totalizando 462kg. Como já foi citado na revisão bibliográfica, as baterias se mostram como a principal restrição para o avanço da aviação elétrica, tanto em custo quanto em desempenho. Quando observado o sistema inteiro, a redução de peso proporcionada pelo novo motor é neutralizado pelas baterias.

A eficiência do novo conjunto também é reduzida quando considerado a bateria e seus efeitos. A bateria também possui um índice de eficiência de 0,95 ao distribuir a

energia armazenada para o motor. Combinando o desempenho dos dois componentes citados obtém-se uma eficiência total do sistema de 0,9025, valor ainda maior do que os atuais sistemas de propulsão à combustível proporcionam.

5.4 Alcance e Autonomia

Está etapa da projeto visa compara o desempenho das duas aeronave desconsiderando a etapa de pulverização e o peso de defensivo carregado, disponibilizando o máximo de peso disponível para combustíveis e bateria. Os cálculos feitos nesta seção estão descritos na seção 3.5.

O primeiro passo é determinar o alcance e autonomia do Ipanema original. Portanto, será considerado que a aeronave carregará a máxima quantidade de disponível em projeto, totalizando 234kg de EHC. Somando este valor ao peso vazio da aeronave, incluindo motor, e piloto, obtém-se um peso de decolagem de 1354kg. Aplicando as frações de combustíveis da tabela 5, resultando em um peso de 1293,6kg no início e 1126,8 no fim do cruzeiro. Aplicando a relação de Breguet para autonomia (Equação 3.7) obtém-se um tempo de voo de 1,7 horas e 366km de alcance.

A distância percorrida pelo Ipanema elétrico é resultante da energia gasta em cruzeiro para a máxima bateria disponível. A máxima bateria disponível ela ocupará toda a região destinada no projeto, obedecendo os limites de peso de volume da aeronave. Sobre o limite de peso, a bateria não deve exceder os 1149kg disponíveis para carga paga e a largura da bateria não deve exceder os 4,25m de espaço em cada asa. A bateria em sua largura máxima armazena 239 kWh, resultando em um peso de 920kg aproximadamente, e está enquadrada dentro dos critérios de segurança e limite de peso do avião.

Utilizando as equações na seção 3.5 é determinado o tempo e o *range* da aeronave. A energia disponível para cruzeiro é de 175kWh após desconsiderado o consumo em outras etapas, assim, a aeronave pode permance no ar por 2,8 horas e alcance de 598km.

O fato das aeronaves decolarem com pesos diferente impacta o resultando final deixando a ideia que a aeronave elétrica é mais eficiente que a versão original porém essa diferença de peso deve ser considerada em uma análise mais aprofundada. O etanol representa 17% do peso de decolagem do Ipanema frente aos 49% que a bateria ocupa da versão adaptada.

Uma análise considerando o gasto de energia do voo se mostra como uma método eficaz de comparar os resultados desta etapa. Os autores Seitz et al.(2012) apresentam a metodologia de chamada "*energy specific air range*", abreviada para ESAR, que relaciona o alcance e a energia do sistema, conforme já apresentado pela Equação 3.20. A tabela abaixo apresenta os dados utilizados no cálculo e o ESAR de cada aeronave.

Os resultados apontam para um uso energético mais eficiente pela aeronave na

Tabela 18 – ESAR para as duas versões do Ipanema

Aeronave	Peso de etanol em cruzeiro [kg]	Energia [kWh]	Alcance [m]	ESAR [kWh/m]	Fator
Ipanema EMB-202A	167	1242	365988	295	1
Ipanema elétrico	-	175	597658	3414	12

Fonte: Elaboração Própria

versão elétrica. O motor elétrico possui uma eficiência por volta de 95% enquanto motores à combustão ficam na casa de 20%, assim, já existindo um aumento de quase cinco vezes. Outro fator é que a adaptação do Ipanema permite alocar mais peso para armazenamento de energia sem comprometimento de muito espaço para alocar. O Ipanema é voltado para armazenar defensivos devido à sua natureza, comprometendo espaço com tanques de combustíveis da aeronave. Já a bateria pode ser facilmente reorganizada dentro da aeronave e possui uma densidade volumétrica vantajosa.

Conforme novos requisitos são adicionados ao projeto é esperado que o ESAR da aeronave elétrica se reduza mas ainda assim se mostre superior ao da versão original.

6 CUSTOS OPERACIONAIS DA MISSÃO

As discussões sobre sustentabilidade e redução na emissão de gases do efeito estufa criaram a necessidade de buscar novas tecnologias menos intensivas em carbono. Dispositivos atuais apresentam limitações em relação a sua performance e custos, tornando-as economicamente inviáveis. Um estudo sobre o atual custo da tecnologia de propulsão elétrica permite entender o estado de desenvolvimento atual, os pontos críticos que inviabilizam o uso operacional e indica caminhos para o desenvolvimento de futuras pesquisas.

O procedimento de análise dos custos envolvidos na execução da missão já foi descrito na seção 3.6. Primeiramente será feito o comparativo entre as duas configurações em questão através do preenchimento da tabela apresentada na figura 3.6.

