

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA
CENTRO DE TECNOLOGIA
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AEROESPACIAL

João Gabriel Dal Forno

**PROJETO CONCEITUAL DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO
MOVIDO A CÉLULAS A COMBUSTÍVEL DE HIDROGÊNIO**

Santa Maria, RS
2023

João Gabriel Dal Forno

**PROJETO CONCEITUAL DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO MOVIDO A
CÉLULAS A COMBUSTÍVEL DE HIDROGÊNIO**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do grau de **Bacharel em Engenharia Aeroespacial**.

ORIENTADOR: Prof. Leonardo Nabaes Romano

Santa Maria, RS
2023

João Gabriel Dal Forno

**PROJETO CONCEITUAL DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO MOVIDO A
CÉLULAS A COMBUSTÍVEL DE HIDROGÊNIO**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do grau de **Bacharel em Engenharia Aeroespacial**.

Aprovado em 1 de fevereiro de 2023:

Leonardo Nabaes Romano, Dr. (UFSM)
(Presidente/Orientador)

Marcos Daniel de Freitas Awruch, Dr. (UFSM)

Natália de Freitas Daudt, Dr. (UFSM)

Santa Maria, RS
2023

AGRADECIMENTOS

Agradeço, em primeiro lugar, à Universidade Federal de Santa Maria que viabilizou as ferramentas necessárias para minha formação profissional e pessoal.

Agradeço à todos os professores que direta ou indiretamente contribuíram para este e tantos outros trabalhos, especialmente ao meu orientador, Prof. Leonardo Nabaes Romano.

Agradeço aos meus colegas Daniel, Gregori, Richard e a professora Natália pelo trabalho realizado na disciplina de CPIO, que deu origem a esse Trabalho de Conclusão de Curso.

Agradeço a Deus, por tudo, à minha família, por todo apoio, e a minha Yasmin por todo amor e companheirismo.

RESUMO

PROJETO CONCEITUAL DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO MOVIDO A CÉLULAS A COMBUSTÍVEL DE HIDROGÊNIO

AUTOR: João Gabriel Dal Forno
ORIENTADOR: Leonardo Nabaes Romano

Visto o grau crescente de poluição causada pelo uso de combustíveis fósseis no ramo da aviação, sistemas de propulsão alimentados por células a combustível representam uma das tecnologia mais promissoras para a redução da emissão de gases poluentes decorrentes da combustão, como o dióxido e o monóxido de carbono. Veículos aéreos não tripulados de pequeno porte apresentam-se como promissores meios de aplicação da tecnologia das células a combustível, devido a sua atual baixa autonomia e alcance, consequência das limitações das baterias atuais. Neste trabalho, é apresentado o projeto conceitual de um veículo aéreo não tripulado de pequeno porte e movido a célula combustível, baseando-se principalmente nas obras consagradas de projetos de aeronave e nas pesquisas científicas mais recentes a respeito das células a combustível. As especificações do projeto foram definidas com base em especificações de VANTs já existentes alimentados por bateria. Buscou-se, por fim, averiguar a possibilidade de melhoria o desempenho de veículos aéreos não tripulados de pequeno porte, movidos a bateria, através da implementação de alimentação por célula combustível. Projetou-se então uma aeronave de pequeno porte (4,9 *kg*) com configuração asa fixa, empenagem convencional e motor elétrico posicionado no nariz da aeronave. Verificou-se um aumento no alcance e diminuição na autonomia para o VANT projetado. A diminuição na autonomia pode ser explicada por uma estimativa não otimizada da potência requerida de voo nas fases iniciais de projeto. Por fim, foi possível exemplificar, em linhas gerais, como ocorre o processo de projeto conceitual de uma aeronave movida a célula a combustível.

Palavras-chave: Célula a Combustível. Projeto Conceitual. Veículo Aéreo Não Tripulado. VANT. Engenharia Aeroespacial. Projeto Aeronáutico. Hidrogênio.

ABSTRACT

CONCEPTUAL DESIGN OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE POWERED BY HYDROGEN FUEL CELLS

AUTHOR: João Gabriel Dal Forno
ADVISOR: Leonardo Nabaes Romano

With the increasing degree of pollution caused by the use of fossil fuels in aviation, fuel cell powered propulsion systems represent one of the most promising technology for reducing polluting gases emission resulting from combustion, such as carbon dioxide and carbon monoxide. Small unmanned aerial vehicles are presented as promising means of applying fuel cell technology, due to their low autonomy and range, a consequence of the limitations of current battery technology. In this work, the conceptual design of a small unmanned aerial vehicle powered by fuel cell is carried out, based mainly on the consecrated works of aircraft design text books as well as on the most recent scientific research on the subject of fuel cells. The project specifications were defined based on already existing battery powered UAVs. Finally, the possibility of improving the performance of small, battery-powered unmanned aerial vehicles, through the implementation of fuel cell power is investigated. A small UAV (4.9 *kg*) was then designed with a fixed wing configuration, conventional empennage and an electric motor positioned on the nose of the aircraft. An increase in range and decrease in autonomy was found for the projected UAV. The decrease in autonomy can be explained by an unoptimized estimate of the required power of flight in the early stages of design. Finally, it was possible to exemplify, in general lines, the conceptual design process of a fuel cell powered aircraft.

Keywords: Fuel Cell. Conceptual Design. Unmanned aerial vehicle. UAV. Aerospace Engineering. Hydrogen.

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 – Estrutura básica de uma células a combustível.	17
Figura 2.2 – Comparação de eficiência e potência de tecnologias de geração de energia.	19
Figura 2.3 – Sistema Propulsivo Conceitual.	21
Figura 2.4 – VANT de asa rotativa (A) e VANT de asa fixa (B).	24
Figura 2.5 – Arator 5B da empresa X-Mobots.	25
Figura 2.6 – VANT Ion Tiger.	26
Figura 2.7 – Fases de projeto de aeronave para os principais autores.	27
Figura 2.8 – Iteração das fases iniciais do projeto de uma aeronave.	28
Figura 2.9 – Metodologia proposta para projeto conceitual de aeronaves.	29
Figura 2.10 – Planilha utilizada para obtenção de aspectos geométricos da aeronave.	30
Figura 2.11 – Etapas de projeto conceitual propostas por Landolfo (2008).	31
Figura 2.12 – Diagrama de restrição com análise de sensibilidade a variação de C_{d0}	31
Figura 2.13 – Diagrama de restrição.	33
Figura 3.1 – Etapas de projeto conceitual propostas neste trabalho.	37
Figura 4.1 – Missão típica de VANT de pequeno porte.	49
Figura 4.2 – Diagrama de potência requerida (P) pela carga alar (W/S).	51
Figura 4.3 – Diagrama de restrição obtido comparado com dados históricos.	52
Figura 4.4 – Diagrama de restrição com ponto de escolha de projeto.	54
Figura 4.5 – Curvas $C_L \times \alpha$, $C_D \times \alpha$ e $C_L/C_D \times \alpha$ para os aerofólios Selig S1210 e Selig S1223.	56
Figura 4.6 – Representação do aerofólio S1210.	57
Figura 4.7 – Configuração de asa alta, cauda convencional e motor "tractor" em VANT movido a célula combustível.	59
Figura 4.8 – Motor elétrico AXI 2820/12.	60
Figura 4.9 – Hélice Aer Carbon Light 10x6".	61
Figura 4.10 – Vista frontal da Célula Combustível IE-SOAR™ 800W.	62
Figura 4.11 – Vista posterior da Célula Combustível IE-SOAR™ 800W.	63
Figura 4.12 – Célula Combustível AEROSTAK A-500.	64
Figura 4.13 – Tanque de Hidrogênio de 2L.	66
Figura 4.14 – Representação do Sistema Propulsivo escolhido.	67
Figura 4.15 – Dimensões e representação da fuselagem.	68
Figura 4.16 – Vista inferior e lateral da configuração de trem de pouso <i>single main</i> . ..	72
Figura 4.17 – Novo diagrama de restrição comparado com dados históricos.	74
Figura 4.18 – Diagrama de restrição com novo ponto de escolha de projeto.	75
Figura 4.19 – Vista isométrica da aeronave projetada.	79
Figura 4.20 – Vista frontal da aeronave projetada.	79
Figura 4.21 – Vista superior da aeronave projetada.	79
Figura 4.22 – Vista lateral da aeronave projetada.	80

LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1 – Classificação de VANTs de acordo com o Departamento de Defesa dos Estados Unidos.....	22
Tabela 2.2 – Classificação de VANTs de acordo com NASA.....	23
Tabela 2.3 – Lista de VANTs de pequeno porte.....	23
Tabela 2.4 – Especificações do VANT Arator 5B.....	25
Tabela 2.5 – VANTs de pequeno porte movidos a células a combustível.....	26
Tabela 4.1 – Banco de dados de VANTs de pequeno porte (parte 1).....	47
Tabela 4.2 – Banco de dados de VANTs de pequeno porte (parte 2).....	48
Tabela 4.3 – Especificações do projeto do VANT.....	49
Tabela 4.4 – Principais variáveis de entrada do programa.....	50
Tabela 4.5 – Especificações técnicas do motor elétrico AXI 2820/12.....	60
Tabela 4.6 – Dados para escolha da hélice do motor AXI 2820.....	61
Tabela 4.7 – Células Combustíveis PEM disponíveis no mercado.....	62
Tabela 4.8 – Tanques de combustíveis cilíndricos leves.....	65
Tabela 4.9 – Especificações técnicas do cilindro de 2L.....	65
Tabela 4.10 – Estimativa de peso dos componentes da aeronave.....	73
Tabela 4.11 – Parâmetros recalculados para a aeronave.....	76
Tabela 4.12 – Estimativa de custo dos componentes da aeronave (em dólares).....	78
Tabela 4.13 – Especificações do projeto do VANT e resultados obtidos.....	80

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

<i>ADRpy</i>	Aircraft Design Recipes in Python / Receitas de Design de Aeronaves em Python
<i>AFC</i>	Alkaline fuel cell / Célula de combustível alcalina
<i>CFD</i>	Computational Fluid Dynamics / Dinâmica de Fluidos Computacional
<i>CPIO</i>	Concepção Projeto Implementação e Operação
<i>DMFC</i>	Direct methanol fuel cells / Células de combustível de metanol direto
<i>ESC</i>	Electronic speed controller / Controlador eletrônico de velocidade
<i>IATA</i>	International Air Transport Association / Associação Internacional de Transporte Aéreo
<i>MCFC</i>	Molten carbonate fuel cells / Células de combustível de carbonato fundido
<i>MTOW</i>	Peso máximo de decolagem
<i>NACA</i>	National Advisory Committee for Aeronautics / Comitê Consultivo Nacional de Aeronáutica
<i>NASA</i>	National Aeronautics and Space Administration / Administração Nacional Aeronáutica e Espacial
<i>NRL</i>	Naval Research Laboratory / Laboratório de Pesquisa Naval
<i>OACI</i>	Organização da Aviação Civil Internacional
<i>PAFC</i>	Phosphoric acid fuel cells / Células de combustível de ácido fosfórico
<i>PEMFC</i>	Proton exchange membrane fuel cells / Células a combustível de membrana de troca de prótons
<i>SOFC</i>	Solid oxide fuel cells / Células de combustível de óxido sólido
<i>TOW</i>	Peso de decolagem
<i>UFSC</i>	Universidade Federal de Santa Maria
<i>UIUC</i>	University of Illinois Urbana-Champaign / Universidade de Illinois Urbana-Champaign
<i>USU</i>	Utah State University / Universidade Estadual de Utah
<i>VANT</i>	Veículo Aéreo Não Tripulado
<i>VTOL</i>	Vertical take-off and landing / Decolagem e pouso vertical

LISTA DE SÍMBOLOS

W	Peso
S	Área da asa
W_{TO}	Peso de decolagem
$W_{Fuselagem}$	Peso da fuselagem
W_{Carga}	Peso da carga
$W_{Célula}$	Peso da célula combustível
W_{Motor}	Peso do motor
$\frac{W_f}{W_{T0}}$	Fração de peso de combustível
$\frac{W_E}{W_{T0}}$	Fração de peso vazio
D_f	Diâmetro da fuselagem
L_f	Comprimento da fuselagem
$(L_f/D_f)_{opt}$	Razão ótima entre comprimento e diâmetro da fuselagem
R	Alcance
E	Autonomia
V	Velocidade
C	Consumo específico de combustível
L	Força de sustentação
D	Força de arrasto
W_0	Peso inicial da aeronave
W_f	Peso final da aeronave
T	Força de tração
ρ	Densidade do ar
C_D^{TO}	Coeficientes de arrasto durante a decolagem
C_L^{TO}	Coeficientes de sustentação durante a decolagem
d_G	Distância percorrida de pista
μ_R	Coeficiente de atrito da pista

g	Aceleração gravitacional
W/S	Carga alar da aeronave
b	Envergadura da aeronave
c	Corda do aerofólio da aeronave
AR	Alongamento/Razão de aspecto
C_L	Coeficiente de sustentação
C_D	Coeficiente de arrasto
V_c	Velocidade de cruzeiro da aeronave
C_{Di}	Arrasto induzido
C_{D0}	Arrasto de sustentação zero
e	coeficiente de Oswald
P	Potência requerida para voo
P_R	Potência fornecida
P_{EM}	Potência do motor elétrico
P_{FC}	Potência da célula combustível
η_p	Eficiência da hélice
η_m	Eficiência do motor elétrico
l_{opt}	Braço de alavanca ótimo da aeronave
S_h	Área do estabilizador horizontal
S_v	Área do estabilizador vertical
$C_{m_{0_{wf}}}$	Coeficiente de momento de arfagem do conjunto asa-fuselagem
$(h - h_0)$	Distância entre o centro de gravidade da aeronave e o centro aerodinâmico da asa
\bar{V}_H	Coeficiente de volume do estabilizador horizontal
\bar{V}_V	Coeficiente de volume do estabilizador vertical
C_{Lh}	Coeficiente de sustentação do estabilizador horizontal
C_{Lv}	Coeficiente de sustentação do estabilizador vertical
\bar{C}	Corda do aerofólio da aeronave
C_{maf}	Momento de arfagem do aerofólio da asa

Λ	Ângulo de afilamento da asa
α_t	Ângulo de torção
AR_h	Alongamento do estabilizador horizontal
AR_v	Alongamento do estabilizador vertical
AR_w	Alongamento da asa
b_h	Envergadura do estabilizador horizontal
c_h	Corda do estabilizador horizontal
b_v	Envergadura do estabilizador vertical
c_v	Corda do estabilizador vertical
$E_{\text{célula}}$	Energia disponível para a célula combustível
$P_{\text{célula}}$	Potência da célula combustível
ρ_{H_2}	Densidade do gás hidrogênio
V_O	Volume do tanque
η_{FC}	Eficiência da célula combustível
η_{H_2}	Eficiência do armazenamento do hidrogênio
h_{H_2}	Entalpia do hidrogênio
U_R	Velocidade de máximo alcance
k	Fator de coeficiente de arrasto induzido pela sustentação
Re	Número de Reynolds
ν	Viscosidade cinemática
N_{crit}	Medida do nível de turbulência
α	Ângulo de ataque da aeronave
P_{FC}	Potência fornecida pela célula combustível

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	13
1.1	OBJETIVO GERAL E ESPECÍFICOS	14
1.2	MOTIVAÇÃO	14
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	16
2.1	CÉLULAS A COMBUSTÍVEL	16
2.1.1	Funcionamento	16
2.1.2	Relação com baterias	17
2.1.3	Tipos de células a combustível	18
2.1.4	Vantagens e desvantagens do uso de células a combustível	19
2.1.5	Aplicações	20
2.1.6	Dimensionamento de Células a Combustível	21
2.2	VANTS DE PEQUENO PORTE	22
2.2.1	VANTS de pequeno porte movidos a células a combustível	25
2.3	PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVES	27
2.3.1	Metodologias de Projeto Conceitual	27
2.3.2	Projeto Conceitual de VANT de pequeno porte	29
2.3.3	Requisitos de Projeto Conceitual	32
2.3.4	Diagrama de Restrição	33
2.3.5	Estimativa de Peso	33
2.3.6	Projeto de Asa e Empenagem	34
2.3.7	Fuselagem	34
2.3.8	Sistema Propulsivo	35
2.3.9	Desempenho	35
3	METODOLOGIA	37
3.1	METODOLOGIA DE PROJETO CONCEITUAL	37
3.2	PESQUISA DE OFERTA	37
3.3	DEFINIÇÃO DE MISSÃO E REQUISITOS DE PROJETO	38
3.4	ESTIMATIVA DE PESO INICIAL	39
3.5	DIAGRAMA DE RESTRIÇÃO	39
3.6	PROJETO DA ASA	39
3.6.1	Configuração da Asa	39
3.6.2	Área da asa	40
3.6.3	Envergadura e corda	40
3.6.4	Escolha do aerofólio	40
3.6.5	Propriedades aerodinâmicas	41
3.7	SISTEMA PROPULSIVO E CÉLULA COMBUSTÍVEL	41
3.7.1	Motor elétrico	41
3.7.2	Célula Combustível e Tanque	42
3.8	FUSELAGEM	42
3.9	PROJETO DA EMPENAGEM	43
3.10	ESTIMATIVA DE PESO FINAL	44
3.11	COMPARAÇÃO DE DESEMPENHO	44
3.12	CUSTOS	45
3.13	DESENHO DO VANT	45
4	RESULTADOS	47

4.1	PESQUISA DE MERCADO.....	47
4.2	DEFINIÇÃO DE MISSÃO E REQUISITOS.....	48
4.2.1	Missão	48
4.2.2	Requisitos	49
4.3	DIAGRAMA DE RESTRIÇÃO.....	50
4.3.1	Gráfico do diagrama de restrição	50
4.3.2	Escolha do ponto de projeto	52
4.4	PROJETO DA ASA.....	54
4.4.1	Configuração da Asa	54
4.4.2	Área da asa	55
4.4.3	Envergadura e corda	55
4.4.4	Escolha do Aerofólio	55
4.4.5	Razão Sustentação e Arrasto	58
4.4.6	Demais parâmetros	58
4.5	SISTEMA PROPULSIVO E CÉLULA COMBUSTÍVEL.....	58
4.5.1	Configuração do motor	58
4.5.2	Motor elétrico	59
4.5.3	Célula Combustível e Tanque	62
4.5.4	Outros Componentes	66
4.5.5	Representação geral	66
4.6	FUSELAGEM.....	67
4.7	PROJETO DA EMPENAGEM.....	69
4.7.1	Configuração da Empenagem	69
4.7.2	Estabilizador Horizontal	69
4.7.3	Estabilizador Vertical	71
4.8	TREM DE POUSO.....	72
4.9	ESTIMATIVA DE PESO FINAL.....	72
4.10	SEGUNDA ITERAÇÃO.....	73
4.11	DESEMPENHO.....	76
4.11.1	Autonomia	76
4.11.2	Alcance	77
4.12	CUSTOS.....	77
4.13	DESENHO.....	78
4.14	DISCUSSÃO DOS RESULTADOS.....	80
5	CONCLUSÃO	82
5.1	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....	82
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	84
	ANEXO A – CÓDIGO EM PYTHON DO DIAGRAMA DE RESTRIÇÃO	88

1 INTRODUÇÃO

Na medida em que há crescimento econômico dentro da sociedade, mais pessoas têm acesso a meios de transporte outrora restritos a um menor grupo. Em 2019, na aviação, houveram 4,5 bilhões de passageiros regulares transportados, e estima-se que esse número deverá crescer para cerca de 10,0 bilhões até 2040 (OACI, 2020). A tecnologia atual de propulsão utilizada na aviação consiste, principalmente, na combustão de derivados do petróleo. Com o progressivo aumento no número de passageiros há, por consequência, uma elevação na emissão de gases poluentes dentro desse setor. No momento, o setor da aviação comercial contribui com cerca de 3% para o valor global de emissões de CO₂ (ROBERT THOMSON, 2020). Esse número pode parecer pequeno, porém, projeta-se um crescimento de 4,3% ao ano dentro da aviação (AIRBUS, 2020). Para frear essa tendência crescente nas emissões, a associação IATA (International Air Transport Association), que representa as companhias aéreas do mundo, anunciou seu objetivo de atingir emissões líquidas zero até 2050 (AVIATION ENVIRONMENT FEDERATION, 2021).

Tendo em vista que a poluição gerada pela aviação consiste, principalmente, na queima de combustíveis fósseis, os fabricantes e companhias aéreas trabalham em conjunto em busca de meios de propulsão alternativos ou mais eficientes para alcançar esse ambicioso objetivo da emissão nula. Dentro desse cenário, assim como observado por Vohnhoff (2021), sistemas de propulsão alimentados por células a combustível de hidrogênio representam a tecnologia mais promissora para obter emissão zero no setor aeronáutico.

Células a combustível são capazes de converter a energia química armazenada em um combustível em energia útil através de uma reação eletroquímica, sem a necessidade de combustão. Diversos pesquisadores têm mostrado interesse no desenvolvimento e implementação de propulsão baseada em células a combustível para VANTs de pequeno porte. Atualmente, esses VANTs possuem significativas limitações de alcance e autonomia, muito devido à limitação técnica das baterias elétricas atuais (KEIYINCI, 2021). As células a combustível aparecem então como uma tecnologia alternativa capaz de melhorar o desempenho dessas aeronaves, aumentando sua confiabilidade e reduzindo o seu custo (KEIYINCI, 2021). Outra justificativa para a aplicação crescente de células a combustível em VANTs está no fato de que o desenvolvimento dessa tecnologia em aeronaves não-tripuladas e de pequeno porte permite uma análise mais econômica, segura e simplificada dessa implementação, para que então seja possível ocorrer sua posterior aplicação em aeronaves maiores e com passageiros.

Assim como definido em Raymer (1992), o projeto conceitual se caracteriza como a primeira fase de desenvolvimento de uma aeronave. Esta fase geralmente começará com um conjunto específico de requisitos de projeto estabelecidos pelo cliente em potencial ou um projeto gerado pela empresa tentando prever o que os futuros clientes podem

precisar. Porém, também é possível que o desenvolvimento de uma aeronave comece como uma ideia inovadora e não como uma resposta a um determinado requisito. Independentemente da origem do projeto, a criação de uma aeronave requer a utilização de uma sequência lógica e metódica para que haja um andamento eficiente e proveitoso do projeto. Neste trabalho, desenvolve-se o projeto conceitual de uma aeronave não-tripulada elétrica movida a células a combustível, baseando-se principalmente nas obras consagradas de projetos de aeronave assim como nas pesquisas científicas mais recentes a respeito do tema das células a combustível aplicadas à aviação.

1.1 OBJETIVO GERAL E ESPECÍFICOS

O objetivo principal deste trabalho é o desenvolvimento do projeto conceitual de um VANT (veículo aéreo não tripulado) elétrico de pequeno porte movido a células a combustível. Os objetivos específicos são:

- Identificar VANTs elétricos de pequeno porte movidos a bateria existentes para estudo de suas características e especificações técnicas;
- Estabelecer a missão, requisitos e especificações de projeto para o VANT a ser desenvolvido a partir de VANTs já existentes;
- Selecionar, através de método comparativo, a concepção de VANT existente que atenda aos requisitos e especificações de projeto;
- Apresentar a concepção de VANT desenvolvida, juntamente com suas especificações técnicas, e:
- Comparar o desempenho do VANT a células a combustível projetado com o de VANTs de tamanho semelhante alimentados por bateria.
- Exemplificar, em linhas gerais, como ocorre o processo de projeto conceitual de uma aeronave movida a célula a combustível.

1.2 MOTIVAÇÃO

Este Trabalho de Conclusão de Curso (TCC) tem como objetivo fazer uso dos conhecimentos culturais, científicos e técnicos desenvolvidos durante a graduação em

Engenharia Aeroespacial, de forma que o resultado seja um trabalho de pesquisa e desenvolvimento a respeito de um tema de utilidade social correlato à área da Engenharia Aeroespacial.

