



TÉCNICO
LISBOA

Análise de Ciclo de Vida de Aeronaves para Mobilidade Aérea Urbana utilizando Baterias e Células de Combustível

José Pedro Silva Fernandes

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

Engenharia Aeroespacial

Orientadores: Prof. Frederico José Prata Rente Reis Afonso
Prof^ª. Inês Esteves Ribeiro

Júri

Presidente: Prof. Afzal Suleman
Orientador: Prof^ª. Inês Esteves Ribeiro
Vogal: Prof. Bruno Alexandre Rodrigues Simões Soares
Prof. Hugo Filipe Diniz Policarpo

Outubro 2021

Declaro que o presente documento é um trabalho original da minha autoria e que cumpre todos os requisitos do Código de Conduta e Boas Práticas da Universidade de Lisboa.

Dedico este trabalho, ao meu falecido pai,

João Fernandes

pelo amor, educação, simplicidade, coragem e exemplo.

“Pai não é somente aquele que põe o filho no mundo, pai é aquele que educa, que transmite a segurança da figura paterna, que faz o carinho e que corrige os erros para que não se tornem vícios.”

(Luis Alves, frases sobre o que é ser pai)

Agradecimentos

Volto no tempo lembro-me do ano 2014 e 2015, onde pensei que tudo tinha acabado para mim. E hoje vejo que isso foi apenas o início desta jornada que sempre queria, desta forma tudo que tenho é de agradecer em primeiro lugar a Deus que “Transformou a tempestade em bonança, Salmo:107-29”, pelas pessoas que ele introduziu durante a minha caminhada académica, de modo a terminar com sucesso esta etapa essencial para minha família, meu país (minha zona) e para mim.

Sozinho não cheguei aqui, portanto meus familiares, meus amigos e todos que me ajudaram, incentivaram e apoiaram direta ou indiretamente agradeço-vos de fundo meu coração.

Especial gratidão pelo Instituto Superior Técnico, não só pelo seu acolhimento e ensino disponibilizado em favor de uma melhoria comum, mas sim pela amizade, unidade e irmandade construída.

Agradeço de forma especial e sincera a Fundação Cabo-verdiana de Ação Social Escolar (FICASE) pelo apoio escolar desde o meu 8º ano, e também para a equipa do Núcleo de Desenvolvimento Académico (NDA-GATu) pelo acompanhamento e apoio que foram importantes para melhorar a cada ano os meus rendimentos escolares.

Aproveito para agradecer de modo especial os meus orientadores, o professor Frederico Afonso, à professora Ana Filipa Ferreira, e à professora Inês Ribeiro, pois foram impecáveis como orientadores, sendo ao mesmo tempo uma fonte de motivação para continuar a jornada rumo ao desconhecido.

Resumo

O aumento significativo de automóveis nos últimos anos além de ter aumentado as emissões de poluentes aumentou também o tráfego rodoviário nos grandes centros urbanos. A mobilidade aérea urbana é uma das alternativas a qual é analisada neste trabalho, com recurso a três configurações diferentes de aeronaves elétricas com capacidade de descolagem e aterragem verticais (eVTOL): *Lift + Cruise* (L+C), *Tilt -Rotor* (TR) e *Tilt -Wing* (TW). Apesar dos sistemas propulsivos propostos para estas aeronaves serem elétricos a fonte de energia não é 100% limpa. Por isso, foi realizado um estudo para avaliar soluções a baterias de lítio e a células de combustível usando hidrogénio (hidrogénio verde e azul). As três aeronaves e respetivas versões foram projetadas e dimensionadas, tendo a configuração TR apresentado o melhor desempenho em termos de energia necessária para realizar uma viagem predefinida. O uso de hidrogénio verde produzido via eletrolise, demonstrou ter menos impactos ambientais em relação ao hidrogénio azul produzido por intermédio de gás natural, devido à utilização de menos recursos para a sua produção. Comparando a produção de baterias com as células de combustível, estas últimas apresentam um maior impacto na saúde humana, devido ao uso da platina. No entanto, as aeronaves movidas a hidrogénio necessitaram de menos energia para desempenhar a mesma missão, por isso caso o hidrogénio venha de uma fonte sustentável (verde) poderá ser uma boa solução para o futuro.

Palavras-chave: Mobilidade aérea urbana, projeto aeronáutico, células de combustível, baterias de lítio, hidrogénio, avaliação do ciclo de vida.

Abstract

The substantial growth of cars in recent years has led not only to an increase of pollutant emissions but also to an increase of road traffic in large urban centers. Urban air mobility is a possible solution, which is analyzed in this work, where three different electric Vertical Take-Off and Landing (eVTOL) aircraft are considered: *Lift + Cruise* (L+C), *Tilt -Rotor* (TR) e *Tilt -Wing* (TW). Even though the propulsion systems of these eVTOL aircraft are electric, the energy source is not entirely clean. Thus, a study comparing two energy sources, batteries lithium and fuel cells running on hydrogen (green and blue hydrogen), is performed. The three aircraft and their respective versions are designed and sized for a given urban mission. From the conceptual design, the TR configuration is observed to require the least amount of energy to accomplish the design mission. The use of green hydrogen produced via water electrolysis has shown to have a lower environmental impact relatively to the blue hydrogen produced by natural gas reform, due to the use of fewer resources in its production. When comparing the production of batteries with the production of fuel cells, the latter ones present a higher impact regarding human health, due to the use of platinum. However, the aircraft running on hydrogen require less energy to accomplish the same mission. Thus, green hydrogen could be an interesting solution for eVTOL aircraft.

Keywords: urban air mobility, aircraft design, fuel cells, Li-based batteries, hydrogen, life cycle assessment

Conteúdo

Agradecimentos	iii
Resumo	v
Abstract	vii
Lista de Tabelas	xi
Lista de Figuras	xv
Lista de Símbolos	xvii
Glossário	xxiii
1 Introdução	1
1.1 Motivação	1
1.2 Objectivos	2
1.3 Estrutura da tese	2
2 Estado da Arte	4
2.1 UAM - <i>Urban Air Mobility</i> (Mobilidade Aérea Urbana)	4
2.1.1 Configurações de aeronaves para UAM	5
2.2 Armazenamento de energia	11
2.2.1 Bateria	12
2.2.2 Hidrogénio	16
2.2.3 Células de combustíveis	19
3 Metodologia	25
3.1 Projeto conceptual	25
3.1.1 Estimativa de potência	26
3.1.2 Estimativa de Massa	27
3.1.3 Estimativa de Energia	29
3.1.4 Modelo Estabilidade	30
3.1.5 Modelo para estimativa da sustentação e resistência aerodinâmica	33
3.1.6 Modelo Aeroacústico	38
3.1.7 Estimativa de dimensões	40
3.2 Avaliação do Ciclo de Vida	45

4 Resultados	53
4.1 Dimensionamento das aeronaves - Projeto conceptual	53
4.2 Avaliação do Ciclo de Vida	60
5 Conclusões	64
5.1 Limitações e trabalhos futuros	64
Bibliografia	67
A Gráficos da resistência aerodinâmica das aeronaves	78
B Produção de 1 kWh bateria Li-S	80
C Produção de 1kwh CCPEM-LT	81
D Produção de 1kwh H₂ verde	82
E Produção de 1kWh H₂ Azul	83
F Avaliação geral de impactos causados para produção de 1kWh de energia	84
G Avaliação geral de impactos causados pelos componentes do <i>Stack</i>	85
H Avaliação dos impactos <i>cradle to grave</i> a nível <i>endpoint</i>	86
I Avaliação dos impactos <i>cradle to grave</i> a nível <i>midpoint</i>	87

Lista de Tabelas

2.1	Especificação da aeronaves <i>Lift + Cruise</i>	7
2.2	Especificação da aeronaves <i>Till wing</i>	8
2.3	Especificação da aeronaves <i>Till Rotor</i>	9
2.4	Especificação da aeronaves <i>Impulso Vectorial</i>	10
2.5	Especificação da aeronaves <i>Wingless multicopter</i>	11
2.6	Características de desempenho de algumas baterias recarregáveis, adaptado de [5]. . .	12
2.7	Resume as características das principais baterias de íões de lítio [62, 66, 68, 69].	14
2.8	Problemas de bateria Li-S e seu efeito sobre o desempenho [62]	15
2.9	Propriedades de alguns combustíveis [5]	16
2.10	Valores selecionados de algumas propriedades químicas, físicas e térmicas do hidrogénio a 25 C (298 K) e à pressão atmosférica 1 atm [5].	17
2.11	Comparação dos métodos de armazenamento [5]	19
2.12	Dados para diferentes tipos de células de combustível [5, 84–86, 88]	21
2.13	Lista de inventário para a fase de fabricação e EoL de um sistema LT-PEMFC a 1-kWe adaptado [97].	23
3.1	Coeficientes de cauda vertical e horizontal [100].	42
3.2	Escala de coeficientes para diferentes tipos de caudas [100].	42
3.3	Comprimentos típicos, IVT, IHT, e IC [100].	42
4.1	Limites superior e inferior definidos para as variáveis de projeto selecionadas (adaptado de [1]).	54
4.2	Dados dos <i>inputs</i> e alguns de <i>ouputs</i> para as diferentes aeronaves a bateria.	54
4.3	Dados dos <i>inputs</i> e alguns de <i>ouputs</i> para as diferentes aeronaves a células de combustíveis.	54
4.4	Tempo total e energia total de viagem para uma missão de 120 km de alcance.	55
4.5	Valores de C_{li} e Re_x para os valores V_{cr} das aeronaves.	55
4.6	Comparação de perfis aerodinâmicos para C_{li} igual a 0,5 e 0,6 e com base em do Airfoil Tools ($Re = 1e6$) [122–129].	55
4.7	Propriedades geométricas e característica da asa e dos estabilizadores.	56
4.8	Propriedades geométricas e característica da asa e dos estabilizadores.	56
4.9	Massas dos componentes das aeronaves e as energias consumidas	59

4.10	Coeficientes de estabilidade longitudinal e lateral das aeronaves.	59
4.11	Erro relativo entre o valor de referência e o calculado para as diferentes aeronaves.	59
B.1	Dados de emissões para a produção de bateria de lítio-enxofre com capacidade de 1kWh obtidos a partir do software SimaPro, utilizando o método ReCiPe midpoint (H).	80
C.1	Dados de emissões para a produção de CCPEM-LT com capacidade de 1kWh obtidos a partir do software SimaPro, utilizando o método ReCiPe midpoint (H).	81
D.1	Dados de emissões para a produção de hidrogénio Azul com capacidade de 1kWh obtidos a partir do software SimaPro, utilizando o método ReCiPe midpoint (H).	82
E.1	Dados de emissões para a produção de hidrogénio Azul com capacidade de 1kWh obtidos a partir do software SimaPro, utilizando o método ReCiPe midpoint (H).	83
F.1	Dados de emissões para a produção de Li-S com capacidade de 1kWh obtidos a partir do software SimaPro, utilizando o método ReCiPe endpoint (H) e abordagem <i>cradle-to-gate</i>	84
F.2	Dados de emissões para a produção de CCPEM-LT com capacidade de 1kWh obtidos a partir do software SimaPro, utilizando o método ReCiPe endpoint (H) e abordagem <i>cradle-to-gate</i>	84
F.3	Dados de emissões para a produção de hidrogénio com capacidade de 1kWh obtidos a partir do software SimaPro, utilizando o método ReCiPe endpoint (H)	84
G.1	Dados dos danos causado pelos os componentes do <i>Stack</i> , usando o método <i>Recipe Endpoin (H)</i> e abordagem <i>cradle to gate</i>	85
H.1	Dados dos impactos ambientais, com método <i>Recipe Endpoint (H)</i> e abordagem <i>cradle to grave</i>	86

Lista de Figuras

2.1	Ilustração de aeronaves eVTOL para <i>Lift + Cruise</i>	6
2.2	Ilustração de aeronaves eVTOL para <i>Tilt wing</i>	7
2.3	Ilustração de aeronaves eVTOL para <i>Tilt Rotor</i>	8
2.4	Ilustração de aeronaves eVTOL para <i>Impulso Vectorial</i>	9
2.5	Ilustração de aeronaves eVTOL para <i>Wingless multicopter</i>	10
2.6	Sistemas de propulsão de aeronaves elétricas usando células de combustíveis (AEFC) e aeronaves elétricas usando baterias (AEB), adaptado de [57]. PCU é o acrónimo de <i>Power Control Unit</i>	11
2.7	Comparação da densidade de energia e potência de várias opções de armazenamento de energia eletroquímica [58].	12
2.8	Produção de hidrogénio	18
2.9	Princípio de funcionamento de uma célula de combustível [88].	20
2.10	Vistas da célula a combustível de membrana de troca de protões [88].	22
3.1	Processo de projeto conceptual da aeronave. Adaptado [99].	26
3.2	Definição do sistema de coordenadas do eixo do corpo [99]	30
3.3	Coeficiente de sustentação máximo vs coeficiente de sustentação ideal para diferentes perfis NACA[99].	35
3.4	Definição do ângulo θ em referência ao rotor e ao observador [1].	39
3.5	Dados históricos para design da asa e estabilizadores [100]	41
3.6	Metodologia do projeto conceptual.	44
3.7	Estrutura para a avaliação do ciclo de vida e a sua aplicação (adaptado de ISO 14040:2006 [111, 113]).	45
3.8	ACV de uma aeronave com hidrogénio azul.	48
3.9	ACV de uma aeronave com hidrogénio verde.	49
3.10	ACV de uma aeronave com bateria.	50
3.11	Etapas esquemáticas do inventário para os terminais de categorias de impacto (adaptado de [110]).	51
4.1	Perfil da missão	53
4.2	Modelo da aeronave L+C	57
4.3	Modelo da aeronave TR	57

4.4	Modelo da aeronave TW	57
4.5	Distribuição de massas	58
4.6	L/D das aeronaves em função V_{cr} para as diferentes configurações.	59
4.7	Avaliação de danos para produção de um 1 kWh de energia, entre bateria Li-S, célula de combustível LT-PEMFC, hidrogénio verde e azul.	60
4.8	Avaliação dos impactos ambientais para cada aeronave considerada, incluindo versões a baterias e a células de combustível movidas a hidrogénio verde e azul.	61
4.9	Comparação dos índice CO_2 para as diferentes configurações. A barra preta apresenta a melhor configuração da aeronave por fonte de energia. <i>Recipe</i> → <i>Midpoint</i> → <i>cradle to grave</i>	62
A.1	Configurações L+C	78
A.2	Configurações TR	78
A.3	Configurações TW	79
I.1	Dados dos impactos ambientais, com método <i>Recipe midpoint (H)</i> e abordagem <i>cradle to grave</i>	87

Lista de Símbolos

Acrónimos

- AEB Aeronaves Eléctricas usando Baterias
- AECC Aeronaves Eléctricas usando Células de Combustível
- AFC Alkaline Acid Fuel Cell
- BEM Blade Element Moment
- CCUS Carbon Capture Usage and Storage
- DEP *Distributed Electric Propulsion* - Propulsão Elétrica Distribuída
- DMFC Direct Methanol Fuel Cell
- eVTOL Electric Vertical Takeoff and Landing
- FC *Fuel cell* - Células de combustível
- GA General Aviation
- HT-PEMFC High-Temperature Proton Exchange Membrane Fuel Cell
- L+C Lift + cruise
- LT-PEMFC Low-Temperature Proton Exchange Membrane Fuel Cell
- MCFC Molten Carbonate Fuel Cell
- MTOM Massa máxima à descolagem
- NASA National Aeronautics and Space Administration
- PAFC Phosphoric Acid Fuel Cell
- PCU Power Control Unit
- PEMFC Proton Exchange Membrane Fuel Cell
- SOFC Solid-Oxide Fuel Cell
- SPL Nível de Pressão Sonora - *Sound Pressure Level*

TR Tilt-Rotor
TW Tilt-Wing
UAM Urban Air Mobility
VTOL Vertical Takeoff and Landing

Simbolos Químicos

CH_4 Metano
 CO_2 Dióxido de carbono
 NO_x Óxido de nitrogénio
Al-air Alumínio-ar
CO Monóxido de carbono
H Hidrogénio
LCO Óxido de lítio-cobalto
LFP Fosfato de ferro-lítio
Li-air/ O_2 Lítio-ar/ oxigénio
Li-ião Lítio-ião
Li-M Lítio-metal
Li-S Lítio-enxofre
LiAsF₆ Lítio-hexafluoroarsenate
LiClO₄ Perclorato de lítio
LiPF₆ Lítio-hexafluorofosfato
LMO Óxido de lítio-manganes
LTO Titanato de lítio
Mg-air Magnésio-ar
Na-ion Iões de sódio
NCA Óxido de lítio-níquel-cobalto-alumínio
Ni-Cd Níquel-cádmio
NiMH Níquel-metalidreto
NMC Óxido de lítio-níquel-manganes-cobalto-alumínio

O Oxigênio

Zn-air Zinco-ar

Simbolos gregos

α Ângulo de ataque

β Ângulo de derrapagem

Λ Sweep angle

λ Afilamento

μ Viscosidade dinâmica

ρ Densidade

σ Solidez do rotor

Simbolos romanos

C_D Coeficiente de resistência aerodinâmica

C_f Coeficiente de fricção

C_L Coeficiente de sustentação

C_{D0} Coeficiente de resistência aerodinâmica parasita

$C_{m\alpha}$ Coeficiente de momento picada

$C_{m\beta}$ Coeficiente de momento guinada

Subscritos

α Ângulo de ataque

cg Centro de gravidade

cl climb

cr cruzeiro

F Fuselagem

h hover

HT Estabilizador horizontal

i Ideal, induzida

max máximo

min mínimo

np	Ponto neutro
$root$	Raiz
$stall$	Perda
vip	Ponta
VT	Estabilizador vertical
w	asa
x, y, z	Competente cartesiano
ref	Referência

Sobrescritos

*	Específica
---	------------

Variáveis de cálculo

η_P	Eficiência da hélice
a	velocidade do som
AR	Alongamento
b	envergadura
c, \bar{c}	corda, corda media
C_{d0}	Resistência aerodinâmica de base do perfil alar
DL	Carga do disco
E_{SFC}	Energia do sistema FC
E_{bat}	Energia da bateria
FF	Fator de forma
FoM	Medida de mérito - <i>Figure of merit</i>
g	Gravidade
h	Altitude
k_i	Fator de potência induzida
L/D	Razão de planeio da aeronave
M	Número de Mach
M_{SFC}	Massa da FC

M_{bat}	Massa da bateria
M_{empty}	Massa vazia
M_{em}	Massa do motor elétrico
M_{prop}	Massa do sistema propulsivo
M_{str}	Massa estrutural
MI	Fator de integração
NR	Número de Rotor
P	Potência
PW_e	Relação potência/peso do motor elétrico
PW_{esc}	Relação potência/ peso do controlador eletrônico de velocidade
Q	Coeficiente de interferência
r	Raio do rotor
SF	Factor de estrutural
T	Impulso
t/c	Relação entre espessura e corda do perfil alar
t_E	Tempo de <i>endurance</i>
t_H	Tempo de voo vertical
t_R	Tempo de reserva
V	Velocidade
W/S	Carga alar
S	Área

Capítulo 1

Introdução

“Na Natureza, nada se cria, nada se perde, tudo se transforma.”