As duas arquiteturas apresentadas neste trabalho tem como fator de custo comum o aluguel da aeronave e piloto para o voo de pulverização. Na Tabela 8 é apresentado o custo total da missão executada por um motor à gasolina no ano de 2017. A partir do valor retirado da tabela será excluída a parcela corresponde ao custo com a gasolina, para então obter apenas o preço de contratação do piloto e aeronave. Sabendo que a plantação de laranja tem área de 200 hectares e está distante 25,7km do aeroporto de Matão, o custo total da missão é estimado em R\$44/ha. No ano de 2017, a gasolina representava no preço de aluguel R\$9,33/ha, como apresentado na Tabela 9, portanto o preço de contratação apenas do serviço de pulverização é de 34,67 reais por hectare no ano de 2017. O último passo é corrigir este valor pela inflação e por fim estimar o preço do serviço na presente data. A inflação do período é de 37,52%, segundo o Banco Central (2020), resultando no preço final de R\$47,68/ha.

Os dois sistemas de propulsão apresentados possuem fatores de custos diferentes dado que utilizam diferentes insumos para alimentar o motor. É considerado que para o motor Lycoming o único componente é o preço da gasolina consumida. Durante a realização da missão típica foi estimado que será consumido 212,75L (170kg), e utilizando R\$2,054/L para o preço do EHC no dia 02 de novembro de 2020 conforme divulgado pela ESALQ (2020), é determinado um gasto com combustível de R\$437 reais por voo.

Agora restam determinar os custos associados ao novo sistema de propulsão. Nesta etapa serão considerados duas componentes: (i) energia armazenada; (ii) e custo de reposição da bateria. O primeiro é resultante da multiplicação entre a energia armazenada nas células e o preço da eletricidade para o período. Sendo E_{req} em 120 kWh, conforme determinado no capítulo anterior, e o preço da energia elétrica em R\$381,11/kWh (CCEE, 2020), o gasto com a energia armazenada é de 45,80 reais por voo.

Por último resta estimar o custo de reposição da bateria. Após atingir 80% de sua capacidade nominal é considerado que as células de armazenamento de energia não estão adequadas para uso, então precisam ser substituídas ou recondicionadas. O atual foco das pesquisas está em reduzir o custo de produção da bateria tornando a troca do componente acessível em veículos elétricos. O custo de reposição é o preço de um pacote de bateria novo, então, este preço será dividido pelo número de ciclos que a bateria suporta. Neste projeto está sendo considerado o uso da bateria em um cenário ideal em que se descarrega 100% e não existe perda da capacidade até o fim de sua vida-útil. A duração da bateria foi determinada no capítulo 4 em 383 ciclos. Em casos reais as baterias possuem dimensões fixas então elas são completamente carregadas mas não utilizam toda energia armazenada. Após estas explicações é possível determinar o custo de reposição da bateria por voo. Ulvestad (2019) apresenta o preço de uma bateria de um Tesla Model S em \$190/kWh. O mesmo valor será adotado para o Ipanema elétrico dado que o objetivo deste trabalho é obter uma visão dos custos operacionais de modelos já disponíveis para compra. Agora considerando a taxa de câmbio do dia 30 de outubro de 2020 temos o valor da bateria em 1.397 reais por kWh, resultando em custo de reposição da bateria em R\$429 por voo.

Após determinados os fatores de custos envolvidos em cada sistema de propulsão considerado é possível estimar o custo a missão de pulverização agrícola. Os resultados desta análise de custo serão:

- Custo total do voo em R\$
- Custo por hectare pulverizado em R\$/ha
- Custo total de pulverização da missão em R\$

Os resultados obtidos com o Ipanema para os dois sistemas de propulsão estão apresentados na figura 6.

Figura 31 – Custos operacionais da missão de pulverização

Combustão		Elétrico	
Área pulverizada por voo [ha]	20,8	Área pulverizada	15,8
Aeronave e piloto [R\$/ha]	47,7	Aeronave e piloto [R\$/ha]	47,7
Aeronave e piloto [R\$]	991,0	Aeronave e piloto	753,2
Peso do combustível [kg]	170	Energia Armazenada [kWh]	120
Preço do combustível [R\$/L]	2,054	Preço da energia [R\$/kWh]	381
Custo do combustível [R\$]	437	Gasto com energia [R\$]	45,8
Numero de voos	10	Célula [R\$/kWh]	1367
Custo por hectare [R\$/ha]	68,7	Ciclos	383
Total/voo [R\$]	1428	Custo de reposição [R\$/ciclos]	429
Custo total da pulverização [R\$]	14280	Numero de voos	13
		Custo por hectare [R\$/ha]	77,7
		Total/voo [R\$]	1228
		Custo total da pulverização [R\$]	15960

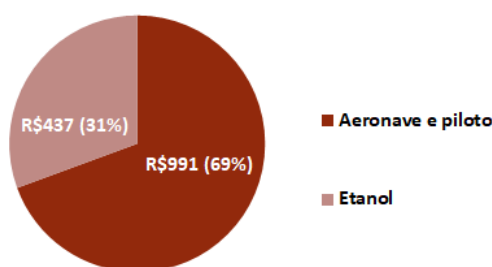
Fonte: Elaboração Própria

O Ipanema em sua configuração original apresenta um custo total de pulverização da fazenda de R\$14.280 enquanto a aeronave elétrica possui custo de R\$15.960, valor 11,76% maior. O mesmo se reflete no custo por hectare de cada aeronave, tendo a primeira uma produtividade de R\$68,70 e a versão adaptada de R\$77,72, uma diferença percentual de 13,11%.