Optou-se pela realização de um projeto conceitual de aeronave pois este fará uso de diversos conhecimentos desenvolvidos ao longo do curso, e indispensáveis para a prática do Engenheiro Aeroespacial. Além disso, o projeto de um veículo aéreo não tripulado movido a células a combustível engloba um setor da aviação que possui uma crescente aplicação em diversas áreas, como a agricultura, imageamento, transporte de cargas e monitoramento. Como observado em Keiyinci (2021), VANTs de pequeno porte possuem significativas limitações de alcance e autonomia, muito devido à limitação de performance das baterias atuais, de forma que a propulsão alimentada por células a combustível se apresenta como uma possível solução para o problema do baixo alcance e autonomia dessa categoria de VANTs (MCCONNELL, 2007), além de possuir grande potencial para reduzir os impactos ambientais dos meios de transporte atualmente existentes (VONHOFF, 2021).

Este trabalho teve início durante as disciplinas de Concepção, Projeto, Implementação e Operação (CPIO) no curso de Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria, na qual os alunos desenvolveram um projeto dentro da área aeroespacial com o apoio de professores do curso. Neste documento, muitos conhecimentos e percepções desenvolvidos durante o projeto de CPIO serão utilizados e aprofundados.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Nesta seção são apresentadas as pesquisas bibliográficas relativas ao desenvolvimento do projeto. No primeiro tópico, abordado na seção 2.1, trata das células de combustíveis. Nele é explicitado o princípio de funcionamento de uma células a combustível, sua relação com as baterias, juntamente com os tipos de células e vantagens e desvantagens dessa tecnologia. Também se discorre brevemente sobre as aplicações dessa tecnologia e as metodologias de dimensionamento de células a combustível aplicadas à aviação. Já na seção 2.2, se trata a respeito da categoria de VANTs de pequeno porte, categoria essa que foi o enfoque do trabalho. A definição técnica da categoria é apresentada, junto com uma tabela com especificações de diversos VANTs que nela se enquadram e VANTs de pequeno porte movidos a células a combustível já desenvolvidos.

Em seguida, na seção 2.3, é exposta uma definição de projeto conceitual de aeronaves, levando em conta o ponto de vista dos principais autores da área, além de uma apresentação de referências de projeto conceitual de VANTs de pequeno porte, que serão aplicáveis ao projeto deste trabalho. Também é feita uma breve explanação a respeito dos requisitos mais utilizados em projetos aeronáuticos. Depois, são apresentados diversos aspectos técnicos do projeto conceitual que serão revisados, como diagrama de restrição, projeto de asa, empenagem, fuselagem e desempenho de aeronaves.

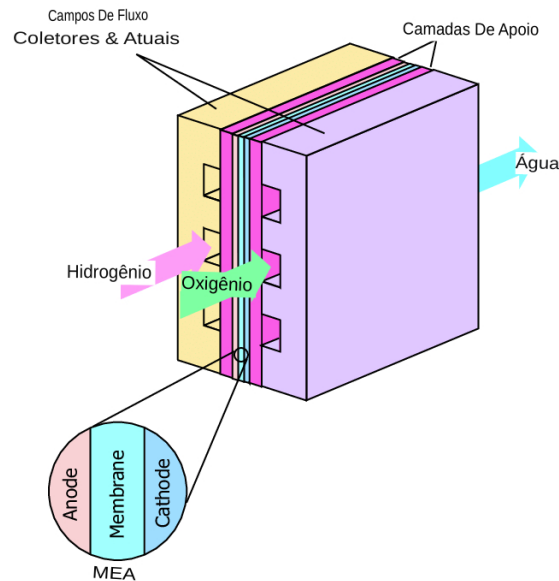
2.1 CÉLULAS A COMBUSTÍVEL

2.1.1 Funcionamento

Células a combustível de hidrogênio são dispositivos eletroquímicos que convertem a energia química dos combustíveis em energia elétrica, provendo geração de energia com alta eficiência e baixo impacto ambiental. Como no processo de geração de energia de uma células a combustível excluem-se etapas intermediárias de produção de calor e trabalho mecânico típicos da maioria métodos convencionais de geração de energia, as células a combustível não são limitadas por restrições presentes nas máquinas térmicas, como a eficiência de Carnot (EGEG, 2004).

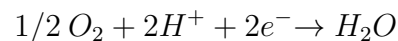
O funcionamento de uma células a combustível pode ser mais facilmente compreendido entendendo-se a sua estrutura básica. Uma representação esquemática de uma células a combustível unitária pode ser vista na Figura 2.1.

Figura 2.1 – Estrutura básica de uma células a combustível.



Fonte: Adaptado de Pukrushpan, Stefanopoulou e Peng (2012).

A estrutura física básica de uma célula a combustível consiste em uma membrana eletrolítica em contato com um ânodo (eletrodo negativo) e um cátodo (eletrodo positivo) de cada lado (EGEG, 2004). O combustível é continuamente alimentado ao ânodo e um oxidante (muitas vezes oxigênio do ar) é alimentado continuamente ao cátodo. Células a combustível produzem eletricidade convertendo uma fonte de energia primária (um combustível) em um fluxo de elétrons. As reações eletroquímicas são a oxidação de um combustível no ânodo e redução de um oxidante no cátodo. Por exemplo, considerando as semi-reações eletroquímicas que ocorrem em uma célula a combustível $H_2 - O_2$ (O'HAYRE et al., 2016):



Nessa reação, o hidrogênio sofre uma oxidação pois seus elétrons estão sendo liberados pela reação, enquanto o oxigênio sofre redução pois seus elétrons estão sendo consumidos pela reação. A corrente elétrica gerada pelas reações pode então ser aproveitada para usos externos.

2.1.2 Relação com baterias

Existem muitas semelhanças entre uma célula a combustível e uma bateria, porém, estes dois dispositivos diferem em aspectos muito relevantes. Na bateria, toda a

energia disponível é armazenada dentro dela mesma, de forma que a bateria não irá produzir energia elétrica quando seus reagentes químicos já estiverem consumidos. Em uma célula de combustível, por outro lado, haverá produção de energia contínua enquanto o combustível for fornecido ao dispositivo (EGEG, 2004). Esse combustível fornecido externamente é consumido durante a reação eletroquímica.

2.1.3 Tipos de células a combustível

Células a combustível são comumente classificadas pelo tipo de eletrólito usado na célula. Pode-se também classificar as células a combustível com base na sua temperatura de operação (BEHLING, 2012).

Células a combustível com baixa temperatura de operação:

- *células a combustível de membrana de troca de prótons (PEMFCs);*
- *Célula de combustível alcalina (AFC);*
- *células a combustível de metanol direto (DMFCs);*
- *Células a combustível de ácido fosfórico (PAFCs);*

Células a combustível com elevada temperatura de operação:

- *células a combustível de carbonato fundido (MFCs);*
- *células a combustível de óxido sólido (SOFCs).*

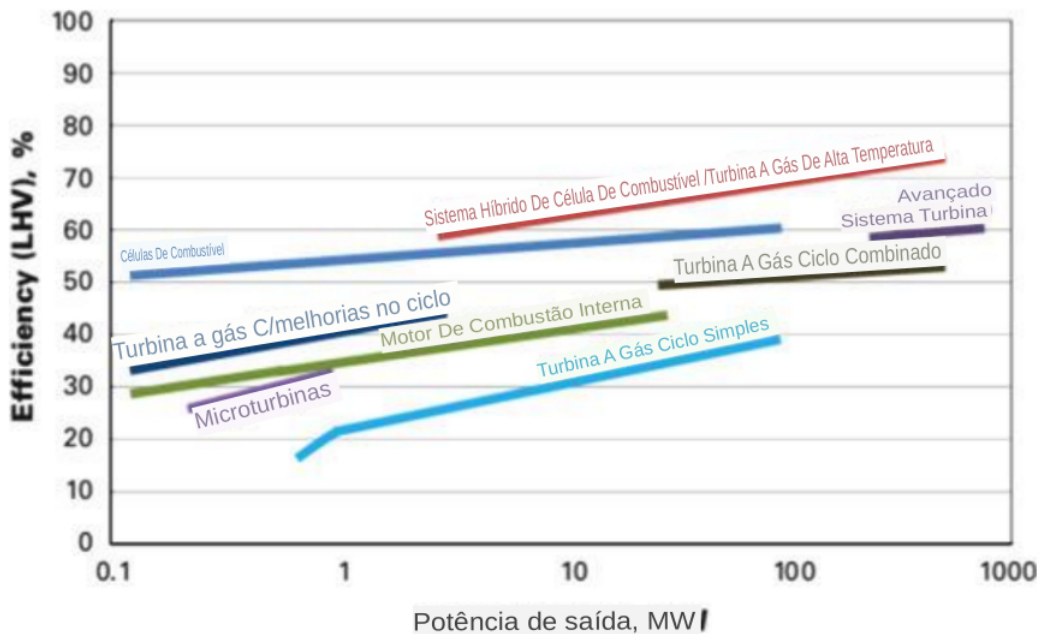
Dentre as células acima, as PEMFCs são as mais adequadas para aplicações aeronáuticas, devido a sua baixa temperatura de operação e alta densidade de energia, como observado por Keiyinci (2021) e An et al. (2022). Essas células se caracterizam por conter uma membrana polimérica como eletrólito, na qual os íons H^+ atravessam. As mesmas reações descritas na seção 2.1.1 são observadas nas PEMFC. Há uma necessidade de se manter a membrana hidratada, o que limita a temperatura de operação da célula em 100°C em pressão atmosférica. Além disso, é preciso o uso de catalisadores como platina e rutênio para atingir uma corrente elétrica considerável (LINARDI, 2000).

2.1.4 Vantagens e desvantagens do uso de células a combustível

A maior vantagem existente no uso de células a combustível, principalmente em comparação com baterias, é a sua elevada densidade de energia, termo este que resulta da relação da quantidade de energia contida em um dado sistema ou região do espaço e o seu volume ou massa. células a combustível alimentadas por hidrogênio comprimido têm uma razão energia-peso 28% maior em relação a de baterias de pesquisas avançadas feitas de enxofre de lítio (HRAD, 2010). Essa característica é especialmente útil dentro da aviação, na qual a redução de peso da aeronave é um dos fatores mais importantes no projeto de um veículo.

Outro aspecto das células a combustível, indispensável para a sustentação lógica desse trabalho, está na sua baixa emissão de poluentes, seja durante seu ciclo de produção, operação ou descarte. Uma células a combustível de hidrogênio pode criar menos de 30 gramas de poluição por 1.000 quilowatts-hora de eletricidade produzida, em comparação com os 25 quilogramas de poluentes para sistemas convencionais de geração de combustão que utilizam combustível fóssil e turbinas a gás (OTTO H. ROSENTERER COMPANY, 2020). Na comparação com outros sistemas geradores de energia, as células a combustível apresentam desempenho considerável em relação à eficiência e potência gerada, mantendo uma elevada eficiência mesmo em potências elevadas, como pode-se observar na Figura 2.2, onde o eixo vertical refere a eficiência da tecnologia.

Figura 2.2 – Comparação de eficiência e potência de tecnologias de geração de energia.



Fonte: Adaptado de Turco, Ausiello e Micoli (2016)

Abaixo resumem-se pontos positivos e negativos da utilização de células a combustível dentro do setor aeroespacial, elencados por Arevalo (2014).

Vantagens:

- Maior eficiência em relação a sistemas que utilizam combustíveis fósseis;
- Elevada densidade de energia se comparada a outros sistemas;
- Baixo número de peças móveis e fácil automação;
- Flexibilidade de operação: potência de saída altamente controlável;
- Ruído e vibração insignificantes, e:
- Rápido reabastecimento.

Desvantagens:

- Custo elevado em comparação com outras tecnologias;
- Combustível sensível a contaminação;
- Necessidade de manutenção altamente qualificada;
- Densidade de potência inferior a de outros dispositivos;
- Baixa disponibilidade de hidrogênio, e:
- Confiabilidade ainda não comprovada em aeronaves comerciais.

2.1.5 Aplicações

O custo de produção ainda é o maior empecilho para a aplicação e comercialização das células a combustível. Porém, devido a sua elevada eficiência, simplicidade, baixo nível de emissões e escalabilidade, elas são aplicáveis em uma elevada gama de sistemas, sejam esses de pequena ou larga escala (DICKS; RAND, 2018). Algumas das aplicações mais comuns são em veículos (terrestres, aéreos ou marítimos), computadores portáteis, telefones celulares, equipamentos de comunicação no geral e estações geradoras de energia.

Ademais, como observado por Linardi (2000), é inevitável que, com a evolução tecnológica, as células a combustível façam parte da vida das pessoas, como ocorreu com os computadores pessoais.

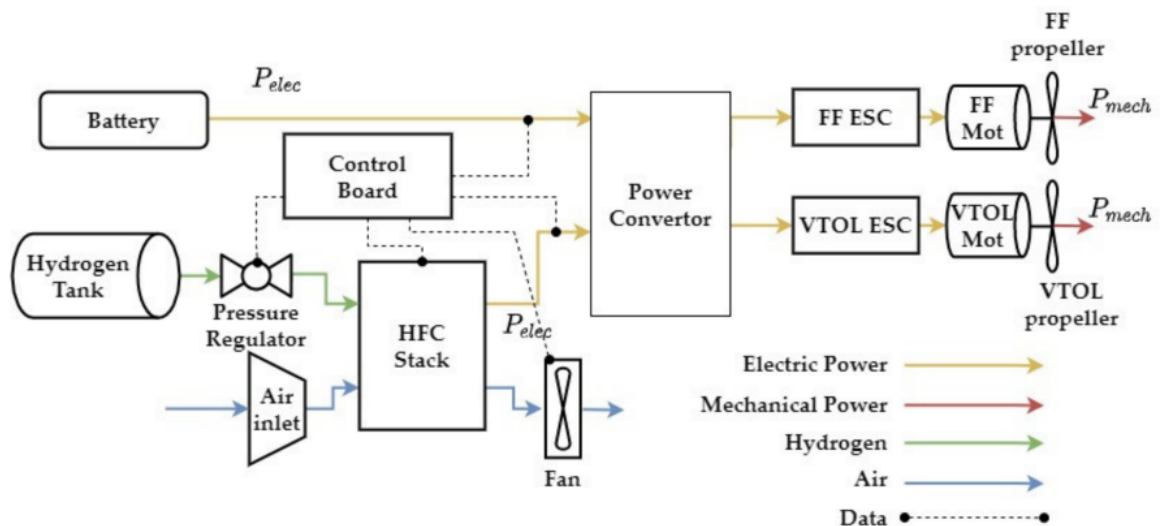
2.1.6 Dimensionamento de Células a Combustível

Como o presente trabalho se refere a aplicação de células a combustível em veículos aéreos não tripulados, esta seção terá enfoque no dimensionamento de células a combustível tendo em vista esta aplicação. Como apresentado por An et al. (2022), um sistema completo de alimentação por células a combustível em VANT consiste nos seguintes itens:

- Tanque de armazenamento de hidrogênio;
- Conjunto de células a combustível que gera eletricidade;
- Regulador para garantir o correto fluxo de combustível;
- Painel de controle que regula o sistema; e,
- Ventilador (*fan*) que mantém a temperatura da célula.

Tal sistema é conectado a um conversor de potência e a um ESC (*eletronic speed controller*) que regula a velocidade do motor elétrico da aeronave. Tal configuração pode ser visualizada na Figura 2.3, onde a sigla HFC representa *Hydrogen Fuel Cell* (células a combustível de Hidrogênio).

Figura 2.3 – Sistema Propulsivo Conceitual.



Fonte: An et al. (2022).

Durante a fase de projeto conceitual de VANTs, comumente são utilizados dados históricos para a seleção dos componentes de um sistema de células a combustível. Ao invés de células a combustível e seus demais sistemas serem projetados e dimensionados, são listados equipamentos já existentes comercialmente disponíveis, selecionando-se então os que mais se adequam aos requisitos de projeto. Essa metodologia de dimensionamento é utilizada em An et al. (2022), Suewatanakul et al. (2022), Keiyinci (2021), entre

outros. Os principais requisitos comumente utilizados na seleção de células a combustível e seus demais sistemas, para aplicação em aeronaves pelos autores acima citados são listados abaixo:

- Massa do sistema;
- Potência fornecida;
- Dimensões;
- Volume; e,
- Potência específica fornecida.

Muitos autores, como Suewatanakul et al. (2022), realizam um projeto de um sistema de alimentação híbrido, que utiliza células a combustível em conjunto com baterias. Porém, a tecnologia de células a combustível evoluiu de tal maneira a ser possível projetar um sistema de propulsão para veículos de pequeno porte exclusivamente alimentado por células a combustível (KEIYINCI, 2021).

2.2 VANTS DE PEQUENO PORTE

Nesta seção, são apresentadas classificações de veículos aéreos não tripulados. Por fim, será apresentada uma tabela listando diversos veículos aéreos não tripulados de pequeno porte movidos a células a combustível. Pode-se classificar os VANTS existentes com base no seu peso, assim como visto na Tabela 2.1, concebida pelo Departamento de Defesa dos Estados Unidos:

Tabela 2.1 – Classificação de VANTS de acordo com o Departamento de Defesa dos Estados Unidos.

Categoria	Tamanho	Peso Máximo de Decolagem (kg)
Grupo 1	Pequeno	0 - 9
Grupo 2	Médio	9,5 - 25
Grupo 3	Grande	<598,7
Grupo 4	Maior	>598,7

Fonte: Qassim A. Abdullah (2019).

A NASA também possui um sistema de classificação semelhante, este pode ser visto na Tabela 2.2.

Tabela 2.2 – Classificação de VANTs de acordo com NASA.

Categoria	Peso (kg)
Grupo 1	< 25
Grupo 2	25 - 150
Grupo 3	> 150

Fonte: Fladeland (2017).

O interesse por VANTs do grupo 1 da Tabela 2.1 aumentou de maneira significativa recentemente, principalmente devido sua alta eficiência, alta confiabilidade, baixo custo e baixo ruído (GONG, 2017). Esses VANTs são utilizados, principalmente, com funções de monitoramento e imageamento, seja para uso militar ou civil.

Na Tabela 2.3 são apresentados exemplos de VANTs de pequeno porte do grupo 1 da Tabela 2.1, juntamente a algumas de suas características básicas.

Tabela 2.3 – Lista de VANTs de pequeno porte.

Nome	Alcance (km)	Autonomia	Peso Máximo (kg)	Configuração
Wasp	5	50 min	1,3	Asa fixa
Puma LE	20	1hr 30 min	1,9	Asa fixa
Quantix Recon	2	45 min	2,3	Asa rotativa
Guardian	7,1	70 min	2,4	Asa fixa
Bayraktar	15	80 min	3,5	Asa fixa
FQM-151A Pointer	5	1 hrs	4,3	Asa fixa
CYGNUS	15	90 min	5,5	Asa fixa
Stream C	50	6 horas	6	Asa fixa
CSV 15	20	2 hrs	7	Asa fixa

Fonte: Ramesh e Jeyan (2020).

A partir de uma análise dos VANTs de pequeno porte existentes no mercado, nota-se que a maioria utiliza a configuração de asa fixa. Isso se deve principalmente ao fato dessa configuração permitir uma maior eficiência aerodinâmica e redução de peso se comparada a uma configuração de asa rotativa (KEIYINCI, 2021). Essas duas configurações podem ser observadas na Figura 2.4.

Figura 2.4 – VANT de asa rotativa (A) e VANT de asa fixa (B).



Fonte: Acharya et al. (2021).

A asa do tipo rotativa oferece como principais vantagens a habilidade de pouso e decolagem vertical, além da possibilidade de pairar sobre um ponto específico facilitando missões de vigilância, fotografia e monitoramento (RAMESH; JEYAN, 2020). Da Tabela 2.3, percebe-se autonomies que vão de 45 minutos a até 6 horas. A autonomia do VANT está diretamente relacionada ao motor ou à bateria usada para o alimentar. Outros aspectos importantes que afetam a autonomia são: perfil aerodinâmico, velocidade de voo e densidade (RAMESH; JEYAN, 2020).

No Brasil, uma das aplicações mais promissoras e crescentes dos veículos aéreos não tripulados de pequeno porte está na agricultura (VENTURINI, 2019). Nessa área, os VANTs são utilizados com funções de irrigação, monitoramento da plantação e imageamento. Dentro as mencionadas, a área com maior crescimento dentro do agronegócio é a do imageamento, na qual VANTs de pequeno porte podem ser utilizados para aquisição de imagens posteriormente analisadas por algoritmos de visão computacional, que fornecem ao produtor informações importantes para a tomada de decisão no campo. A empresa brasileira X-Mobots – desenvolve, fabrica e opera sistemas não tripulados aéreos de asa fixa para imageamento. Atualmente, a empresa oferece dois VANTs para imageamento, o Nauru-500C e o Arator 5C. O Nauru-500C possui um peso de 25 quilogramas, não se enquadrando no grupo 1 de VANT pequeno porte da Tabela 2.1. Já o Arator-5C possui um peso máximo de decolagem de 3,3 quilogramas, de forma que se enquadra nessa categoria. O VANT Arator 5B, versão anterior do Arator 5C, pode ser visto na Figura 2.5, junto com algumas de suas especificações técnicas (Tabela 2.4).

Figura 2.5 – Arator 5B da empresa X-Mobots.



Fonte: X-Mobots (2020).

Tabela 2.4 – Especificações do VANT Arator 5B.

Especificações gerais	Arator
Peso máximo de decolagem (MTOW)	3,3 <i>kg</i>
Envergadura	1,2 <i>m</i>
Comprimento	0,67 <i>m</i>
Peso máximo de carga	0,35 <i>kg</i>
Decolagem	hand-launch
Pouso	Paraquedas
Velocidade de cruzeiro	56,7 <i>km/h</i>
Velocidade de estol	43 <i>km/h</i>
Autonomia	66 minutos
Alcance	62,37 <i>km</i>
Área mapeada máxima	1100 <i>ha</i>
Teto operacional	984 <i>m</i>

Fonte: X-Mobots (2020).

2.2.1 VANTs de pequeno porte movidos a células a combustível

Grande parte dos projetos conceituais de VANTs de pequeno porte contidos na literatura se referem a veículos movidos a bateria, como Landolfo (2008) e Pellnas e Sandeberg (2021). Já Vonhoff (2021) e Keiyinci (2021), se referem ao projeto conceitual de aeronaves de pequeno porte híbridas, que são alimentados por bateria e células a combustível.

Em relação a aeronaves de pequeno porte movidas a células a combustível, em 2003, o Naval Research Laboratory (NRL) desenvolveu a aeronave Spider Lion, que com

um peso de 2,72 quilogramas e movida por uma célula a combustível de 100 W, foi capaz de realizar um voo de 3 horas e 19 minutos. No entanto, uma análise de peso realizada durante a pesquisa mostrou não haverem vantagens desse sistema a células a combustível em relação a um sistema de bateria de lítio padrão (SWIDER-LYONS et al., 2014). Já em 2009, o mesmo laboratório desenvolveu o VANT Ion Tiger (Figura 2.6), que foi capaz de realizar um voo de 48 horas sendo alimentado por 500 gramas de hidrogênio líquido e tendo peso de decolagem de 16 quilogramas (SWIDER-LYONS et al., 2014). Como resultado final desse segundo estudo, demonstrou-se que o avião movido a células a combustível possui 6 vezes mais autonomia que um avião equivalente movido a baterias de ion-lítio.

Figura 2.6 – VANT Ion Tiger.



Fonte: Swider-Lyons et al. (2014).

Outros VANTs de pequeno porte movidos a células a combustível são apresentados na Tabela 2.5, juntamente com sua autonomia e demais características.

Tabela 2.5 – VANTs de pequeno porte movidos a células a combustível.

VANT	Autonomia [horas]	Massa [kg]	Combustível	Potência da células a combustível [W]
NRL Ion Tiger	48	16	Hidrogênio pressurizado	550
NRL XFC	7	9	Hidrogênio pressurizado	550
Desert Hawk	8	6,8	Hidreto químico	350
Insitu ScanEagle	10	22	Hidrogênio líquido	1200

Fonte: Osenar, Sisco e Reid (2017)

2.3 PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVES

2.3.1 Metodologias de Projeto Conceitual

Um projeto é definido como um esforço temporário realizado para criar um produto ou serviço único (PMI, 2017). Em relação ao projeto de uma aeronave, alguns dos autores mais tradicionais da área, i.e., Roskam (1985), Raymer (1992) e Howe (2000), dividem o desenvolvimento de uma aeronave em 5 fases de projeto, vistas na Figura 2.7.

Figura 2.7 – Fases de projeto de aeronave para os principais autores.