Antoine-Laurent de Lavoisier

As restrições ambientais para a adoção da mobilidade aérea urbana (UAM, *Urban Air Mobility*) dizem respeito principalmente a questões de ruído e qualidade do ar, sem esquecer a sua contribuição para o aquecimento global. Conforme observado no Horizonte 2020 - Programa de Trabalho 2018-2020 sobre Transporte Inteligente, Verde e Integrado, a sustentabilidade deve considerar a pegada ambiental global, o ruído e a poluição visual [1].

1.1 Motivação

As mudanças climáticas e a necessidade de descarbonização estão agora no topo das agendas de muitas organizações. Existem muitos desafios e questões relacionadas com este problema as quais necessitam de ser ultrapassadas, embora o melhor começo seja parar de piorar as coisas.

Tendo em consideração o tráfego urbano, o panorama ambiental atual e o aumento de número de automóveis condiciona o aumento de tempo gasto nas estradas, visto que, o ritmo da expansão das vias é menor do que o número de automóveis. Causando a nível ambiental os desperdícios de combustível fóssil e a poluição do ar [2] e a nível de saúde humana, incluindo o cansaço e o stress. Uma alternativa às soluções de transportes atuais dentro dos grandes centros urbanos ou de um centro para outro, é a utilização de aeronaves elétricas com capacidade de descolagem e aterragem vertical (eVTOL, *Electric Vertical Take-Off and Landing*), onde muitos progressos no seu desenvolvimento já foram feitos [3]. Esta solução promete ser mais limpa do ponto de vista das emissões locais, mais, silenciosa devido à utilização de motores elétricos e segura dada o uso de propulsão elétrica distribuída e de múltiplas fontes de energia [4]. Uma aeronave eVTOL tem o potencial de utilizar energia renovável para carregar baterias, e/ou alimentar a eletrólise da água para produzir hidrogénio para as células de combustível (FC, *Fuel cell*).

A principal desvantagem das aeronaves elétricas é a reduzida densidade energética das baterias atuais de íões de lítio, o que conduz a uma redução do alcance e/ou carga útil. De modo a superar este inconveniente um dos objetivos deste trabalho é avaliar o uso de células de combustível.

As células de combustível de membrana de troca de prótons de baixa temperatura (LT-PEMFC, *Low-Temperature Proton Exchange Membrane Fuel Cell*) que usam hidrogénio como combustível podem oferecer uma energia específica maior do que das baterias, sem produzirem emissões nocivas durante a operação.

A energia específica das baterias de íões de lítio tem um máximo de 250 Wh/kg [5], o contrário das baterias, a energia específica do hidrogénio é de 33,3 kWh/kg com uma densidade 0,090 kg/m³ [5], que é também superior à energia específica da gasolina, 13,13 kWh/kg com uma densidade 716 kg/m³ [5]. No entanto, o armazenamento de hidrogénio e uso de platina nas células de combustível são as desvantagem do uso de células de combustível.

No capítulo 2 estas alternativas serão abordadas, de modo a conhecer o estado da arte.

1.2 Objectivos

O primeiro objetivo deste trabalho consiste no projeto conceptual das três aeronave eVTOL propostas para a mobilidade aérea urbana *Lift + cruise*, *Tilt-Rotor* e *Tilt-Wing*. Este consiste da determinação do peso máximo à descolagem para uma dada missão prescrita.

Estas aeronaves são posteriormente desenhadas preliminarmente para refinar os resultados obtidos no dimensionamento inicial.

Por cada configuração de aeronave são projetadas duas versões, uma usando apenas baterias e outra usando baterias e células de combustível.

Este estudo tem por objetivo principal comparar as duas versões das tecnologias propulsão elétrica propostas para cada aeronave em termos não só de desempenho, mas também do ponto de vista ambiental. Neste estudo apenas o impacto da produção das baterias e células de combustível e seu uso são considerados.

1.3 Estrutura da tese

Esta dissertação está dividida em 5 capítulos:

- **Capítulo 1** - Introdução, motivação e objetivos.
- **Capítulo 2** - Breve visão geral do estado da arte sobre mobilidade aérea urbana, sistemas de armazenamento de energia e hidrogénio.
- **Capítulo 3** - Menciona as metodologias utilizadas para o projeto conceptual de aeronaves e a avaliação do ciclo de vida das baterias e células de combustível.
- **Capítulo 4** - Resultados do dimensionamento das aeronaves e a avaliação dos impactos ambientais estimados.
- **Capítulo 5** - Conclusões finais, limitações e considerações para trabalhos futuros.

Capítulo 2

Estado da Arte

2.1 *UAM - Urban Air Mobility*(Mobilidade Aérea Urbana)

A Mobilidade Aérea Urbana é definida como uma operação de tráfego aéreo segura e eficiente em uma área metropolitana para aeronaves tripuladas e sistemas de aeronaves não tripuladas. Esta surgiu devido à necessidade de operações de tráfego aéreo de alta velocidade e alta densidade nas áreas metropolitanas [6]. Sabendo que o número de automóveis está a aumentar a um ritmo mais acentuado do que a velocidade a que as estradas estão a ser expandidas, os engarrafamentos estão a intensificar e o tempo gasto nas estradas está a aumentar, causando um desperdício de combustível fóssil e um aumento da poluição do ar [2].

Segundo os artigos [6, 7] as duas primeiras operações comerciais de UAM ocorreram nos Estados Unidos na década de 1940 e ambas utilizaram helicópteros como meio de transporte. Sendo a primeira realizada entre 1947 e 1971 pela Los Angeles Airways, onde esta transportava pessoas e correios entre dezenas de locais na bacia de Los Angeles, incluindo o Aeroporto Internacional de Los Angeles e a Disneyland. Enquanto a segunda foi realizada pela New York Airways na mesma época, de 1949 a 1979 entre heliportos em Manhattan e os aeroportos na área de Nova York. Ambos cessaram por causa de acidentes [8, 9]. Atualmente várias empresas ligadas à aviação se estão a esforçar para impulsionar a mobilidade aérea urbana usando serviços de táxi voador, um conceito de transporte aéreo que deverá ser lançado nos próximos anos [10–12]. Enquanto fabricantes de aeronaves como Airbus, Lilium e Kitty Hawk têm estado envolvidos na fabricação de táxis aéreos nos últimos anos [13–15], empresas como Bell, Embraer, Hyundai, Rolls- Royce e Toyota se aventuraram recentemente no mercado de táxis aéreos [16, 17]. Além da Uber, que estima o lançamento de seus táxis aéreos em 2023, outras empresas como Zephyr Airworks e Airbus [13, 18] também estão atualmente a realizar testes com os seus táxis aéreos elétricos, nomeadamente Cora e Airbus-Vahana, respectivamente [12, 17].

A Kitty Hawk anunciou a realização de testes com o seu avião autónomo Cora (antiga Zee Aero) na Nova Zelândia com o seu operador Zephyr Networks como parte de um processo de certificação oficial [6, 19]. A Volocopter já realizou testes no Dubai, Emirados Árabes Unidos, para desenvolver um serviço de táxi aéreo [6, 20]. O CityAirbus também já completou o seu primeiro voo de teste em grande escala com sucesso em maio de 2019, e o seu primeiro voo de teste totalmente autónomo em agosto de 2020

[13, 18].

De modo a integrar com segurança e eficiência as operações de UAM é preciso superar várias barreiras, como a aceitação da comunidade (onde muitos estudos já foram feitos para entender melhor ver os artigos [7, 21]), qualidade de viagem, processo de certificação, segurança principalmente na sua integração no espaço aéreo em termos de acidentes e danos materiais, eficiência em termos de uso de energias, emissões do ciclo de vida e pegada sonora [2, 6, 22].

De forma a superar essas barreiras, segundo o artigo [7] com os atuais avanços tecnológicos na densidade energética específica, bem como na propulsão elétrica e distribuída, facilitam o desenvolvimento de veículos aéreos de transporte de passageiros e de curta distância incluindo aeronaves com capacidade de aterragem e decolagem vertical (VTOL, do inglês *Vertical Take-Off and Landing*). Estes conceitos de veículos que prometem ser mais silenciosos, seguros e de baixo custo de produzir e operar do que os helicópteros convencionais, revitalizam a ideia de usar o espaço aéreo urbano para o transporte intracidades de passageiros, ou seja, a mobilidade aérea urbana. Para os autores Bong-Sul Lee, Abera Tullu e Ho-Yon Hwang [2], para descolar e aterrizar na vertical, não há necessidade de um aeroporto, como os exigidos para as aeronaves convencionais de asa fixa, e como uma aeronave VTOL totalmente elétrica (eVTOL) apenas utiliza eletricidade, não há emissões de poluentes durante o voo, porém isso depende da fonte de energia.

Visto que, uma aeronave eVTOL é alimentado apenas por baterias, o alcance de operação e o tempo de cruzeiro são limitados, portanto é necessário selecionar o tipo de aeronave eVTOL adequado para a área de operação e as necessidades do cliente [2]. Como mencionado anteriormente as aeronaves eVTOL estão a ser construídas e testadas, e as suas configurações variam desde motas voadoras a aeronaves com motores carenados [23].

2.1.1 Configurações de aeronaves para UAM

As aeronaves VTOL não necessitam de pistas para decolagem e aterragem vertical. Um avião a rotor, como um helicóptero, é capaz de descolar e aterrizar na vertical, e ser eficiente a baixas velocidades ao contrário de uma aeronave de asa fixa, no entanto é mais ruidoso e menos eficiente em cruzeiro do que esta última. Portanto, o projeto ideal para VTOL é tentar combinar as vantagens de voo vertical de uma aeronave de asa rotativa com as de voo cruzeiro de uma aeronave de asa fixa [2].

As primeiras aeronaves VTOL utilizavam motores de combustão interna, no entanto dado os desenvolvimentos ao nível das baterias e ao esperado menor impacto ambiental as novas aeronaves VTOL são maioritariamente elétricas [2]. As células de combustível também são uma outra alternativa para eletrificar aeronaves a hidrogénio com baixo ruído, zero partículas e zero emissões de dióxido de carbono [24, 25].

Bacchini e Cestino tentaram entender qual é o melhor desenho do eVTOL, apresentando e discutindo todas as diferentes configurações, desde as primeiras desenvolvidas nos anos 50 e 60 até as atuais configurações do eVTOL [2, 23].

Segundo a *Vertical Flight Society* [26] mais de 430 conceitos de VTOL elétrico foram propostos. Para os artigos [17, 27], uma pesquisa extensiva em todo o mundo foi realizada para examinar as diferentes

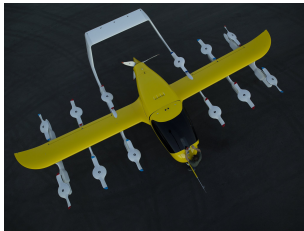
configurações de aeronaves VTOL existentes.

Para permitir uma boa tomada de decisão, é essencial compreender estas configurações, tais como o seu comportamento em cruzeiro, velocidade, alcance de voo e impacto ambiental que variam entre os diferentes tipos [17, 23, 28].

As atuais aeronaves eVTOL podem ser divididas ou classificadas dependendo do método de propulsão [2]:

Lift + Cruise

Os *Lift + Cruise* VTOLs utilizam dois sistemas de propulsão diferentes para pairar e voar em cruzeiro, sendo utilizadas rotores verticais fixos para gerar sustentação para o voo vertical e hélices para providenciar impulso em voo cruzeiro [2, 17, 23]. Isso permite decolagem e aterragem vertical em *vertiports*, aeroportos e pousar em qualquer lugar, desde a periferia de uma cidade até o telhado de um arranha-céu [29]. As asas fornecem sustentação na fase cruzeiro, o que significa um consumo de energia menos significativo em comparação com helicópteros ou multicópteros [23, 29], como se pode ver nas aeronave da Figura 2.1, na Tabela 2.1 fala de algumas características destas aeronaves.



(a) Wisk (Kitty Hawk) Cora [30].



(b) Zuri [31].



(c) Terrafugia TF-2A [32].

Figura 2.1: Ilustração de aeronaves eVTOL para *Lift + Cruise*.

Tabela 2.1: Especificação da aeronaves *Lift + Cruise*.

Especificação	Aeronaves		
	Wisk Cora [15, 30]	Zuri [29, 31]	Terrafugia TF-2A [32]
Tipo de pilotagem	Autônomo	Piloto ou piloto automático	Piloto no presente e piloto automático no futuro
Passageiros	2	3 - 4	2
Velocidade de cruzeiro [km / h]	160	233	até 180
Alcance [km]	100	500-700	100
Tempo de voo	19 minutos com uma reserva de 10 minutos	3 horas no máximo	
Carga útil [kg]	181		200
MTOW [kg]			1200
Energia	100% elétrica	híbrido-elétrico	100% elétrica
Altitude de cruzeiro (h_{cr})	150 m a 900 m		
Altitude máxima (h_{max}) [km]	3,04	3.70	3
Voo VTOL	12 hélices	16 hélices	8 hélices
Voo cruzeiro	1 hélice impulsora	1 hélice impulsora	1 hélices
Asa principal	Asa média, envergadura 11 m	Asa alta, envergadura 11 m	Asa alta, envergadura 4,5 m
Estabilizador	Cauda em U invertido	Cauda em U invertido	Cauda em H
Fase de desenvolvimento	Ensaio em voo	Construção de protótipo	Ensaio em voo

Tilt-Wing

Para Alessandro Bacchini e Enrico Cestino [23], numa configuração *Tilt-Wing* a asa incluindo os motores e as hélices que estejam na asa, ou seja, esta têm uma ou vários rotores fixos e uma asa que giram sobre um eixo para direcionar o impulso [17], como é visível na Figura 2.2. Girando a asa como um todo reduz o impacto da esteira da hélice no asa em voo pairado e como tal reduz a força propulsiva necessária para sustentar a aeronave em relação à configuração [23].

De acordo com Bong-Sul Lee et al. [2] os *Tilt-Wing* têm uma boa eficiência em voo cruzeiro em comparação com os *Wingless multicopter*, o que reduz o consumo de combustível, tornando-os adequados para alcances maiores. Na Figura 2.2 estão ilustrados algumas aeronaves *Tilt-Wing*, cujas específicas se encontram listadas na Tabela 2.2.



(a) Vimana AAV [33].



(b) Vahana Alpha trans [34].



(c) Dufour aEro 2 [35].

Figura 2.2: Ilustração de aeronaves eVTOL para *Tilt wing*.

Tabela 2.2: Especificação da aeronaves *Tilt wing*.

Especificação	Aeronaves		
	Vimana AAV	Vahana Alpha	Dufour aEro2
Tipo de pilotagem	Autônomo	Autônoma ou piloto remoto	Piloto ou piloto automático
Passageiros	4	1	2
V_{cr} [km / h]	244	190	320
Taxa de subida [m/s]	15		
Taxa de descida [m/s]	12		
Alcance [km]	900	50 km	800 km híbrida 120 km eVTOL
Tempo de voo	3 horas @ 200 km/h + 30 min de segurança		
Carga útil [kg]	400	90	
MTOW [kg]	1050	815	
Energia	Híbrido-elétrico	100% elétrica	híbrida -elétrica ou eVTOL
h_{cr} [km]			
h_{max} [km]	3.0	1.524	3
Hélices	8	8	4
Motores elétricos [kw]	8(60 kw cada)	8(45 kw cada)	
Powerplant [kw]	200		
Asa principal	Asa alta, envergadura 10 m	Envergadura 6.25 m	
Nível de ruído	70 dB (A) a 100 m		
Fase de desenvolvimento	Ensaio em voo	Projeto Concluído	Ensaio em voo

Tilt-Rotor

Os *Tilt-Rotor* têm uma ou mais hélices que giram independentemente da asa de forma a modificar a direção do impulso, perceptível na Figura 2.3 [17].

Para Bong-Sul Lee et al. [2], as aeronaves *Tilt-Rotor* e *Tilt-wings* têm problemas de instabilidade no controle durante as fases de transição de voo vertical para cruzeiro e de cruzeiro para vertical. No entanto, tal como para a configuração *Tilt-wing*, um *Tilt-rotor* apresenta uma boa eficiência energética em cruzeiro em relação ao os *Wingless multicopter*, o que permite um alcances maiores. Na Figura 2.3 encontram-se algumas aeronaves com esta configuração, cujas respectivas características estão apresentadas na Tabela 2.3.



(a) Vertical Aerospace VA-1X [36].

(b) Joby S4 [37].

(c) Hyundai S-A1 [38].

Figura 2.3: Ilustração de aeronaves eVTOL para *Tilt Rotor*

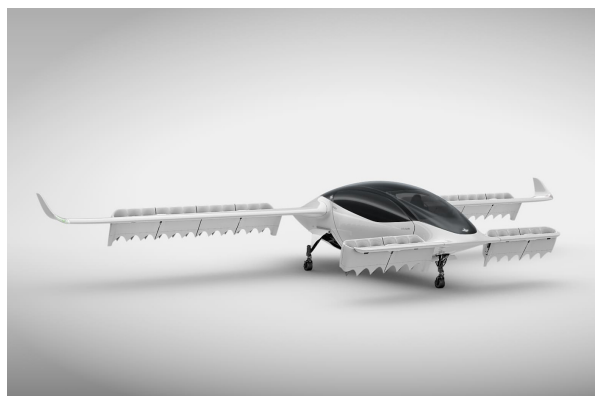
Tabela 2.3: Especificação da aeronaves *Till Rotor*

Especificação	Aeronaves		
	Vertical Aerospace VA-1X [36, 39, 40]	Joby S4 [37, 41, 42]	Hyundai S-A1 [38, 43, 44]
Tipo de pilotagem	Pilotado com autonomia, eventual automatização completa	Pilotado	Inicialmente com piloto e no futuro piloto automático
Passageiros	4	4	4
V_{cr} [km / h]	241	322	290
Alcance [km]	161	241.4	100
Carga útil [kg]	450		
Energia	100% elétrica	100% elétrica	100% elétrica
h_{cr} [km]			0.305-0.610
Hélices	8 para VTOL e 4 para cruzeiro	6	8 para VTOL e 4 para cruzeiro
Motores elétricos	8	6	8
Cauda	Cauda em V	Cauda em V	Cauda em V
Asa principal	Asa de gavota Envergadura 15 m	Asa alta Envergadura 10.7 m	Asa alta
Nível de ruído	30 vezes mais silenciosos do que um helicóptero	100 vezes mais silencioso do que um helicóptero	
Fase de desenvolvimento	Construção de protótipo	Ensaio em voo	

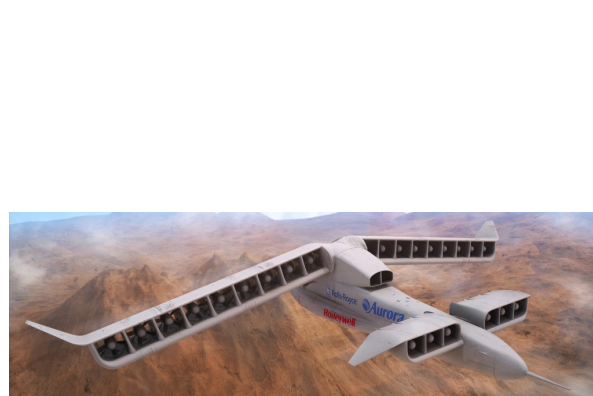
Impulso Vetorial

Para Fernando [45], o impulso Vetorial é a capacidade de uma aeronave influenciar a direção do impulso dos seus motores [17], ou seja, as aeronave de impulso vetorial têm uma asa para um cruzeiro eficiente e usam o mesmo sistema de propulsão tanto para pairar como para voo cruzeiro [23], como ilustrado na Figura 2.4 (as características destas aeronaves encontram-se na Tabela 2.4).