O custo por voo da aeronave elétrica é de R\$1.228, valor menor do que versão com etanol, de R\$1.428. Porém o fato de ter que realizar 3 voos de pulverização acaba aumentando o custo total da missão.

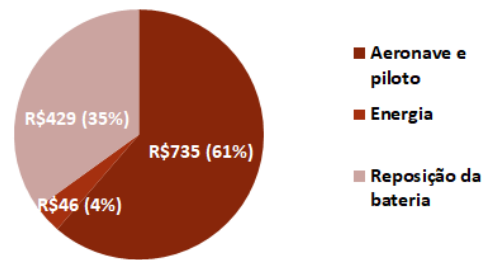
Após a determinação dos custos, o primeiro passo é entender a representatividade da energia armazenada nas duas configurações analisadas neste trabalho. A aeronave elétrica possui menor autonomia e por consequência terá seus gastos com aeronave e piloto menores, portanto, será feita uma análise relativa para entender a predominância de cada fator.

Figura 32 – Distribuição dos custos da missão abastecida à etanol



Fonte: Elaboração Própria

Figura 33 – Distribuição dos custos da missão com bateria



Fonte: Elaboração Própria

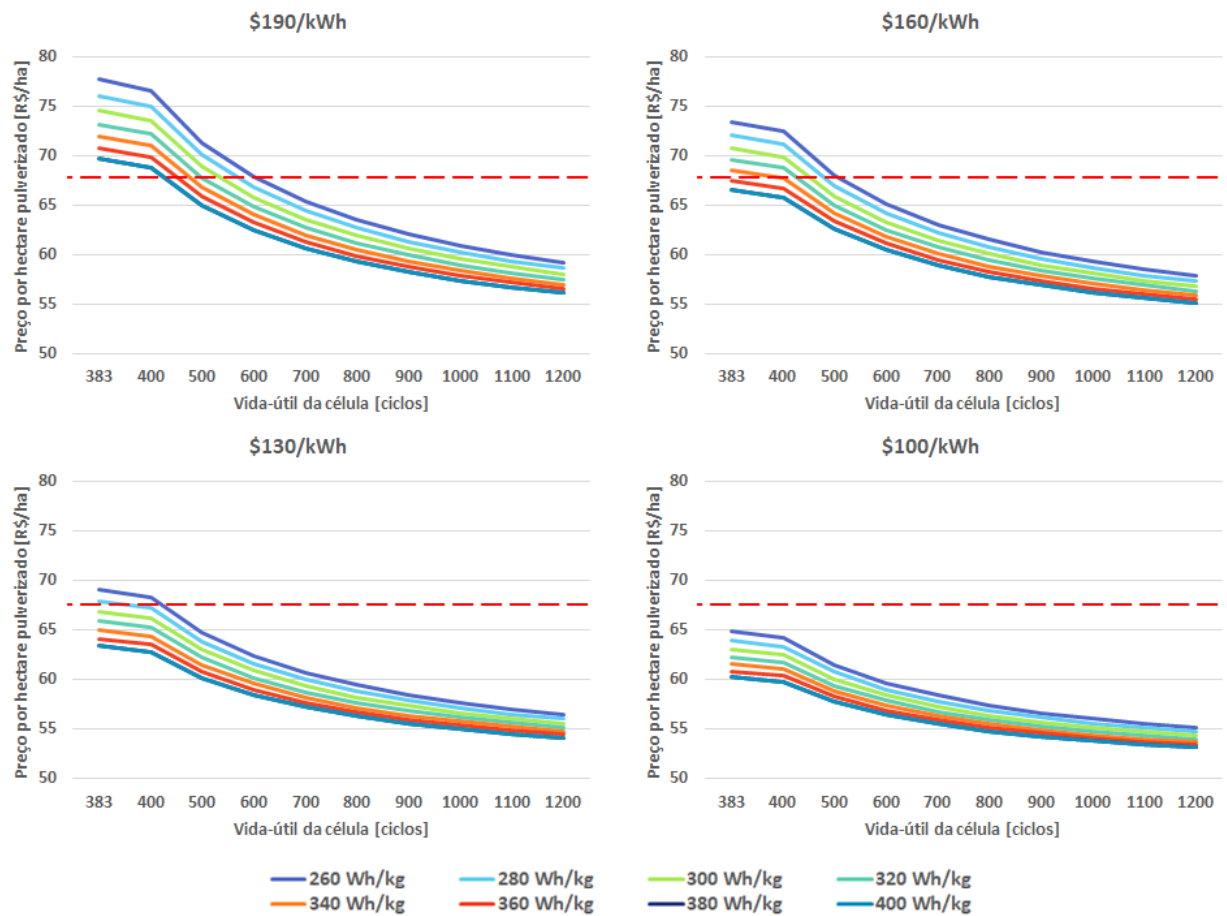
O custo atribuído ao combustível com o motor Lycoming representa 31% do total para desenvolver a missão, um montante de R\$437, já o sistema elétrico, considerando energia e a reposição do pacote de bateria, é 39% dos custos totais da missão. Apesar dos valores absolutos serem próximos, em torno de 450 reais, a autonomia do segundo sistema de propulsão é menor, além ter uma representação nos custos maior do que o motor à combustão. Este fato faz com que o Ipanema elétrico tenha que realizar 3 voos a mais para pulverizar toda a fazenda, tornando o custo total da operação maior para este avião.