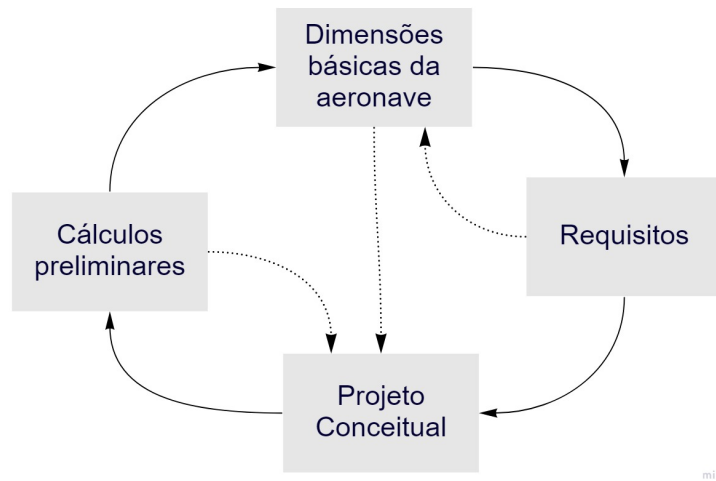


Fonte: Adaptado de Roskam (1985), Raymer (1992) e Howe (2000).

O presente trabalho se limitará à fase de *requisitos* e a fase de *projeto conceitual*. Durante a fase de projeto conceitual, é realizado um esboço preliminar da aeronave, de forma que aspectos como peso, dimensões, propulsão e sistemas são apresentados de maneira simplificada (RAYMER, 1992). Em geral, o tamanho e configuração da aeronave, o perfil interno e a maioria dos principais subsistemas são determinados durante esta fase. Normalmente, o projeto conceitual se limita a análises matemáticas e computacionais de projeto, não envolvendo o desenvolvimento de protótipos e sistemas detalhados, que surgem apenas em etapas posteriores de desenvolvimento. Em resumo, a fase de projeto conceitual busca determinar um design inicial viável para os requisitos de projeto anteriormente definidos (CARICHNER; NICOLAI, 2013).

Assim como apresentado em (RAYMER, 1992), é possível definir uma roda de projeto muito comum nas etapas iniciais de desenvolvimento de uma aeronave, a qual é apresentada na Figura 2.8.

Figura 2.8 – Iteração das fases iniciais do projeto de uma aeronave.

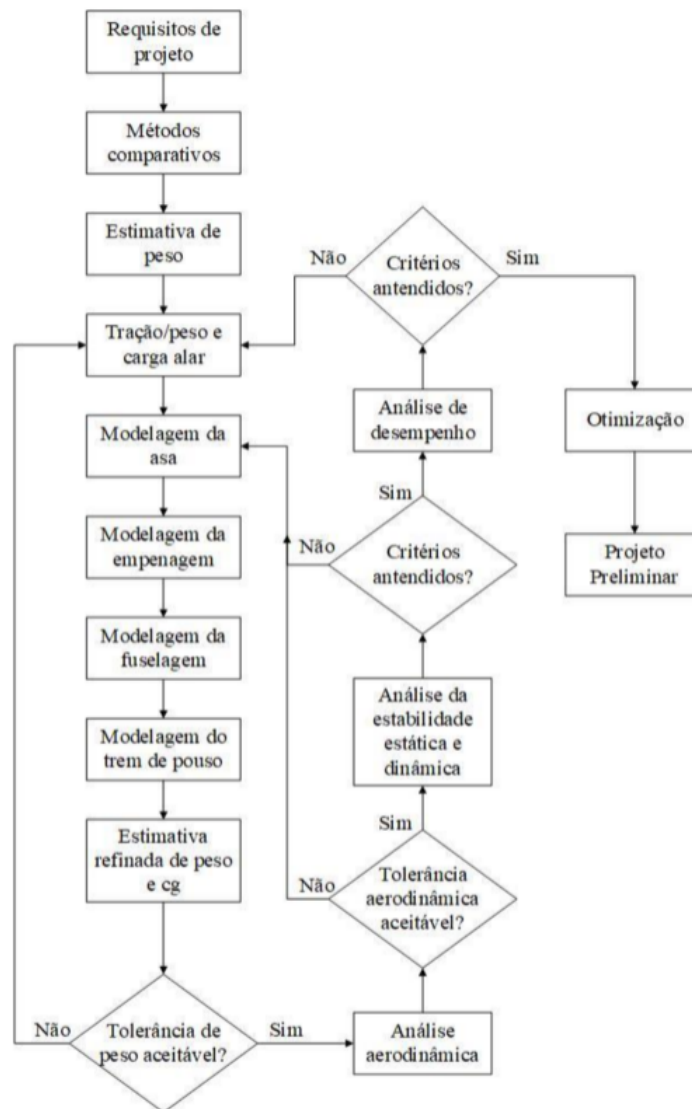


Fonte: Raymer (1992).

Nesta roda de projeto, os requisitos alimentam a fase de projeto conceitual, em que cálculos preliminares são realizados, implicando na definição de dimensões e características básicas da aeronave. Por sua vez, essas dimensões e características definem o projeto conceitual gerando outros requisitos de projeto.

Flores (2017) define uma metodologia de projeto conceitual de aeronaves unificando as metodologias propostas por autores clássicos como Roskam (1985), Raymer (1992) e Howe (2000). Tal metodologia é resumida no fluxograma visto na Figura 2.9.

Figura 2.9 – Metodologia proposta para projeto conceitual de aeronaves.



Fonte: Flores (2017).

Neste fluxograma são apresentadas linhas gerais úteis para o projeto conceitual de aeronaves.

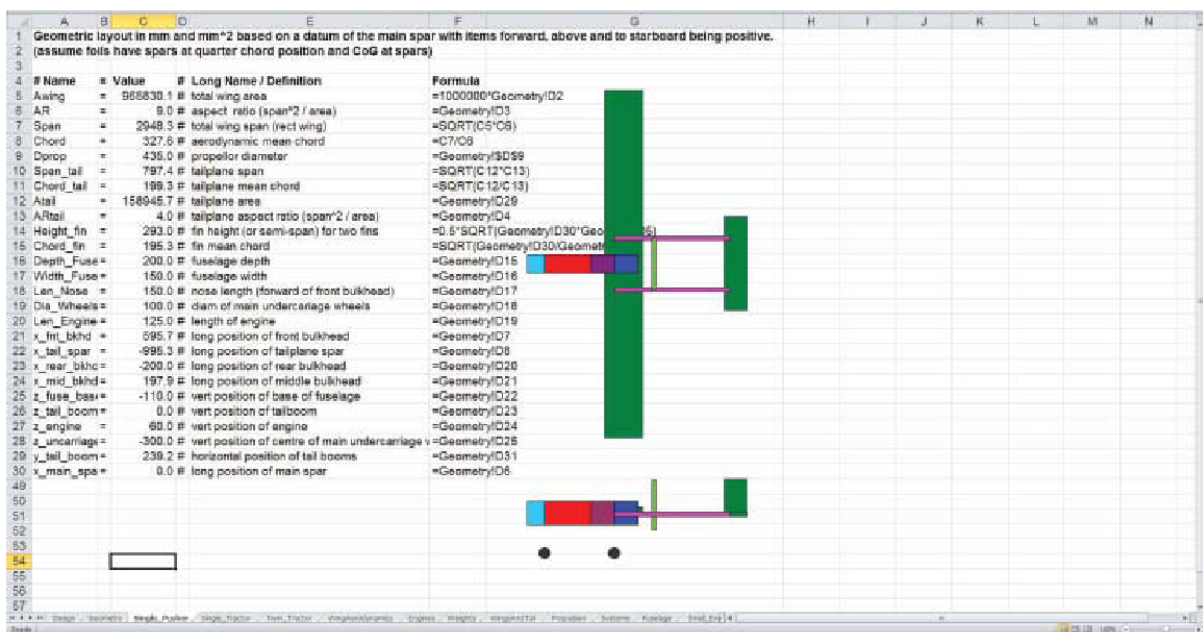
2.3.2 Projeto Conceitual de VANT de pequeno porte

As referências apresentadas anteriormente, assim como as utilizadas para definir a metodologia de Flores (2017), apresentada na Figura 2.9, são direcionadas a aeronaves tripuladas e com dimensões superiores a da aeronave a ser projetada neste trabalho, de forma que muitos dos equacionamentos e análises desenvolvidas não sejam totalmente aplicáveis ao projeto de um VANT de pequeno porte. Por essa razão, se fez necessário investigar as metodologias utilizadas no desenvolvimento de veículos não tripulados de

pequeno porte.

Em Scalan (2017), no livro intitulado em inglês *Small Unmanned Fixed-Wing Aircraft Design* (Projeto de Veículo Aéreo Não-tripulado de Pequeno Porte e Asa Fixa), são tratados aspectos de projeto, construção e operação de VANTs de asa fixa de baixo custo, na classe de peso máximo de decolagem (*MTOW*) de 2 a 150 kg. Neste livro, escrito por professores e alunos da Universidade de Southampton, na Inglaterra, na seção dedicada a projeto conceitual, os autores apresentam uma metodologia que faz extensivo uso de computação, partindo dos requisitos de projeto, missão da aeronave e definição do ambiente de voo. Em seguida, um diagrama de restrição é construído utilizando a linguagem *Python*. Após isso, um algoritmo de projeto conceitual na forma de planilha em Excel é utilizado, em que estimativas iniciais sobre a aeronave projetada são utilizadas como entrada da planilha, tendo como saída aspectos da aeronave projetada, incluindo aspectos geométrico e de desempenho. A planilha desenvolvida também faz esboços iniciais da aeronave, com base nos resultados geométricos obtidos, assim como pode ser visto na Figura 2.10.

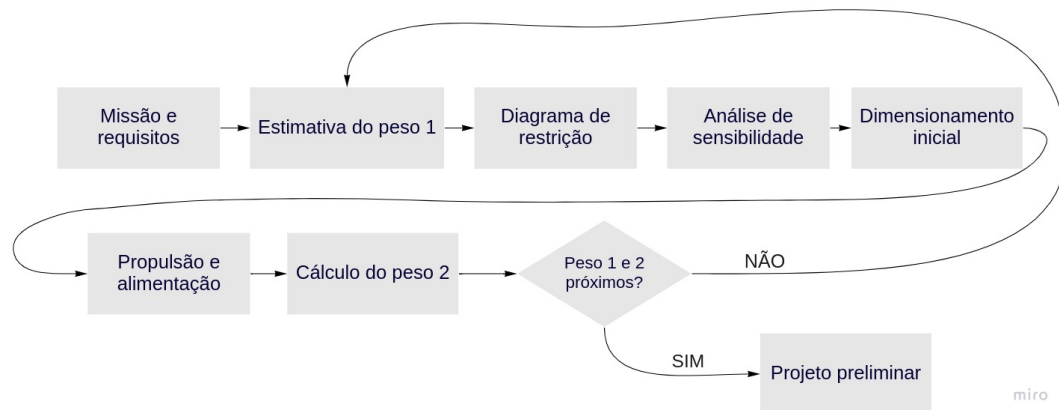
Figura 2.10 – Planilha utilizada para obtenção de aspectos geométricos da aeronave.



Fonte: Scalan (2017).

Em (LANDOLFO, 2008), é realizado um projeto conceitual, com foco em aspectos aerodinâmicos e estruturais, de um VANT de pequeno porte com asa do tipo não-planar. O VANT projetado na tese possui funções de reconhecimento, vigilância e aquisição de alvos. As etapas do projeto conceitual deste autor são resumidas no fluxograma da Figura 2.11, e discutidas a seguir.

Figura 2.11 – Etapas de projeto conceitual propostas por Landolfo (2008).

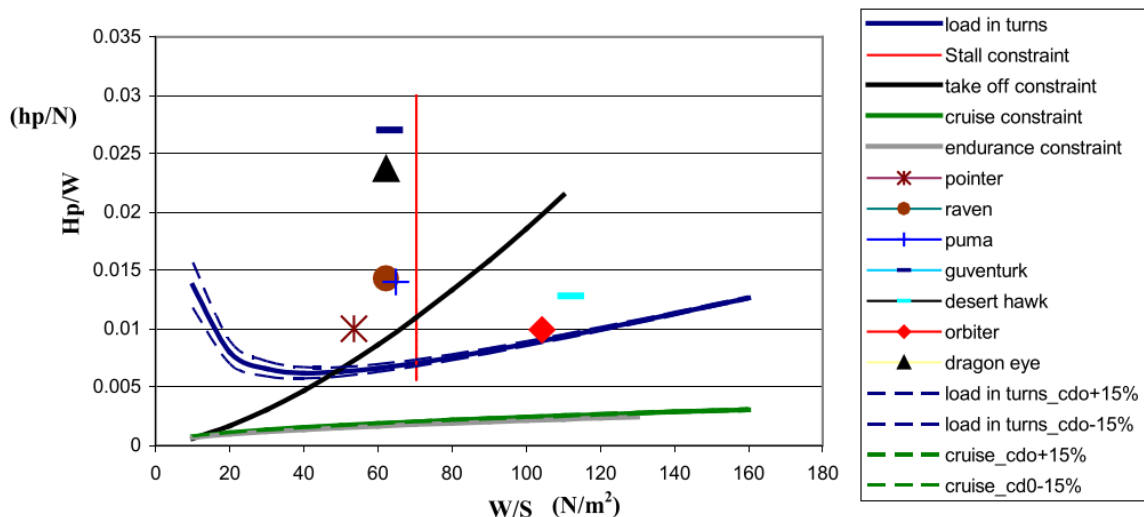


Fonte: Landolfo (2008).

O autor inicia o projeto pela definição de requisitos e missão da aeronave, em seguida, realiza uma estimativa inicial de peso do VANT com base em valores históricos de outras aeronaves. Após isso, são construídos diagramas de restrição, nos quais ocorrem análises da sensibilidade do projeto para diferentes parâmetros.

No gráfico da Figura 2.12 pode-se ver o diagrama de restrição da aeronave levando em conta uma variação de +15% e -15% para o coeficiente de arrasto C_{d0} e os pontos de projeto para VANTs já existentes.

Figura 2.12 – Diagrama de restrição com análise de sensibilidade a variação de C_{d0} .



Fonte: Landolfo (2008).

Após a construção do diagrama de restrição e análise de sensibilidade, o autor realiza o dimensionamento inicial da aeronave, calculando aspectos como área da asa (S) e coeficiente de sustentação. Em seguida, é selecionada uma combinação bateria-motor elétrica que satisfaça aos requisitos de propulsão do avião projetado. Após isso, a empenagem da aeronave é dimensionada e seu peso final, levando em conta todos seus

componentes, é estimado. Por fim, compara-se a estimativa de peso final obtida com a feita inicialmente com base em valores históricos. Caso haja uma discrepância grande entre os valores, o peso obtido na última etapa é novamente inserido nas equações para obter parâmetros mais realistas para a aeronave. Após a conclusão de todas estas etapas, um desenho 3D da aeronave conceitual também é realizado.

Em outras bibliografias, como no *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles* (Brandt (2015)) e em *Conceptual Design of a Small-Size Unmanned Air Vehicle* (Pellnas e Sandeberg (2021)), também são apresentados conceitos úteis e exemplos práticos de projetos conceituais de VANTs de pequeno porte, que servem como embasamento para o presente projeto.

2.3.3 Requisitos de Projeto Conceitual

Como apresentado anteriormente, a primeira fase de desenvolvimento do projeto de uma aeronave está na definição de requisitos. Um novo projeto é lançado quando se percebe que há um requisito para atender a uma necessidade além da capacidade das aeronaves existentes. Segundo Howe (2000), os requisitos para o desenvolvimento de uma aeronave normalmente se encaixam em três categorias:

- *Requisitos de desempenho*: estes requisitos podem ser definidos com base em aspectos da aeronave como seu alcance, autonomia, comprimento de pista para decolagem e pouso, velocidade de cruzeiro, teto de serviço e etc.
- *Requisitos de voo*: São aspectos como estabilidade da aeronave, capacidade de manobra e eficácia de controle. Tais requisitos afetam o tamanho e geometria das superfícies de controles de voo.
- *Requisitos de estrutura*: os requisitos da parte estrutural são traduzidos em rigidez e resistência mecânica dos diversos componentes que formam a estrutura da aeronave.

Quando se trata do desenvolvimento de veículos aéreos não tripulados (VANTs), os requisitos de projeto mais comuns são (SCALAN, 2017):

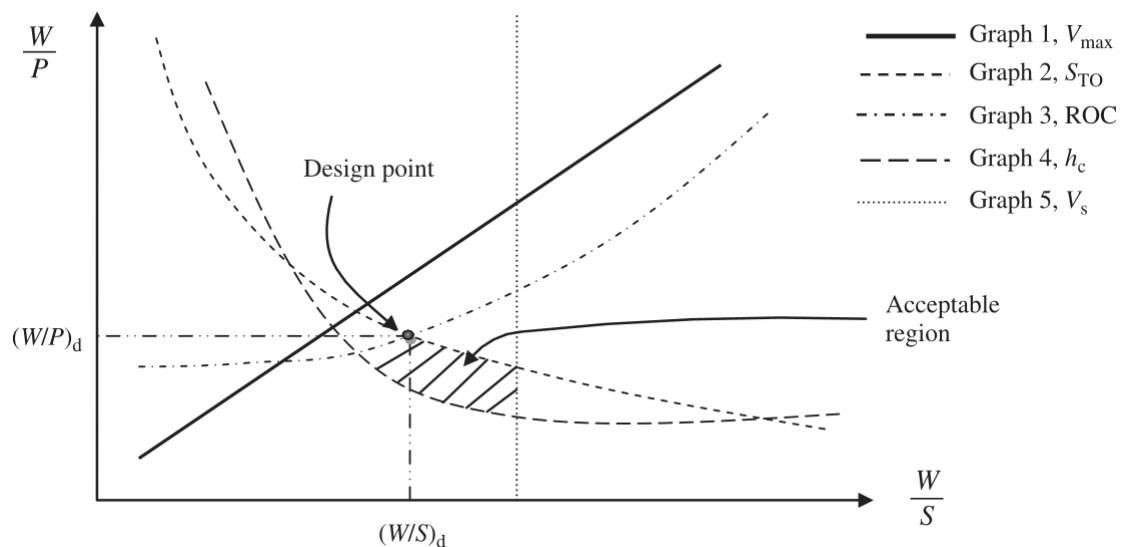
- Máxima velocidade;
- Teto operacional;
- Máximo alcance;
- Máxima autonomia;

- Carga paga máxima, e:
- Preço mínimo de compra e operação.

2.3.4 Diagrama de Restrição

Nas etapas iniciais do projeto da aeronave, após ter-se determinado o peso do veículo, é necessário obter uma estimativa da tração e área da asa da aeronave. Isso pode ser feito através da construção de um diagrama de restrição (Figura 2.13). Esse diagrama é construído com base nos requisitos de voo da aeronave utilizando equações analíticas. Para isso, como apresentado em Sadrey (2012), constrói-se curvas da razão peso por potência (W/P) pela razão peso por área da asa (W/S) para os diversos requisitos de voo da aeronave. Em seguida, após a construção das curvas, seleciona-se um ponto específico de projeto onde todos os requisitos de projeto sejam devidamente cumpridos.

Figura 2.13 – Diagrama de restrição.



Fonte: Sadrey (2012).

2.3.5 Estimativa de Peso

A estimativa de peso é uma das primeiras etapas do projeto conceitual de uma aeronave. Pode-se calcular o peso inicial da aeronave com base no peso dos seus componentes, como visto na equação abaixo (BRANDT, 2015):

$$W_{TO} = W_{\text{Fuselagem}} + W_{\text{Carga}} + W_{\text{Célula}} + W_{\text{Motor}} + W_{\text{Asa e Empenagem}} \quad (2.1)$$

Onde W_{TO} é o peso de decolagem da aeronave. Sadrey (2012) apresenta a equação 2.2 para que seja feita uma estimativa inicial do peso da aeronave com base no peso da carga transportada, fração de combustível ($\frac{W_f}{W_{TO}}$) e na fração de peso vazio ($\frac{W_E}{W_{TO}}$).

$$W_{TO} = \frac{W_{\text{carga paga}}}{1 - \frac{W_f}{W_{TO}} - \frac{W_E}{W_{TO}}} \quad (2.2)$$

Também é possível realizar a estimativa de peso com base em dados históricos de aeronave semelhantes. Esse procedimento é bastante comum no projeto de VANTs de pequeno porte (LANDOLFO, 2008).

2.3.6 Projeto de Asa e Empenagem

Em Brandt (2004) também são expostos métodos e processos envolvidos no projeto de aeronaves, onde se apresenta um método de previsão aerodinâmica simples e preciso, aplicável a veículos não tripulados. Já Sadrey (2012) expõe uma metodologia detalhada para o projeto de asas, provendo de maneira direta e clara os métodos e equacionamentos para os principais aspectos de uma asa de aeronave. Inicialmente, no projeto de uma asa de aeronave, aspectos como configuração da asa (fixa ou rotativa) e altura da asa (baixa, média ou alta) precisam ser definidos. Além dos aspectos citados, outros como o aerofólio, alongamento e incidência da asa precisaram ser calculados ou estimados para a aeronave projetada.

2.3.7 Fuselagem

Segundo Sadrey (2012), a fuselagem varia de acordo com aspectos como tipo de aeronave, missão desejada, funções principais e configuração da aeronave e tipo de carga útil. O diâmetro D_f da fuselagem é definido pela dimensão dos componentes internos da aeronave, ou seja, o diâmetro D_f precisa ter dimensão superior à maior dimensão dos componentes internos que compõe a aeronave. Sadrey (2012) também aponta a razão ótima entre comprimento da fuselagem e diâmetro que reduz ao máximo o arrasto de sustentação zero, representada por $(L_f/D_f)_{opt}$. Para aviação geral, essa razão é 16,3 (SADREY, 2012). Tem-se então:

$$(L_f/D_f)_{opt} = 16,3$$

2.3.8 Sistema Propulsivo

Veículos aéreos não tripulados de pequeno porte utilizam como sistema propulsivo, na maioria dos casos, motores elétricos em detrimento a motores combustão. Motores elétricos possuem como vantagens a possibilidade de serem ligados e religados rapidamente, o que não acontece com motores a combustão. Além disso, possuem reduzidos níveis de ruídos e vibração, permitindo também um preciso controle do seu uso de potência (LANDOLFO, 2008).

Em relação a escolha do motor elétrico na etapa de projeto conceitual, o principal aspecto a ser levado em conta é o requisito de potência da aeronave. Outrossim, o peso, dimensões e eficiência do motor elétrico também podem ser considerados, caso o requisito de potência seja satisfeito. Existem três possíveis tipos de motores elétricos para aplicação em VANTs de pequeno porte (LANDOLFO, 2008):

- Motor de corrente contínua com escovas (brushed motor);
- Motor de corrente contínua sem escovas interno (inner brushless motor), e;
- Motor de corrente contínua sem escovas externo (outrunner brushless motor).

Cada tipo de motor apresenta características próprias de peso, eficiência, simplicidade de operação e custo. O motor do tipo sem escovas externo (*outrunner brushless motor*) é frequentemente utilizado em aplicações de VANTs de pequeno porte por possuir um elevado torque, o que elimina a necessidade do uso de caixa de engrenagens, reduzindo o peso completo do sistema e aumentando sua simplicidade.