Uma vantagem da propulsão vetorial é que ela permite velocidades de voo mais elevadas em cruzeiro [23].



(a) Lilium Jet [46].



(b) Aurora LightningStrike [47].

Figura 2.4: Ilustração de aeronaves eVTOL para *Impulso Vectorial*.

Tabela 2.4: Especificação da aeronaves *Impulso Vectorial*.

Especificação	Aeronaves	
	Lilium Jet [14, 46]	Aurora LightningStrike [47, 48]
Tipo de pilotagem	Inicialmente pilotada e no futuro será autônoma	Autônomo
Passageiros	5	0
V_{cr} [km / h]	300	555
Alcance [km]	300	
Tempo de voo	60 minuto	
Propulsão	36 motores elétricos carenados	24 motores elétricos carenados
Energia	100 % elétrico	Híbrido - elétrico
Asa	Fixa e canard	Fixa e canard
Nível de ruído	6 a 7 vezes mais silencioso do que um helicóptero na decolagem	
Fase de desenvolvimento	Em processo de certificação	Primeiro voo em 2018

Wingless multicopter

Os *Wingless multicopter* são aeronaves cuja sustentação é providenciada por vários rotores. Apesar de ser excelente para voo vertical, a ausência de uma asa torna-os menos eficiente em voo cruzeiro do que as anteriores configurações [2].

O desenho de *Wingless multicopter* é semelhante ao de um helicóptero tradicional que opera com múltiplos rotores fixos (Figura 2.5). Estas aeronaves não têm asas fixas e dependem da produção de propulsão através de múltiplos rotores, muitas vezes quatro ou mais [17].

As vantagens de um multirotor são que os rotores múltiplos permitem uma mecânica de rotor mais simples e um melhor controle de voo, assim como a redução da produção de ruído [17, 49]. Estes veículos são adequados para operações de curto alcance em cidades onde podem sobrevoar congestionamentos de trânsito [2].

Algumas aeronaves com esta configuração encontram-se ilustradas na Figura 2.5 e as suas características na Tabela 2.5.



(a) Volocopter VoloCity [50].



(b) Airbus CityAirbus [18].



(c) EHang 216 [51].

Figura 2.5: Ilustração de aeronaves eVTOL para *Wingless multicopter*.

Uma das características de segurança das aeronaves para UAM é a utilização de propulsão elétrica distribuída (DEP), que proporciona segurança por meio de redundância. DEP significa ter várias hélices e motores na aeronave, de modo que, se um ou mais motores ou hélices falharem, os outros motores e hélices operacionais permitem aterrar a aeronave com segurança. A aeronave também pode aterrar

Tabela 2.5: Especificação da aeronaves *Wingless multicopter*.

Especificação	Aeronaves		
	Volocopter VoloCity [50, 52, 53]	Airbus CityAirbus [18, 18, 54]	EHang 216 [51, 55, 56]
Tipo de pilotagem	Semi-autónoma	Autónomo	Autónomo
Passageiros	2	4	2
V_{max} [km / h]	110	120	130
Alcance [km]	35	97	35
Tempo de voo		15 minutos	21 minutos
Propulsão	18 Motor elétrico DC sem escova (BLDC)	8 motores elétricos de 100 kw	16 motores elétricos
Energia	100 % elétricos	100 % elétricos	100 % elétricos
Emissões de ruído	75 metros 65 dB (A)		
Fase de desenvolvimento	Ensaio em Voo	Ensaio em Voo	Em processo de certificação

como um avião, caso tenha uma asa se necessário [30, 31, 43, 50].

A nível do sistema de propulsivo, como pode-se notar nas tabelas acima apresentadas, há aeronaves com sistema propulsivo elétrico e outras híbrido-elétrico. Para um sistema de propulsão totalmente elétrico é preciso baterias e motores elétricos (ver arquitetura na Figura 2.6) para gerar energia e propulsão. Enquanto que um sistema propulsivo híbrido-elétrico faz uso tanto do sistema convencional (usando motores de combustão interna e combustíveis líquidos) como do sistema totalmente elétrico, para gerar energia e propulsão.

Neste trabalho vai ser utilizado sistema de propulsão totalmente elétrico usando baterias e um outro usando baterias e células de combustíveis. As arquiteturas destes dois sistemas elétricos encontram-se ilustradas na Figura 2.6.

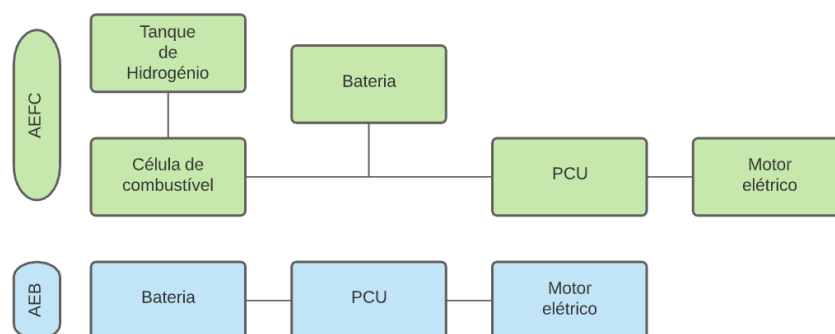


Figura 2.6: Sistemas de propulsão de aeronaves elétricas usando células de combustíveis (AEFC) e aeronaves elétricas usando baterias (AEB), adaptado de [57]. PCU é o acrónimo de *Power Control Unit*.

2.2 Armazenamento de energia

Segundo Sahoo et al. [3], o armazenamento de energia é um componente crítico para aplicação em aeronaves elétricas totalmente ou híbridas devido à sua influência na determinação da autonomia e do número de passageiros da aeronave. Sistema de armazenamento de energia é importante seja que leve, compacto e ter um longo ciclo de vida.

Para os mesmo autores [3], das várias opções de armazenamento de energia para futuras aplicações em aeronaves elétricas, a pesquisa predomina para quatro opções: células de combustível, supercapacitores, volantes de inercia (*flywheels*) e baterias.

A Figura 2.7, mostra um gráfico densidade de energia versus a densidade de potência de vários dispositivos de armazenamento de energia

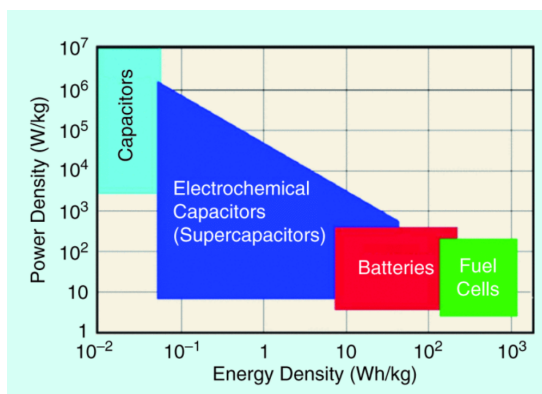


Figura 2.7: Comparação da densidade de energia e potência de várias opções de armazenamento de energia eletroquímica [58].

Tendo em conta os objetivos deste trabalho o sistema de armazenamento de energia escolhida neste trabalho são as baterias e as células de combustível, que são apresentados nas seções 2.2.1 e 2.2.3. O leitor interessado em *flywheels* e supercapacitores pode consultar [3, 58, 59].

2.2.1 Bateria

No século XVIII (1800), o físico Italiano Alessandro Volta deu o primeiro passo para o desenvolvimento de baterias. Disso muitos progressos têm sido feitos (de modo a compreender melhor os avanços feitos até a atualidade [60]) até a atualidade [61].

As baterias são dispositivos eletroquímicos que produzem eletricidade em reações espontâneas quando os seus elétrodos estão ligados através de uma carga e em contacto com um eletrólito [62]. Cada bateria tem dois terminais ou elétrodos, um catódico positivo (+) e um negativo ânodo (-) [5].

De acordo com os seus princípios de funcionamento, as baterias podem ser classificadas do seguinte modo, em baterias primárias ou de descarga única (i.e. uma bateria que é descartável após a ser utilizada), e em baterias secundárias ou recarregáveis (utilizadas neste trabalho) uma vez que as reações eletroquímicas podem ser invertidas [5, 61].

As baterias recarregáveis ou secundárias mais comuns são dos tipos Chumbo-ácido, Lítio-íão (Li-íão), lítio-metal (Li-M), níquel-cádmio (Ni - Cd), níquel-metalhidreto (NiMH) e zinco-ar (Zn-ar) [5].

Tabela 2.6: Características de desempenho de algumas baterias recarregáveis, adaptado de [5].

Propriedades	Chumbo- Ácido	NiMH	Li-íão
Voltagem (V)	2.1	1.2	3.6 - 3.7
Energia específica (Wh/kg)	30 - 50	60 - 120	100 - 250
Potência específica (W/kg)	180	250 - 1000	250 - 340
Números Ciclos	500 - 800	500 - 1000	250 - 1200

Para este trabalho a propriedade mais importante é a energia gravimétrica específica. Segundo G. Zubi et al. [63], num aparelho de armazenamento de energia elétrica as propriedades-chaves incluem densidade energética, energia específica, potência específica, eficiência, taxa de auto-descarga, o ciclo de vida útil, tempo de carga e descarga, custo inicial, requisitos de operação e manutenção e segurança. Na Tabela 2.6 são apresentadas algumas destas características para as baterias de Chumbo-Ácido, Ni-MH e Li-íon.

De modo a facilitar a compreensão da terminologia utilizada, as seguintes características são definidas: [64]:

- **Auto-descarga** - parâmetro o qual se refere como uma bateria ou célula perde a sua carga ao longo do tempo, exigindo assim a recarga. Embora esta seja uma ocorrência normal, vários fatores, como a tecnologia utilizada e a temperatura podem afetar esta taxa.
- **Taxa de carga ou C-rate** - é a taxa ou corrente de carga ou descarga como uma proporção da bateria ou célula.
- **Voltagem ou tensão nominal (V)** - é a tensão de referência de uma célula ou bateria.
- **Potência específica** - é a densidade de potência gravimétrica de uma bateria e é expresso em Watt/quilograma (W/kg).
- **Energia específica** - trata-se da energia gravimétrica armazenada numa bateria, expressa em Watt-hora por quilograma (Wh/kg).
- **Ciclo de vida** - refere-se ao número de vezes que a bateria ou célula pode ser carregada e descarregada sob certas condições antes de sua capacidade cair para 80% do valor nominal.

Atualmente, as baterias mais promissoras para aviões elétricos são baseadas em lítio, que é um metal mais leve, devido a sua baixa massa atômica [62], e provavelmente levará à maior energia específica (energia armazenada por unidade de massa) [3, 59].

Estas baterias tem maior voltagem da célula do que outras baterias, por ser muito eletropositivo [63].

Visto que, o lítio é altamente reativo é um desafio tecnológico construir células de bateria seguras contendo lítio. No entanto, este elemento químico não é tóxico e encontra-se disponível em uma grande quantidade na natureza [63].

Durante a carga, os íons de lítio deslocam-se do cátodo, através do eletrólito, para o ânodo, e regressam durante a descarga [63, 65].

As baterias são nomeadas de acordo com as substâncias que as compõem. Os quatro componentes principais de uma pilha de íons de lítio são o cátodo, o ânodo, o eletrólito e o separador. De acordo com [66] o componente da base do cátodo as baterias de íons de lítio podem ser classificadas da seguinte forma: óxido de lítio-cobalto (LCO), óxido de lítio-manganês (LMO), fosfato de ferro-lítio (LFP), óxido de lítio-níquel-cobalto-alumínio (NCA), e óxido de lítio-níquel-manganês-cobalto-alumínio (NMC). Em relação ao ânodo normalmente é utilizado grafite como base, mas alguns fabricantes usam o titanato de lítio (LTO, $\text{Li}_4\text{Ti}_5\text{O}_{12}$). Os eletrólitos comuns de lítio incluem lítio-hexafluorofosfato (LiPF_6), perclorato de lítio (LiClO_4) e lítio-hexafluoroarsenate (LiAsF_6) [62, 63, 66].

Ming-Fa Lin et al.[67], menciona diversos materiais utilizados para o cátodo, ânodo e eletrólito.

Na Tabela 2.7 encontram-se sumarizadas algumas das propriedades mais importantes diferentes de baterias de íões de lítio.

Tabela 2.7: Resume as características das principais baterias de íões de lítio [62, 66, 68, 69].

Cátodo	LCO (LiCoO2)	NMC (LiNiMnCoO2)	NCA (LiNiCoAlO2)	LMO (LiMn2O4)	LFP (LiFePO4)
Início de comercialização	1991	2004	1999	1996	1999
Tensão nominal (V)	3.6	3.6	3.6	3.7	3.2
Energia específica (Wh/kg)	150 - 200	150 - 220	200 - 260	100 - 150	90 - 120
Taxa de carga/descarga	0.7 - 1C ou 1C	0.7 - 1C ou 1 - 2C	1C ou 1C	0.7 - 1C ou 1C	1C ou 1C
Ciclo de vida (ideal)	500 - 1000	1000 - 2000	500	300 - 700	1000 - 2000
Temperatura operacional (°C)	150	210	150	250	270
Custo em 2025 (USD/kWh)	—	244	665	244	336
Características gerais da bateria	Muito alta energia, potência limitada, caro	Alta capacidade e alta potência, termicamente menos estável	Célula de energia, alta densidade de energia, termicamente menos estável	Alta potência, menos capacidade, relativamente seguro	Alto número de ciclo, baixa densidade de energia, muito seguro
Aplicação	Telefones celulares, laptops, câmeras	Evs, E-bikes, industrial	Médica, industrial, Evs (Telsa)	Ferramentas elétricas, dispositivos médicos, powertrains	Portátil, estacionário

Para uma aeronave de pequena dimensão, o estado da arte das baterias atuais permitem a sua eletrificação, mas para um alcance e carga útil reduzido [3].

Portanto, para uma aeronave apresentar uma maior alcance e capacidade de carga é necessário recorrer a baterias com uma maior energia específica, esta diminui a massa da bateria e deste modo reduz a massa da aeronave. De acordo com a literatura, algumas baterias com uma maior energia específica são identificadas como promissoras.

Segundo Dever et al. [59], as baterias de íões de lítio em 2030 poderão alcançar 400 Wh/kg e 450 Wh/kg em 2045, dependendo de novos desenvolvimentos, nomeadamente na seleção dos materiais para o cátodo, ânodo e eletrólito.

Segundo Misra [58], tendo em consideração o desenvolvimento tecnológico e a melhoria dos materiais para cátodo, ânodo e eletrólito, é provável que células com 400–500 Wh/kg possam estar disponíveis no período de 2022–2025 para o setor automotivo. Esses desenvolvimentos podem ser otimistas e exigirão um aumento médio de 8% na energia específica por ano, o qual é superior à tendência histórica de aumento de $\simeq 5\%$ ao ano.

Tendo em conta os desafios e o atual desenvolvimento tecnológico, várias organizações condu-

zem pesquisa e desenvolvimento para que possam existir baterias com capacidades energética mais próximas do combustível fóssil no futuro. As mais promissoras tecnologias de baterias com base no lítio são as baterias de lítio-ar/ oxigénio (Li-air/ O_2), lítio-metal, lítio no estado solido e lítio-enxofre (Li-S); enquanto que as baterias sem base de lítio mais promissoras são as Alumínio-ar (Al-air), magnésio-ar (Mg-air), zinco-ar (Zn-air), iões de sódio (Na-ion) e baterias de fluxo. Todas estas baterias apresentam potencial para aplicações a nível de aviação e aeroespacial [5, 61, 62, 70, 71].

Segundo Slobodan Petrovic [62], o enxofre e o ar são matérias de cátodo promissoras que poderiam ser usados em combinações com ânodo de lítio, ambos são de baixo custo, abundantes e não tóxicos.

A reação da bateria de Li-S durante a carga é representada na equação abaixo [62].



O estado da arte das baterias de Li-S apresenta uma energia específica superior a 350 Wh/kg [3, 61]. Segundo a NASA [59] o contínuo desenvolvimento de eletrólitos, ânodos e cátodos, poderá levar a energias específicas ao nível da célula de 500 Wh/kg em 2030 e 800 Wh/kg em 2045.

No entanto, para diferentes autores o potencial teórico das baterias de Li-S é de 2500 Wh/kg [61, 72] e (3800 Wh/kg) [62], o que poderá ser obtido ao substituir o eletrodo de grafite para o cátodo metálico de lítio e óxido de metal por um eletrodo de enxofre mais adequado [72]. Władysław Wieczorek e Janusz Płocharski [72], diz que otimizar o eletrólito é um dos objetivos mais cruciais para melhorar a bateria Li-S em termos de desempenho, especialmente em termos de capacidade da célula, capacidade de taxa, segurança e vida útil. No entanto, as baterias Li-S não estão disponíveis por causa de inúmeros problemas apresentados na tabela abaixo [62].

Tabela 2.8: Problemas de bateria Li-S e seu efeito sobre o desempenho [62]

Problema	Efeito sobre o desempenho
Crescimento de dendrito de Li	Curto-circuito
Baixa condutividade eletrónica	Queda de tensão, baixa capacidade
Baixa carga mássica de S	Baixa capacidade
Dissolução de polissulfeto	Perda de massa ativa, perda de capacidade

Segundo Smruti Sahoo et al. [3], os desenvolvimentos atuais na tecnologia da bateria Li-S demonstram 500 Wh/kg de energia específica e 1500 ciclos em ambiente de laboratório.