Dentre todos os fatores considerados na aeronave elétrica, o impacto da reposição das baterias é predominante, indicando a importância deste componente para o dono de um exemplar. Por tal relevância, será aprofundado o estudo na principal característica da célula de armazenamento e seus impactos no custo. As variáveis estudadas serão: densidade energética, vida-útil da célula e preço de compra.

Foram traçadas quatro curvas *vida-útil da célula x custo por hectare pulverizado* considerando quatro preços de células, \$190, \$160, \$130 e \$100. O principal objetivo de traçar gráficos para preços de compra diferentes é entender o impacto deste fator no custo final da aeronave e observar diferentes cenários.

A comparação entre os fatores citados e o impacto no custo operacional da aeronave estão apresentados nos gráficos da Figura 6, sendo a linha vermelha tracejada o ponto de equiparação de custo operacional entre as versões convencional e elétrica. A região a baixo da linha são cenários de custo operacional menor do que o valor referencial. Além disso, nos quatro gráficos apresentados foram traçadas oito curvas correspondentes à diferentes valores de densidade energética, variando entre 260 e 400 Watt-hora por quilograma. Esta forma de apresentação do resultado permite uma análise comparativa entre os fatores individualmente e comparação entre cenários distintos.

Figura 34 – Análise do custo operacional da aeronave elétrica



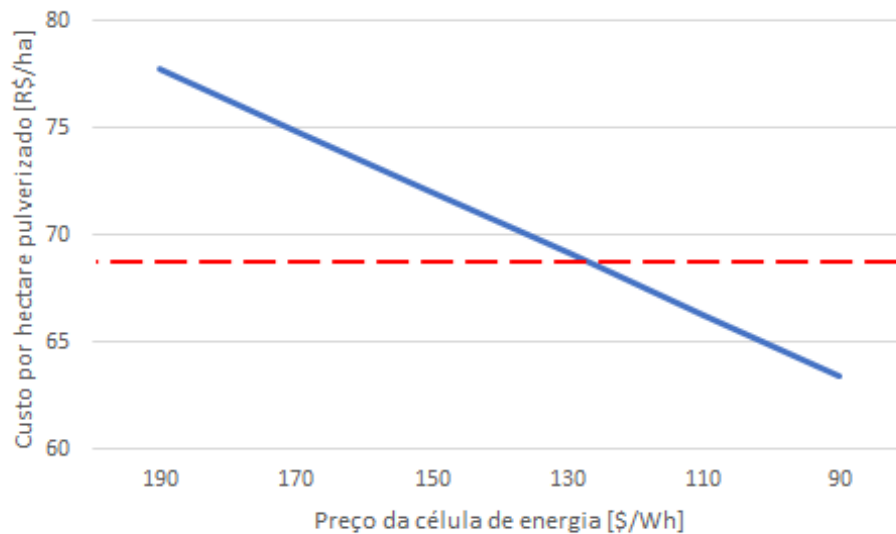
Fonte: Elaboração Própria

A primeira análise será em cima do preço da bateria individualmente. Considerando a vida-útil de 383, o preço de viabilidade se situa entre 130 e 100 dólares. É interessante observar que em \$160 a célula já entra em estado de viabilidade para valores teóricos de densidade energética (380 - 400Wh/kg).

A Figura 6 apresenta uma curva entre preço de compra da célula e a produtividade, permitido obter o preço específico para a viabilidade econômica. Na curva pode-se perceber a relação linear entre os parâmetros, este fato pode auxiliar na parametrização de futuros problemas de estudo de custos operacionais de aeronaves elétricas.

O preço de equivalência entre as duas versões do Ipanema é de \$126,90, valor acima do preço apresentado por Ulvestad (2018), indicando que a eletrificação de aeronaves agrícolas tem o potencial de estarem disponíveis antes de outras categorias. Aplicando o preço de equivalência na Figura 2.2.4 é possível visualizar este fato, indicando que o ano de obtenção de valores maiores que \$100/kWh ocorrem antes.