2.3.9 Desempenho

Para avaliar o desempenho de uma aeronave, é possível utilizar parâmetros como alcance (R) e autonomia (E). Raymer (1992) apresenta as equações de Breguet para os cálculos desses dois parâmetros. A equação de Breguet para o cálculo do alcance da aeronave é apresentada na equação 2.3.

$$R = \frac{V}{C} \frac{L}{D} \ln \frac{W_0}{W_f} \quad (2.3)$$

Em que V representa a velocidade, C o consumo específico de combustível, L/D a razão sustentação peso da aeronave, W_0 o peso inicial e W_f o peso final da aeronave. R será o alcance total da aeronave, normalmente calculado em quilômetros ou milhas náuticas. Já a autonomia E é calculada pela equação abaixo:

$$E = \frac{L/D}{C} \ln \frac{W_0}{W_f} \quad (2.4)$$

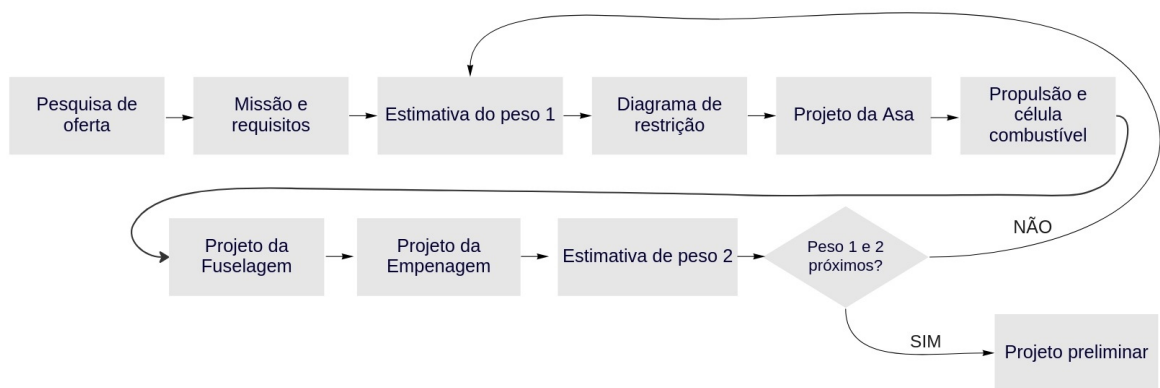
No entanto, as equações 2.3 e 2.4 são aplicáveis a aviões movidos a combustão, já que levam em conta o consumo de combustível da aeronave. Em relação a aeronaves elétricas movidas a bateria ou células a combustível, autores como Gundlach (2012) e Traub (2011) apresentam equações para o cálculo do alcance e autonomia para essas aeronaves.

3 METODOLOGIA

3.1 METODOLOGIA DE PROJETO CONCEITUAL

A metodologia de projeto conceitual utilizada no projeto será semelhante a proposta por Landolfo (2008), apresentada na Figura 2.11, porém com algumas adaptações. Para simplificação, não será realizada a etapa de análise de sensibilidade feita por Landolfo (2008). Além disso, serão adicionadas etapas mais robustas de projeto da célula combustível, asa, fuselagem e empenagem. As etapas da metodologia utilizada são apresentadas no fluxograma da Figura 3.1.

Figura 3.1 – Etapas de projeto conceitual propostas neste trabalho.



Fonte: adaptado de Landolfo (2008).

Inicialmente se fará uma estimativa de peso inicial com base no peso de aeronaves semelhantes elencadas em uma pesquisa de oferta. Em seguida, após o projeto de diversos componentes da aeronave como asa, empenagem, célula combustível, motor e tanque, será feita uma segunda estimativa de peso. A primeira e segunda estimativa de peso serão então comparadas e o processo será repetido caso haja uma discrepância significativa entre seus valores.

3.2 PESQUISA DE OFERTA

Nesta etapa serão elencados VANTs elétricos de pequeno porte alimentados por bateria existentes no mercado. Os principais parâmetros dos VANTs a serem obtidos nesta fase de pesquisa de oferta são:

- Configuração (asa fixa ou rotativa);
- Peso;
- Envergadura e comprimento;
- Alcance;
- Autonomia;
- Altitude máxima;
- Velocidade máxima;
- Potência elétrica do motor;
- Custo, e:
- Aplicação.

Através da obtenção desses parâmetros, será possível realizar a próxima etapa do projeto, em que os requisitos e especificações de projeto serão definidos com base na pesquisa de oferta realizada.

3.3 DEFINIÇÃO DE MISSÃO E REQUISITOS DE PROJETO

Como um dos objetivos específicos do projeto é o de comparar o desempenho do VANT movido a célula combustível com o de VANTs de tamanho semelhante alimentados por bateria, requisitos de desempenho, dimensão e peso serão indispensáveis. A escolha da missão e aplicação específicas da aeronave serão baseadas nas de VANTs já existentes. Além disso, serão levados em conta aspectos como aplicabilidade do VANT dentro do contexto brasileiro, de forma a agregar valor ao projeto do VANT desenvolvido neste trabalho. Abaixo serão listados alguns requisitos de projeto a serem definidos:

- Configuração (asa fixa ou rotativa);
- Peso;
- Alcance;
- Autonomia;
- Altitude operacional.

Buscar-se-á então definir os requisitos de projeto de forma que o VANT projetado possua peso, configuração, dimensões (envergadura e comprimento) e missão equiparáveis a de VANTs movidos a bateria já existentes, porém com desempenho (alcance e autonomia) superiores.

3.4 ESTIMATIVA DE PESO INICIAL

A estimativa de peso inicial da aeronave será feita com base em valores históricos de VANTs de pequeno porte mapeados na etapa 3.2 de pesquisa de oferta. Para isso, será realizada uma média aritmética dos dados de peso obtidos. Este método simplificado será utilizado pois um dos requisitos de projeto é o de que o VANT projetado possua peso e dimensões semelhantes a de VANTs já existentes.

3.5 DIAGRAMA DE RESTRIÇÃO

Para a construção do diagrama de restrição da aeronave, será usada a biblioteca *ADRpy (Aircraft Design Recipes in Python)*¹, escrita na linguagem de programação Python. Diversas funções da biblioteca serão utilizadas, seguindo-se uma abordagem semelhante no exemplo presente em Scalan (2017), que também faz uso dessa biblioteca. O código em Python desenvolvido para a obtenção do diagrama de restrição da aeronave é apresentado e esmiuçado no Anexo A deste trabalho. Os valores de entrada do programa serão discutidos posteriormente, na seção 4.

3.6 PROJETO DA ASA

3.6.1 Configuração da Asa

Em relação a configuração da asa a ser escolhida, se optar-se-á por aquela mais adequada aos requisitos e missão da aeronave. A definição da configuração ideal será feita com base em trabalhos semelhantes, como o de Keiyinci (2021).

¹A biblioteca *ADRpy* pode ser acessada no endereço: <https://adrpy.readthedocs.io/en/latest/>

3.6.2 Área da asa

A área da asa será determinada com base na equação 3.1, já que nessa etapa do projeto se terá o valor do peso W e carga alar W/S da aeronave.

$$S = \frac{W}{W/S} \quad (3.1)$$

3.6.3 Envergadura e corda

Assumindo uma asa do tipo retangular, pode-se calcular a corda e envergadura com base no alongamento AR definido anteriormente (uma das entradas do diagrama de restrição) com base nas equações 3.2 e 3.3.

$$S = b \cdot c \quad (3.2)$$

$$AR = \frac{b}{c} \quad (3.3)$$

Onde b representa a envergadura e c a corda da aeronave. Resolvendo as equações, obtêm-se os valores de b e c (envergadura e corda).

3.6.4 Escolha do aerofólio

Em relação a escolha do aerofólio da aeronave, será feita uma busca em bases de dados como as fornecidas por UIUC Applied Aerodynamics Group (2022), selecionando-se um aerofólio com elevado coeficiente de sustentação, avaliando-se também aspectos como arrasto e eficiência aerodinâmica na faixa de número de Reynolds próxima a da aeronave para testes aerofólios. A escolha do aerofólio será baseada em uma leitura direta dos dados disponíveis na base de dados. No entanto, um procedimento mais preciso seria o de realizar simulações CFD (*computational fluid dynamics*) ou em programas como o XFLR5 para análise de aerofólios. No entanto, por restrições de tempo, essas verificações ficaram fora do escopo deste trabalho e ficam sugeridas para trabalhos posteriores.

3.6.5 Propriedades aerodinâmicas

Em relação ao coeficiente de sustentação em voo de cruzeiro, pode-se utilizar a equação 3.4 definida por Sadrey (2012).

$$C_L = \frac{2W}{\rho V_c^2 S} \quad (3.4)$$

Onde V_c representa a velocidade de cruzeiro da aeronave, definida como requisito de projeto.

Pode-se também realizar uma estimativa inicial da razão sustentação e arrasto L/D da aeronave, que afeta significativamente o desempenho da aeronave. Também pode-se interpretar essa razão como sendo a eficiência aerodinâmica da aeronave. É possível calcular a razão L/D de cruzeiro com base nas razões dos coeficientes de sustentação e arrasto. Assim como apresentado em Landolfo (2008), pode-se escrever o arrasto como a soma das componentes do arrasto induzido C_{Di} e do arrasto de sustentação zero C_{D0} , onde o arrasto induzido é dado pela equação 3.5.

$$C_{Di} = \frac{C_L}{\pi e AR} \quad (3.5)$$

Onde e representa o coeficiente de Oswald, escolhido como 0,8 para aeronaves leves. Calcula-se então o arrasto total utilizando a estimativa inicial, e por fim é calculada a razão entre o arrasto e sustentação pela equação 3.6:

$$C_D = C_{D0} + C_{Di}$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (3.6)$$

3.7 SISTEMA PROPULSIVO E CÉLULA COMBUSTÍVEL

3.7.1 Motor elétrico

O motor elétrico escolhido para a aeronave deverá satisfazer o requisito de potência da mesma obtida no diagrama de restrição. A definição do motor ideal para tal função será realizada por meio uma pesquisa de oferta, levando em conta aspectos como potência máxima, peso do motor e peso da aeronave. Avalia-se a capacidade do motor elétrico

de alcançar a potência requerida pela aeronave com base na equação 3.7.

$$P_R = P_{EM} \cdot \eta_p \geq P \quad (3.7)$$

Onde P_R representa a potência que o motor elétrico fornece para a aeronave, P_{EM} a potência do motor elétrico, η_p a eficiência da hélice e P a potência requerida para voo da aeronave.

3.7.2 Célula Combustível e Tanque

Inicialmente, serão elencadas células combustíveis existentes no mercado, com aplicação direcionada a veículos aéreos não tripulados de pequeno porte. Em relação às células elencadas, serão avaliados aspectos como requisito de potência, massa e dimensões (aspectos de custo não serão considerados). Será então avaliada a capacidade da célula combustível de alcançar a potência requerida pela aeronave com base na equação 3.8:

$$P_R = P_{FC} \cdot \eta_p \cdot \eta_m \geq P \quad (3.8)$$

Onde P_R representa a potência que a célula combustível fornece para a aeronave, P_{FC} a potência da célula combustível, η_p a eficiência da hélice, η_m a eficiência do motor elétrico e P o requisito de potência da aeronave.

Em relação ao tanque de hidrogênio serão elencados tanques cilíndricos leves aplicados a VANTs. Para essa escolha, serão levados em conta aspectos como a energia fornecida pelo tanque, dimensões e peso.

3.8 FUSELAGEM

A fuselagem do VANT projetado possuirá duas principais funções:

- Acomodar a carga paga da aeronave, e:
- Acomodar o sistema de alimentação por célula combustível (incluindo tanques de combustível e todos os demais componentes).

A carga paga dependerá da missão selecionada, já o sistema de alimentação por célula combustível será dimensionado na etapa anterior de projeto, de forma que seu volume e dimensões serão conhecidos, o que permitirá a definição da geometria da fuselagem. O diâmetro D_f da fuselagem será dependente das dimensões do tanque de hidrogênio e da célula combustível. O comprimento da fuselagem pode então ser obtido com base em

uma razão entre comprimento e diâmetro da fuselagem $((L_f/D_f)_{opt})$ ideal obtida a partir de referências. No tocante ao material do qual a fuselagem é composta, serão consultados materiais como Ariyanto et al. (2018), que indicam os prós e contras do uso de diversos materiais na composição de fuselagem da VANTs de pequeno porte.

3.9 PROJETO DA EMPENAGEM

Inicialmente, será definida a configuração da empenagem, o que será feito com base nas indicações da literatura para VANTs de pequeno porte, como as contidas em Ariyanto et al. (2018). Após isso, será realizado o projeto do estabilizador horizontal, levando em conta o braço de alavanca ótimo da aeronave, l_{opt} , que representa a distância entre o centro aerodinâmico da empenagem horizontal e o centro de gravidade da aeronave, dado pela equação 3.9.

$$l_{opt} = K_c \cdot \sqrt{\frac{4 \cdot \bar{C} \cdot S \cdot \bar{V}_H}{\pi \cdot D_f}} \quad (3.9)$$

Onde K_c representa o coeficiente da empenagem, \bar{C} a corda do aerofólio, S a área da asa, \bar{V}_H o coeficiente de volume do estabilizador horizontal e D_f o diâmetro da fuselagem.

Pode-se então calcular a área S_h do estabilizador, com base na equação 3.10.

$$S_h = \frac{\bar{V}_H \cdot \bar{C} \cdot S}{l_{opt}} \quad (3.10)$$

Como apontado por Sadrey (2012), levando em conta os momentos atuantes na aeronave, precisa-se satisfazer a equação 3.11 de equilíbrio para realizar o balanço da aeronave, feito pela asa e pelo estabilizador horizontal e dado pela equação 3.11.

$$C_{m_{0_{wf}}} + C_L(h - h_0) - \bar{V}_H C_{Lh} = 0 \quad (3.11)$$

Onde $C_{m_{0_{wf}}}$ representa o momento de arfagem do conjunto asa-fuselagem, C_L o coeficiente de sustentação de cruzeiro, $h - h_0$ representa a distância entre o centro de gravidade da aeronave e o centro aerodinâmico da asa e C_{Lh} o coeficiente de sustentação do estabilizador horizontal. \bar{C} se refere à corda do aerofólio da aeronave, anteriormente definida como c . $C_{m_{0_{wf}}}$ será calculado com base na equação 3.12.

$$C_{m_{0_{wf}}} = C_{maf} \frac{AR \cdot \cos^2(\Lambda)}{AR + 2 \cdot \cos(\Lambda)} + 0,01\alpha_t \quad (3.12)$$

Onde C_{maf} representa o momento de arfagem do aerofólio da asa, Λ o ângulo de afila-

mento da asa e α_t o ângulo de torção da asa.

Da equação 3.11 obtém-se o valor de C_{Lh} . Por fim, obtém-se a área, envergadura e alongamento do estabilizador horizontal com base na relação dada pela equação 3.13 de Sadrey (2012). Supondo empenagem retangular é então possível obter a envergadura b_h e corda c_h do estabilizador horizontal.

$$AR_h = \frac{2}{3}AR_w \quad (3.13)$$

Onde AR_w representa a razão de aspecto da asa, anteriormente definida. O mesmo procedimento é repetido para o estabilizador vertical.

3.10 ESTIMATIVA DE PESO FINAL

Tendo definido e dimensionado diversos componentes da aeronave, pode-se realizar uma nova estimativa de peso utilizando como base os valores de cada componente. Para peças que não podem ser pesadas antes serem construídas, como fuselagem, asa e cauda, as estimativas de peso foram baseadas em dados de aeronaves anteriores equiparáveis, principalmente de Landolfo (2008). Caso haja uma diferença significativa entre a estimativa de peso inicial da aeronave e a estimativa final, haverá uma segunda iteração onde todos os valores serão recalculados com base na nova estimativa de peso.

3.11 COMPARAÇÃO DE DESEMPENHO

Como os dois aspectos de comparação de desempenho entre o VANT projetado e VANTs existentes movidos a bateria são a autonomia (E) e o alcance (R), estes dois aspectos serão estimados para a aeronave projetada. Em relação a autonomia, Gundlach (2012) apresenta uma equação simplificada para o cálculo da autonomia de voo de VANTs movidos a bateria, que pode ser adaptada para o caso de um VANT movido a célula combustível.

$$E = \frac{E_{\text{célula}}}{P_{\text{célula}}}$$

Onde E refere-se a autonomia de voo, $E_{\text{célula}}$ a energia disponível para a célula combustível, dada pela equação 4.5 e $P_{\text{célula}}$ se refere a potência da célula combustível utilizada na aeronave, dada pela equação 4.4. Tem-se então a equação 3.14 para a autonomia estimada do avião projetado.

$$E = \frac{E_{\text{célula}}}{P_{\text{célula}}} = \frac{\rho_{H_2} \cdot V_o \cdot h_{H_2} \cdot \eta_{FC} \cdot \eta_{H_2}}{P \cdot \frac{1}{\eta_m \eta_p}} \quad (3.14)$$

O alcance R , como apresentado em Gundlach (2012), pode ser obtido multiplicando-se a equação para a autonomia pela velocidade da aeronave responsável pelo máximo alcance U_R , como definida por Traub (2011).

$$R = \frac{\rho_{H_2} \cdot V_O \cdot h_{H_2} \cdot \eta_{FC} \cdot \eta_{H_2}}{P \cdot \frac{1}{\eta_m \eta_p}} \cdot U_R \quad (3.15)$$

Onde U_R é definido pela equação 3.16.

$$U_R = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{k}{C_{D_o}}} \quad (3.16)$$

As equações 3.14 e 3.15 supõe a aeronave em voo reto e nivelado com velocidade constante, desconsiderando decolagens e pousos, sendo portanto aproximações simplificadas.

Outros aspectos referentes ao desempenho da aeronave, como performance de decolagem, subida e pouso poderiam ter sido analisados, mas por restrições de tempo ficaram fora do escopo deste trabalho. Essas análises ficam como sugestão para trabalhos posteriores.

3.12 CUSTOS

Em relação a estimativa de custo do VANT, tendo já definido e dimensionado diversos componentes da aeronave, pode-se realizar uma estimativa do custo dos materiais da aeronave, com base nos valores de cada componente. Componentes já definidos tiveram seu preço obtido com base em produtos disponíveis no mercado no momento de realização da pesquisa. Será considerado o custo em dólar dos componentes, já que alguns equipamentos estão indisponíveis dentro do mercado brasileiro. Outros componentes, como os estruturais, tiveram seu valor estimado com base no custo dos mesmos componentes em aeronaves semelhantes.

3.13 DESENHO DO VANT

Será realizado um desenho tridimensional da aeronave projetada. O objetivo desse desenho é representar de maneira simples a configuração básica da aeronave, dando uma ideia da sua aparência geral. Cada componente será representado por uma cor diferente, para melhor visualização. O software utilizado para o desenho da aeronave será o MachUp (<http://aero.go.usu.edu/>), desenvolvido pela Utah State University (USU). Trata-

se de um software gratuito, voltado para o projeto de aeronaves e cálculo aerodinâmico, utilizado por universidades como Embry Riddle, Virginia Tech e MIT (USU, 2016).

O software foi escolhido para este trabalho devido sua gratuidade, facilidade de acesso e simplicidade de uso. Em etapas posteriores de projeto, desenhos mais detalhados das estruturas internas e externas da aeronave se farão necessários.

4 RESULTADOS

4.1 PESQUISA DE MERCADO

Tendo como base projetos bem sucedidos de VANTs de pequeno porte foi construído um banco de dados históricos para essas aeronaves. Foram selecionados VANTs com aplicações relacionadas a monitoramento, vigilância ou imageamento. Na Tabela 4.1 e 4.2 são apresentadas algumas das principais características conceituais do projeto para essa classe de aeronaves. Também é apresentada, na última linha da Tabela 4.2, uma média dos requisitos encontrados para estas aeronaves. Os dados foram divididos em duas tabelas para facilitar a visualização.

Tabela 4.1 – Banco de dados de VANTs de pequeno porte (parte 1).

VANT	Alcance (km)	Autonomia (min)	Peso Máximo (kg)	Carga paga (kg)	Envergadura (m)	Comprimento (m)
Pointer	10	90	4,09	1	2,7	1,8
Puma LE	20	90	1,9			
FQM-151A Pointer	5	60	4,3			
Raven	10	80	1,9	0,5	1,4	1,1
Wasp	5	50	1,3			
Puma	15	120	5,5	0,9	2,6	1,8
Bayraktar	15	80	3,5			
Dragon eye	10	45	2,3	0,5	1,1	0,9
Guardian	7,1	70	2,4			
Desert Hawk	6	60	3,2	0,5	1,32	0,86
Orbiter		2,5	5,5	1,2	2,2	1
CSV 15	20	120	7			
Metu Guventurk		90	4,5	0,5	2,2	1,35
Quantix Recon	2	45	2,3			
CYGNUS	15	90	5,5			
Arator 5B	5		3,3	0,35	1,2	0,67
MÉDIA	10	80	3,4	0,5	1,8	1,05

Fonte: Adaptado de Ramesh e Jeyan (2020) e Landolfo (2008).

Tabela 4.2 – Banco de dados de VANTs de pequeno porte (parte 2).

VANT	Área da asa (m ²)	Potência (Watt)	Alongamento (AR)	Velocidade de estol (m/s)	Wp/Wto	hp/W (hp/N)	W/S (N/m ²)
Pointer	0,75	300	10	8,4	0,24	0,01	53,56
Puma LE							
FQM-151A Pointer							
Raven	0,3	250	6,7	8,68	0,26	0,0134	62,13
Wasp							
Puma	0,832	600	9	9,22	0,16	0,014	64,84
Bayraktar							
Dragon eye	0,363	400	3,33	8,5	0,217	0,0237	62,16
Guardian							
Desert Hawk	0,28	300	6,28	11,43	0,15	0,0128	112
Orbiter	0,611	400	7,6	12,75	0,27	0,0099	104,25
CSV 15							
Metu Guventurk	0,7	900	7,5	9	0,11	0,027	63,06
Quantix Recon							
CYGNUS							
Arator 5B				12			
MÉDIA	0,611	400	7,5	9,11	0,217	0,0134	63,06

Fonte: Adaptado de Ramesh e Jeyan (2020) e Landolfo (2008).

Nas Tabela 4.2, W_p/W_{to} representa a razão de carga útil da aeronave, que é calculada dividindo o peso da carga útil pelo peso de decolagem da aeronave, hp/W representa a razão entre potência e peso da aeronave e W/S representa a carga alar, dada pela razão entre peso e área da asa.

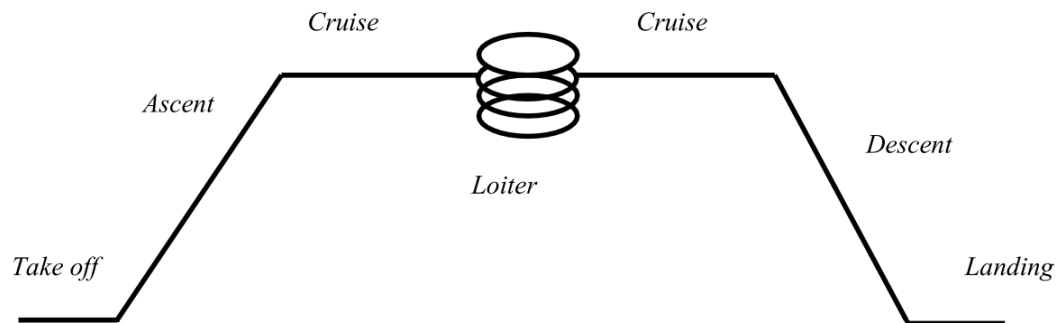
4.2 DEFINIÇÃO DE MISSÃO E REQUISITOS

Como já tratado na seção 2.2, muitos agricultores possuem uma vasta quantidade de terras para contabilizar, de forma que monitorar e medir esta quantidade de terra pode vir a ser uma tarefa difícil para a maioria deles. Portanto, ter uma ferramenta de vigilância portátil, barata e que possa cobrir grandes distâncias em um curto período de tempo seria extremamente útil para resolver tais problemas. Define-se então que a aplicação da aeronave a ser projetada será o imageamento de terras agrícolas. A aeronave projetada será portátil, de pequeno porte, lançada a mão (hand-launched) e controlada remotamente.

4.2.1 Missão

O perfil de missão típico para um VANT de pequeno porte destinado a aplicações relacionadas a monitoramento, vigilância ou imageamento é representada na Figura 4.1.

Figura 4.1 – Missão típica de VANT de pequeno porte.



Fonte: Sadrey (2012)

Esse perfil de missão é composto pela fase de decolagem, subida até altitude de voo, voo de cruzeiro após atingir a altitude de voo, fase de loiter ¹ ao redor da área a ser imageada, seguida de outra fase de cruzeiro para voltar ao local de lançamento, e então fase de descida e pouso.

4.2.2 Requisitos

Como anteriormente citado, o objetivo desse trabalho é criar o projeto conceitual de uma aeronave pequena, leve, lançada à mão e capaz de fornecer imageamento remoto diurno em plantações agrícolas. Optou-se por uma configuração de asa fixa, por esta ser a mais comumente utilizada nesse tipo de aplicação.