As baterias de Li-air/ O_2 são consideradas uma alternativa promissora para as baterias de Li-íão devido à sua alta densidade de energia. No entanto, usá-las ainda é um desafio. Na última década, muitas estratégias (incluindo a modificação de eletrólitos) foram exploradas, promovendo o desenvolvimento de baterias de metal-ar [72]. Os eletrólitos utilizados são do tipos aprótico, aquoso, estado sólido e aquoso-aprótico misto. Uma bateria de Li- O_2 é baseada na oxidação de lítio no elétrodo negativo e redução de oxigénio (comummente do ar) no elétrodo positivo [5].

Durante a descarga, o lítio é oxidado com oxigénio e durante a carga o óxido decompõe-se libertando oxigénio [62].



O estado da arte aponta para valores de energia específica entre 250 a 300 Wh/kg, contudo tem um potencial para alcançar um valor teórico 3000 a 3500 Wh/kg [3].

Para Slobodan Petrovic [62], as baterias de lítio-ar têm uma energia específica teórica de mais de 5000 Wh/kg, o mais elevado de todos os sistemas de bateria.

Segundo um estudo da NASA [59], após 50 ciclos de carga e descarga há perda de capacidade das células de Li-ar, por esta razão atualmente esta tem um número de ciclo limitado. Neste estudo ainda é previsto que as seguintes energias específicas sejam possíveis 600-750 Wh/kg em 2030 e 1200-1400 Wh/kg em 2045.

A sua comercialização está prevista para o ano 2030, devido aos desafios de desenvolvimento [3].

Com desenvolvimento dos elétrodos com base na nano-estrutura espera-se que esta atinja uma energia específica mais elevada, que esteja na faixa de 1500 Wh/kg em 2035 [3].

Na tabela 3 do artigo [73] e na tabela 7 do artigo [3], encontram-se resumos do estado da arte das baterias de íões de lítio, lítio-enxofre e lítio-ar/oxigénio.

Bengt Sundén [5], fala da aplicação das baterias no setor da aviação e aeroespacial nos capítulos 7.4 e 7.5 respetivamente.

Sabendo que se estima o lançamento dos táxis aéreos em 2023, tendo em conta o estado da arte neste trabalho vai ser utilizada a bateria de Li-S porque é a que apresenta maior maturidade a nível de energia específica. Serão considerados neste trabalho uma bateria de Li-S com 500 Wh/kg de energia específica e 1500 ciclos de vida.

2.2.2 Hidrogénio

Atualmente numa sociedade onde o futuro ambiental do nosso planeta é muito debatido, o hidrogénio (H) é considerado o combustível do futuro, visto que, este se destaca pelo seu elevado teor energético (ver a Tabela 2.9) e elevado potencial de redução de impacto climático [5, 57, 74, 75].

Tabela 2.9: Propriedades de alguns combustíveis [5]

Combustível	Densidade (kg/m ³)	Energia específica (MJ/kg)	Densidade energética (MJ/m ³)
Hidrogénio	0,090	120	10
Gasolina	716	47.3	33 867
Gasóleo(<i>Diesel Fuel</i>)	830	44.8	37 184
Etanol	784	29.7	23 278
Metano	423	55.6	23 529
Propano	585	50.3	29 449

O hidrogénio é um gás incolor, diatómico, inodoro e inflamável, que se combina com o oxigénio para formar água [5, 76]. As propriedades do hidrogénio encontram-se sumarizadas na Tabela 2.10.

O hidrogénio é o elemento mais abundante na Terra, representa mais de 70% de tudo o que está localizado na superfície da Terra, mas o hidrogénio livre é escasso, porque deve ser produzido a partir de compostos que o contenham. Pode ser encontrado na forma de água e em formas orgânicas [77].

O hidrogénio pode ser extraído do carvão, gás natural, petróleo, biomassa, hidretos e sulfuretos. Como o hidrogénio é uma fonte de energia secundária ou um portador de energia, deve ser produzido

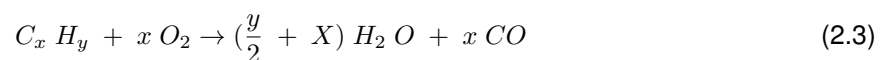
Tabela 2.10: Valores selecionados de algumas propriedades químicas, físicas e térmicas do hidrogénio a 25 C (298 K) e à pressão atmosférica 1 atm [5].

Propriedade do hidrogénio	Valor
Peso molecular (kg/kmol) (H_2)	2,016
Volume específico (m^3 /kg)	12.1
Densidade (kg/m^3)	0.0824
Viscosidade (kg/ms)	9e-6
Velocidade do som em gás (m/s)	1315
C_p calor específico (J/kgK)	14310
Relação de calor específica	1.405
Constante de gás (J/kgK)	4126
Condutividade térmica (W/mK)	0182
Pressão de ponto de ebulição-saturação 1 atm (K, °C)	20.4 - 252.6
Calor latente de evaporação no ponto de ebulição (J/kg)	447000
Ponto de congelação ou de fusão a 1 atm	-259.1
Calor latente de fusão (J/kg)	58000
Temperatura crítica	-240.0
Pressão crítica (MPa)	1.30
Calor de combustão (kJ/kg)	144000

a partir de fontes de energia primária. Tais fontes são fósseis, nucleares ou renováveis e a partir destas formas de energia térmica, eléctrica, bioquímica ou fotónica, as quais podem ser utilizadas em vários processos para produzir hidrogénio [5, 57, 75, 77–79].

Segundo Sunden et al. [5], basicamente há três processos principais para produzir hidrogénio: reformação do gás natural, gaseificação e electrólise. Nesta seção alguns processos para a produção de hidrogénio serão descritos. O hidrogénio é apelidado consoante a fonte de energia utilizado no seu processo de produção [80, 81].

O hidrogénio azul é conseguido do gás natural que é dividido em hidrogénio e dióxido de carbono (CO_2) por reformação do gás natural (*Steam Methane Reforming*), mas o CO_2 é capturado e armazenado o que limita a produção dos gases de efeito estufa. *Carbon Capture Usage and Storage* (CCUS) é o processo utilizado na captura do CO_2 [80, 81]. O mesmo hidrogénio pode ser obtido por gaseificação usando CCUS [81]. A reformação do gás natural é um processo muito comum na produção de hidrogénio. Neste processo é utilizado vapor a alta temperatura, o gás natural ou outro hidrocarboneto é exposto ao calor e ao vapor, o que conduz a separação dos átomos de carbono do metano (CH_4) ou outros hidrocarbonetos formando o H e o monóxido de carbono (CO) [5, 57, 75, 77], como é demonstrado na equação abaixo.



De seguida segue-se a chamada reação de descolamento do gás, produzindo assim H adicional, bem como CO_2 .

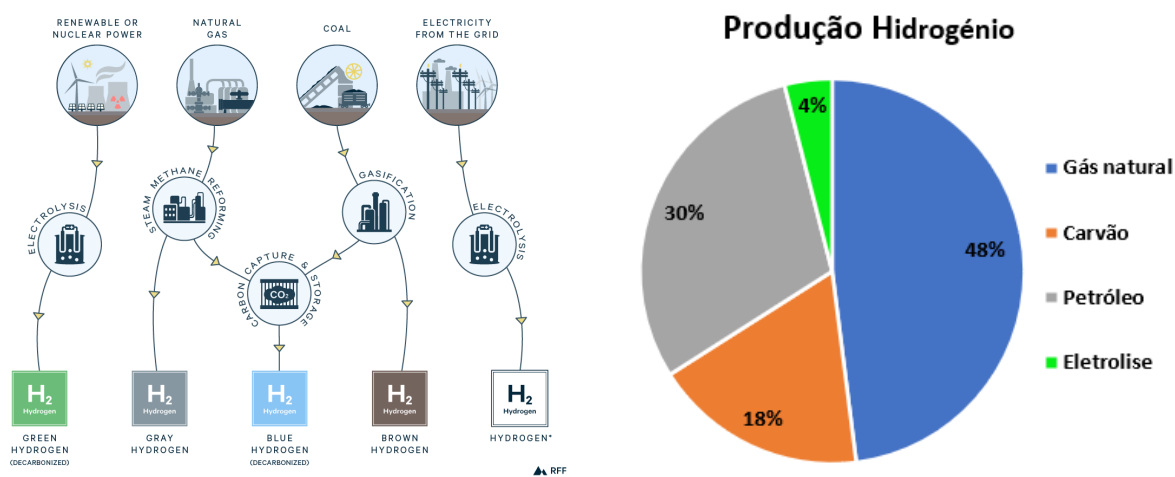


O hidrogénio cinza é produzido através de um processo semelhante ao hidrogénio azul. Mas a captura do CO_2 não é realizada, e este é liberado na atmosfera [80, 81].

O hidrogénio verde é produzido pela divisão da água por electrólise [80, 81]. A electrólise da água

através do uso da eletricidade é outro processo para produzir hidrogénio. Pela corrente elétrica, a água decompõem-se em H e oxigénio (O). O processo por electrólise é atualmente considerado muito de custo elevado, mas o interesse atual é enorme, especialmente se a eletricidade for gerada por fontes renováveis de energia e, em seguida, o hidrogénio limpo ou verde é produzido [5, 57, 75, 77, 80]. Semelhante ao hidrogénio verde, o hidrogénio rosa é feito por electrólise, mas usando a energia nuclear como fonte de energia. Enquanto que na produção do hidrogénio amarelo a fonte de energia é a energia solar [80].

Hidrogénio castanho é resultado da gaseificação do carvão [81]. A gaseificação da biomassa e da madeira em forma de carvão vegetal. O carvão vegetal é composto basicamente por carbono e água. Ao queimá-lo a um reactor a alta temperatura, o carvão liberta gás que é separado e reformado para hidrogénio e monóxido de carbono. Se a fonte for de biomassa, a pegada de carbono pode ser baixa, uma vez que esta fonte pode ser replantada [5, 57, 75, 77, 80]. O carvão é responsável por quase um quarto da produção global de hidrogénio [81], como é observado na Figura 2.8(b). A Figura 2.8(a) ilustra alguns processos para a produção de hidrogénio.



(a) Processos para a produção de hidrogénio [81].

(b) Percentagem global das fontes de produção de hidrogénio adaptado [57, 75].

Figura 2.8: Produção de hidrogénio

O hidrogénio apresenta muitos perigos à segurança humana, e é difícil de armazenar por ter uma densidade volumétrica muito baixa. Para tornar o hidrogénio útil para o sector de transportes, ele precisa ser tornado mais denso em energia [5]. Este pode ser armazenado como gás comprimido ou na forma líquida e hidreto químico (metálicos) [5, 57, 74, 75, 78].

Segundo o estudo realizado Cell e Undertaking [74], o armazenamento de hidrogénio gasoso é o mais adequado para para voos de curta distancia, enquanto que armazenamento na forma líquida é especialmente importante para os voos de curto e longo alcance.

Segundo a Deloitte [57], o armazenamento de hidrogénio gasoso é a tecnologia de armazenamento mais madura hoje, e tem a vantagem de carga rápida e baixa perda de energia. O hidrogénio sólido, com uma eficiência energética teórica superior à do hidrogénio líquido mas inferior à do hidrogénio gasoso, este requer uma maior complexidade tecnológica e encontra-se ainda na fase de ensaio.

Na Tabela 2.11 é fornecida uma comparação de vários métodos para armazenar hidrogénio.

Tabela 2.11: Comparação dos métodos de armazenamento [5]

Método de armazenamento	Vantagens	Desvantagens
Gás comprimido	Tecnologia estabelecida confiável e fácil de usar, tempo de armazenamento ilimitado	Alto custo de capital, alto custo operacional, ruptura do recipiente pode ocorrer por calor
Líquido	Fornecer alta densidade a baixa pressão	Custo elevado, baixas temperaturas necessárias, fuga pode causar incêndio ou asfixia
Hidreto de Metal	Alta eficiência de volume, fácil recuperação, método seguro	Tanques de armazenamento pesado, materiais caros

Tendo em consideração as informações anteriores, neste trabalho o método de armazenamento selecionado é o armazenamento a gás comprimido, para o qual um tanque de polímero reforçado com fibra de carbono é o mais utilizado segundo Sundén [5], Ginger Gardiner [82] (por exemplo no Toyota Mirai).

Meryem Gizem Sürer e Hüseyin Turan Arat [75], falam do desenvolvimento de aplicações de utilização de hidrogénio na aviação.

A Airbus [83] tem como ambição até 2035 desenvolver uma aeronave comercial com propulsão a hidrogénio, enquanto que a ZeroAvia [25] pensa introduzir em 2024 a primeira aeronave comercial com propulsão a hidrogénio com capacidade para 10 a 20 acentos e um alcance de 500 MN (Milhas Náuticas).

HY4 é o primeiro avião de passageiros movido a células de combustível tendo hidrogénio como combustível. Em Setembro de 2016 fez o seu primeiro voo [75]. E esta mesma empresa pensa em 2025 introduzir taxi aéreos com propulsão elétrica movida a hidrogénio para UAM [24].

Neste trabalho como combustíveis vão ser utilizados o hidrogénio verde e o azul, porque a produção destes tem menos impacto negativo para atmosfera.

2.2.3 Células de combustíveis

Em 1839, por William Robert Grove ocorreu a primeira demonstração da tecnologia das células de combustível (FC), onde este experimentou e concluiu que a dissociação electroquímica da água é quase reversível utilizando eléctrodos de platina [61, 84–87].

S. Bagotsky et al. [61], Gavin D. J. Harper [76] e Andrew Dicks et al. [85] falam dos progressos no desenvolvimento das células de combustíveis ao longo do tempo. A General Electric Company em 1962, desenvolveu a primeira célula de combustível para a missão espacial Gemini [76, 85, 87].

A células de combustíveis são dispositivos electroquímicos que transformam a energia química armazenada em energia eléctrica, combinando hidrogénio no combustível com oxigénio, produzindo água como sub-produto [5, 58, 86, 87].

Segundo este portal de energia [88, 89] uma célula de combustível pode converter mais do que 90% da energia contida num combustível em energia eléctrica e calor.

Este processo eletroquímico é a consequência da reação química (reação redox) onde o gás hidrogénio puro ou hidrogénio produzido por reforma de combustível à base de hidrocarbonetos é oxidado e o oxigénio é reduzido, fornecendo água e energia elétrica como produtos, como é demonstrado na Figura 2.9 [58, 86, 88, 90].

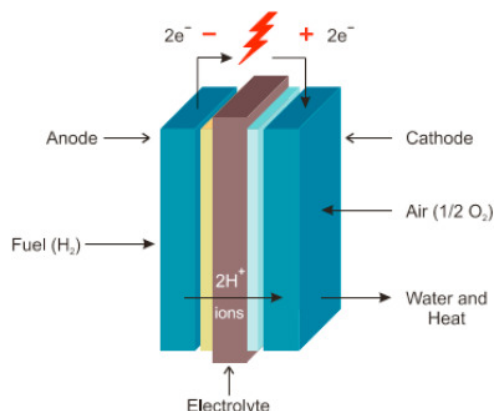


Figura 2.9: Princípio de funcionamento de uma célula de combustível [88].

Numa célula de combustível galvânica, cujos princípios de funcionamento se assemelham aos de uma bateria, o combustível e o oxidante (ambos na forma gasosa) correspondem ao ânodo e ao cátodo e são canalizados em direção ao eletrólito para alimentar a reação. Os eletrólitos podem ser sólidos ou líquidos, operam em altas ou baixas temperaturas e conduzem íões específicos diferentes [5, 86, 88].

Segundo Sahoo et al. [3], uma célula de combustível movida a hidrocarbonetos ainda produz CO_2 , mas não produz óxido de nitrogénio (NO_x) ou outras emissões de partículas, quando é alimentada por H_2 , tornando-se uma fonte de geração livre de emissões de carbono e hidrocarbonetos, mas, em contrapartida, gera rastros de condensação na atmosfera.

Diferentes células de combustíveis possuem diferentes características, que são dependentes das propriedades do eletrólito, catalisador, cátodo e material anódico [87], porém uma célula de combustível é classificado com base no seu eletrólito [5, 61, 84–86, 88, 91]: Célula combustível de ácido fosfórico (PAFC, *Phosphoric acid fuel cell*), Célula de combustível de membrana eletrolítica polimérica (PEMFC, *Polymer electrolyte membrane fuel cell*) ou uma célula de combustível polimérica eletrolítica, Célula de combustível alcalina (AFC, *Alkaline fuel cell*), Célula combustível de carbonato fundido (MCFC, *Molten carbonate fuel cell*), Célula de combustível de óxido sólido (SOFC, *Solid-oxide fuel cell*) e Célula de combustível de metanol direto (DMFC, *Direct methanol fuel cell*). A tabela 2.12 apresenta os dados comparativo de diferentes propriedades para diferentes FC.

As referências [84–86, 88, 92] relatam as vantagens e desvantagens das FC.

Segundo Ajay Misra [58], as células de combustível têm uma densidade de energia relativamente elevada e podem servir como sistema de armazenamento de energia para aviões eletrificados.

Das várias células combustíveis baseadas em tecnologia, as PEMFC e as SOFC são as duas mais comuns e exploradas para aplicações na aviação [3, 5, 58, 93].

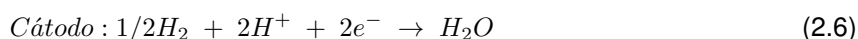
O PEM é uma FC que opera apenas com hidrogénio como combustível, funciona a uma temperatura relativamente baixa, fabricada pela incorporação de membranas de eletrólitos poliméricos como

Tabela 2.12: Dados para diferentes tipos de células de combustível [5, 84–86, 88]

Tipo de FC	PEMFC	DMFC	PAFC	AFC	MCFC	SOFC
Íon móvel	H^+	H^+	H^+	OH^-	CO_3^{2-}	O_2^-
Temperatura operacional (°C)	30 - 100	20 - 90	200	50 - 200	650	500 - 1000
Eficiência (%)	40 - 60	20 - 50	40 - 50	50 - 60	60	50 - 60
Electrólito	Sólido membrana, Nafion de polímero	Sólido membrana	Ácido fosfórico	Hidróxido de potássio	Metal gaseificado	Cerâmica
Material e catalisador	Carbono e Platina	Platina e Rutheniu	Grafite e Platina	Carbono e Níquel	Aço inox e Níquel	Cerâmicas e Perovskites
Combustível compatível	H_2	Metanol	H_2	H_2	H_2, CH_4	H_2, CH_4, CO

condutor de prótons e catalisador eletroquímico para suportar a reação redox [5, 85, 87, 91].