Figura 35 – Gráfico de custo contra preço da célula



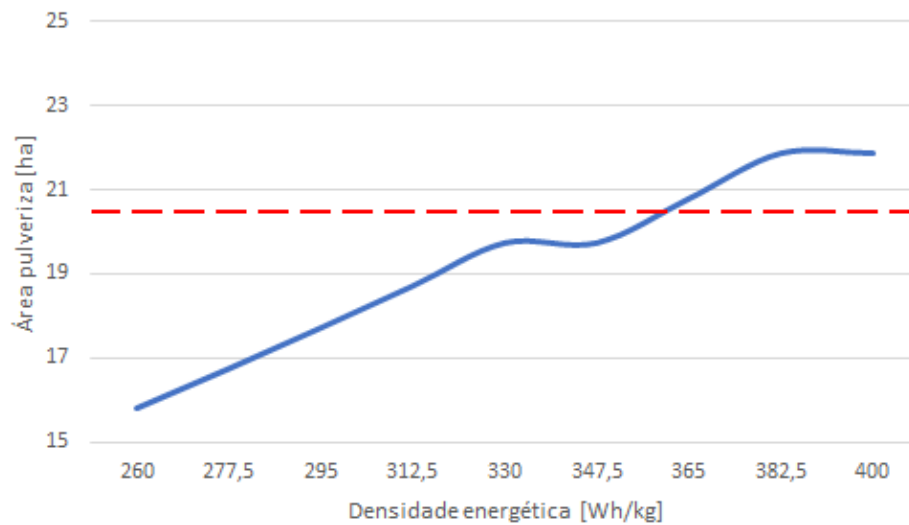
Fonte: Elaboração Própria

A duração da célula, em ciclos, tem o potencial de atingir o ponto de equiparação de custos com a aeronave à etanol em todas as faixas de preço analisadas. Para o estado da arte atual é necessário atingirmos a duração de 550 ciclos, necessidade de acréscimo de 43% na duração considerada no problema. Uma consideração a ser feita é que o uso aeronáutico exige descarrega profunda durante a operação, e portanto, os ciclos de duração são menores do que os praticados pela indústria automotiva.

Por último é feita uma descrição dos impactos da densidade energética na produtividade. A característica isoladamente é incapaz de incluir a aeronave elétrica na região de viabilidade do projeto, tendo uma diferença de custo de R\$8,04 entre os valores de densidade energética comparados. Agora observando os outros preços de reposição a faixa de custo por hectare pulverizado entre os custos entre 260 e 400Wh/kg diminui, evidenciando que o impacto na evolução deste fator surte efeitos menores conforme outros avanços são atingidos.

A e_{cel} impacta diretamente a área pulverizada por voo mesmo não retornando preços atrativos comercialmente. O gráfico da Figura 6 mostra a relação entre a A_{pulv} e a densidade energética, onde a produtividade de R\$20,8/ha é atingida em 350Wh/kg.

Figura 36 – Gráfico de área pulverizada contra densidade energética da célula

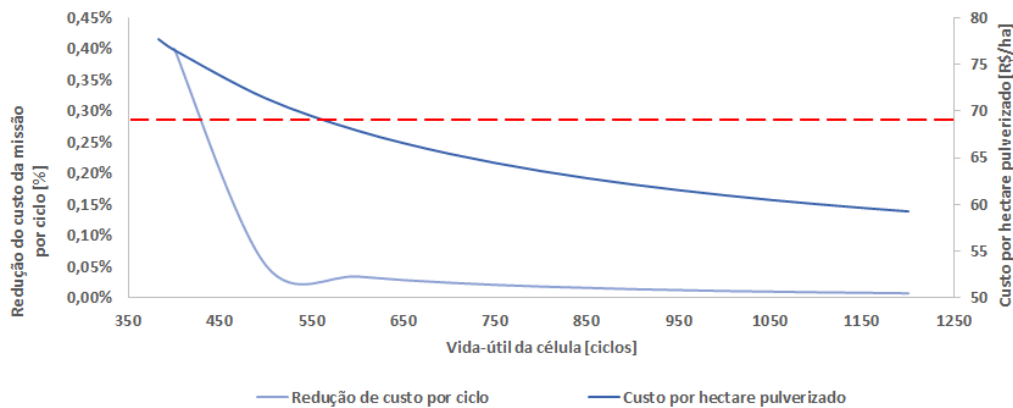


Fonte: Elaboração Própria

Isto mostra que apesar do fator isolado não proporcionar os efeitos necessários para a produção em larga escala, é importante continuar os estudos em aprimoramento e aumento da capacidade de armazenamento de energia da bateria. É esperado que nos próximos anos os custos de veículos movidos à combustíveis subam devido à restrições impostas por governos ou através de incentivos, como na Califórnia onde a logística realizada por caminhões elétricos recebe benefícios fiscais, indicando a necessidade de melhoria em todos os atributos das células atuais.

O aumento da duração das baterias gera os benefícios de custo de reposição menores e praticidade ao proprietário da aeronave visto que o processo de troca gera custos adicionais, como tempo da aeronave em solo e gasto com logística da nova bateria. A Figura 6 mostra novamente a curva *produtividade x vida-útil* para \$190/kWh e uma segunda curva relacionando a redução percentual no custo de compra de novas baterias para cada unidade de ciclo adicionada.

Figura 37 – Gráfico de custo contra a duração da célula nas condições da missão típica



Fonte: Elaboração Própria

A curva de redução do custo a cada ciclo mostra as implicações no foco das pesquisas em obter tempo de duração maior. Partindo da vida-útil de 383 ciclos são obtidas reduções expressivas no custo total da missão com valores 0,3% e 0,4%, e a partir de 500 ciclos os novos ciclos adicionados reduzem o custo da missão em valores abaixo de 0,1%, fator que pode restringir o desenvolvimento de células com durações muito maiores. Após 850 os valores apresentados para redução de custo são baixos e não são relevantes para a análise proposta.