Como um dos objetivos específicos do projeto é o de comparar o desempenho do VANT movido a célula combustível com o de VANTs de tamanho semelhante alimentados por bateria, especificações de desempenho, dimensão e peso serão indispensáveis. Abaixo são apresentadas as especificações norteadoras do projeto.

Tabela 4.3 – Especificações do projeto do VANT.

Requisito	Valor
Peso (kg)	3,4
Alcance (km)	30
Autonomia (min)	90
Altitude operacional (m)	150

Fonte: próprio autor

Estas especificações foram definidas com base nos dados históricos obtidos na Tabela 4.1 e 4.2. Optou-se por manter as especificações de peso e dimensões semelhan-

¹Loiter é a fase do voo que consiste em sobrevoar uma pequena região, normalmente voando em trajetória circular.

tes aos dos VANTs pesquisados, para isso, foi realizada uma média aritmética dos dados contidos na tabela. No entanto, optou-se por especificações de desempenho consideravelmente superiores aos encontrados na tabela, tendo em vista que um dos objetivos do projeto é o de obter uma aeronave com desempenho superior.

4.3 DIAGRAMA DE RESTRIÇÃO

4.3.1 Gráfico do diagrama de restrição

Os principais parâmetros de entrada do programa para obtenção do diagrama de restrição foram escolhidos com base nos valores de referência de VANTs de pequeno porte presentes na Tabela 4.1 e 4.2, e outros valores foram definidos com base nos requisitos de projeto da seção 4.3. Nos demais parâmetros de entrada do programa, foram utilizados valores padrões, contidos no próprio código da referência Scalan (2017), que também se referem ao projeto de um VANT de tamanho semelhante. Por tratar-se de uma etapa inicial de projeto conceitual, essa aproximação foi considerada como razoável. Os principais parâmetros utilizados, junto ao seu significado e valor, são apresentados na Tabela 4.4.

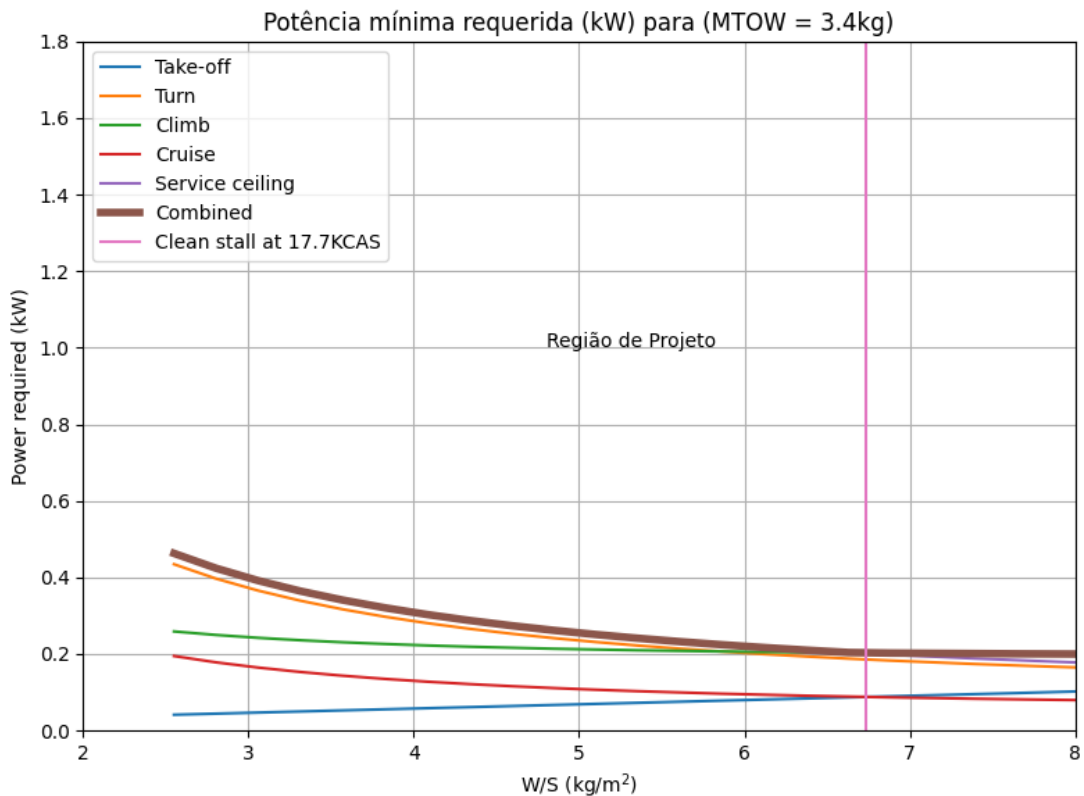
Tabela 4.4 – Principais variáveis de entrada do programa.

Variável	Significado	Valor utilizado
cruisealt_m	A altitude na qual o requisito de velocidade de cruzeiro será definido.	122 metros
cruisespeed_ktas	A velocidade de cruzeiro necessária (em nós, velocidade real).	30,61 nós
servceil_m	O teto de serviço exigido em metros.	400 metros
vstallclean_kcas	A velocidade máxima de estol aceitável (em nós).	17,70 nós
aspectratio	Razão/proporção de aspecto da asa.	7,5
etap	Eficiência da hélice em várias fases da missão.	0,7
TOW_kg	Peso máximo de decolagem da aeronave em kilograma.	3,4 kg

Fonte: próprio autor

O código apresentado na seção foi utilizado para a geração do diagrama de restrição da aeronave. Abaixo é apresentado o diagrama de potência requerida (P) pela carga alar (W/S), visto na Figura 4.2.

Figura 4.2 – Diagrama de potência requerida (P) pela carga alar (W/S).

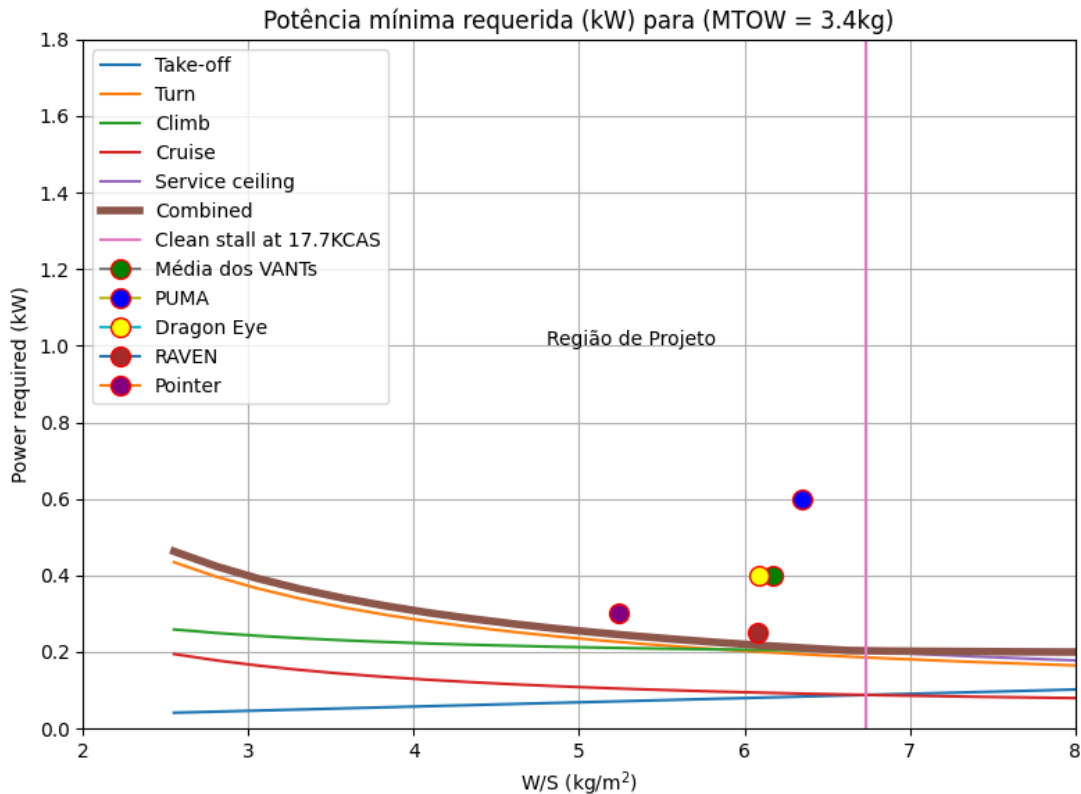


Fonte: próprio autor.

No diagrama, são geradas curvas de potência requerida (P) pela carga alar (W/S) para as condições mais comuns de voo de uma aeronave (Decolagem, Curva, Subida, Cruzeiro, Teto de serviço e Estol, assim como para uma condição combinada (*Combined*)). Pode-se avaliar a acuidade do diagrama gerado comparando os valores possíveis da região de projeto com os valores de VANTs já conhecidos, como os das Tabelas 4.1 e 4.2. Na Figura 4.3 é visto o mesmo diagrama de restrição acima, porém são identificados os pontos de projeto para VANTs específicos assim como para a média dos VANTs presentes nas Tabelas 4.1 e 4.2 ². Os valores da tabela foram convertidos de N/m^2 para kg/m^2 para inserção no gráfico.

²A fase de loiter da aeronave será considerada equivalente a fase de cruzeiro (cruise).

Figura 4.3 – Diagrama de restrição obtido comparado com dados históricos.



Fonte: próprio autor.

No diagrama da Figura 4.3, no círculo verde, está o ponto de projeto da média dos dados históricos das Tabelas 4.1 e 4.2. Nota-se que os valores históricos de carga alar e de potência são condizentes com o obtido no diagrama de restrição, assim como os valores de potência requerida, pois estão dentro da região possível de projeto do diagrama. Os valores de potência históricos estão mais próximos dos limites definidos pela curva combinada do diagrama de restrição. No entanto, essa proximidade acontece apenas para alguns veículos específicos com requisitos de potência muito abaixo da média, e é considerada como aceitável. O diagrama de restrição construído para o VANT foi então validado.

Os códigos em Python para geração do diagrama de restrição desenvolvido neste trabalho estão disponíveis no link https://github.com/joaogdfaero/restriction_diagram_tcc.

4.3.2 Escolha do ponto de projeto

Tendo gerado e validado o diagrama da restrição, é necessário escolher um ponto do projeto que defina os valores de potência requerida P e carga alar W/S para a aeronave.

Em relação a escolha da potência requerida, avalia-se que uma aeronave com

maior potência irá acelerar mais rapidamente, terá uma maior razão de subida e taxas de curvas mais altas, porém, seu motor consumirá mais combustível ou energia da bateria ou célula combustível, o que aumentará o peso de decolagem da aeronave (LANDOLFO, 2008). Portanto, este requisito é um dos mais importantes do projeto, pois define a potência, dimensões, peso e demais fatores da célula combustível que alimentará o VANT. Quanto menor a potência requerida, maior a probabilidade de se projetar, com sucesso, um VANT de pequeno porte movido a célula combustível.

Em relação a carga alar W/S , caso ela apresente baixo valor, implicará também no tamanho da asa, que deverá ser maior, o que conseqüentemente aumenta o arrasto da asa e o peso da estrutura da aeronave. Esses fatores fazem com que uma baixa razão de carga alar W/S implique em um maior peso de decolagem para a aeronave.

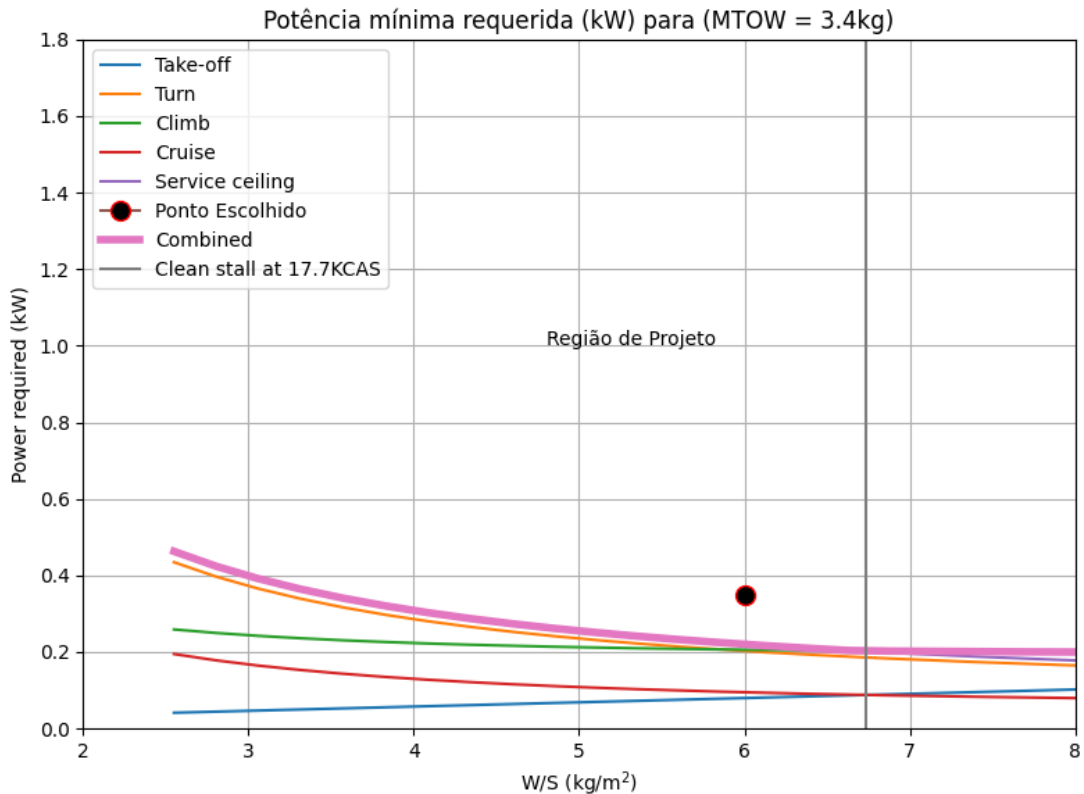
Em relação a aeronave projetada neste trabalho, foi escolhido um valor de carga alar equiparável ao de VANTs contidos nas Tabelas 4.1 e 4.2, procedimento este recomendado por Landolfo (2008). Já em relação a potência requerida, optou-se por um valor capaz de satisfazer os requisitos de todas as condições de voo, porém, ainda dentro de um valor de potência comum para esta classe de aeronaves. Tem-se então o seguinte ponto escolhido no diagrama de restrição:

$$P = 350 W$$

$$\frac{W}{S} = 60 N/m^2$$

Onde P se refere a potência requerida e W/S a carga alar. O diagrama de restrição é novamente apresentado na Figura 4.4 contendo uma representação do ponto de projeto escolhido.

Figura 4.4 – Diagrama de restrição com ponto de escolha de projeto.



Fonte: próprio autor.

4.4 PROJETO DA ASA

4.4.1 Configuração da Asa

Optou-se por uma configuração de asa do tipo convencional, pois esta configuração é indicada para uso em aplicações de imageamento, visto que fornece maior estabilidade à aeronave no momento do registro de imagens (PELLNAS; SANDEBERG, 2021). Além disso, em relação a altura da asa, optou-se por uma configuração de asa alta, pois essa é mais indicada para VANTs de pequeno porte por apresentar vantagens de estabilidade, processo de fabricação mais simples e maior distância do solo em relação a outras configurações (ARIYANTO et al., 2018).

4.4.2 Área da asa

Pode-se determinar a área S da asa com base na equação 3.1:

$$S = \frac{W}{W/S} = \frac{3,4 \text{ kg} \cdot 9,81 \text{ m/s}^2}{60 \text{ N/m}^2} = 0,56 \text{ m}^2$$

4.4.3 Envergadura e corda

Assumindo uma asa do tipo retangular, pode-se calcular a corda e envergadura com base na alongamento $AR = 7.5$ definida anteriormente, com base nas equações 3.2 e 3.3.

$$S = b \cdot c = 0,56 \text{ m}^2$$

$$AR = \frac{b}{c} = 7.5$$

Onde b representa a envergadura e c a corda da aeronave. Resolvendo as equações para b e c obtém-se:

$$b = 2,05 \text{ m}$$

$$c = 0,27 \text{ m}$$

4.4.4 Escolha do Aerofólio

Primeiramente, calcula-se o número de Reynolds com base na equação 4.1.

$$Re = \frac{Vc}{\nu} = \frac{15,75 \text{ m/s} \cdot 0,273 \text{ m}}{1,48 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}} = 290523,649 \quad (4.1)$$

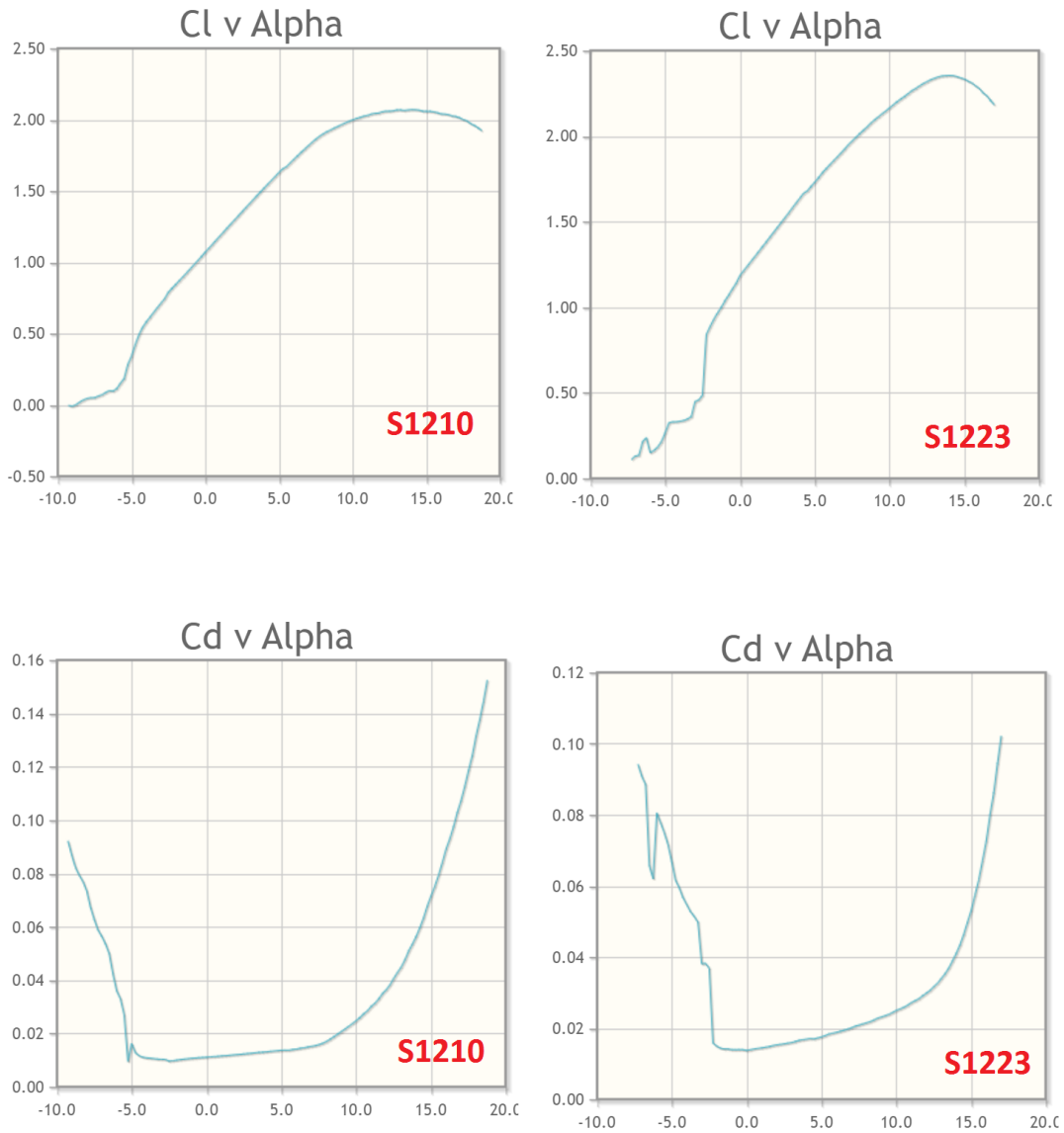
Onde V é a velocidade de voo da aeronave, c a corda e ν , a viscosidade cinemática a 15°C.

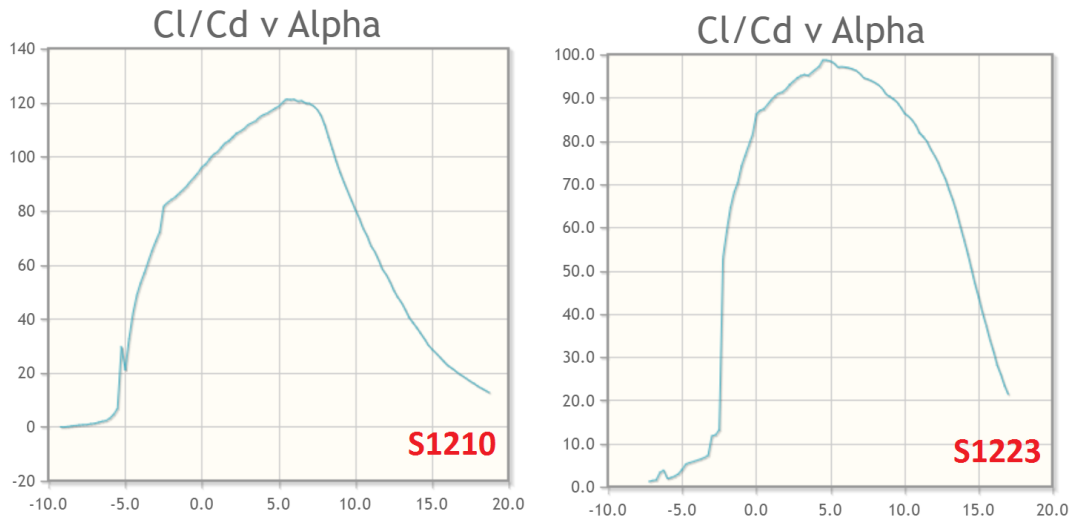
Para essa faixa de número de Reynolds, procura-se aerofólios com elevado coeficiente de sustentação e desempenho na base de dados fornecida por (UIUC Applied Aerodynamics Group, 2022). Seleciona-se então dois candidatos de aerofólio com elevado coeficiente de sustentação: Selig S1210 e Selig S1223.

Avalia-se a variação dos coeficientes de sustentação C_L , arrasto C_D e razão $\frac{C_L}{C_D}$ em relação ao ângulo de ataque α para um número de Reynolds próximo ao calculado anteriormente. Esses dados podem ser obtidos na plataforma AirfoilTools (2022), e são apresentados na Figura 4.5.

Para $Re \approx 290523,649$, $N_{crit} = 9$ (nível padrão de turbulência):

Figura 4.5 – Curvas $C_L \times \alpha$, $C_D \times \alpha$ e $C_L/C_D \times \alpha$ para os aerofólios Selig S1210 e Selig S1223.

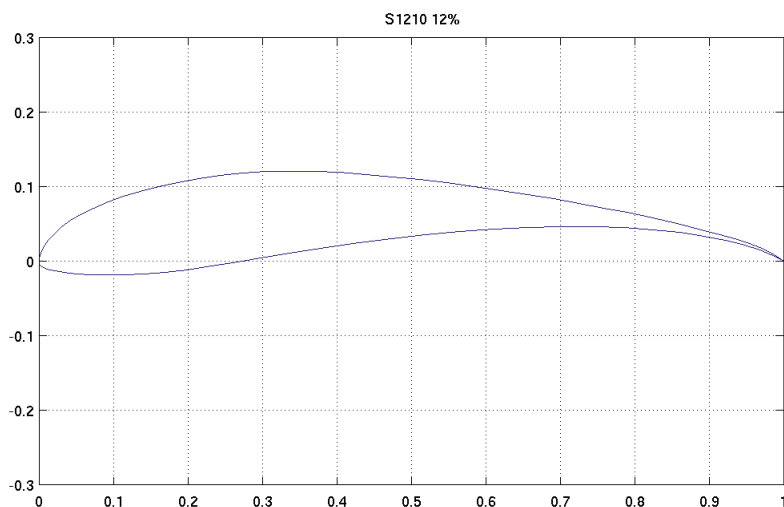




Fonte: Adaptado de AirfoilTools (2022)

A partir da análise dos gráficos nota-se um desempenho semelhante nos dois aerofólios em relação a variação de C_L . No que diz respeito ao coeficiente de arrasto C_D , o aerofólio S1210 apresentou um melhor desempenho com menor coeficiente de arrasto em ângulos de ataque mais baixos (0° a 10°). Acerca da razão C_L/C_D , ou eficiência aerodinâmica, o aerofólio S1210 também apresentou desempenho consideravelmente superior, com valores superiores de eficiência aerodinâmica na faixa de 0° a 10° de ângulo de ataque. Portanto, o aerofólio S1210 foi escolhido para a aeronave, que pode ser visualizado na Figura 4.6.