A reação química que ocorre nesta FC é descrita nas equações 2.5 e 2.6 [5, 86, 87]:

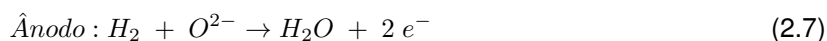


Esta FC permite um arranque mais rápido (boas capacidades de *start-stop*), entre outros, como operação a baixa temperatura, alta eficiência e aplicações portáteis (por ser pequeno e compacto). Em relação as desvantagens incluem a exigência de catalisador de platina de elevado custo, componentes de membrana e células de elevado custo, baixa tolerância ao envenenamento e problemas de gestão de água [86–88].

Para Misra [58] e Sahoo et al. [3], o estado da arte de energia específica para PEMFC está na faixa entre 600-800 Wh/kg, atrativa para aplicações aeroespaciais.

O estado da arte da densidade de potência PEMFC é aproximadamente 1 kW/kg, o que se traduz numa densidade de potência de 0,5 kW/kg ou inferior ao nível do sistema. Como a densidade de potência é baixa esta limita a sua aplicação a pequenos aviões aéreos [58].

Um SOFC opera com diferentes tipos de fontes de combustível, mas requer uma temperatura de operação elevada [3]. O SOFC emprega um electrólito sólido de cerâmica [5, 85, 86]. Nesta FC, a água é produzida no ânodo, e não no cátodo, como num PEMFC [86]. Nas equações 2.7 e 2.8 é reação química que ocorre nesta FC [5, 86, 87].



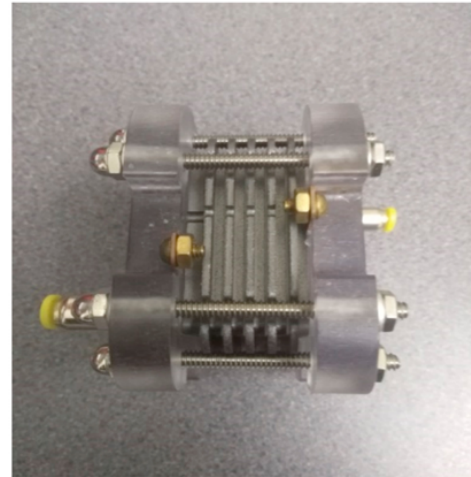
As vantagens do SOFC incluem flexibilidade de combustível, catalisador de metal não precioso, electrólito de estado completamente sólido e a produção de calor residual de alta qualidade para aplicações de co-geração. As desvantagens incluem a complexidade do sistema introduzida pela alta temperatura de operação, dificuldades de selagem de células a altas temperaturas (especialmente sob ciclagem térmica), e componentes/fabricação de células relativamente dispendiosos [86–88].

Segundo Misra [58], o SOFC apresenta um valor de densidade de potência menor que 500 W/kg para o estado da arte. Para Misra [58] e Sahoo et al. [3], a SOFC é atrativo para projeto híbridos, como a combinação de SOFC alimentado com H_2 combinado com turbina a gás para melhorar a eficiência térmica e dá oportunidade para a redução do ruído do núcleo.

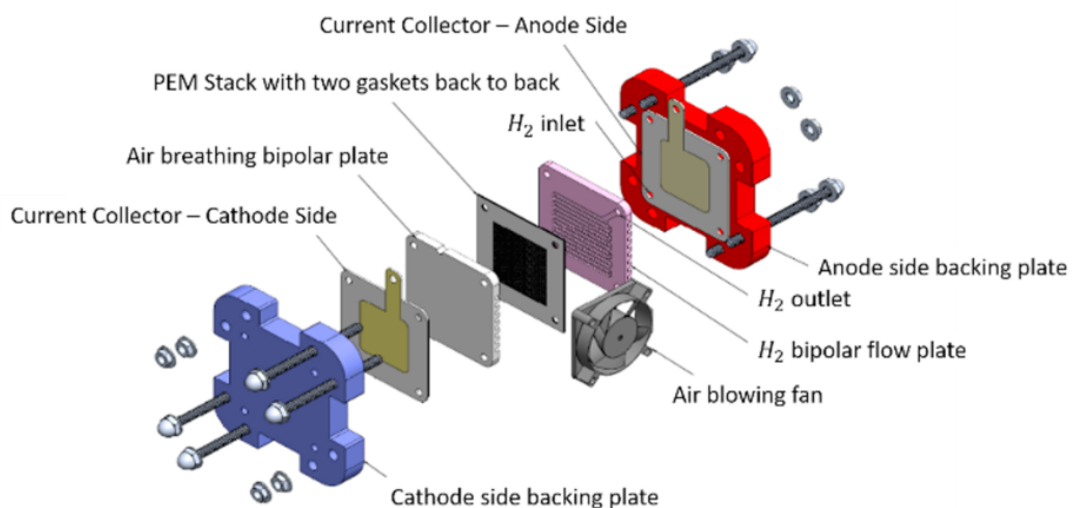
Sabendo da aplicação PEMFC em aeronaves com propulsão a hidrogénio como HY4, aeronave híbrida *Diamond HK36 Super Dimona* da Boeing, entre outros projetos [3, 5, 58, 85, 94]. Visto que, esta apresenta uma baixa temperatura de operação e é mais compacta em comparação com a SOFC. A Figura 2.10 apresenta uma vista explodida PEMFC, onde pode-se ver alguns dos seus componentes.



(a) Vista de frente.



(b) Vista de cima.



(c) Vista de explodida.

Figura 2.10: Vistas da célula a combustível de membrana de troca de prótons [88].

A degradação da célula de combustível é rápida para veículos com ciclos frequentes de Start/Stop [95]. O estado da arte da vida útil de uma PEMFC com aplicação móvel ou portátil é 2000 - 3000 horas [61, 96], 4000 horas[84, 85] e \sim 5000 horas [86, 95], enquanto que nas aplicações estacionárias é 40000 horas[84–86, 95].

Existe duas versão da PEMFC uma de alta temperatura (HT-PEMFC, *High-Temperature Proton Ex-*

change Membrane Fuel Cell) e outra de baixa temperatura (LT-PEMFC) [97], tendo em conta os estudos feitos e os dados apresentado em [97]. Portanto, de acordo com o artigo [97] LT-PEMFC é melhor do ponto de vista ambiental tendo em conta o aquecimento global porque esta apresenta menos impactos negativos, tendo em conta esta característica e outras da PEMFC a célula de combustível LT-PEMFC vai ser utilizadas neste trabalho. Na Tabela 2.13 é apresentado o inventário para a fase de fabricação e fim de vida (EoL) para esta célula de combustível.

Tabela 2.13: Lista de inventário para a fase de fabricação e EoL de um sistema LT-PEMFC a 1-kWe adaptado [97].

Componentes	Material	Massa(kg)
STACK	<i>Aluminium</i>	0.3
	<i>Graphite</i>	4.5
	<i>Glass fibers</i>	0.1
	<i>Nafion membrane</i>	0.06923
	<i>Carbon black</i>	0.0008
	<i>Nafion membrane</i>	0.00078
	<i>Platinum</i>	0.00075
	<i>Polyvinylidene chloride</i>	1.1
	<i>Steel part</i>	0.1
BoP	<i>Aluminium</i>	0.75
	<i>Steel part</i>	1.1
	<i>Cast iron</i>	0.8
	<i>Steel billet</i>	3.7
	<i>Polypropylene granulate</i>	0.25
	<i>High Density Polyethylene granulate</i>	1.5
Energia	ELETRICIDADE (kWh)	16.9

Portanto, nesse trabalho vai ser utilizada uma LT-PEMFC usada no Toyota Mirai 2021, com uma potência máxima à saída de 128 kW, uma energia específica à saída de 5,4 kW/kg , um peso de 32 kg e 330 células [98]. Foram considerados uma LT-PEMFC com 50 % de eficiência e um ciclo de vida de 5000 horas para este trabalho.

Capítulo 3

Metodologia

De forma a determinar alguns parâmetros fundamentais e gerais das aeronaves o seguimento do projeto conceptual foi baseado nos livros [93, 99, 100] e no artigo [1].

De modo a analisar a efetividade dos princípios de VTOL para UAM utilizou-se uma metodologia para estimativa da potência, massa, energia, dimensões da aeronave, estabilidade, coeficiente de planeio, emissões sonoras e avaliação do ciclo de vida. E estes são determinados usando equações analíticas e semi-empíricas associados a um conjunto de *inputs* que são divididos em quatro categorias: missão, sistema propulsivo, escolha de fonte energia e o protótipo do design.

É de salientar que neste trabalho se utiliza um processo iterativo para estimar a massa máxima à decolagem (MTOM), recorrendo aos princípios utilizados para aeronaves convencionais [1, 93, 100]. A estimativa de MTOM é de extrema importância no projeto conceptual de uma aeronave, visto que, a estimação inicial de todos os parâmetros da aeronave depende dela.

3.1 Projeto conceptual

O processo de projeto da aeronave (ou seja, sistema) inclui quatro fases principais [99]:

- (i) projeto conceptual
- (ii) desenho preliminar
- (iii) desenho detalhado
- (iv) teste e avaliação

O projeto conceptual é a primeira fase e uma das fases mais importante do projeto e do processo de desenvolvimento da aeronave [93, 99].

O projeto conceptual é um processo iterativo, como pode-se notar na Figura 3.6, a qual ilustra as principais atividades realizadas na fase de projeto conceptual. O resultado final e fundamental desta fase é representada pela configuração de aeronave idealizada.

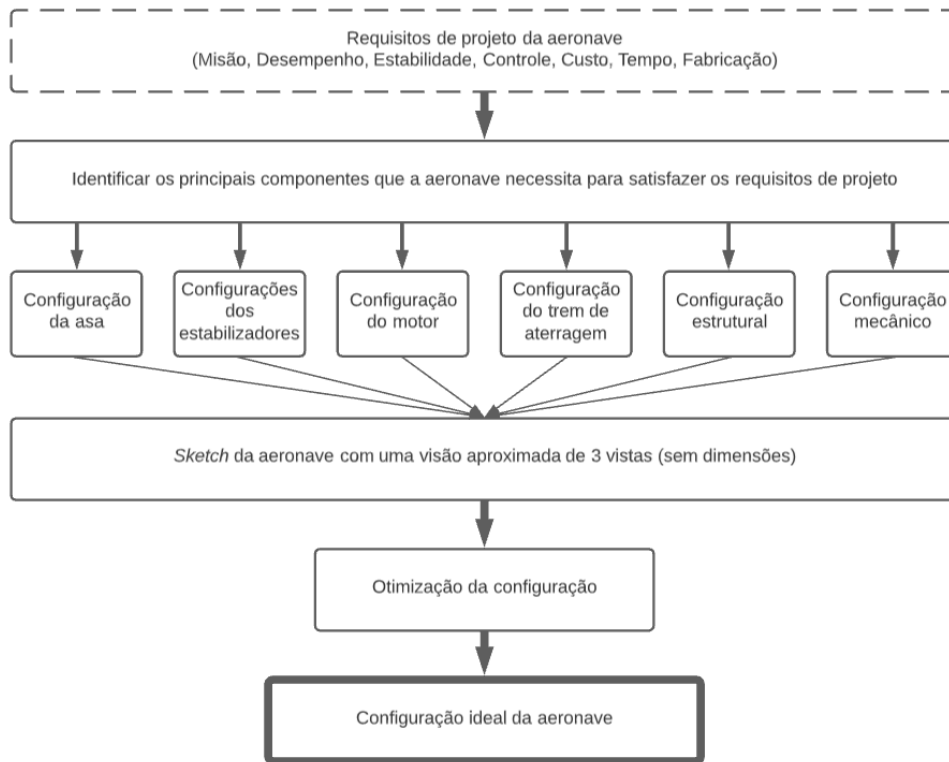


Figura 3.1: Processo de projeto conceptual da aeronave. Adaptado [99].

3.1.1 Estimativa de potência

Para projetar qualquer aeronave VTOL a hélice, os parâmetros de concepção como carga da potência ($PL = W/P$) e carga do disco ($DL = W/S$), são muito importantes tais como os efeitos de T/W e W/S para uma aeronave de asa fixa. Estes parâmetros, conjuntamente com o MTOM, permitem dimensionar a aeronave e servir de ponto de partida para o projeto dos vários componentes da aeronave, e.g. asa, fuselagem, empenagem e sistema propulsivo [93].

Junto ao solo a potência necessária para um determinado impulso requerido é menor dado que a esteira de um rotor em voo pairado ao embater no solo reduz a velocidade induzida no rotor [101]. Da mesma forma, o rotor ao se afastar do solo, a potência requerida ao rotor para o mesmo impulso aumenta. Devido a este fenómeno, um helicóptero pode pairar em efeito de solo (IGE) a um peso bruto ou altitude superior ao que é possível fora do efeito de solo (OGE) [101].

Para helicópteros, a capacidade de pairar é crucial para a determinação dos requisitos de potência. Tendo esta consideração em mente, a teoria de *Blade Element Moment* - BEM [101], é utilizada para estimar a potência necessária em voo vertical.

Outra consideração a tomar no voo pairado é o efeito do solo, a potência requerida para voo pairado fora do efeito de solo (*Out of Ground Effect* - OGE), P_h , assumindo que todos os rotores são iguais e contribuem da mesma forma, é dada da seguinte forma

$$P_h = \sum_{j=1}^{NR} T_j \left[k_i \sqrt{\frac{DL}{2\rho}} + \frac{\rho V_{tip}^3}{DL} \left(\frac{\sigma C_{d0}}{8} \right) \right] \quad (3.1)$$

onde k_i é o fator de potência induzida, ρ densidade do ar, V_{tip} velocidade na ponta do pá do rotor, σ Solidez do rotor e C_{d0} a resistência aerodinâmica de base do perfil alar. NR é o número de rotores considerados e T_j é o impulso que cada rotor j deve produzir, calculado por

$$T_j = \frac{MTOMg}{NR} \quad (3.2)$$

admitindo que todos os rotores contribuem igualmente para a potência total.

Nesta fase, uma medida de mérito (*Figure of merit* - FoM) é definida como a relação entre a potência ideal e a potência real necessária, está compreendido entre [0.6-08]. FoM igual a 0.8 é o caso ideal para voo vertical, enquanto que para FoM igual a 0.6 é otimizado para voo horizontal [93]. FoM é dado pela seguinte expressão

$$FoM = \frac{T_j NR}{P_h} \sqrt{\frac{DL}{2\rho}} \quad (3.3)$$

Ao restringir o efeito descendente, o efeito do solo aumenta a eficiência, o que reduz a potência necessária para a aeronave pairar [93].

A potência necessária para operação de subida vertical (*vertical climb*), considerando a mesma suposição que para o caso de voo pairado é dada por [1, 93]

$$P_{cl} = \sum_{j=1}^{NR} T_j \left[V_y - \frac{k_i}{2} V_y + \frac{k_i}{2} \sqrt{V_y^2 + \frac{2DL}{\rho}} + \frac{\rho V_{tip}^3}{DL} \left(\frac{\sigma C_{d0}}{8} \right) \right] \quad (3.4)$$

onde V_y é a velocidade vertical.

Para o cruzeiro, a potência necessária é estimada usando a seguinte expressão [1, 93]

$$P_{cr} = \frac{MTOMgV_{cr}}{L/D\eta_P} \quad (3.5)$$

sendo g a aceleração da gravidade, V_{cr} a velocidade de cruzeiro, L/D o razão de planeio de toda aeronave e η_P a eficiência da hélice.

3.1.2 Estimativa de Massa

Segundo Sadraey [99], o cálculo do peso de uma aeronave é uma das partes críticas do processo de projeto. Um erro no cálculo do peso pode resultar em uma catástrofe para um programa de projeto. Três razões principais para um cálculo de peso preciso são: (i) custo de fabricação da aeronave, (ii) desempenho da aeronave, e (iii) centro de gravidade da aeronave. Estes parâmetros são diretamente influenciados pelo peso e sua distribuição na aeronave.

As principais componentes da aeronave são asa, cauda, fuselagem, sistema de propulsão e trem de aterragem. No entanto a estimativas das propriedades destes componentes e outros componentes foram baseados em uma estimativa de peso inicial, a qual se encontra dividida em cinco categorias: carga útil, energia, sistema propulsivo, estrutural e outros pesos. São utilizados dados estatísticos para estimar o peso inicial da aeronave num processo iterativo, onde a diferença entre o peso da aeronave

e o peso base para o qual os componentes são projectados é minimizada [1, 99].

A carga útil é dada como *input* (ver a Figura 3.6) e a energia é explicada posteriormente, na subsecção 3.1.3.

A massa estrutural (M_{str}) contempla a asa, rotores, estabilizadores (vertical e horizontal) e fuselagem, é estimada assumido um dado factor de estrutural (SF) idêntico às metodologias convencionais [1] desta forma

$$M_{str} = SF * MTOM \quad (3.6)$$

É de salientar que o peso das superfícies de controlo (e.g. ailerons e leme de profundidade) é contabilizada na superfície sustentadora correspondente [99].

A massa do sistema propulsivo (M_{prop}) depende do tipo de sistema de propulsão, o qual pode ser totalmente eléctrico, de combustão ou híbrido eléctrico. Para uma aeronave totalmente eléctrica são considerados somente os motores eléctricos, enquanto que para uma aeronave totalmente a combustão se usa um motor de combustão interna. Uma aeronave híbrida inclui os motores de combustão, geradores e motores eléctricos. Para estimar a massa do motor eléctrico (M_{em}), englobando controlador electrónico de velocidade e a sua integração, são incorporados três condições: a relação potência/peso do motor eléctrico (PWe); a relação potência/ peso do controlador electrónico de velocidade (PWesc); e o fator de integração (MI). Estes factores são integrados da seguinte forma

$$M_{em} = \left[\left(\frac{P_{cl}}{PW_e} \right) + \left(\frac{P_{cl}}{PW_{esc}} \right) \right] MI \quad (3.7)$$

As outras componentes como sistema aviônicos e de controlo de voo, instrumentação, ar condicionado e mobiliário, são ponderados como uma fração (OW) da massa vazia (M_{empty}), em [1][4]. A massa vazia é dada por

$$M_{empty} = \frac{M_{str} + M_{prop}}{1 - OW} \quad (3.8)$$

onde $M_{prop} = M_{em}$

Segundo Sadraey [99], para uma aeronave GA (General Aviation) quando o peso da aeronave aumenta em 10%, tipicamente as seguintes consequências são verificadas.

- Incremento na velocidade de perda (V_{stall}): 5%
- Redução na velocidade máxima: 4%
- Redução no alcance: 8%
- Redução no *endurance*: 9%
- Incremento na distância de descolagem: 8%
- Redução da taxa de subida: 16%
- Redução no teto de voo: 7%.

3.1.3 Estimativa de Energia

Com base numa missão definida e no sistema propulsivo, o qual neste trabalho irá ser totalmente elétrico recorrendo a baterias ou a células de combustível, a quantidade de energia necessária para a missão estabelecida é estimada.