A necessidade da substituição das atuais tecnologias por versões mais sustentáveis vem exigindo o aprofundamento no estudo de componentes alimentados por eletricidade. A atual tendência como o principal desafio oferecer produtos com custos competitivos e atrativos para seus potenciais clientes. Ao longo deste capítulo foram descritos os principais componentes de custos da missão típica descrita, possibilitando uma comparação entre as duas versões apresentadas neste trabalho. Como a célula se mostra como o principal limitante em possibilitar uma nova geração de aviões, a sua influência na produtividade da aeronave foi avaliada. O estudo se deu através da variação destes componentes, já apresentado na Figura 6, e interpretação dos gráficos resultantes.

7 CONCLUSÕES E SUGESTÕES DE ABORDAGENS PARA O TEMA

7.1 Conclusão

A atual preocupação dos governos e sociedade em torno da sustentabilidade está levando a aplicação de normas rígidas em relação à emissão de gases do efeito estufa, impactando severamente o setor da aviação devido à sua representatividade nas emissões, em torno de 2%. O atual movimento está direcionando as pesquisas em alternativas aos motores convencionais, chegando até o atual momento de desenvolvimento de motores, automóveis e aeronaves elétricas. Este Trabalho de Conclusão de Curso tem como objetivo apresentar uma primeira visão de parâmetros técnicos e custos para os novos modelos elétricos que serão projetados.

Através de uma ampla revisão bibliográfica os principais pontos teóricos foram abordados, permitindo a execução do projeto conceitual. Como o tema ainda está em desenvolvimento, os livros tradicionais de projetos não abordam questões relacionadas ao uso de motores elétricos e baterias em aeronaves. Durante o desenvolvimento teórico foi utilizado artigos e dissertações sobre células de armazenamento de energia, veículos elétricos, aeronaves híbridas e totalmente elétricas. O conteúdo apresentado no Capítulo 2 oferece uma base sólida sobre o funcionamento das células de armazenamento de energia, motores elétricos e organização do sistema de propulsão. A formulação matemática, como a modelagem das baterias, é o resultado da aplicação do referencial teórico levantado para a atividade de projeto conceitual da aeronave, resultando em uma metodologia clara e consistente. É importante ressaltar que não existe uma única abordagem para o tema, existindo autores que realizam o projeto do circuito elétrico antes do dimensionamento de peso e geométrico do componente.

O projeto do Ipanema elétrico foi realizado utilizando componentes mais próximos das versões disponíveis no mercado e simplificando o processo de certificação. A implementação do novo sistema de propulsão se deu com o uso de um motor elétrico Siemens SP260D alimentado por um pacote de baterias teóricas, com suas características definidas similares à bateria de um Tesla Model S. As células de armazenamento foram divididas em dois conjuntos e alocadas nas asas. O EMB-202A possui bordo de ataque removível, assim, facilitando o acesso ao componente e otimizando o tempo de manutenção, além de possibilitar a troca das baterias enquanto reabastece os tanques de defensivos, evitando que a aeronave despida tempo em solo. O fato de existirem dois conjuntos de baterias gera redundâncias ao sistema e, como consequência, facilita o processo de certificação frente à autoridade aeronáutica. O sistema possui também um controlador cuja a função é de gerenciar a energia liberada das células e transmitir para o motor na voltagem adequada.

A análise da missão executada nas duas configurações tem como objetivo comparar o desempenho e entender melhor os pontos positivos e negativos das adaptações feitas. A duração de um voo feito por uma aeronave agrícola é menor em relação à outras categorias pois o foco é carregar a maior carga paga possível. Este fato levou o foco na determinação nos pesos de combustível, baterias e defensivos carregados pela aeronave.

A troca de motores da aeronave gerou uma redução de peso de 156 kilogramas, sendo compensada pelo peso da bateria, tornando o novo conjunto com peso similar ao motor Lycoming e etanol carregado no EMB-202A original. A mudança também afeta a capacidade de percorrer a missão, sendo necessário 10 voos para pulverização da fazenda pela versão à etanol e 13 na elétrica.

O entendimento do custo operacional é importante pois direciona as decisões futuras de dar continuidade ao projeto ou não. A melhor forma de avaliar o custo de uma aeronave agrícola é o custo de cada voo dividido pela área percorrida, possibilitando a comparação entre as duas configurações apresentadas e entre cenários diferentes. A aeronave elétrica tem custo de R\$77,72/ha para percorrer a fazenda, valor 13,13% maior do que a versão da Embraer, que apesar de maior se encontra dentro de um valor aceitável caso existam outros benefícios associados ao seu uso, como benefício fiscal ou preferência por parte dos clientes.

Durante o levantamento teórico da bateria foi identificado os três principais componentes que impactam os custos operacionais da bateria: preço da célula, densidade energética e vida-útil. A necessidade de considerar a célula se dá pela frequência em que o componente deve ser repostado, assim, gerando um gasto recorrente com a compra de baterias. O primeiro fator impacta diretamente no custo da missão e é objeto de diversos estudos acadêmicos. Neste projeto foi estimado que o preço de equivalência entre o motor à combustão e o elétrico é de \$126,90/kWh, valor acima da faixa de 100 dólares, indicando que a viabilização comercial do aviões agrícolas elétricos ocorrerá antes da aviação em geral se os avanços permanecerem no ritmo atual.