Figura 4.6 – Representação do aerofólio S1210.



Fonte: UIUC Applied Aerodynamics Group (2022).

4.4.5 Razão Sustentação e Arrasto

Pode-se escrever o arrasto como a soma das componentes do arrasto induzido C_{Di} e do arrasto de sustentação zero C_{D0} . Calcula-se o arrasto induzido com base na equação 3.5.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} = 0,009$$

Onde e representa o coeficiente de Oswald, escolhido como 0,8 para aeronaves leves. Calcula-se então o arrasto total utilizando a estimativa inicial de $C_{D0} = 0,0418$, e por fim calcula-se a razão entre o arrasto e sustentação pela equação 3.6.

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} = 0,0418 + 0,009 = 0,050$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0,403}{0,050} = 8,005$$

4.4.6 Demais parâmetros

Em relação ao ângulo de enflechamento Λ , define-se um ângulo de 2° no bordo de ataque e 0° no ponto de máxima espessura da asa, assim como definido por Scalan (2017). Em relação ao afilamento λ , optou-se por uma asa do tipo retangular com $\lambda = 1$, por esta ser mais indicada para VANTs de pequeno porte devido principalmente a sua facilidade de fabricação (ARIYANTO et al., 2018).

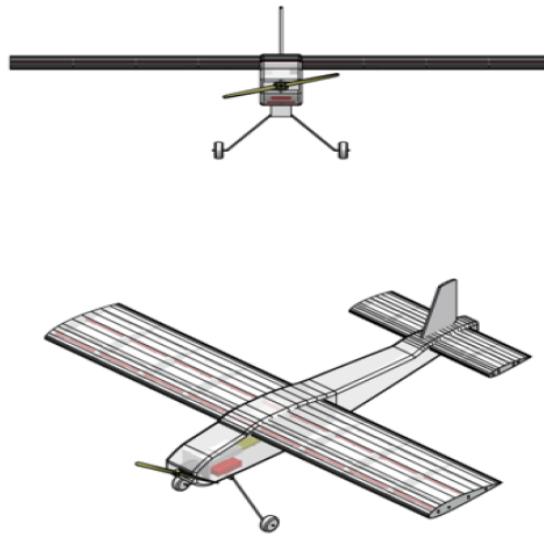
4.5 SISTEMA PROPULSIVO E CÉLULA COMBUSTÍVEL

4.5.1 Configuração do motor

A respeito da configuração de posicionamento do motor, optou-se por uma do tipo "*tractor*". Esse tipo de configuração apresenta como principal vantagem a redução de massa do VANT, além de facilitar uma posterior manufatura do veículo (ARIYANTO et al., 2018).

As configurações de asa, cauda e motor escolhidas para a aeronave também foram utilizadas no projeto conceitual de um VANT movido a célula combustível desenvolvido por Keiyinci (2021), que pode ser visto na Figura 4.7.

Figura 4.7 – Configuração de asa alta, cauda convencional e motor "tractor" em VANT movido a célula combustível.



Fonte: Keiyinci (2021).

4.5.2 Motor elétrico

A potência requirida para o motor foi obtida a partir do diagrama de restrição obtido na seção 4.3.2, tendo sido definida a especificação de potência $P = 350 W$, capaz de satisfazer todas as etapas do voo da aeronave. Precisa-se então de um motor elétrico de baixo peso, adequado para VANTs de pequeno porte e capaz de atingir ou superar esse requisito de potência.

Por meio de uma pesquisa de oferta, levando em conta aspectos como potência máxima, peso do motor e peso da aeronave, foi selecionado um motor da classe AXI 28 V2, indicados para uso em VANTs com peso de 2500 g a 3000 g. O modelo específico escolhido foi o motor sem escovas (*brushless*) AXI 2820/12 GOLD, apresentado na Figura 4.8 junto às suas especificações técnicas (Tabela 4.5).

Figura 4.8 – Motor elétrico AXI 2820/12.



Fonte: AXI (2022).

Tabela 4.5 – Especificações técnicas do motor elétrico AXI 2820/12.

Parâmetro	Valor
Eficiência	85%
Corrente	38 A / min
Dimensões	35 x 46 mm
Diâmetro do eixo	5 mm
Massa	148 g
Potência máxima	650 W

Fonte: AXI (2022).

Avalia-se a capacidade do motor elétrico de alcançar a potência requerida pela aeronave com base na equação 3.7

$$P_R = P_{EM} \cdot \eta_p \geq 350 W$$

Onde P_R representa a potência que o motor elétrico fornece para a aeronave, P_{EM} a potência do motor elétrico, η_p a eficiência da hélice (assumida como 80%). Utilizando a equação para o motor elétrico selecionado, obtém-se:

$$P_{AXI\ 2820/12} = 650 W \cdot 0,8 = 520 W \geq 350 W \quad (4.2)$$

Pelo uso da equação 3.7 concluí-se que o motor elétrico AXI 2820/12 é capaz de satisfazer os requisitos de potência de projeto, com uma potência que excede em aproximadamente 70 W a potência de voo da aeronave.

A partir dos dados do fabricante, disponíveis em Schweighofer (2022) e apresentados parcialmente na Tabela 4.6, podemos selecionar o tamanho aproximado da hélice da aeronave com base na velocidade de voo e potência do motor elétrico.

Tabela 4.6 – Dados para escolha da hélice do motor AXI 2820.

Dimensões [<i>in</i>]	Potência [<i>W</i>]	Eficiência [%]	Velocidade [<i>m/s</i>]
9x6"	222	80	19,9
9x6"	313	80	22,3
9x6"	414	79	24,5
10x6"	167	79	16,1
10x6"	253	79	18,5
10x6"	348	79	20,6

Fonte: Adaptado de Schweighofer (2022)

Avaliando os dados da Tabela 4.6, para uma velocidade de $15,75 \text{ m/s}$ e uma potência de voo de 350 W , se recomenda a utilização de uma hélice com dimensões de 10×6 ", onde o primeiro valor se refere ao diâmetro e o segundo ao passo da hélice. Uma hélice indicada para uso no motor elétrico é apresentada na Figura 4.9.

Figura 4.9 – Hélice Aer Carbon Light 10x6".



Fonte: RC-Innovations (2022).

4.5.3 Célula Combustível e Tanque

(KEIYINCI, 2021) e (AN et al., 2022) indicam que células combustíveis do tipo PEMFC (*proton exchange membrane fuel cells*) são as mais recomendadas para uso em VANTs de pequeno porte, devido a sua baixa temperatura de operação (30° a 100°), alta maturidade tecnológica e tamanho compacto.

Na tabela 4.7 são apresentadas células combustíveis do tipo PEM ultra-leves existentes no mercado, em grande parte direcionadas para aplicações e veículos aéreos não tripulados de pequeno porte.

Tabela 4.7 – Células Combustíveis PEM disponíveis no mercado.

Nome	Fabricante	Potência	Voltagem	Corrente	Dimensões	Massa total
AEROSTAK A-250	H3 Dynamics	250W	22.2V - 35.2V	0 - 13.5A	110x120x123 mm	720g
AEROSTAK A-500	H3 Dynamics	500W	27V - 35.2V	0 - 25A	184x195x166 mm	1300g
Protium-150	Spectronik	150W	12V - 18V	0 - 12.5A	109 × 101 × 84 mm	470g
Protium-300	Spectronik	300W	24V - 36V	0 - 12.5A	179 × 101 × 84 mm	765g
G-HFCS-600W24V	The Fuel Cell Store	600W	22V - 36 V	0 - 25A	205x168x90 mm	2.590 g
IE-SOAR™	Intelligent Energy	800W	24V - 48V	-	210 x 105 x 105mm	1450g

Fonte: Adaptado de Intelligent-Energy (2022), HES-Energy-Systems (2022) e Spectronik (2022)

Da seção 4.3.2, recorda-se que a especificação de projeto de potência da aeronave projetada que satisfaz todas as condições de voo é o de $P = 350 W$. Entre as células acima, destaca-se a AEROSTAK A-500 e a IE-SOAR™, que apresentam especificação técnica de potência superior ao requisito de projeto, apresentando também massa e dimensões reduzidas. No comparativo entre as duas células, observa-se que ambas apresentam semelhante valor de voltagem, porém, a IE-SOAR™ apresenta dimensões inferiores, sendo então mais compacta e mais facilmente alocada na fuselagem do VANT. Essa célula combustível pode ser observada na Figura 4.10 e 4.11.

Figura 4.10 – Vista frontal da Célula Combustível IE-SOAR™ 800W.



Fonte: Intelligent-Energy (2022).

Figura 4.11 – Vista posterior da Célula Combustível IE-SOAR™ 800W.



Fonte: Intelligent-Energy (2022).

Essa célula possui como principal aplicação aumentar o tempo de voo de VANTs, tanto para aeronaves VTOL (pouso e decolagem vertical) como para aeronaves de asa fixa (Intelligent-Energy, 2022). Para operar ela também acompanha um controlador que compõe o peso total de 1450 g do sistema, e cujas dimensões são 195 · 90 · 40 mm. A célula acompanha também um regulador de hidrogênio cujo peso é de 315 g, de forma que o peso total do conjunto célula combustível e regulador chega a 1765 g. A célula possui sistema de resfriamento integrado, feito por sistema de ventilação. Demais parâmetros da célula combustível podem ser acessados no *datasheet* do fabricante, em Intelligent-Energy (2022).

Já a célula AEROSTAK A-500, visualizada na Figura 4.12, também possui como aplicação o uso em veículos aéreos não tripulados, devido ao seu baixo peso e tamanho compacto. Ela possui um sistema de resfriamento e ventilação integrado e um controlador integrado que compõe o peso total de 1300g. A célula também acompanha um regulador de hidrogênio com peso de 270 g, de forma que o peso total do conjunto célula combustível e regulador chega a 1570g. Demais parâmetros da célula combustível podem ser acessados no *datasheet* do fabricante, em HES-Energy-Systems (2022).

Figura 4.12 – Célula Combustível AEROSTAK A-500.



Fonte: HES-Energy-Systems (2022).

Avalia-se a capacidade da célula combustível de alcançar a potência requerida pela aeronave com base na equação 3.8.

$$P_R = P_{FC} \cdot \eta_p \cdot \eta_m \geq 350 \text{ W}$$

Onde P_R representa a potência que a célula combustível fornece para a aeronave, P_{FC} a potência da célula combustível, η_p a eficiência da hélice (assumida como 70%) e η_m a eficiência do motor elétrico (80% para o motor elétrico XI 4120/14 selecionado na seção 4.5.2). Utilizando a equação para cada uma das células, obtém-se:

$$P_{\text{AEROSTAK A-500}} = 500 \text{ W} \cdot 0,7 \cdot 0,8 = 280 \text{ W} \leq 350 \text{ W} \quad (4.3)$$

$$P_{\text{IE-SOAR™}} = 800 \text{ W} \cdot 0,7 \cdot 0,8 = 448 \text{ W} \geq 350 \text{ W} \quad (4.4)$$

Pelo uso da equação 3.8, concluí-se que apenas a célula combustível IE-SOAR™ é capaz de satisfazer aos requisitos de potência de projeto, com uma potência que excede em aproximadamente 100 W a potência de voo da aeronave, e portanto esta célula combustível é escolhida para uso no VANT.

Em relação ao tanque de hidrogênio que acompanha a célula, (APELAND; PA-VLOU; HEMMINGSEN, 2020) apresentam dados a respeito de tanques cilíndricos leves aplicáveis a VANTs, comercializados pela empresa Composite Technical Systems: CTS. Esses dados são reproduzidos na Tabela 4.8.

Tabela 4.8 – Tanques de combustíveis cilíndricos leves.

Volume [L]	Massa do Cilindro [kg]	Massa de H_2 [g]	Eficiência de armazen. [%]	Energia [Wh]	Energia Específica [Wh/kg]
2	1,2	41,7	3,5	700	584
3	1,4	62,5	4,5	1050	750
6	2,5	125,0	5,0	2101	840
6,8	2,7	141,7	5,2	2381	882
7,2	2,8	150,0	5,4	2521	900
9	3,8	187,6	4,9	3151	829

Fonte: Apeland, Pavlou e Hemmingsen (2020).

Onde a energia E fornecida pelo tanque, dada em Wh , é calculada pela equação 4.5 (APELAND; PAVLOU; HEMMINGSEN, 2020):

$$E_{\text{tanque}} = \rho_{H_2} \cdot V_o \cdot h_{H_2} \cdot \eta_{FC} \cdot \eta_{H_2} \quad (4.5)$$

Onde ρ_{H_2} representa a densidade do hidrogênio, V_o o volume do tanque, h_{H_2} a entalpia do hidrogênio, η_{FC} a eficiência da célula, assumida como 50%, e η_{H_2} a eficiência do combustível, assumida como 95% (a eficiência do combustível η_{H_2} , equivale a 100% menos a eficiência de armazenamento da Tabela 4.8).

Dos dados da tabela, verifica-se que o cilindro de 2 L apresenta massa compatível com a de um VANT de pequeno porte. Esse cilindro é apresentado na Figura 4.13, acompanhado de algumas de suas dimensões (Tabela 4.9).

Tabela 4.9 – Especificações técnicas do cilindro de 2L.

Propriedade	Valor
Peso [g]	1240 ± 90
Diâmetro [mm]	107 ± 2
Comprimento [mm]	369 ± 5

Fonte: Composite Technical Systems: CTS (2022).

Figura 4.13 – Tanque de Hidrogênio de 2L.



Fonte: Composite Technical Systems: CTS (2022).

Verifica-se que a massa do cilindro, assim como suas dimensões, são compatíveis com o restante do sistema propulsivo. A dimensão do diâmetro do cilindro é equiparável a menor dimensão da célula combustível IE-SOAR™ selecionada anteriormente.

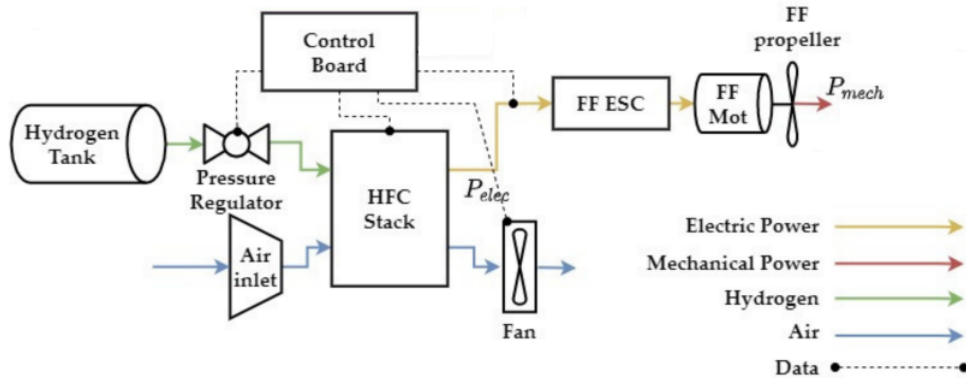
4.5.4 Outros Componentes

Por tratar-se de uma etapa de projeto conceitual, os demais componentes do sistema propulsivo, ou seja, o ESC (*Electronic Speed Controller*) e o *cooler* do motor elétrico não serão escolhidos especificamente. Porém, a massa desses componentes será levada em conta no processo de estimativa final de peso da aeronave, com base em dados de referências. As dimensões desses componentes são pequenas o suficiente para que eles não afetem as dimensões finais da aeronave.

4.5.5 Representação geral

Uma representação geral do sistema propulsivo adaptada de An et al. (2022) é apresentada na Figura 4.14. Na adaptação feita em relação ao sistema de An et al. (2022), foi removida a bateria e a hélice para VTOL (*vertical take-off and landing*) utilizadas na aeronave projetada por estes autores.

Figura 4.14 – Representação do Sistema Propulsivo escolhido.



Fonte: adaptado de An et al. (2022).

Na imagem estão representados o tanque de hidrogênio (*hydrogen tank*), o regulador de pressão (*pressure regulator*), a célula combustível (*HFC stack*), o ventilador de resfriamento da célula (*fan*), o controlador do sistema (*control board*), o ESC (*FF ESC*), o motor elétrico (*FF mot*) e a hélice (*FF propeller*).

4.6 FUSELAGEM

Em relação ao formato da fuselagem, optou-se por uma seção transversal tubular circular. Primeiramente, precisa-se determinar o valor do diâmetro da fuselagem (D_f). Com base nos componentes do sistema propulsivo, observa-se que o tanque de hidrogênio possui a maior dimensão entre todos os componentes (107 mm de diâmetro), e portanto seu diâmetro determina o diâmetro da fuselagem. Tem-se então o seguinte diâmetro estimado para a fuselagem:

$$D_f = 115 \text{ mm}$$

No tocante ao comprimento da fuselagem L_f , a razão ótima entre comprimento da fuselagem e diâmetro que reduz ao máximo o arrasto de sustentação zero é apontada como 16,3 (SADREY, 2012). Tem-se então:

$$(L_f/D_f)_{opt} = 16,3$$

Substituindo D_f e isolando L_f na equação acima obtém-se o seguinte comprimento para a fuselagem:

$$L_f = 16,3 \cdot 115 \text{ mm} = 1874,5 \text{ mm}$$

Pode-se calcular então a razão entre a envergadura da asa e o comprimento da fuselagem:

$$\frac{b}{L_f} = \frac{2050 \text{ mm}}{1874,5 \text{ mm}} = 1,09$$

Ao avaliar-se os dados contidos em Barnard Microsystems (2020), identifica-se que a razão envergadura e comprimento da fuselagem para VANTs de todas as categorias é próxima de 1,7.

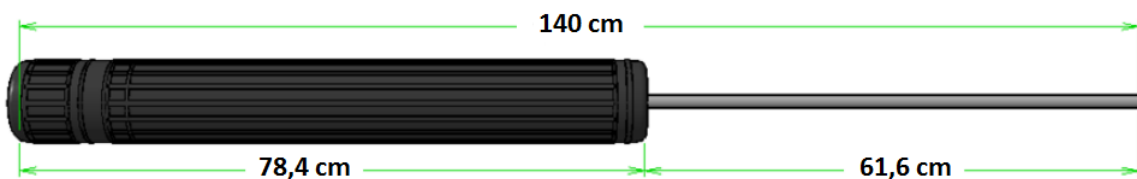
Logo, determina-se novamente um comprimento da fuselagem intermediário que satisfaça a condição de razão entre comprimento e diâmetro da fuselagem ótima $(L_f/D_f)_{opt} = 16,3$ e a razão entre envergadura da asa e comprimento da fuselagem $(b/L_f) = 1,7$. Esse comprimento foi calculado como sendo:

$$L_f = 1400 \text{ mm}$$

O que resulta nas seguintes razões $(L_f/D_f)_{opt} = 12,2$ e $(b/L_f) = 1,5$, próximas das razões ideais.

Em relação ao material do qual a fuselagem é composta, é recomendável o uso de plástico e alumínio, por apresentarem peso reduzido, elevada resistência, alta disponibilidade e processo de fabricação facilitado (ARIYANTO et al., 2018). Esse tipo de estrutura é formada por uma seção de plástico na parte da frente da fuselagem, que comporta todos os componentes da aeronave, seguida por uma haste cilíndrica de alumínio que compõe a parte traseira da fuselagem. O comprimento de cada uma das seções foi determinado com base nas razões definidas em Ariyanto et al. (2018) e também levando em conta o comprimento dos componentes do sistema propulsivo. Uma representação da fuselagem acompanhada por suas dimensões em centímetros pode ser vista na Figura 4.15.

Figura 4.15 – Dimensões e representação da fuselagem.



Fonte: adaptado de Ariyanto et al. (2018).

4.7 PROJETO DA EMPENAGEM

4.7.1 Configuração da Empenagem

No tocante à configuração da empenagem, optou-se pela configuração convencional, por essa apresentar vantagens aerodinâmicas, de peso estrutural e facilidade de construção que as configurações alternativas, além de ser mais indicada para uso em VANTs de pequeno porte de asa fixa (ARIYANTO et al., 2018). Visto isso, foi necessário de antemão calcular as dimensões do sistema propulsivo e da fuselagem, pois tais parâmetros são essenciais para a realização do projeto da empenagem.

4.7.2 Estabilizador Horizontal

Inicialmente, seleciona-se um coeficiente de volume para o estabilizador vertical, \bar{V}_H . Como indicado em Sadrey (2012), para aviões de pequeno porte, $\bar{V}_H = 0,5$.

O braço de alavanca ideal é dado pela equação 3.9. Obtém-se então:

$$l_{opt} = K_c \cdot \sqrt{\frac{4 \cdot \bar{C} \cdot S \cdot \bar{V}_H}{\pi \cdot D_f}} = 1,008 \text{ m}$$

Para os seguintes parâmetros anteriormente definidos:

$$\bar{C} = 0,273 \text{ m}$$

$$K_c = 1,1$$

$$S = 0,56 \text{ m}^2$$

$$\bar{V}_H = 0,5 \text{ m}^3$$

$$D_f = 0,115 \text{ m}$$

Calcula-se agora a área do estabilizador horizontal S_h , fazendo uso da equação 3.10 e substituindo os valores encontrados anteriormente.

$$S_h = \frac{\bar{V}_H \cdot \bar{C} \cdot S}{l_{opt}} = 0,075 \text{ m}^2$$

Levando em conta os momentos atuantes na aeronave, precisa-se satisfazer a seguinte equação 3.11.

$$C_{m0_wf} + C_L(h - h_0) - \bar{V}_H C_{Lh} = 0$$

Onde $C_{m_{0_wf}}$ representa o momento de arfagem do conjunto asa-fuselagem, C_L o coeficiente de sustentação de cruzeiro, $h - h_0$ representa a distância entre o centro de gravidade e o centro aerodinâmico da asa, \bar{V}_H o coeficiente de volume do estabilizador horizontal e C_{Lh} o coeficiente de sustentação do estabilizador vertical.

Primeiramente, calcula-se $C_{m_{0_wf}}$ pela seguinte equação:

$$C_{m_{0_wf}} = C_{maf} \frac{AR \cdot \cos^2(\Lambda)}{AR + 2 \cdot \cos(\Lambda)} + 0,01\alpha_t$$

Onde C_{maf} representa o momento de arfagem do aerofólio da asa, encontrado nos dados do aerofólio escolhido (-0.2234 para o aerofólio S1210), AR representa a alongamento da asa, Λ o ângulo de afilamento da asa e α_t o ângulo de torção da asa. Resolvendo a equação para os parâmetros definidos anteriormente encontra-se:

$$C_{m_{0_wf}} = -0,17632$$

Agora, isola-se C_{Lh} na equação 3.11 para que se calcule o coeficiente de sustentação de cruzeiro para o estabilizador horizontal (C_{Lh}).

$$C_{Lh} = \frac{C_{m_{0_wf}} + C_L(h - h_0)}{\bar{V}_H}$$

Utilizando o valor de $(h - h_0) = -0,116$ determinado com base na referência de Sadrey (2012), e substituindo os outros valores determinados anteriormente, encontra-se a seguinte resposta:

$$C_{Lh} = -0,44617$$

Em relação ao aerofólio do estabilizador horizontal, recomenda-se a utilização de um simétrico e mais fino que o aerofólio da asa no estabilizador horizontal. Sadrey (2012) aponta o modelo NACA 0009 como apropriado para uso no projeto em questão.

Pode-se determinar a alongamento do estabilizador horizontal (AR_h) com base na equação 3.13.

$$AR_h = \frac{2}{3}AR_w = \frac{2}{3} \cdot 7,5 = 5,0$$

Onde AR_w representa a alongamento da asa, anteriormente definida.