Sendo assim, para uma aeronave totalmente elétrica, a energia da bateria (E_{bat}) e a massa da bateria (M_{bat}) podem ser estimadas da seguinte forma [1]

$$E_{bat} = \frac{\left[\frac{P_h}{\eta_{ES}} t_H + \frac{P_c}{\eta_{ES}} (t_E + t_R) \right]}{(1 - E_{bat,r})} \quad (3.9)$$

$$M_{bat} = \frac{E_{bat}}{E_{bat}^*} \quad (3.10)$$

O tempo de *endurance* (t_E) (calculado com base na velocidade e alcance na fase de cruzeiro) com um tempo de reserva (t_R) de 20 minutos considerado para operação de cruzeiro baseado na certificação de aeronaves [1, 102]. t_H é o tempo de voo vertical. Onde η_{ES} é a eficiência do sistema propulsivo elétrico, E_{bat}^* denota a densidade de energia específica da bateria e o parâmetro $E_{bat,r}$ representa a percentagem de bateria que não é utilizada na missão de modo a aumentar o número de ciclos de vida.

No entanto, para a aeronave movida a hidrogénio, visto que as células de combustível operam melhor a potência constante [4], estas foram dimensionadas para cruzeiro sendo o restante da potência para voo vertical fornecido pelas baterias. A energia fornecida pela sistema FC (E_{SFC}) e a massa do sistema FC (M_{SFC}) (esta massa inclui massa da FC, do tanque e hidrogénio) são dadas pela seguinte expressões:

$$E_{SFC} = \frac{\left[\frac{P_c}{\eta_{ES}} (t_H + t_E + t_R) \right]}{(1 - E_{bat,r})} \quad (3.11)$$

$$M_{SFC} = \frac{E_{SFC}}{E_{SFC}^*} \quad (3.12)$$

$$E_{bat} = \frac{\left[\frac{P_h - P_c}{\eta_{ES}} t_H \right]}{(1 - E_{bat,r})} \quad (3.13)$$

$$M_{bat} = \frac{E_{bat}}{E_{bat}^*} \quad (3.14)$$

onde E_{SFC}^* denota a densidade de energia específica da bateria.

Os restante parâmetros vão ser apresentado na seção dos Resultados (Capítulo 4), visto que, estes dependem do perfil da missão.

3.1.4 Modelo Estabilidade

A estabilidade estática da aeronave significa a capacidade de retornar ao equilíbrio após sofrer uma perturbação, sob condições de voo estáveis. Para a aviação geral, esse é um requisito obrigatório para uma aeronave. Com um veículo estável, o piloto não precisa se concentrar constantemente nos controles da aeronave e os sistemas de controlos autónomos podem não ser muito complexos para manter um voo nivelado por um longo período de tempo [103].

A estabilidade de uma aeronave compreende três direcções de movimento, separadas em duas categorias principais: a estabilidade longitudinal, que trata o movimento longitudinal da aeronave e a estabilidade lateral, que inclui os movimentos laterais da aeronave.

Esta seção está organizada da seguinte forma, num primeiro ponto será apresentado o modelo para o cálculo do centro de gravidade da aeronave, um segundo ponto dedicado a estabilidade estática longitudinal e o terceiro e último ponto aborda a estabilidade estática lateral.

Centro de gravidade

Cada componente da aeronave tem uma massa (peso), e um centro de gravidade únicos, os quais contribuem para o centro de gravidade geral da aeronave. Estes são estimados para um sistema coordenadas do corpo.

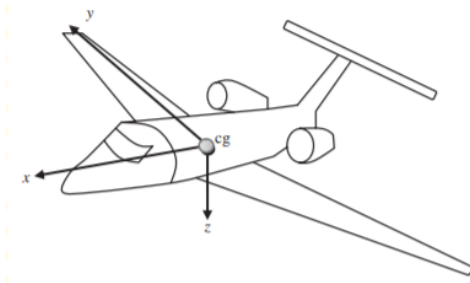


Figura 3.2: Definição do sistema de coordenadas do eixo do corpo [99]

Um sistema de eixo corporal, um sistema ortogonal é definido onde o eixo x está ao longo da linha central da fuselagem, o eixo z aponta para baixo e o eixo y é definido usando a regra da mão direita, como ilustrado na Figura 3.2. Assim, o eixo y é para a direita. A coordenada do centro de gravidade (cg) da aeronave ao longo do eixo x é representado por X_{cg} , ao longo do eixo y por Y_{cg} , e ao longo do eixo z por Z_{cg} . Para n componentes da aeronave as coordenadas (X_{cg} , Y_{cg} e Z_{cg}) são determinadas utilizando as seguintes fórmulas:

$$X_{cg} = \frac{\sum_{i=1}^n W_i x_{cgi}}{\sum_{i=1}^n W_i} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i x_{cgi}}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad (3.15)$$

$$Y_{cg} = \frac{\sum_{i=1}^n W_i y_{cgi}}{\sum_{i=1}^n W_i} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i y_{cgi}}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad (3.16)$$

$$Z_{cg} = \frac{\sum_{i=1}^n W_i z_{cgi}}{\sum_{i=1}^n W_i} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i z_{cgi}}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad (3.17)$$

onde W_i denota o peso de cada componente da aeronave, m_i denota a massa de cada componente da aeronave, e x_{cgi} , y_{cgi} , e z_{cgi} são as coordenadas de cada componente individual medidas em relação a uma linha de referência particular.

A posição do centro de gravidade ao longo do eixo x afeta a estabilidade longitudinal e o controlo longitudinal da aeronave, enquanto que posição do centro de gravidade ao longo do eixo y afeta largamente a estabilidade lateral e o controlo lateral da aeronave, e a posição do centro de gravidade ao longo do eixo z influencia a estabilidade direccional e o controlo direccional da aeronave [99].

A soma das massas de todos os componentes é igual à massa máxima à descolagem (MTOM):

$$\sum_{i=1}^n m_i = MTOM \quad (3.18)$$

Para cada componente são utilizadas as fórmulas semi-empíricas descritas na referência [99] seguindo as recomendações.:

Asa:

$$W_W = S_W c \left(\frac{t}{c} \right)_{max} \rho_{mat} K_\rho \left(\frac{AR n_{ult}}{\cos(\Lambda_{0.25})} \right)^{0.6} \lambda^{0.04} g \quad (3.19)$$

onde S_W denota a área da asa, c corda média da asa, $(t/c)_{max}$ espessura máxima do perfil alar, ρ_{mat} é a densidade do material de construção, AR é o alongamento da asa, n_{ult} é o factor de carga final, $\Lambda_{0.25}$ o ângulo de flecha a um quarto da corda média da asa, λ é o afilamento da asa, o parâmetro K_ρ é o factor de densidade da asa. O factor de carga final (n_{ult}) é dado pela seguinte forma

$$n_{ult} = 1.5 n_{max} \quad (3.20)$$

onde 1.5 é um fator de segurança e n_{max} o factor de carga máximo.

Estabilizador horizontal - HT:

$$W_{HT} = S_{HT} c_{HT} \left(\frac{t}{C} \right)_{maxHT} \rho_{mat} K_{\rho HT} \left(\frac{AR_{HT}}{\cos(\Lambda_{0.25HT})} \right)^{0.6} \lambda_{HT}^{0.04} \bar{V}_H^{0.3} \left(\frac{c_e}{c_T} \right)^{0.4} g \quad (3.21)$$

onde S_{HT} denota a área do estabilizador horizontal, c_{HT} a corda média do estabilizador horizontal, $(t/c)_{maxHT}$ a espessura máxima da corda do estabilizador horizontal, AR_{HT} o alongamento do estabilizador horizontal, $\Lambda_{0.25HT}$ o ângulo de flecha a um quarto da corda média do estabilizador horizontal, λ_{HT} o afilamento do estabilizador horizontal, $\left(\frac{c_e}{c_T} \right)$ a relação entre as cordas do leme de profundidade e estabilizador horizontal, e \bar{V}_H o volume do estabilizador horizontal. O parâmetro $K_{\rho HT}$ é o fator de densidade do estabilizador horizontal.

Estabilizador Vertical - VT:

$$W_{VT} = S_{VT} c_{VT} \left(\frac{t}{c} \right)_{maxVT} \rho_{mat} K_{\rho VT} \left(\frac{AR_{VT}}{\cos(\Lambda_{0.25VT})} \right)^{0.6} \lambda_{VT}^{0.04} \bar{V}_V^{0.3} \left(\frac{c_r}{c_T} \right)^{0.4} g \quad (3.22)$$

onde S_{VT} denota a área do estabilizador vertical, c_{VT} a corda média do estabilizador vertical, $(t/c)_{maxVT}$

a espessura máxima da corda do estabilizador vertical, AR_{VT} o alongamento do estabilizador vertical, $\Lambda_{0.25VT}$ o ângulo de flecha a um quarto da corda média do estabilizador vertical, λ_{VT} o afilamento do estabilizador vertical, $\left(\frac{c_v}{c_T}\right)$ a relação entre as cordas do leme de direção e o estabilizador vertical e \bar{V}_v o volume do estabilizador vertical. O parâmetro $K_{\rho VT}$ é o fator de densidade do estabilizador vertical.

Fuselagem - F:

$$W_F = L_f D_{f_{max}}^2 \rho_{mat} K_{\rho f} n_{ult}^{0.25} K_{intlet} g \quad (3.23)$$

onde L_f denota o comprimento da fuselagem, $D_{f_{max}}$ o diâmetro máximo da fuselagem da seção transversal circular equivalente, ρ_{mat} a densidade do material de construção. O parâmetro $K_{\rho f}$ representa o fator de densidade da fuselagem. O parâmetro K_{intlet} é 1.25 para o caso das entradas na fuselagem, e 1 para as outras entradas.

Trem de aterragem - LG:

$$W_{LG} = K_L K_{ret} K_{LG} W_L \left(\frac{H_{LG}}{b}\right) n_{ult_{land}}^{0.2} \quad (3.24)$$

onde W_L é o peso da aeronave à aterragem, H_{LG} é a altura do trem de aterragem e $n_{ult_{land}}$ é fator de carga final de aterragem. K_{ret} é 1 para um trem de aterragem fixo e 1.07 para um trem de aterragem retráctil. O parâmetro K_{LG} é o fator de peso do trem de aterragem. O parâmetro K_L é o fator de carga final de aterragem, e é 1.8 para aviões da Marinha e 1 de outra forma. Este fator indica que, uma vez que as aeronaves da Marinha pousam em um porta-aviões e empregam trem de pouso (gancho de cauda), o trem de pouso é aproximadamente 80% mais pesado [99].

Estabilidade estática longitudinal

Para uma aeronave civil, o critério de estabilidade estática longitudinal requer que o centro da gravidade nunca seja permitido atrás do ponto neutro ou centro aerodinâmico da aeronave (X_{np}) [99].

Em termos de derivada não dimensional, a taxa de mudança do momento de picada em relação ao ângulo de ataque deve ser negativa para que uma aeronave seja estaticamente estável longitudinalmente. Esta derivada é determinada por [99, 100]:

$$C_{m\alpha} = C_{L\alpha} (X_{cg} - X_{np}) \quad (3.25)$$

A margem estática (SM) é definida como a diferença não-dimensional entre o centro de gravidade da aeronave e o seu ponto neutro [99, 100]:

$$SM = \frac{X_{np} - X_{cg}}{c} \quad (3.26)$$

A condição de estabilidade é que $C_{m\alpha} < 0$, portanto SM positivo, o que implica o centro de gravidade está à frente do ponto neutro [103].

Quanto mais à frente do ponto neutro estiver o centro de massa, maior será a margem estática e maior a estabilidade estática do avião, no entanto uma estabilidade estática exagerada diminui mano-

brabilidade do avião [103]. Segundo Sadraey [99] 0.1 – 0.3, é a gama de margem estática tipicamente recomendada.

Estabilidade estática direcional

No caso da estabilidade direcional, primeiramente precisa-se saber como o ângulo de derrapagem β afeta o momento de guinada da aeronave, o que é difícil de estimar. Para que a aeronave seja estável a nível direcional, precisa-se garantir que $C_{n_\beta} > 0$, o que depende da variação do ângulo de derrapagem com o ângulo de *sidewash* σ .

O ângulo de *sidewash* é difícil de estimar, mas, sendo uma correcção ao ângulo de derrapagem, podemos supor que é inferior a β .

Usando as formulação do livro [100] têm-se as seguintes contribuições.

Contribuição da fuselagem:

$$(C_{n_\beta})_F = -1.3 \frac{(VOL)_F}{S_W} \frac{h}{b} \frac{1}{w} \quad (3.27)$$

onde $(VOL)_F$ é o volume da fuselagem, h e w são a altura média e a largura da fuselagem, respectivamente.

Contribuição da asa:

$$(C_{n_\beta})_W = C_L^2 \left[\frac{1}{4\pi AR_W} - \frac{\tan(\Lambda)}{\pi AR_W (AR_W + 4 \cos(\Lambda))} \left(\cos(\Lambda) - \frac{AR_W}{2} - \frac{AR_W^2}{8 \cos(\Lambda)} + 6 \frac{x \sin(\Lambda)}{C AR_W} \right) \right] \quad (3.28)$$

sendo x a distância da aeronave, por exemplo, até ao centro aerodinâmico da asa.

Contribuição do estabilizador vertical:

$$(C_{n_\beta})_{VT} = \bar{V}_V (C_{L\alpha})_{VT} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \frac{q_{VT}}{q} \quad (3.29)$$

com

$$\bar{V}_V = \frac{l_V S_{S_V}}{S_W b} \quad (3.30)$$

e

$$\left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \frac{q_{VT}}{q} = 0.724 + \frac{3.06 S_{VT}/S_W}{1 + \cos(\Lambda_{VT})} + 0.4 \frac{z_W}{h} + 0.009 AR_W \quad (3.31)$$

onde z_W é a altura à corda da raiz da asa em relação à linha de centro da fuselagem, e h é a altura total da fuselagem. Somando todas estas contribuições obtém-se o coeficiente de estabilidade direcional.

$$C_{n_\beta} = (C_{n_\beta})_F + (C_{n_\beta})_W + (C_{n_\beta})_{VT} \quad (3.32)$$

O intervalo recomendado para esta derivada de estabilidade é $0.08 \leq C_{n_\beta} \leq 0.28 \text{ [rad]}^{-1}$ [100].

3.1.5 Modelo para estimativa da sustentação e resistência aerodinâmica

Sabendo que a asa é a principal superfície de sustentação da aeronave, porém, a asa também é, de modo geral, o maior gerador de resistência aerodinâmica de uma aeronave. No contexto da análise

aerodinâmica de uma aeronave é fácil de perceber que a avaliação dos parâmetros de sustentação e resistência aerodinâmica de uma asa têm um elevado grau de importância, visto que a asa deve ser projetada de forma a ter o maior coeficiente de planeio (L/D) possível (i.e. maior sustentação e menor resistência aerodinâmica possíveis).

Seleção do perfil alar

Um importante ponto de partida para a configuração da asa é a seleção de um perfil alar adequado. Um dos principais objetivos deste, assim como de qualquer superfície de sustentação, é ter o maior L/D possível. Normalmente, pode-se apontar para esse objetivo projetando um perfil alar com o máximo comprimento possível em regime, sabe-se que pequenas mudanças na geometria ou no ambiente externo podem causar turbulência no fluxo e isso acrescenta alguma dificuldade em cumprir o objetivo. De modo a facilitar a seleção do perfil alar da asa são levadas em conta duas características fundamentais [99, 104]:

- Um perfil alar mais espesso produz mais sustentação, mas também produz mais resistência aerodinâmica. O perfil alar deve ter uma espessura mínima que possa armazenar alguns dos componentes internos da aeronave. O coeficiente de sustentação máximo de um perfil alar é afetado pela razão máxima entre espessura e corda [100].
- A curvatura do perfil alar permite aumentar o coeficiente de sustentação máximo, o que por sua vez permite reduzir a velocidade de perda da aeronave, aumentando assim o envelope de voo.

Para a seleção do perfil alar utilizou-se as seguintes expressões [99]:

Coeficiente de sustentação para o cruzeiro (C_{Lcr}) considerando a aeronave nivelada (i.e. L = W)

$$C_{Lcr} = C_{Ltrim} = \frac{2 MTOM g}{\rho_{cr} V_{cr}^2 S} \quad (3.33)$$

Coeficiente de sustentação da asa para o cruzeiro (C_{Lc_w})

$$C_{Lc_w} = \frac{C_{Lc}}{0.95} \quad (3.34)$$

Coeficiente de sustentação ideal (C_{li})

$$C_{li} = \frac{C_{Lc_w}}{0.9} \quad (3.35)$$

com o cálculo do C_{li} , a partir da Figura 3.3, é possível identificar os possíveis perfis aerodinâmicos adequados. São selecionados os perfis alares mais próximos para as aeronaves consideradas neste trabalho. Tendo em conta que estas aeronaves não são convencionais, por vezes o ponto poderá estar fora do gráfico. Nestes casos continuam a ser selecionados os perfis mais próximos, no entanto numa fase mais adiantada do projeto é recomendado uma otimização aerodinâmica.