Outro fator observado foi a duração da célula em sua operação. O uso em aeronaves requer descargas profundas da bateria, em torno de 80% a 95% da capacidade nominal, o que resulta em vida-útil menor do que automóveis. Isto ocorre da necessidade de otimização do peso da aeronave, exigindo o menor peso do pacote. Observou-se também que no atual estado do projeto existem impactos expressivos na redução de custo através da otimização até o patamar de 550 ciclos. O potencial de ganho existente no aumento da vida-útil serve como guia para futuros investimentos em desenvolvimento deste produto.

Mostrou-se que a densidade energética é incapaz de igualar os custos operacionais entre as duas versões mesmo agregando benefícios no desempenho da missão, se variada isoladamente. Para as condições descritas no projeto é possível fazer com que o Ipanema elétrico pulverize áreas maiores com o uso de valores teóricos. É importante lembrar que o

preço de compra de novas baterias vai se reduzindo ao longo do tempo portanto o aumento na energia armazenada pode acelerar a introdução destes modelos em alguns nichos e situações de voo específicas.

Através dos diversos cenários e discussões apresentadas, espera-se que a categoria agrícola seja uma das primeiras a desenvolver recursos que possam ser comercializados em larga escala. Elencando os principais fatores de custo da célula foi quantificado as otimizações a serem feitas e estimados os impactos decorrentes de melhoras no desempenho.

De forma geral, os principais objetivos deste trabalho foram alcançados visto que foi realizado o projeto conceitual de uma aeronave elétrica e analisados os custos operacionais envolvidos na missão em questão. Ficou evidenciado que a aviação agrícola tem uma vantagem em relação à outras tipos de aeronaves na corrida pela eletrificação de seus sistemas. A análise dos custos operacionais divulgada pode servir como referência para estudos feitos com modelos reais, auxilia nas decisões de continuidade de projetos similares e em investimentos em pesquisa.

7.2 Sugestão de temas a serem abordados

O presente trabalho cumpriu sua função inicial de dar um panorama geral sobre o *status* da tecnologia de baterias na aviação agrícola, partindo desde a arquitetura e dimensionamento físico do componente até uma descrição aprofundada dos custos dos componentes.

A análise feita em cima das características das células visam dar um panorama geral dos desafios existentes no caminho para possibilitar a aviação elétrica. A partir dos gráficos é possível entender os próximos passos que os pesquisadores devem trilhar e servir como referência para cientistas e investidores de projetos possam embasar suas decisões, como dar continuidade ao projeto preliminar ou aprofundar estudos em desenvolvimentos de novos componentes. Segue a seguir uma sugestão de temas que podem ser abordados com base neste trabalho:

- Projeto conceitual do circuito elétrico do sistema de propulsão
- Projeto preliminar do Ipanema adaptado para baterias
- Impactos no custo operacional decorrentes da otimização das células
- Estudo de viabilidade operacional e financeira da aeronave agrícolas com outros modelos de células energéticas, como Li-S ou Li-ar
- Estudo aprofundado em redução do peso estrutural e novo rebalanceamento

REFERÊNCIAS

ANAC. **RBAC 25 EMD 136**. São José dos Campos, SP, Brasil, 2014.

_____. **ESPECIFICAÇÃO DE TIPO Nº EA-7104**. São José dos Campos, SP, Brasil, 2018.

BCB. **Calculadora do valor por índice de preços**. Brasil, 2020. Disponível em: <<https://www3.bcb.gov.br/CALCIDADA0/publico/corrigirPorIndice.do?method=corrigirPorIndice>>. Acesso em: 05 nov. 2020.

BERGVELD, H. J. **Battery Management Systems Design by Modelling**. Proefschrift Universiteit Twente, Enschede, Netherlands, 2001.

BEZERD, C. **Risks related to Lithium Batteries**. 18th Flight safety Conference, Berlin, Germany, 2012.

BISSCHOP, R. et al. **Fire Safety of Lithium-Ion Batteries in Road Vehicles**. Sweden, 2019.

BOWMAN, C. L.; FELDER, J. L.; MARIEN, T. V. **Turbo- and Hybrid-Electrified Aircraft Propulsion Concepts for Commercial Transport**. NASA Glenn Research Center, Cleveland, OH, 44135, USA, 2018.

CCEE. **Preços Semanais**. Brasil, 2020. Disponível em: <https://www.ccee.org.br/preco_adm/precos/semanal/>. Acesso em: 05 nov. 2020.

COSTA, C. C. da. **Custos e Benefícios do Uso da Pulverização Aérea de Agrotóxicos na Agricultura**. São Carlos, SP, Brasil, 2017.

DRIVE, E. **EmDrive 500**. Eslovênia, 2020. Disponível em: <<https://www.emdrive-mobility.com/portfolio/emdrive-500/>>. Acesso em: 15 out. 2020.

EMBRAER. **Ipanema EMB-200**. Brasil, 2017. Disponível em: <<https://historicalcenter.embraer.com/br/pt/emb-200-ipanema>>. Acesso em: 26 set. 2020.

_____. **Ipanema EMB-203**. Brasil, 2017. Disponível em: <<https://historicalcenter.embraer.com/br/pt/ipanema-203>>. Acesso em: 26 set. 2020.

ESALQ/USP. **Indicador Semanal do Etanol Hidratado Combustível**. Piracicaba, São Paulo, Brasil, 2020. Disponível em: <<https://www.cepea.esalq.usp.br/br/indicador/etanol.aspx>>. Acesso em: 05 nov. 2020.