Assumindo uma asa do tipo retangular, pode-se calcular a corda e envergadura com base na alongamento $AR_h = 5,0$.

$$Sh = b_h \cdot c_h = 0,075 \text{ m}^2$$

$$AR_h = \frac{b_h}{c_h} = 5,0$$

Onde b_h representa a envergadura e c_h a corda do estabilizador horizontal. Resolvendo as

equações para b_h e c_h obtém-se:

$$b_h = 0,613 \text{ m}$$

$$c_h = 0,123 \text{ m}$$

Acerca do ângulo de enflechamento Λ , define-se um ângulo de 2° no bordo de ataque e 0° no ponto de máxima espessura do estabilizador horizontal, assim como feito pra asa Scallan (2017). Em relação ao afilamento λ , optou-se por um estabilizador do tipo retangular, com $\lambda = 1$, por esse ser mais indicado para VANTs de pequeno porte devido principalmente à sua facilidade de fabricação.

4.7.3 Estabilizador Vertical

Seguindo um procedimento semelhante ao feito para o estabilizador horizontal, seleciona-se um coeficiente de volume para o estabilizador vertical, \bar{V}_v . Como indicado em Sadrey (2012), para aviões de pequeno porte, $\bar{V}_v = 0,04$.

Utiliza-se o mesmo braço de alavanca ótimo calculado para o estabilizador horizontal, ou seja $l_{opt} = 1,008 \text{ m}$. Calcula-se agora a área do estabilizador vertical S_v , fazendo uso da equação abaixo e substituindo os valores encontrados anteriormente.

$$S_v = \frac{\bar{V}_v \cdot \bar{C} \cdot S}{l_{opt}} = 0,0113 \text{ m}^2$$

No tocante à alongamento do estabilizador vertical AR_v , Sadrey (2012) recomenda uma estimativa inicial de 1,5. Assumindo uma asa do tipo retangular, pode-se calcular a corda e envergadura com base na alongamento $AR_v = 1,5$ suposta.

$$S_v = b_v \cdot c_v = 0,0113 \text{ m}^2$$

$$AR_v = \frac{b_v}{c_v} = 1,5$$

Onde b_v representa a envergadura e c_v a corda do estabilizador vertical. Resolvendo as equações para b_v e c_v obtém-se:

$$b_v = 0,130 \text{ m}$$

$$c_v = 0,087 \text{ m}$$

Em relação ao ângulo de enflechamento Λ , afilamento λ e ao aerofólio do estabilizador vertical foram supostos os mesmos valores escolhidos para o estabilizador horizontal.

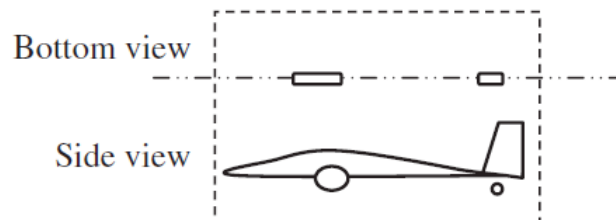
É visto também que para o ângulo de incidência do estabilizador vertical i_v , escolhe-se um ângulo de $1,5^\circ$, recomendado para aeronaves com um motor a hélice, para contrabalancear a tendência de rolagem da aeronave devido ao momento causado pela rotação

da hélice (SADREY, 2012).

4.8 TREM DE POUSO

Acerca da configuração do trem de pouso da aeronave (Figura 4.16), optou-se por uma do tipo *single main* devido ao seu design simplificado Sadrey (2012). Essa configuração implica em dois trens de pouso, um traseiro e um dianteiro.

Figura 4.16 – Vista inferior e lateral da configuração de trem de pouso *single main*.



Fonte: Sadrey (2012).

Nessa configuração, o trem de pouso principal está próximo ao C.G da aeronave, enquanto o trem de pouso secundário está atrás do C.G (sob a seção da cauda).

4.9 ESTIMATIVA DE PESO FINAL

Tendo definido e dimensionado diversos componentes da aeronave, realiza-se na Tabela 4.10 uma estimativa de peso de cada componente.

Tabela 4.10 – Estimativa de peso dos componentes da aeronave.

Sistema	Componente	Peso [g]	Total [g]
Motor	Motor elétrico	148	223
	Hélice	20	
	Cooler	25	
	ESC	30	
Célula combustível	Tanque	1240	3005
	Regulador	315	
	Célula	1350	
	Controlador	100	
Carga paga	Câmera	90	105
	Servos	15	
Aviônica	Transmissor	40	55
	Cabos	15	
Estrutura	Asa	700	1518
	Trem de Pouso	200	
	Fuselagem	300	
	Empenagem	300	
	Cola	18	
Total			4906 g

Fonte: Landolfo (2008).

Para peças que não podem ser pesadas antes serem construídas, como fuselagem, asa e cauda, as estimativas de peso foram baseadas em dados de aeronaves anteriores equiparáveis, principalmente de Landolfo (2008). Na segunda estimativa de peso da aeronave, estima-se uma massa de 4906 g, que é 1500 g maior que o peso estimado inicialmente, de 3400 g. Essa diferença se deve, principalmente, ao conjunto célula combustível e tanque, conjunto que individualmente pesa 2590 g. No entanto, considerando os valores de massa das categorias de VANTs de pequeno porte apresentadas nas Tabelas 2.1 e 2.2, o peso de 4906 g ainda se encontra dentro dos limites dessa categoria.

4.10 SEGUNDA ITERAÇÃO

Nessa etapa, devido a diferença entre a estimativa de peso inicial e final, recalculam-se todos os principais parâmetros da aeronave com base na nova estimativa de peso, de 4906 g.

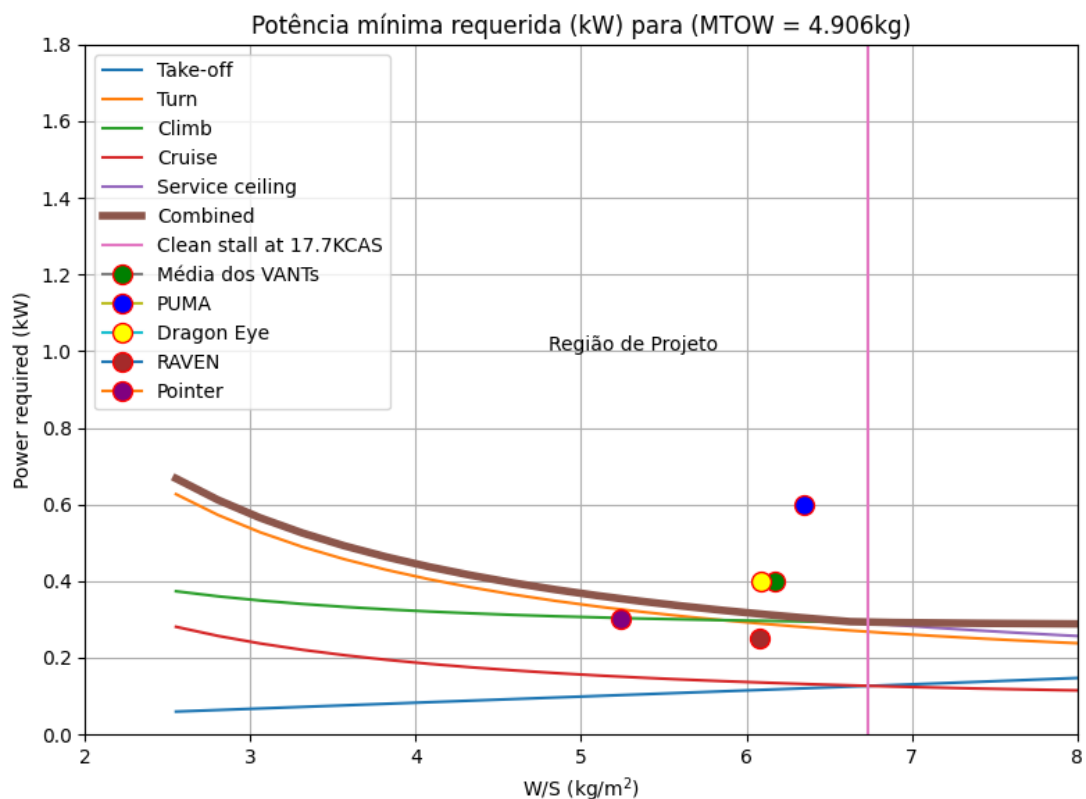
Segundo Sadrey (2012), um aumento de 10% no peso da aeronave implica, geral-

mente, nos seguintes aumentos em outros parâmetros iniciais de projeto:

- Aumento em 5% na velocidade de estol ($v_{stallclean_kcas}$);
- Redução de 4% na velocidade de cruzeiro ($cruisespeed_ktas$);
- Aumento de 8% na distância de decolagem ($groundrun_m$), e;
- Redução em 7% no teto de serviço ($servceil_m$).

Demais parâmetros de entrada do diagrama de restrição foram mantidos. O novo diagrama de restrição, para o peso de decolagem de 4906 g, pode ser visto na Figura 4.17.

Figura 4.17 – Novo diagrama de restrição comparado com dados históricos.



Fonte: próprio autor.

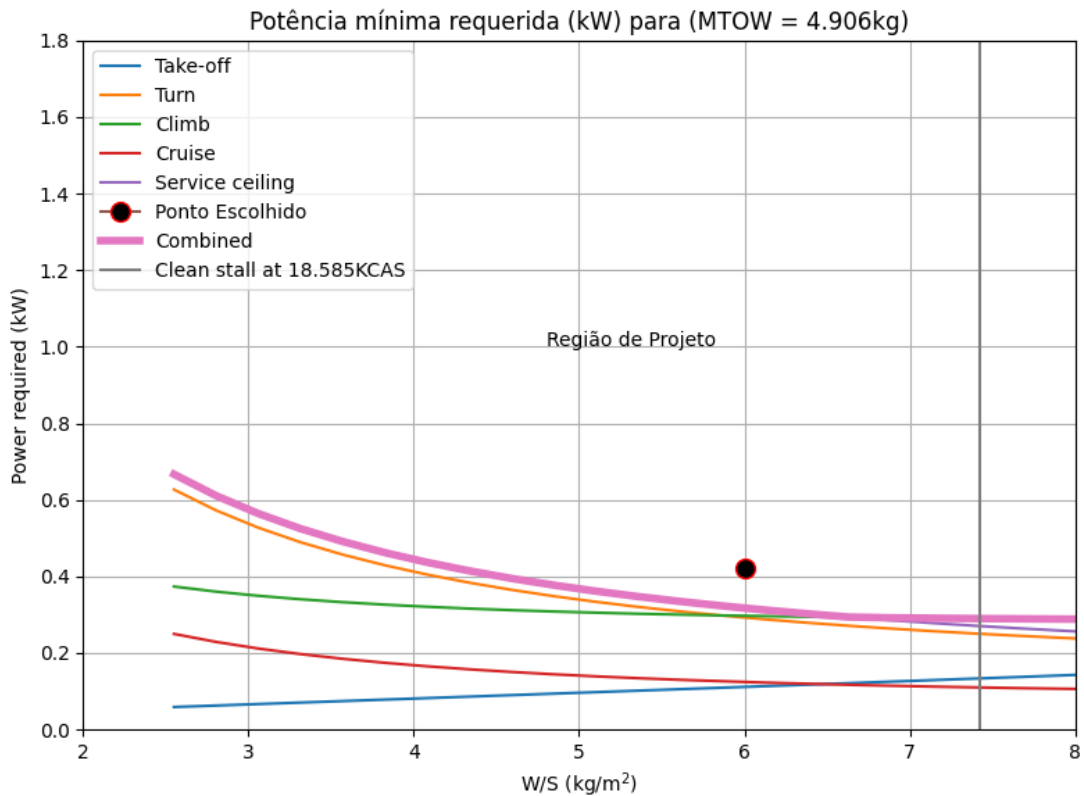
Nota-se que o novo diagrama de restrição ainda mantém-se validado com as novas condições de entrada, pois a média dos dados históricos (ponto verde) está na região de projeto, porém com maiores restrições. Escolhe-se então um novo ponto para o projeto da aeronave (Figura 4.18).

Manteve-se o mesmo requisito de carga alar anterior, devido a pouca variação na velocidade de estol para o novo requisito de peso, porém a potência requerida para voo da aeronave foi aumentada. Tem-se então o seguinte ponto escolhido no diagrama de restrição:

$$P = 420 \text{ W}$$

$$\frac{W}{S} = 60 \text{ N/m}^2$$

Figura 4.18 – Diagrama de restrição com novo ponto de escolha de projeto.



Fonte: próprio autor.

Nota-se, das equações 4.2 e 4.4, que a célula combustível IE-SOAR™ e o motor AXI 2820/12 ainda são capazes de satisfazer o requisito de potência da aeronave. Em relação a hélice utilizada, nota-se dos dados do fabricante apresentados em 4.6, a necessidade de se aumentar as dimensões da hélice para 11 x 7", devido ao aumento de potência da aeronave.

Nesse momento, os principais parâmetros de projeto da aeronave são recalculados para o novo peso de decolagem, potência requerida, carga alar e demais fatores modificados. Isso é feito, de forma automatizada, através de uma planilha de projeto conceitual desenvolvida para o trabalho³. Tem-se, na Tabela 4.11, os seguintes novos valores para os parâmetros da aeronave.

³A planilha de projeto conceitual desenvolvida pode ser acessada em: shorturl.at/pOR56

Tabela 4.11 – Parâmetros recalculados para a aeronave.

Parâmetro	Valor	Unidade
W/S	60	N/m^2
P	420	W
TOW	4,906	Kg
S	0,802	m^2
b	2,452	m
c	0,327	m
Re	334070	-
L/D	8,420	-
V_c	15,11	m/s
D_f	115	mm
L_f	1400	mm
l_{opt}	1,325	m
\overline{V}_H	0,5	m^3
S_h	0,0989	m^2
C_{m0_wf}	-0,1763	-
C_{Lh}	-0,45412	-
AR_h	5	-
c_h	0,14066	m
b_h	0,70330	m
\overline{V}_v	0,07500	m^3
S_v	0,01484	m^2
AR_v	1,50000	
c_v	0,09946	m
b_v	0,14919	m

Fonte: próprio autor.

4.11 DESEMPENHO

4.11.1 Autonomia

Em relação a autonomia, usa-se a equação 3.14, que leva em conta $E_{célula}$, a energia disponível para a célula combustível, dada pela equação 4.5, e $P_{célula}$ se refere a potência da célula combustível. Tem-se então a seguinte autonomia estimada para o avião

projetado.

$$E = \frac{E_{\text{célula}}}{P_{\text{célula}}} = \frac{\rho_{H_2} \cdot V \cdot h_{H_2} \cdot \eta_{FC} \cdot \eta_{H_2}}{P \cdot \frac{1}{\eta_m \eta_p}} = \frac{700 \text{ Wh}}{750 \text{ W}} = 56 \text{ minutos}$$

4.11.2 Alcance

Em relação ao alcance R , utiliza-se a equação 3.15, multiplicando-se a equação para a autonomia pela velocidade da aeronave responsável pelo máximo alcance U_R .

$$R = \frac{\rho_{H_2} \cdot V \cdot h_{H_2} \cdot \eta_{FC} \cdot \eta_{H_2}}{P \cdot \frac{1}{\eta_m \eta_p}} \cdot U_R = 35,66 \text{ km}$$

4.12 CUSTOS

Visto que foram definidos e dimensionados os diversos componentes da aeronave, pode ser realizada uma estimativa de custo na Tabela 4.12.

Tabela 4.12 – Estimativa de custo dos componentes da aeronave (em dólares).

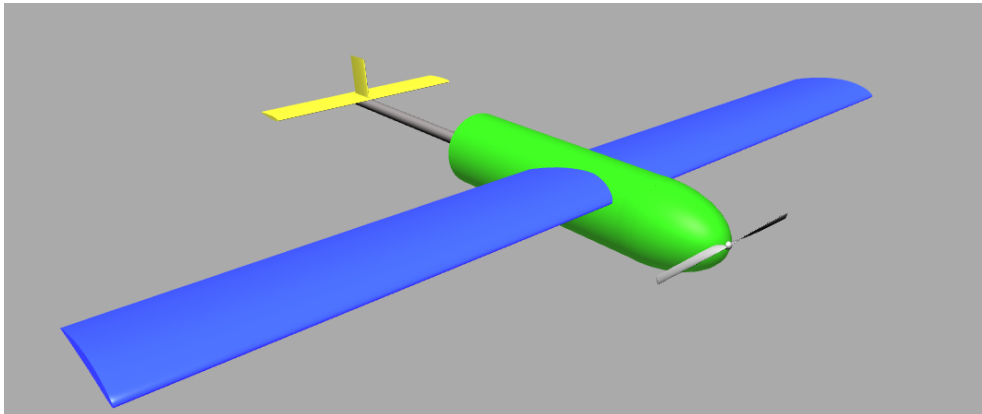
Sistema	Componente	Custo	Total [\$]	Referência
Motor	Motor elétrico	115,00	135,00	AliExpress (2020)
	Hélice	10,00		Esprit (2022)
	Cooler	5,00		Ebay (2022)
	ESC	5,00		
Célula combustível	Tanque	500,00	8500,00	Gamat (2020)
	Regulador	-		Intelligent-Energy (2022)
	Célula	8000,00		
	Controlador	-		
Carga paga	Câmera	4000,00	4020,00	Express (2022)
	Servos	20,00		SuperCampo (2020)
Aviônica	Transmissor	200,00	215,00	Express (2022)
	Cabos	15,00		
Estrutura	Asa	50,00	200,00	Drone Blog (2020)
	Fuselagem	50,00		
	Empenagem	50,00		
	Cola	50,00		
Total			13.070,00 \$	

Vale ressaltar que a análise feita acima leva em conta apenas o custo dos materiais e componentes da aeronave, e não contabiliza custos de fabricação, serviços, operação e impostos que recaem sobre um veículo comercializado. Notamos dos dados da tabela 4.12, que a célula combustível é o item que mais contribui para o valor final da aeronave. Isso acontece pois a célula combustível utilizada possui um alto valor comercial, fazendo com que o preço final do VANT projetado fique acima do custo de um VANT elétrico movido a bateria.

4.13 DESENHO

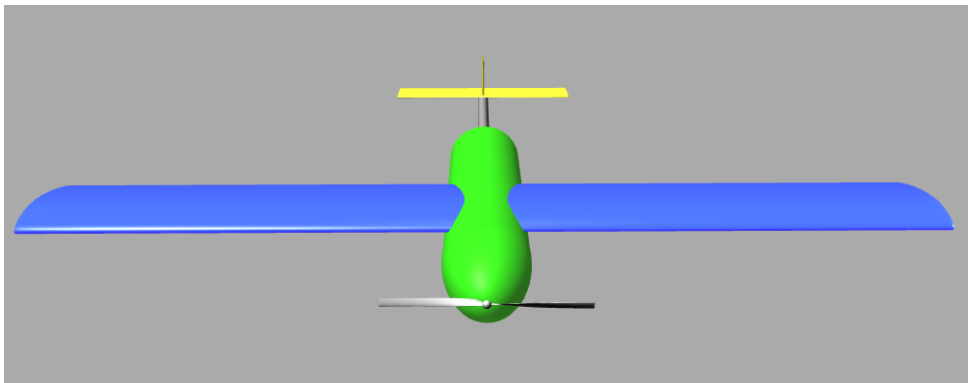
Abaixo são apresentadas diversas vistas da aeronave, desenhadas através do software MachUp, utilizando os dados da Tabela 4.11. Cada seção, fuselagem, asa e cauda, foi desenhada com uma cor diferente, para facilitar a visualização (Figura 4.19, Figura 4.20, Figura 4.21 e Figura 4.22).

Figura 4.19 – Vista isométrica da aeronave projetada.



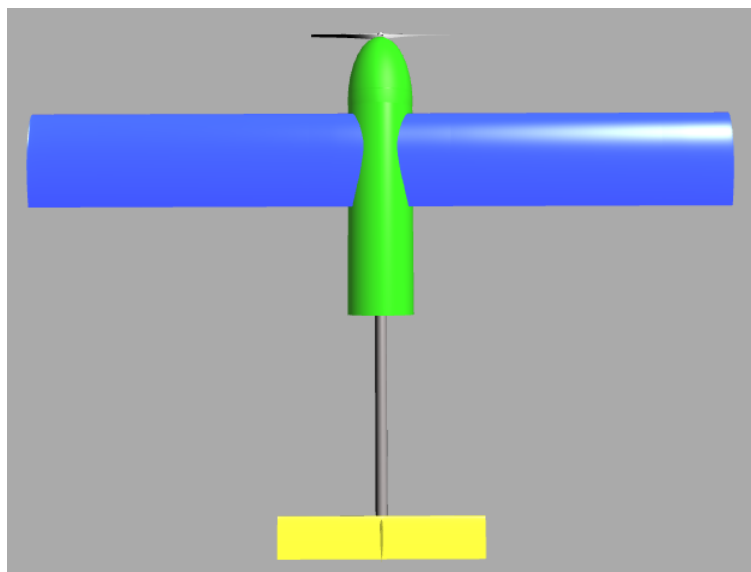
Fonte: próprio autor.

Figura 4.20 – Vista frontal da aeronave projetada.



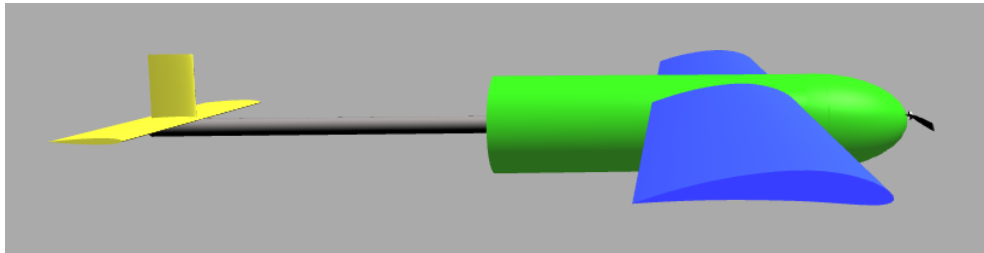
Fonte: próprio autor.

Figura 4.21 – Vista superior da aeronave projetada.



Fonte: próprio autor.

Figura 4.22 – Vista lateral da aeronave projetada.



Fonte: próprio autor.

Vale ressaltar, que após realizar-se o desenho 3D da aeronave, notou-se a necessidade de se aumentar o diâmetro da hélice, devido ao considerável diâmetro da fuselagem.

4.14 DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

Na Tabela 4.13 apresentam-se as especificações de projeto definidas na Tabela 4.3, ou seja, os valores iniciais de projeto, assim como os resultados obtidos para a aeronave projetada.

Tabela 4.13 – Especificações do projeto do VANT e resultados obtidos.

Requisito	Valor inicial	Resultado
Peso (kg)	3,4	4,9
Alcance (km)	30	35,66
Autonomia (min)	90	56
Altitude operacional (m)	150	150

Fonte: próprio autor

Em relação aos resultados obtidos na Tabela 4.13, destaca-se a diferença de 1500 g entre a estimativa e peso final e a estimativa inicial. Como já apontado, essa diferença se deve, principalmente, ao conjunto célula combustível e tanque, que individualmente pesa 2590 g. A bateria de um VANT de peso semelhante - capaz de substituir o sistema célula combustível e tanque - possui, em média, massa de 1000 g, o que resultaria em um peso total próximo ao da estimativa inicial. Portanto, devido a indisponibilidade de sistemas de célula combustível no mercado capazes de fornecer a potência necessária com massa tão reduzida, a estimativa de peso inicial da aeronave foi consideravelmente baixa. No entanto, considerando os valores de massa das categorias de VANTs de pequeno porte apresentadas nas Tabelas 2.1 e 2.2, o peso de 4906 g ainda se encontra dentro dos limites dessa categoria.