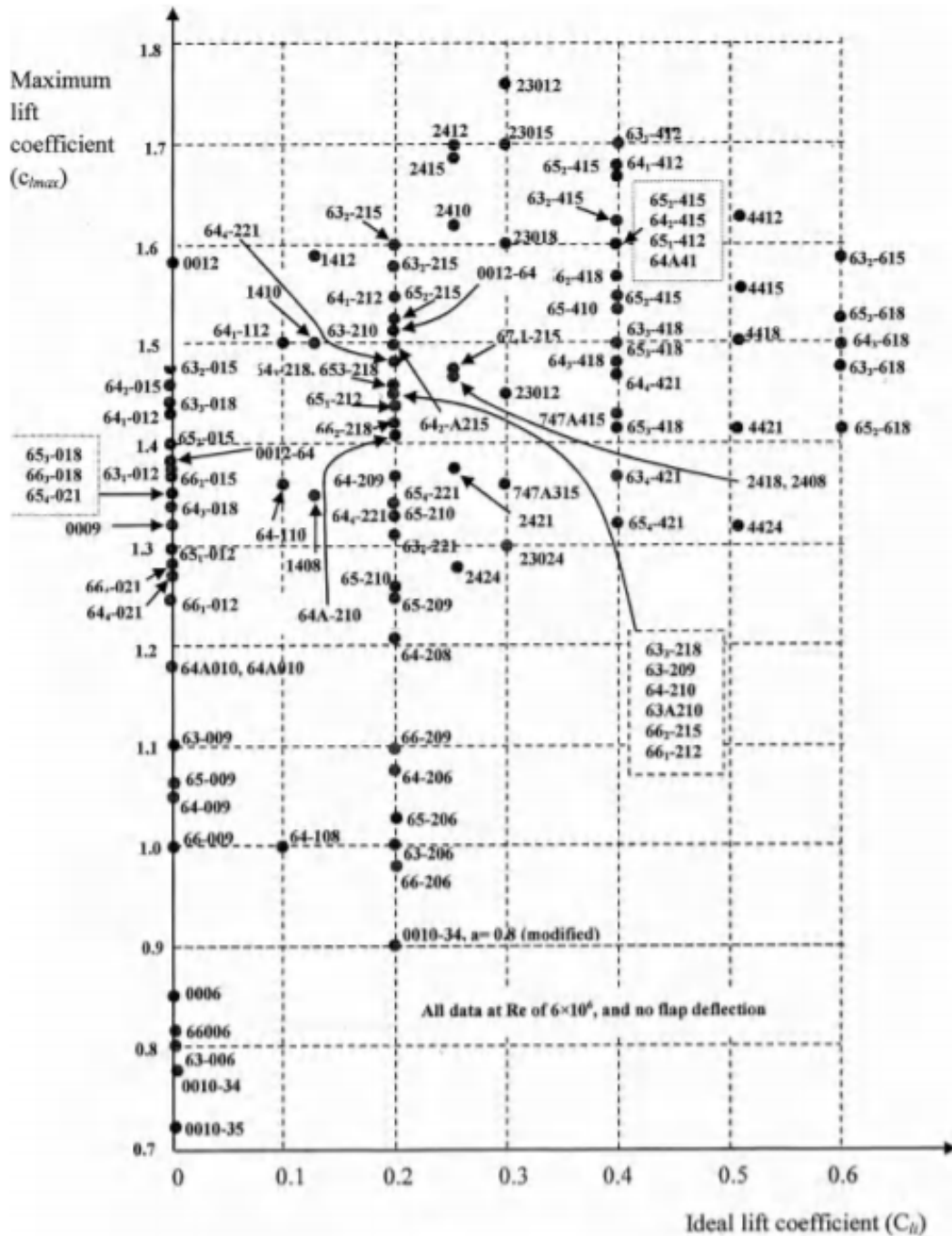


Figura 3.3: Coeficiente de sustentação máxima vs coeficiente de sustentação ideal para diferentes perfis NACA[99].

O voo cruzeiro, horizontal e nivelado é uma ótima condição para estimar L/D de uma aeronave, visto que é nesta condição que a aeronave passa o maior tempo de voo [99, 104]:

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V_{cr}^2 S C_L \quad (3.36)$$

$$T = D = \frac{1}{2} \rho V_{cr}^2 S C_D \quad (3.37)$$

Segundo [93, 100], a resistência aerodinâmica total da asa pode ser dividida em três componentes fundamentais. A resistência aerodinâmica parasita, a resistência aerodinâmica induzida pela sustentação e qualquer resistência aerodinâmica adicional resultante de perdas viscosa.

$$C_D = C_{D0} + kC_L^2 + k'(C_L - C_{L_{minD}}) \quad (3.38)$$

Se a faixa de operação do C_L no cruzeiro estiver incluída no *Drag bucket*, o terceiro componente da resistência aerodinâmica total é desprezável, uma vez que $C_L - C_{L_{minD}}$ é aproximadamente igual a zero. Desta forma a estimativa da resistência aerodinâmica total da asa assume a seguinte formulação [93, 100, 103, 104]

$$C_D = C_{D0} + kC_L^2 \quad (3.39)$$

onde $k = \frac{1}{\pi AR e}$ e e são o coeficiente de eficiência aerodinâmica e o fator de Oswald,

$$e = 1.78(1 - 0.004AR^{0.68}) - 0.64 \quad (3.40)$$

respetivamente. AR é o alongamento da asa e b é a envergadura.

Da equação 3.36 para voo cruzeiro o coeficiente de sustentação é o seguinte

$$C_L = \frac{1}{2} \rho V_{cr}^2 SW \quad (3.41)$$

A resistência aerodinâmica parasita está correlacionada com a velocidade da aeronave, e é expressa pela seguinte equação [2, 93]

$$C_{D0} = \frac{\sum(C_f FF Q S_{wet})}{S_{ref}} + C_{D_{misc}} + C_{DL\&P} \quad (3.42)$$

onde C_f é o coeficiente de fricção, FF é o fator de forma, Q é o coeficiente de interferência, S_{wet} é a área molhada, S_{ref} é a área de referência, $C_{D_{misc}}$ é a resistência aerodinâmica miscelânea esta última não é considerada neste estudo visto que é associada à resistência aerodinâmica causada por flaps e trens de aterragem não retráctis, os quais não se aplicam neste estudo, e $C_{DL\&P}$ é o coeficiente de resistência aerodinâmica das fugas e protuberâncias (este também é negligenciado como primeira aproximação) [93].

Segundo [100], a razão S_{wet}/S_{ref} pode ser estimado através da seguinte forma de acordo com a relação entre a espessura do perfil alar e o comprimento da corda, para $(t/c)_{max} \leq 0.05$:

$$\frac{S_{wet}}{S_{ref}} = 2.003 \quad (3.43)$$

enquanto que para $(t/c)_{max} \geq 0.05$:

$$\frac{S_{wet}}{S_{ref}} = 1.977 + 0.52\left(\frac{t}{c}\right)_{max} \quad (3.44)$$

O coeficiente de fricção da placa é expresso da seguinte forma para fluxos laminares:

$$c_f = \frac{1.328}{\sqrt{Re_x}} \quad (3.45)$$

e turbulentos [100]:

$$c_f = \frac{0.455}{(\log_{10} Re_{c_w})^{2.58} (0.144 M_{cr}^2)^{0.65}} \quad (3.46)$$

no qual Re_x é o número Reynolds para comprimento característico x , o qual é dado por

$$Re_x = \frac{\rho V x}{\mu} \quad (3.47)$$

e M_{cr} é o número Mach em cruzeiro, este é dado pela relação entre a velocidade cruzeiro da aeronave V_{cr} e a velocidade média do som a . A densidade do fluido ρ , a viscosidade dinâmica do fluido μ e a velocidade do som são propriedades que dependem da altitude.

O fator de forma é representado pela seguinte fórmula para cada componente da aeronave [93].
Asa e estabilizadores:

$$FF = [1 + \frac{0.6}{(x/c)_{(t/c)_m}} (\frac{t}{c})_m + 100 (\frac{t}{c})_m^4] [1.34 M_{cr}^{0.18} (\cos \Lambda_m)^{0.28}] \quad (3.48)$$

Fuselagem:

$$FF = 1 + \frac{0.35}{f} \quad (3.49)$$

Carenagem:

$$FF = (0.9 + \frac{5}{f^{1.5}} + \frac{f}{400}) \quad (3.50)$$

onde

$$f = \frac{l}{d} = \frac{l}{\sqrt{(4/\pi) A_{max}}} \quad (3.51)$$

$(x/c)_m$ é a localização do ponto de espessura máxima do perfil alar, t é a relação da espessura do perfil alar, Λ_m é o ângulo de flecha na linha de espessura máxima, l é o comprimento característico, e A_{max} é a área máxima da secção transversal[2].

Para a aeronave com configuração *Lift + cruise* na fase cruzeiro ocorre resistência aerodinâmica causada pelos rotores utilizados para o voo vertical, esta é calculada usando a resistência aerodinâmica base de um corpo 3D e é dimensionado para a superfície de referência, correspondente à superfície da asa, como apresentado nas equações abaixo:

$$c_{DB} = \frac{0.029}{\sqrt{c_f}} \quad (3.52)$$

$$c_{DB0} = \frac{S_{wet}}{S_{ref}} c_{DB} \quad (3.53)$$

3.1.6 Modelo Aeroacústico

A introdução de um modelo que preveja o ruído no projeto conceptual é muito importante para a UAM, visto que estas aeronave irão operar na malha urbana e necessitarão de aceitação da comunidade.

Segundo Brown e Harris [105], o problema de ruído numa aeronave é mais simples do que num helicóptero, visto que, numa aeronave as fontes de ruído são caixa da velocidade, do motor de combustão e do escape dos motores a combustão, todos esses ruídos estão ausentes, excepto o ruído de escape dos motores a combustão (a menos que o veículo seja um totalmente elétrico). Enquanto que no caso de helicópteros as fontes de ruído de acordo com o grau de importância são:

- *Blade slap* (quando ocorre)
- Ruído de escape dos motores de combustão
- Ruído de rotação do rotor de cauda
- Ruído de vórtice do rotor principal
- Ruído de rotação do rotor principal
- Ruído da caixa de velocidades
- Ruído de motor de combustão

O ruído do rotor pode ser classificado como rotacional, impulsivo e vórtice, aumentando o valor da frequência [101, 105].

Ruído rotacional

Nos helicópteros o espectro sonoro do ruído rotacional normalmente leva ao maior Nível de Pressão Sonora (SPL - *Sound Pressure Level*) no espectro sonoro [101]. Porém nas aeronaves UAM o tamanho dos rotores são menores em relação a um helicóptero convencional, e este pode ocorrer a frequências mais elevadas.

O ruído rotacional pode ser dividido em duas categorias: o ruído de carga, que é uma consequência directa da geração impulso de propulsivo; e o ruído de espessura, causado pela espessura finita das pás do rotor [105]. As raízes quadradas médias das pressões sonoras (RMS) podem ser previstas usando as expressões semi-empíricas de Gutin[106] e Deming[107], a raíz quadrada média da pressão de carga e da espessura do ruído (p_{mL} e p_{mT}) são estimadas, respectivamente, por

$$p_{mL} = \frac{m NB \Omega}{2\sqrt{2} \pi a \Delta S} \left[T \cos \theta - Q \frac{a}{\Omega r_e^2} \right] J_{mNB} \left(\frac{m NB \Omega}{a} r_e \sin \theta \right) \quad (3.54)$$

$$p_{mT} = \frac{-\rho (m NB \Omega)^2 NB}{3\sqrt{2} \pi \Delta S} c t_{max} r_e J_{mNB} \left(\frac{m NB \Omega}{a} r_e \sin \theta \right) \quad (3.55)$$

onde m corresponde ao número de harmónicas (neste estudo apenas a primeira harmónica é considerada), o número de pás é dado por NB , Ω é a velocidade angular do rotor, a é velocidade do som,

ΔS denota a distância entre o observador e o rotor como ilustrado na Figura 3.4, T e Q são respectivamente o impulso e o torque do rotor, θ é o ângulo definido na Figura 3.4, r_e corresponde ao raio efetivo (definido como sendo 80% do rotor [105]), J_{mNB} é o primeiro tipo de função Bessel de ordem mNB , c e t_{max} são a corda e a espessura máxima da pá do rotor, respectivamente.

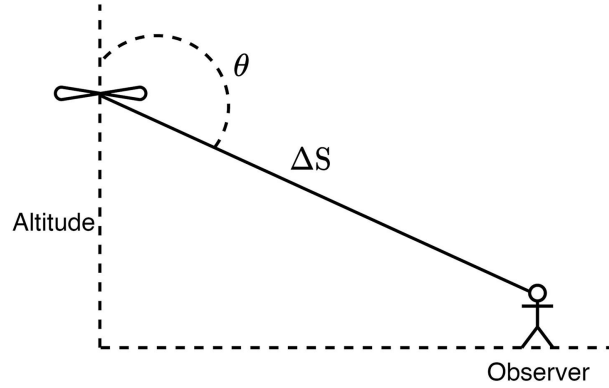


Figura 3.4: Definição do ângulo θ em referência ao rotor e ao observador [1].

Após estimar as duas contribuições, o SPL para um único rotor pode ser obtido da seguinte forma:

$$SPL = 10 \log_{10} \left[\frac{p_{mL}^2 + p_{mT}^2}{p_{ref}^2} \right] \quad (3.56)$$

onde p_{ref} corresponde à pressão de referência ajustada para 20 μ Pa (pressão mínima convencional que o ouvido humano consegue ouvir). Esta equação pode ser reescrita para incorporar o ruído todos os rotores:

$$SPL = 10 \log_{10} \left[NR \left(\frac{p_{mL}^2 + p_{mT}^2}{p_{ref}^2} \right) \right] \quad (3.57)$$

Tal expressão requer assumir que o ruído de cada rotor é não coerente, o que é visto como uma primeira estimativa tipicamente boa de acordo com Brown e Harris [1, 105].

Ruído impulsivo

O ruído impulsivo ou *Blade Slap* é a fonte mais significativa de ruído para um helicóptero.

Este ruído pode ser causado [108]: (1) pela formação de ondas de choque nas pontas das pás; (2) pela perda de sustentação nas pás (Blade Stall); ou (3) pela interação entre uma pá e a esteira da outra pá.

Devido ao facto de um número de Mach estar limitado a valores inferiores à ocorrências de ondas de choque de forma a reduzir o ruído gerado pelo rotor [105], a primeira causa não será um problema. A segunda causa é mais comum em cruzeiro, como neste trabalho também a asa é responsável pela sustentação em cruzeiro também não será um problema [105]. Relativamente à terceira causa, esta é geralmente negligenciada [101, 105].

Ruído de vórtice

O ruído de vórtice verifica-se para as frequência mais elevadas, ver [101].

Neste estudo é utilizado um modelo semi-empírico para modelar o ruído de vórtice do rotor, mais concretamente o modelo de Schlegel [109]. Este modelo foi desenvolvido e calibrado para helicópteros [108], o que apesar de não ser muito preciso para os escoamentos não-estacionários complexos como os quais se nota nos conceitos de aeronave VTOL fornece tendências importantes para a fase de projeto conceptual [105]. A implementação descrita em [1] e [105] é seguida neste trabalho, na qual o SPL é dado:

$$SPL = 20 \log_{10} \left[k_2 \frac{V_{tip}}{\rho \Delta S} \sqrt{\frac{NR T}{\sigma} DL} \right] \quad (3.58)$$

onde k_2 é uma constante definida para helicópteros igual a $1.20610^{-2} s^3/ft^3$. Para ajustar o SPL ao espectro de frequências de interesse é necessário primeiro determinar a frequência de pico definida por Schlegel [109].

3.1.7 Estimativa de dimensões

Com o processo iterativo terminado e convergido, segue-se as estimativas das principais dimensões da aeronave.

Numa primeira abordagem começa-se por estimar o raio do rotor, onde a carga do disco (DL) e o número de rotores (NR) são input do programa, sendo assim este é dado desta forma,

$$r = \sqrt{\frac{MTOM g}{\pi NR DL}} \quad (3.59)$$

Ao mesmo tempo do *design point* foram utilizadas as seguintes restrições para o carregamento da asa (W/S):

1. Velocidade de perda

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 C_{L,max} \quad (3.60)$$

2. Alcance

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_{cr}^2 \frac{\pi AR e}{2 L/D} \quad (3.61)$$

Da equação 3.60 e 3.61 obtém-se a equação para estimar a área da asa.

1. Velocidade de perda

$$S_{stall} = \frac{W}{0.5 \rho V_{stall}^2 C_{L,max}} \quad (3.62)$$

2. Alcance

$$S_{range} = \frac{W}{0.5 \rho V_{cr}^2 \frac{\pi AR e}{2 L/D}} \quad (3.63)$$

a área da asa é dada pelo maior valor entre S_{stall} e S_{range} , logo $S = \max(S_{stall}, S_{range})$.

- Parâmetros geométricos

Tendo o valor da área e o alongamento da asa, calcula-se a envergadura da asa (b_m),

$$b_m = \sqrt{AR S} \quad (3.64)$$

onde m poder ser a asa principal (W), estabilizador horizontal (HT) ou estabilizador vertical (VT).

Os outros parâmetros podem ser calculados da seguinte forma,

$$c_{rootm} = \frac{2b}{AR(1 + \lambda)} \quad (3.65)$$

$$\bar{c}_m = \frac{2}{3} c_{root} \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \quad (3.66)$$

$$\lambda_m = \frac{c_{tipm}}{c_{rootm}} \quad (3.67)$$

onde c_{rootm} é a corda na raiz da superfície sustentadora, enquanto que c_{tipm} é a corda da ponta da mesma, e λ_m é o afilamento.

Segundo Corke [100], alguns parâmetros geométricos básicos já podem ser definidos sabendo o número Mach para cruzeiro (onde $M_{cr} = V_{cr}/a_{cr}$) e seguindo dados históricos, representados nos gráficos da Figura 3.5.

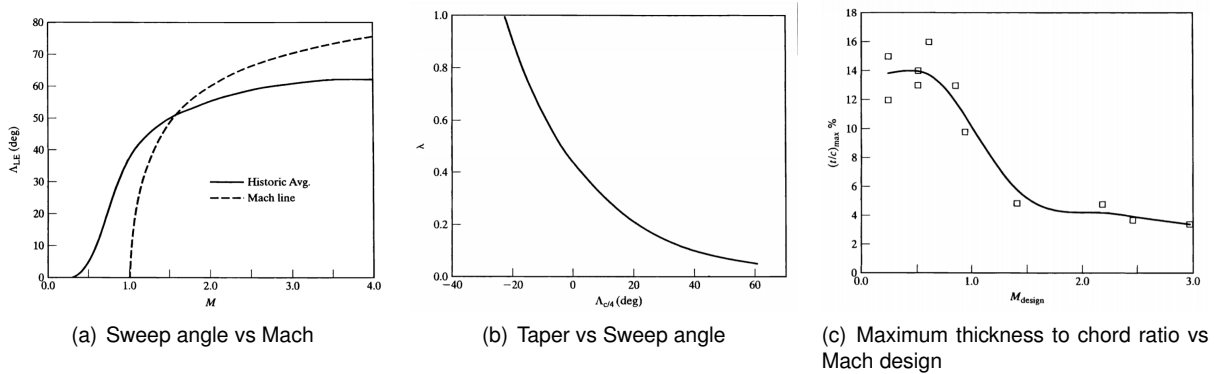


Figura 3.5: Dados históricos para design da asa e estabilizadores [100]

O *sweep angle* ao longo da corda é dado pela seguinte forma,

$$\Lambda_x = \arctan \left(\tan(\Lambda_{LE}) - x \frac{2 c_{rootm}}{b} (1 - \lambda) \right) \quad (3.68)$$

onde Λ_{LE} é o ângulo de flecha no bordo de ataque e x é a posição ao longo da corda.

Para dimensionar os estabilizadores também são utilizados dados históricos, nomeadamente os coeficientes de volume apresentados nas Tabelas 3.1 e 3.2 e os comprimentos típicos apresentados na Tabela 3.3.

Tabela 3.1: Coeficientes de cauda vertical e horizontal [100].