EUROPEAN COMMISSION. **Amending Directive 2003/87/EC so as to improve and extend the greenhouse gas emission allowance trading scheme of the Community**. Directive 2009/29/EC, 2009.

GLOBO. **Avião agrícola movido a etanol completa 10 anos**. Brasil, 2014. Disponível em: <<https://revistagloborural.globo.com/Noticias/Agricultura/Cana/noticia/2014/10/aviao-agricola-movido-etanol-completa-10-anos.html>>. Acesso em: 7 out. 2020.

GOMES, S. V. V. **A indústria aeronáutica no Brasil: evolução recente e perspectivas**. Brasil, 2012. Disponível em: <https://web.bndes.gov.br/bib/jspui/bitstream/1408/919/1/A%20ind%C3%BAstria%20aeron%C3%A1utica%20no%20Brasil_P-final_BD.pdf>. Acesso em: 29 set. 2020.

GOOGLE. **Maps**. [S.l.], 2020. Disponível em: <<https://www.google.com.br/maps/place/Aeroporto/@-21.5709113,-48.2615765,16151m/data=!3m1!1e3!4m5!3m4!1s0x94b8e1c85206618d:0x1d29f908b3f515c3!8m2!3d-21.6238305!4d-48.3511466>>. Acesso em: 14 out. 2020.

GUDMUNDSSON, S. **General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures**. [S.l.]: Elsevier, 2014.

IPEA. **O agronegócio responde por 21,1% do PIB brasileiro**. Brasil, 2020. Disponível em: <https://www.bbva.de/fileadmin/user_upload/02-preis/02-02-preistraeger/newsletter-2019/02-2019-09/02_Siemens_Anton.pdf>. Acesso em: 13 out. 2020.

JOSSEN, A.; WOHLFAHRT-MEHRENS, M. **Overview on current status of lithium-Ion batteries**. International Renewable Energy Storage Conference, Bonn, Germany, 2007.

JäGER, K. et al. **Solar Energy: The physics and engineering of photovoltaic conversion, technologies and systems**. UIT Cambridge Limited: Cambridge, UK, 2016.

LYCOMING. **Operator's Manual Lycoming - O-540, IO-540 Series**. [S.l.: s.n.], 2006.

MAGNIX. **MagniX Aero**. USA, 2020. Disponível em: <<https://www.magnix.aero/>>. Acesso em: 13 out. 2020.

MATSUO, C. A. S. **Projeto de um Veículo Aéreo Não Tripulado para Pulverização**. Dissertação (Mestrado) - Universidade de Campinas, Campinas, 2011.

MCDONALD, R. A. **Electric Motor Modeling for Conceptual Aircraft Design**. California Polytechnic State University, San Luis Obispo, CA, 93407, 2013.

MISRA, A. **Summary of 2017 NASA Workshop on Assessment of Advanced Battery Technologies for Aerospace Applications**. NASA Glenn Research Center Cleveland, OH, United States, 2018.

MONTEIRO, M. **Compêndio de aviação agrícola**. [S.l.: s.n.], 2006.

MOORE, M. D.; FREDERICKS, B. **Misconceptions of Electric Propulsion Aircraft and their Emergent Aviation Markets**. NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia 23681, 2014.

NEIVA. **Manual de Serviço - EMB-202A**. [S.l.: s.n.], 2005.

NOTH, A. **History of Solar Flight**. Zurich: Swiss Federal Institute Of Technology Zurich, 2008.

PATHAN, T. S. et al. Active formation of li-ion batteries and its effect on cycle life. **JPhys Energy**, 2019.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. [S.l.]: AIAA, 1992.

ROSKAM, J. **Airplane Design**. [S.l.]: The University of Kansas, 1985.

SEITZ, A. et al. **Electrically Powered Propulsion: Comparison and Contrast to Gas Turbines**. Deustcher Luft- und Raumfahrtkongress, Berlin, Germany, 2012.

SIEMENS. **eAircraft: Hybrid-elektrische Antriebe für Luftfahrzeuge**. Germany, 2019. Disponível em: <https://www.bbaa.de/fileadmin/user_upload/02-preis/02-02-preistraeger/newsletter-2019/02-2019-09/02_Siemens_Anton.pdf>. Acesso em: 13 out. 2020.

SILVA, H. L. **Contribuições ao projeto conceitual de aeronaves híbridas e elétricas**. Trabalho de Conclusão de Curso - Universidade Federal de Uberlândia, 2019.

SRILATHA, A. R. **Design of a 4-Seat**. General Aviation, Electric Aircraft. 2012. Dissertação (Mestrado) - Curso de Mechanical And Aerospace Engineering, San Jose State University, San Jose, 2012.

STÜCKL, S. **Methods for the Design and Evaluation of Future Aircraft Concepts Utilizing Electric Propulsion Systems**. Dissertação - Technische Universität München, 2016.

ULVESTAD, A. **A Brief Review of Current Lithium Ion Battery Technology and Potential Solid State Battery Technologies**. Cornell University, 2018.

VRATNY, P. C. **Conceptual Design Methods of Electric Power Architectures for Hybrid Energy Aircraft**. Tese de PhD, Technische Universität München, 2018.