Outro aspecto importante a ser mencionado é a diferença obtida entre autonomia prevista e a calculada, que foi de 34 minutos, infere-se que a elevada potência de voo pode ser um dos fatores mais influentes para reduzir a autonomia do VANT, como se observa na equação 3.14. VANTs movidos a célula combustível com elevada autonomia, como o já citado Ion Tiger, possuem uma potência requerida de voo consideravelmente menor que a da aeronave projetada. O Ion Tiger possui 16 quilogramas de peso e apenas 267 W de potência em voo de cruzeiro (SWIDER-LYONS et al., 2014). Portanto, a potência requerida de voo para a aeronave projetada pode estar super-estimada ou não otimizada para maximizar a autonomia, e sim maximizando parâmetros como velocidade de cruzeiro da aeronave. Em comparação com um VANT elétrico movido a bateria, um VANT movido a células a combustível pode ter desempenho consideravelmente superior caso seu requisito de potência de voo seja reduzido, tendo em vista que a autonomia da aeronave, dada pela Equação 3.14, é inversamente proporcional a potência requerida de voo. Ademais, os diversos parâmetros finais calculados para a aeronave e contidos na Tabela 4.11 apresentam um valor condizente com uma aeronave da categoria, visto as dimensões e configuração da aeronave projetada neste trabalho. Tal dedução pode ser comprovada quando se compara os parâmetros calculados e a bibliografia já existente acerca do tema. Portanto, o resultado final obtido foi considerado como aceitável.

Vale ressaltar que o projeto realizado, apesar das iterações e refinamentos, não representa a versão final da aeronave. Muitas análises ainda devem ser refeitas e aprofundadas de maneira mais criteriosa. No entanto, foi possível exemplificar, em linhas gerais, como ocorre o processo de projeto conceitual de uma aeronave movida a célula a combustível.

5 CONCLUSÃO

O presente trabalho desenvolveu o projeto conceitual de um VANT de pequeno porte movido a célula combustível, adaptando as metodologias de projeto conceitual tradicionais, como as propostas por Roskam (1985) e Raymer (1992), embasando-se também em trabalhos semelhantes recentes, como o de Pellnas e Sandeberg (2021).

A tese de que células a combustível aumentam a autonomia e alcance de VANTs de pequeno porte foi avaliada, averiguando-se uma diminuição na autonomia e um aumento no alcance para o VANT projetado. A diminuição na autonomia pode ser explicada por uma estimativa não otimizada da potência requerida de voo na etapas iniciais do projeto da aeronave, visto que VANTs com elevada autonomia e movidos a célula a combustível, como o Ion Tiger, possuem potência requerida de voo consideravelmente inferior a do VANT projetado. Também avaliou-se a impossibilidade, levando em conta as características células combustíveis atuais, de se realizar um projeto de um VANT movido a célula a combustível com massa inferior a de aproximadamente 4,5 *kg*. Realizou-se também uma estimativa inicial de custo para a aeronave, que apontou o elevado preço da tecnologia de células a combustível no momento da realização deste trabalho.

Por fim, averiguo-se que, em comparação com um VANT elétrico movido a bateria, um VANT movido a células a combustível pode ter desempenho superior caso seu requisito de potência de voo seja reduzido, como apresentado por Swider-Lyons et al. (2014) e Osenar, Sisco e Reid (2017). No entanto, o VANT projetado neste trabalho apresentou desempenho de autonomia inferior devido a uma não otimização da potência de requisito de voo.

Ademais, o estudo exemplificou uma metodologia de projeto simplificada a ser seguida no desenvolvimento de VANTs movidos a célula a combustível, com enfoque total na fase conceitual de projeto.

5.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

São feitas as seguintes sugestões para trabalhos posteriores:

- Aprofundar a análise aerodinâmica realizada no trabalho, utilizando outras ferramentas como CFD e aperfeiçoando o dimensionamento da hélice da aeronave;
- Aprofundar a análise estrutural (diagrama V-n e etc) da aeronave projetada;
- Realizar uma análise de estabilidade da aeronave projetada;

- Alteração e refinamento dos parâmetros de entrada (como potência requerida de voo), com o objetivo de maximizar a autonomia e o alcance da aeronave;
- Busca e utilização de um método mais preciso e eficaz para análise de desempenho da aeronave;
- Melhorar desenho 3D, com maior detalhamento dos componentes externos e internos da aeronave.
- Continuação do projeto da aeronave, seguindo uma etapa de projeto preliminar.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ACHARYA, B. et al. Unmanned aerial vehicles in hydrology and water management: Applications, challenges, and perspectives. **Water Resources Research**, v. 57, 11 2021.

AIRBUS. **Global Market Forecast: 2021-2040**. Airbus, 2020. Acesso em 20 dez. 2021. Disponível em: <<https://www.airbus.com/en/products-services/commercial-aircraft/market/global-market-forecast>>.

AIRFOILTOOLS. **Airfoil Tools Data Base**. 2022. Acesso em: 23 jun. 2022. Disponível em: <<http://airfoiltools.com/>>.

ALIEXPRESS. **Brushless FPV mini ESC electronic speed controller for Quadcopter Multicopter RC Drone F450 XXD**. 2020. Acessado em 22 dez. 2021. Disponível em: <shorturl.at/cpFOY>.

AN, J.-H. et al. Advanced sizing methodology for a multi-mode evtol uav powered by a hydrogen fuel cell and battery. 01 2022.

APELAND, J.; PAVLOU, D.; HEMMINGSEN, T. Suitability analysis of implementing a fuel cell on a multicopter drone. **J. Aerosp. Technol. Manag.**, v. 12, n. 3220, 2020.

AREVALO Óscar G. E. . T. L. . E. N. Fuel cells: A real option for unmanned aerial vehicles propulsion. **The Scientific World Journal**, Hindawi, 2014.

ARIYANTO, M. et al. Design of a low-cost fixed wing uav. **MATEC Web of Conferences**, v. 159, p. 02057, 01 2018.

AVIATION ENVIRONMENT FEDERATION. **IATA ANNOUNCES NET ZERO EMISSIONS BY 2050 TARGET FOR GLOBAL AIR TRANSPORT INDUSTRY**. AEF, 2021. Acessado em 20 dez. 2021. Disponível em: <<https://www.aef.org.uk/2021/10/13/iata-announces-net-zero-emissions-by-2050-target-for-global-air-transport-industry/>>.

AXI. **AXI 2820/12 GOLD LINE V2 LONG**. 2022. Acesso em: 24 jun. 2022. Disponível em: <<https://www.modelmotors.cz/product/detail/418/>>.

Barnard Microsystems. **UAV design guidelines**. 2020. Acessado em 30 jun. 2022. Disponível em: <https://barnardmicrosystems.com/UAV/uav_design/guidelines.html>.

BEHLING, N. H. **Fuel Cells: Current Technology Challenges and Future Research Needs**. [S.l.]: ELSEVIER, 2012.

BRANDT, S. **Handbook of Unmanned Aerial Vehicles**. 2. ed. London: Springer Reference, 2015.

BRANDT, S. A. **Introduction to Aeronautics: A design perspective**. 2. ed. Reston, Virginia: AIAA., 2004.

CARICHNER, G.; NICOLAI, L. **Fundamentals of Aircraft and Airship Design, Volume 2: Airship design and case studies**. 2. ed. Reston, Virginia: AIAA., 2013.

Composite Technical Systems: CTS. **Idrogeno Cilindros**. 2022. Acessado em 30 jun. 2022. Disponível em: <<http://www.ctscyl.com/prodotti/h2-2/>>.

DICKS, A.; RAND, D. **Fuel Cell Systems Explained**. [S.l.: s.n.], 2018. ISBN 9781118613528.

Drone Blog. **How Much Does it Cost to Build a Drone?** 2020. Acessado em 20 dez. 2021. Disponível em: <<https://www.droneblog.com/how-much-does-it-cost-to-build-a-drone/>>.

Ebay. **Disipador térmico cubierta a prueba de stock de motor con ventilador de refrigeración**. 2022. Acessado em 22 dez. 2021. Disponível em: <<shorturl.at/auzE5>>.

EGEG. **Fuel Cell Handbook**. West Virginia: U.S. Department of Energy, 2004. 427 p.

Esprit. **AXi 25 2820/12 Outrunner Brushless Motor V2**. 2022. Acessado em 22 dez. 2021. Disponível em: <<https://www.espritmodel.com/axi-25-2820-12-outrunner-brushless-motor-v2.aspx>>.

EXPRESS, A. **Lightweight Aluminum Throw Device Switch Servo Dispenser Drone Throwing Adapter Air Dropping System for MG995 25T Arm**. 2022. Acessado em 20 dez. 2021. Disponível em: <<shorturl.at/bjqS5>>.

FLADELAND, M. Unmanned aircraft systems for atmospheric research. **NCAR / EOL Workshop**, 2017.

FLORES, J. A. B. **Metodologia de Projeto Conceitual de Aeronaves**. 2017. 146 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) — Universidade Federal de Santa Catarina, Santa Maria, 2017.

Gamat. **Composite pressure vessel CTS with anti-break valve, 2l**. 2020. Acessado em 22 dez. 2021. Disponível em: <<https://www.gamat-shop.com/composite-pressure-vessel-cts-with-anti-break-valve-2l>>.

GONG, D. V. A. Design and bench test of a fuel-cell/battery hybrid uav propulsion system using metal hydride hydrogen storage. 2017.

GUNDLACH, J. **Designing Unmanned Aircraft Systems - A Comprehensive Approach**. 1. ed. [S.l.]: AIAA, 2012.

HES-Energy-Systems. **AEROSTAK ULTRA-LIGHT PEM AIR-COOLED FUEL CELLS**. 2022. Acessado em 29 jun. 2022. Disponível em: <https://www.h3dynamics.com/_files/ugd/3029f7_1c091c9ce2204cfd8a51536bc797c230.pdf>.

HOWE, D. **Aircraft Conceptual Design Synthesis**. Chippenham, Reino Unido: [s.n.], 2000.

HRAD, P. **CONCEPTUAL DESIGN TOOL FOR FUEL-CELL POWERED MICRO AIR VEHICLES**. 2010. 210 f. Monografia (Tese) — AIR FORCE INSTITUTE OF TECHNOLOGY, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 2010.

Intelligent-Energy. **IE-SOAR™ 800W Data Sheet**. 2022. Acessado em 29 jun. 2022. Disponível em: <[https://www.intelligent-energy.com/uploads/uploads/ie-soar_800w_\(gen2\).pdf](https://www.intelligent-energy.com/uploads/uploads/ie-soar_800w_(gen2).pdf)>.

KEIYINCI, K. A. S. Conceptual design of fuel cell based hybrid unmanned air vehicle. **European Mechanical Science**, v. 5, n. 1, p. 14–20, 2021.

LANDOLFO, G. **AERODYNAMIC AND STRUCTURAL DESIGN OF A SMALL NONPLANAR WING UAV**. 2008. 147 f. Monografia (Tese de Mestrado) — The School of Engineering of the UNIVERSITY OF DAYTON, Dayton, Ohio, 2008.

LINARDI, M. **Tecnologia de células a combustível**. Cidade Universitária - Rua R, 400 - 05422-970 - São Paulo - SP: [s.n.], 2000.

MCCONNELL, V. Military uavs claiming the skies with fuel cell power. **Fuel Cells Bulletin**, v. 2007, p. 12–15, 12 2007.

OACI. ICAO, 2020. Acessado em 22 dez. 2021. Disponível em: <<https://bit.ly/3GtNHnO>>.

O'HAYRE, R. et al. **Fuel Cell Fundamentals**. New York, New York: [s.n.], 2016.

OSENAR, P.; SISCO, J.; REID, C. Advanced propulsion for small unmanned aerial vehicles: The role of fuel cell-based energy systems for commercial uavs. p. 14, 2017.

OTTO H. ROSENRETER COMPANY. **Environmental Benefits of Fuel Cells**. OHR, 2020. Acessado em 28 dez. 2021. Disponível em: <<https://ohrenergy.com/environmental-benefits/fuel-cells-eb/>>.

PELLNAS, A.; SANDEBERG, J. **Conceptual Design of a Small-Size Unmanned Air Vehicle**. 2021. 60 f. — KTH ROYAL INSTITUTE OF TECHNOLOGY SCHOOL OF ENGINEERING SCIENCES, Stockholm, Sweden, 2021.

PMI. **A guide to the Project Management Body of Knowledge**: Pmbok guide. 6. ed. Newton Square, PA: Project Management Institute., 2017.

PUKRUSHPAN, J.; STEFANOPOULOU, A.; PENG, H. University of michigan fuel cell stack simulation package. 03 2012.

Qassim A. Abdullah. **Classification of the Unmanned Aerial Systems**. 2019. Acessado em 28 dez. 2021. Disponível em: <<https://www.e-education.psu.edu/geog892/node/5>>.

RAMESH, P.; JEYAN, M. Mini unmanned aerial systems (uav) - a review of the parameters for classification of a mini uav. **International Journal of Aerospace Engineering**, v. 7, 07 2020. Disponível em: <<https://doi.org/10.15394/ijaaa.2020.1503>>.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. Washington, D.C: AIAA, 1992.

RC-INNOVATIONS. **Aero-naut CAM Carbon Light 10x6**. 2022. Acesso em: 24 jun. 2022. Disponível em: <<shorturl.at/eTXZ8>>.

ROBERT THOMSON. **HYDROGEN: A FUTURE FUEL FOR AVIATION?**: Hydrogen has emerged as a key contender in the battle to secure a sustainable future for aviation. Roland Berger, 2020. Acessado em 20 dez. 2021. Disponível em: <<https://www.rolandberger.com/en/Insights/Publications/Hydrogen-A-future-fuel-for-aviation.html>>.

ROSKAM, J. **Airplane Design Parts I through VI**. Kansas, Lawrence: [s.n.], 1985.

SADREY, M. **Aircraft Design: A Systems Engineering Approach**. 2. ed. [S.l.]: Wiley, 2012.

SCALAN, A. J. K. . A. S. . J. P. **Small Unmanned Fixed-Wing Aircraft Design**. Southampton, Reino Unido: [s.n.], 2017.

SCHWEIGHOFER. **AXI 2820/12 Datasheet**. 2022. Acesso em: 24 jun. 2022. Disponível em: <<https://www.der-schweighofer.at/public/files/original/2151/21519.pdf>>.

Spectronik. **PROTIUM 300**. 2022. Acessado em 29 jun. 2022. Disponível em: <<https://www.spectronik.com/protium-300>>.

SUEWATANAKUL, S. et al. Conceptual design of a hybrid hydrogen fuel cell/battery blended-wing-body unmanned aerial vehicle—an overview. 2022.

SuperCampo. **Câmera Multiespectral XMA - XMobots - 3310009 - Unitário**. 2020. Acessado em 22 dez. 2021. Disponível em: <<shorturl.at/bgZ39>>.

SWIDER-LYONS, K. et al. Hydrogen fuel cells for small unmanned air vehicles. **ECS Transactions**, v. 64, p. 963–972, 08 2014.

TRAUB, L. W. Range and endurance estimates for battery-powered aircraft. p. 5, March 2011.

TURCO, M.; AUSIELLO, A.; MICOLI, L. **Treatment of Biogas for Feeding High Temperature Fuel Cells**. [S.l.: s.n.], 2016. ISBN 978-3-319-03214-6.

UIUC Applied Aerodynamics Group. **UIUC Airfoil Coordinates Database**. 2022. Acessado em 23 jun. 2022. Disponível em: <https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html>.

USU. **A Design Tool for Everyone: USU Aerospace Engineer Creates Free 3-D Aircraft Design Software**. 2016. Acessado em 19 nov. 2022. Disponível em: <<https://engineering.usu.edu/news/main-feed/2016/machup>>.

VENTURINI, M. S. **PROJETO PRELIMINAR DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO PARA APLICAÇÃO AGRÍCOLA**. 2019. 92 f. Monografia (TCC) — Universidade Federal de Santa Maria, Curso de Engenharia Aeroespacial, Santa Maria - Rio Grande do Sul, 2019.

VONHOFF, G. L. M. **Conceptual Design of Hydrogen Fuel Cell Aircraft - Flying on hydrogen for a more sustainable future**. 2021. 103 f. Monografia (Tese de Mestrado) — Delft University of Technology, Delft, 2021.

X-Mobots. **Arator 5B**. 2020. Acessado em 28 dez. 2021. Disponível em: <<https://www.furtadonet.com.br/drone-arator-5b-p157>>.

ANEXO A – CÓDIGO EM PYTHON DO DIAGRAMA DE RESTRIÇÃO

O código em Python desenvolvido para a obtenção do diagrama de restrição da aeronave é apresentado e esmiuçado abaixo. Os valores de entrada do programa serão discutidos posteriormente, na seção 4. Inicialmente, são importadas as funções da biblioteca ADPpy necessárias para a análise de restrição e algumas funções necessárias para a plotagem dos gráficos.

```
import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt
from ADPpy import unitconversions as co
from ADPpy import constraintanalysis as ca
from ADPpy import atmospheres as at
```

Após isso, são inseridos os parâmetros iniciais de projeto através da função *designbrief*, que define um dicionário dentro da linguagem Python com alguns dos requisitos de projeto da aeronave.

```
designbrief = {# Requisitos de Decolagem:
    'rwy_elevation_m': 0, 'groundrun_m': 50,
    # Requisitos de Curva
    'stloadfactor': 1.41, 'turnalt_m': 0, 'turnspeed_ktas':
    ↪ 40,
    # Requisitos de Subida
    'climbalt_m': 0, 'climbspeed_kias': 25.4,
    ↪ 'climbrate_fpm': 591,
    # Requisitos de Cruzeiro
    'cruisealt_m': 122, 'cruisespeed_ktas': 30.615,
    ↪ 'cruisethrustfact': 1.0,
    # Teto de Voo
    'servceil_m': 400, 'secclimbspd_kias': 40,
    # Velocidade de Estol requerida
    'vstallclean_kcas': 17.70}
```

Em seguida, são inseridos aspectos de projeto, como aerodinâmicos, de eficiência

da hélice peso de decolagem da aeronave a ser projetada.

```
wfract = {'turn': 1.0, 'climb': 1.0, 'cruise': 1.0, 'servceil': 1.0}

designdefinition = {'aspectratio':7.5, 'sweep_le_deg':2,
↪ 'sweep_mt_deg':0, 'weightfractions':wfract}

etap = {'take-off': 0.7, 'climb': 0.7, 'cruise': 0.7, 'turn': 0.7,
↪ 'servceil': 0.7}

designperformance = {'CDTO':0.0898, 'CLTO':0.97, 'CLmaxTO':1.7,
↪ 'CLmaxclean': 1.0, 'mu_R':0.17,
                    'CDminclean':0.0418, 'etaprop': etap}

TOW_kg = 3.4
```

Define-se a atmosfera na qual os cálculos serão realizados - neste caso, a Atmosfera Padrão Internacional.

```
designatm = at.Atmosphere()
```

Por fim, todas essas entradas são unidas através no objeto *AircraftConcept*, que será utilizado pelo programa para geração dos diagramas de restrição.

```
concept = ca.AircraftConcept(designbrief, designdefinition,
↪ designperformance, designatm, "piston")
```

Cria-se um vetor com carregamentos de asa para serem usados na geração dos gráficos.

```
wingloadinglist_pa = np.arange(25, 2500, 2.5)
```

Chama-se então a função *preq*, que calcula a potência necessária assim como a função *Smin_m2*, que calcula a área mínima necessária levando em conta a velocidade de estol da aeronave.

```
preq = concept.powerrequired(wingloadinglist_pa, TOW_kg)

Smin_m2 = concept.smincleanstall_m2(TOW_kg)
```

A função que calcula a potência necessária para o voo da aeronave depende de uma equação analítica específica para cada condição de voo, que calcula a razão tração-peso (T/W) necessária e então converte esse valor para um dado valor de potência. A equação analítica para a razão tração-peso para o caso da decolagem é apresentada abaixo:

$$\frac{T}{W} = 1.21 \frac{W/S}{\rho C_{Lmax} g d_G} + \frac{1}{2} \frac{C_D^{TO}}{C_L^{TO}} + \frac{1}{2} \mu_R \quad (\text{A.1})$$

Onde $\frac{T}{W}$ é a razão tração-peso, W/S a carga alar, C_D^{TO} e C_L^{TO} são os coeficientes de arrasto e sustentação durante a decolagem, d_G a distância de pista percorrida, ρ a densidade do ambiente, μ_R o coeficiente de atrito da pista e g a aceleração gravitacional. Equações semelhantes são utilizadas pela biblioteca ADRpy para cada uma das condições de voo¹. No diagrama de restrição gerado, considerou-se que a etapa da missão em loiter apresentaria requisitos de intermediários entre a fase de voo de cruzeiro (cruise) e voo em curva (turn), e portanto não foi avaliada especificamente. A própria biblioteca já converte o valor da equação A.1 para um valor de potência requerida utilizando a velocidade de voo e o peso da aeronave.

Por fim, utiliza-se funções da biblioteca *matplotlib.py* para a geração dos gráficos dos diagramas de restrição. Para o gráfico de potência requerida (P) pela área (S) utiliza-se o código abaixo.

```
wingarea_m2 = co.kg2n(TOW_kg) / wingloadinglist_pa # x axis
plt.rcParams["figure.figsize"] = [8,6]
plt.plot(wingarea_m2, preq['take-off'], label = 'Take-off')
plt.plot(wingarea_m2, preq['turn'], label = 'Turn')
plt.plot(wingarea_m2, preq['climb'], label = 'Climb')
plt.plot(wingarea_m2, preq['cruise'], label = 'Cruise')
plt.plot(wingarea_m2, preq['servceil'], label = 'Service ceiling')
combplot = plt.plot(wingarea_m2, preq['combined'], label = 'Combined')
plt.setp(combplot, linewidth=4)
stall_label = 'Clean stall at ' + str(designbrief['vstallclean_kcas'])
→ + 'KCAS'
plt.plot([Smin_m2, Smin_m2], [0, 1500], label = stall_label)
legend = plt.legend(loc='upper left')
plt.ylabel("Power required (HP)")
plt.xlabel("S (m$^2$)")
plt.title("Minimum SL power required (MTOW = " + str(round(TOW_kg)) +
→ "kg)")
```

¹As equações completas podem ser acessadas em:
<https://github.com/sobester/ADRpy/tree/master/docs/ADRpy/notebooks>

```
plt.xlim(0, 3)
plt.ylim(0, 5)
plt.grid(True)
plt.text(1.5, 4, 'Feasible region')
plt.show()
```

Para o gráfico de potência requerida (P) pela carga alar (W/S) utiliza-se o código abaixo:

```
wingloadinglist_kgm2 = co.pa2kgm2(wingloadinglist_pa)

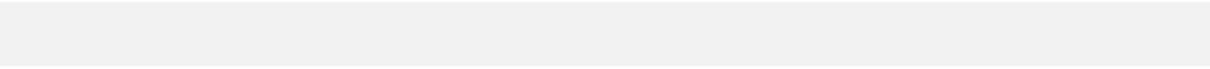
plt.rcParams["figure.figsize"] = [8,6]
plt.plot(wingloadinglist_kgm2, co.hp2kw(preq['take-off']), label =
    ↪ 'Take-off')
plt.plot(wingloadinglist_kgm2, co.hp2kw(preq['turn']), label = 'Turn')
plt.plot(wingloadinglist_kgm2, co.hp2kw(preq['climb']), label = 'Climb')
plt.plot(wingloadinglist_kgm2, co.hp2kw(preq['cruise']), label =
    ↪ 'Cruise')
plt.plot(wingloadinglist_kgm2, co.hp2kw(preq['servceil']), label =
    ↪ 'Service ceiling')
combplot = plt.plot(wingloadinglist_kgm2, co.hp2kw(preq['combined']),
    ↪ label = 'Combined')

plt.setp(combplot, linewidth=4)

plt.plot([co.pa2kgm2(Wmax_approach_stall),
    co.pa2kgm2(Wmax_approach_stall)], [0, 5], label =
    ↪ stall_label)

legend = plt.legend(loc='upper left')
plt.ylabel("Power required (kW)")
plt.xlabel("W/S (kg/m$^2$)")
plt.title("Minimum SL power required (MTOW = " + str(round(TOW_kg)) +
    ↪ "kg)")
plt.xlim(0, 20)
plt.ylim(0, 4)
plt.grid(True)

plt.show()
```



Ademais, outros aspectos referentes ao voo da aeronave, como as cargas atuantes, poderiam ter sido analisados em um diagrama V-n, porém ficaram fora do escopo deste trabalho. Essas análises ficam como sugestão para trabalhos posteriores.