	C_{VT}	C_{HT}
Sail Plane	0.02	0.50
Homebuilt	0.04	0.50
GA (single engine)	0.04	0.07
GA (twin engine)	0.07	0.80
Twin Turboprop	0.80	0.90
Combat Jet Trainer	0.06	0.07
Combat Jet Fighter	0.07	0.04
Military Transport/Bomber	0.80	1.00
Commercial Jet Transport	0.90	1.00

Tabela 3.2: Escala de coeficientes para diferentes tipos de caudas [100].

	Equivalent C_{VT}	Equivalent C_{HT}
T - Tail	0.95	1.00
H- Tail	0.50	0.95
V - Tail	1.00	1.00

Tabela 3.3: Comprimentos típicos, IVT, IHT, e IC [100].

	l_T/l_F
Front - Mounted Prop.	0.60
Wing - Mounted Engines	0.50 - 0.55
Fuselage - Mounted Engines	0.45 - 0.50
Canard	0.30 - 0.50

A área dos estabilizadores vertical e horizontal são dadas pelas seguintes expressões, respectivamente,

$$S_{VT} = c_{VT} \frac{b_W S_W}{l_{VT}} \quad (3.69)$$

$$S_{HT} = c_{HT} \frac{\bar{c}_W S_W}{l_{VT}} \quad (3.70)$$

De acordo com Sadraey [99], uma boa estimativa para o alongamento do estabilizador horizontal é:

$$AR_{HT} = \frac{2}{3} AR_W, \quad (3.71)$$

a qual também foi assumida para o estabilizador vertical.

Portanto, para a aeronave com configuração *Lift + cruise* na fase cruzeiro é utilizado um sistema de propulsão a turbo-hélice. De modo a calcular as suas propriedades foram utilizadas as seguintes formulações [93, 99, 100]. A velocidade é máxima na ponta da hélice, a qual é limitada pelo valor limite de Mach considerado

$$V_{tip} = M_{tip} a \quad (3.72)$$

$$V_{tip}^2 = (\pi n D)^2 + V_{cr}^2 \quad (3.73)$$

Da equação 3.73 tem-se:

$$(nD)^2 = \frac{V_{tip}^2 - V_{cr}^2}{\pi^2}, \quad (3.74)$$

A razão de avanço (J):

$$J = \frac{V_{cr}}{nD}, \quad (3.75)$$

Coefficiente de potência (C_P):

$$C_P = \frac{P}{\rho_{cr} (n D)^3 D^2}, \quad (3.76)$$

Reformulando a equação 3.76, logo o diâmetro da hélice (D_P) é

$$D_P = \sqrt{\frac{P}{\rho_{cr} (n D)^3 C_P}}, \quad (3.77)$$

Esse valor necessita porém de ser analisado. O impulso gerado pelo turbo-hélice com estas características necessita de ser superior à resistência aerodinâmica da aeronave. Para tal é necessário estimar o rendimento da hélice utilizando o gráfico da Figura 7.5 da referência [100].

Como se pode notar no fluxograma espelhado na Figura 3.6 apresenta-se a estemativa do MTOM e o resumo da metodologia adotada nesta dissertação.

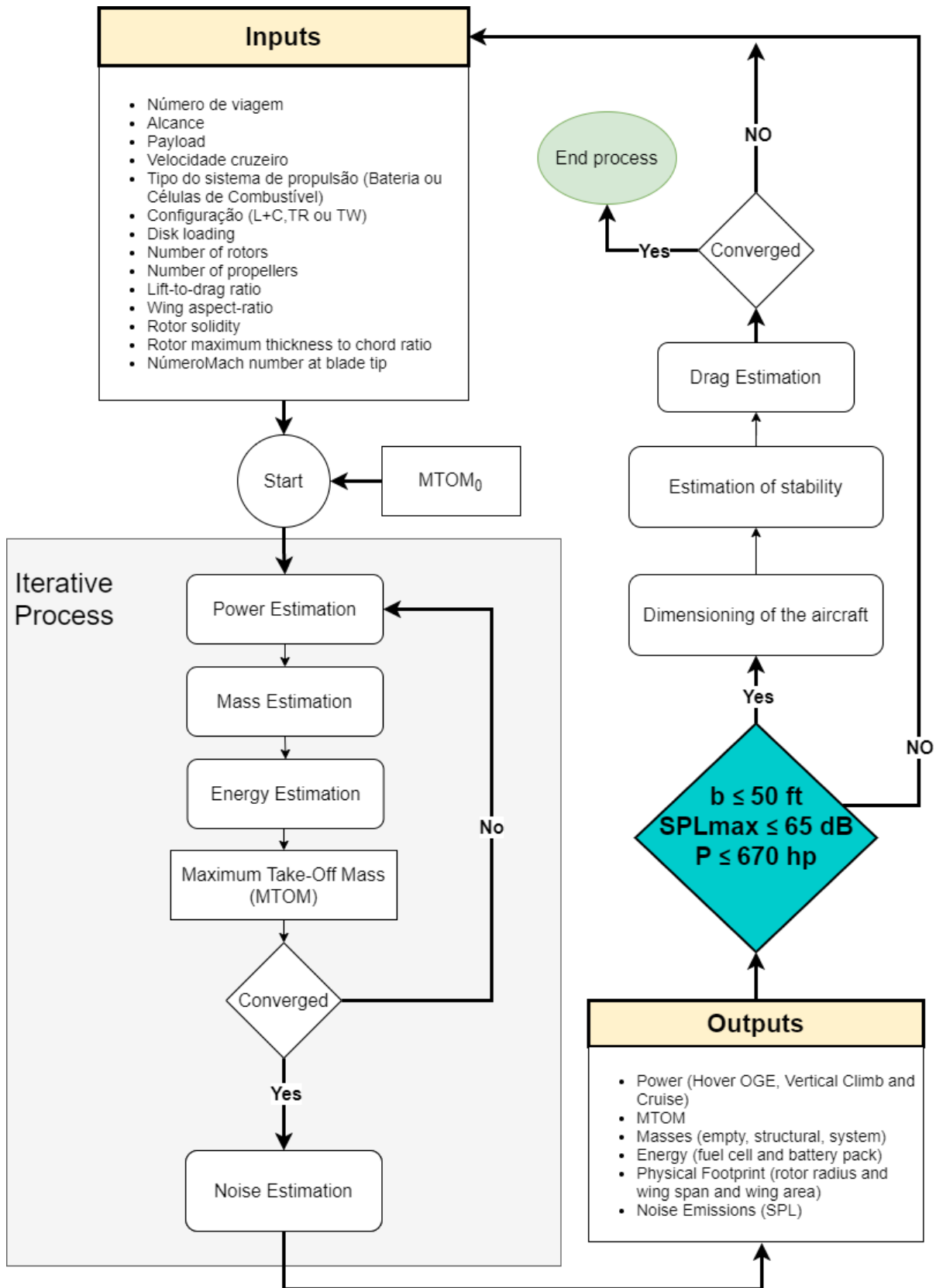


Figura 3.6: Metodologia do projeto conceptual.

3.2 Avaliação do Ciclo de Vida

A avaliação do ciclo de vida (ACV) é uma metodologia estruturada e padronizada internacionalmente que tem como objetivo avaliar os impactos ambientais de um produto ou serviço. Esta avaliação abrange toda a cadeia desde a extração de recursos, até à eliminação dos restantes resíduos ou fim de vida do produto ou serviço, permitindo assim avaliar os potenciais impactos ambientais nos recursos naturais, no ambiente e na saúde humana [110].

A sua aplicação é de extrema importância, auxilia a tomada de decisões na indústria e para as políticas públicas, ajuda a identificar etapas-chave do processo e, mais importante, áreas-chave onde as mudanças de processo poderiam reduzir significativamente os impactos, tendo em conta as entradas e as saídas do sistema [110]. A sua aplicação depende da finalidade ou campo de estudo .

Esta ferramenta é administrada pelas normas ISO 4040(2006) [111] e ISO 14044(2006) [112]. Segundo estas normas um estudo de ACV é estruturado por quatro fases principais: definição de Objetivo e âmbito; análise de inventário; avaliação de impactos e por último a fase de interpretação dos resultados (ver Figura 3.7).

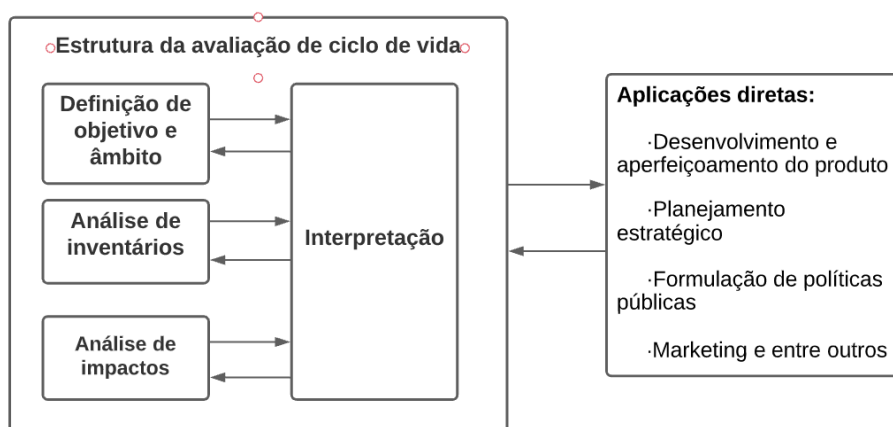


Figura 3.7: Estrutura para a avaliação do ciclo de vida e a sua aplicação (adaptado de ISO 14040:2006 [111, 113]).

Definição de objetivos e âmbito

O propósito do emprego de ACV para essa dissertação é examinar, avaliar e quantificar os impactos ambientais causados pela produção e uso dos sistemas de propulsão elétrica.

Sabendo das abordagens do berço ao túmulo (*cradle-to-grave*), do berço à porta (*cradle-to-gate*) e porta a porta (*gate-to-gate*). Onde a abordagem do berço ao túmulo analisa todo o ciclo de vida, desde da extração de matérias primas, passando pela produção, utilização e reciclagem, até à eliminação dos restantes resíduos, enquanto que a abordagem do berço à porta analisa a etapa da extração da matéria prima ao fim da produção, e a porta a porta apenas a produção [114]. Portanto, tendo em conta estas abordagens, a ACV segue as abordagens do berço ao túmulo e também do berço à porta. Devido à falta de informação neste trabalho não é considerado a reciclagem dos materiais.

A unidade funcional utilizada para este trabalho e na qual todos os cálculos são baseados na energia

necessária para fazer uma missão para uma melhor comparação e uniformidade de resultados. A unidade funcional será o seguinte kWh para energia.

Análise de inventários do ciclo de vida

O inventário do ciclo de vida (ICV) é uma etapa da ACV que envolve a coleta de dados para fluxos das entradas e saídas dos processos, e esta são quantificadas e compiladas [113].

Esta fase identifica e quantifica energia, o uso de água e materiais e libertações ambientais (por exemplo, emissões atmosféricas, eliminação de resíduos sólidos, descarga de águas residuais) [110].

Nesta dissertação, vai ser utilizado o hidrogénio azul produzido através do gás natural pelo método de reformação do gás natural com captura de CO_2 e hidrogénio verde obtido através da eletrólise da água (ver capítulo 2.2.2). Nas Figuras 3.8, 3.9 e 3.10 são ilustrados o fluxograma da produção e uso do hidrogénio azul, verde e bateria, respetivamente.

Recorreu-se à base de dados do software GREET® 2020 desenvolvido pelo *Argonne National Laboratory* para construção do inventários do hidrogénio [115].

Para construção do inventário das células de combustíveis, usou-se os dados da Tabela 2.13.

No caso das baterias a construção do inventário dos componentes da bateria baseou-se no inventário feito por João Ribeiro [73].

Segundo Dunn et al. [116], a fase de montagem dos componentes da bateria consome maior energia do que a produção, no processo de produção do mesmo. Para Deng et al. [117], para uma produção de escala industrial a energia necessária para a montagem varia de 11.3 a 22.8 kWh/kg.

Para este trabalho, o estudo de avaliação do ciclo de vida foi feito recorrendo ao software *SimaPro*, com 30 anos de existência e utilizado em mais 80 países [118].

Avaliação de impactos do ciclo de vida

A avaliação de impactos do ciclo de vida (AICV) tem como principal objetivo avaliar ou estudar o sistema de produto ou serviço sob uma perspectiva ambiental, onde os resultados do ICV são classificados dentro das categorias de impacto, cada uma com um indicador de categoria. O uso de um método AICV é comum e facilita a comparação do impacto ambiental entre diferentes sistemas [110, 113].

A execução de AICV envolve métodos apropriados, que segundo Bueno e Rossignolo [113], hoje existem mais de 50 métodos para aplicação de AICV. Para Bueno e Rossignolo [113], os principais métodos amplamente utilizados na fase de avaliação de impactos da ACV são: *Eco Indicator 99*, *EDIP 97*, *EDIP 2003*, *(Dutch) Handbook on LCA (CML2002)*, *TRACI*, *EPS 2000*, *Impact 2002(+)*, *LIME*, *Swiss Ecoscarcity (Ecopoints 2006)*, *ReCiPe*, *MEEuP* e *Impact World +*. As categorias de impacto são o que diferencia esses métodos. Estas categorias de impacto podem ser expressas a nível de ponto médio (*midpoint*) ou de ponto final (*endpoint*).

Sabendo que o método *ReCiPe* é um método que integra e enquadra as abordagens de *midpoint* e *endpoint*, esse método vai ser empregue nesta dissertação para a avaliação dos impactos.

A metodologia *midpoint* contém um número maior de categorias de impacto de uma forma geral e

mais detalhado, em referência ao *endpoint* que consideram normalmente as três categorias de impacto (saúde humana, qualidade do ecossistema e uso de recursos) [119], conforme ilustrado na Figura 3.11.

A nível de opções de valores do resultado o método *ReciPe* contém três perspectivas ou cenários [119]:

- A perspectiva individualista - consiste no interesse a curto prazo (aproximadamente 20 anos), nos impactos indiscutíveis, e no otimismo tecnológico para adaptação humana.
- A perspectiva hierárquica - baseado no consenso científico, tem um horizonte temporal de longo prazo (em torno de 100 anos), muitas vezes é considerado modelo padrão.
- A perspectiva igualitária - é a perspectiva mais preventiva, tendo em conta o horizonte temporal mais longo (1000 anos aproximadamente) e todas as vias de impacto relativo aos dados disponíveis.

Para a aplicação e obtenção dos resultados das emissões causadas pelos processos que fazem parte da vida útil de um produto, será utilizada a perspectiva hierárquica.

Nesta dissertação nem todas categorias de impactos serão avaliadas, somente as mais relevantes como, potencial de aquecimento global, acidificação, eutrofização, destruição da camada de ozono, formação de oxidantes fotoquímico, formação de partículas sólida e toxicidade humana. De modo a perceber melhor as definições e unidades de medida destas categorias convida-se o leitor a ver os artigos [119, 120].

Interpretação

A interpretação é a etapa final da ACV, onde os resultados da análise de inventário e análise de impacto são verificadas e avaliadas, enquadrando-se no objetivo e âmbitos definidos, de modo a alcançar determinadas conclusões, recomendações e como explicar as limitações a partir do estudo em questão ou de ACV.

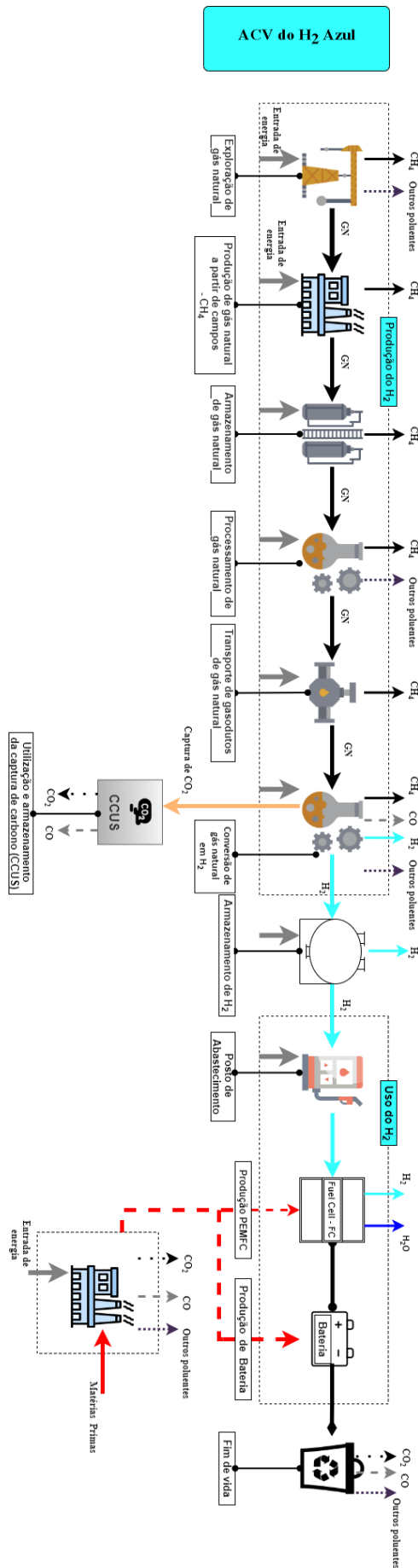


Figura 3.8: ACV de uma aeronave com hidrogénio azul.

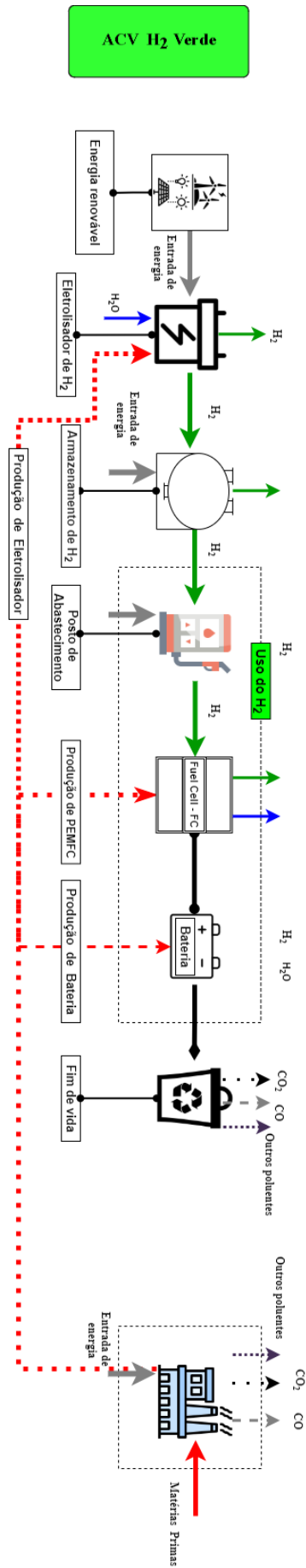


Figura 3.9: ACV de uma aeronave com hidrogénio verde.

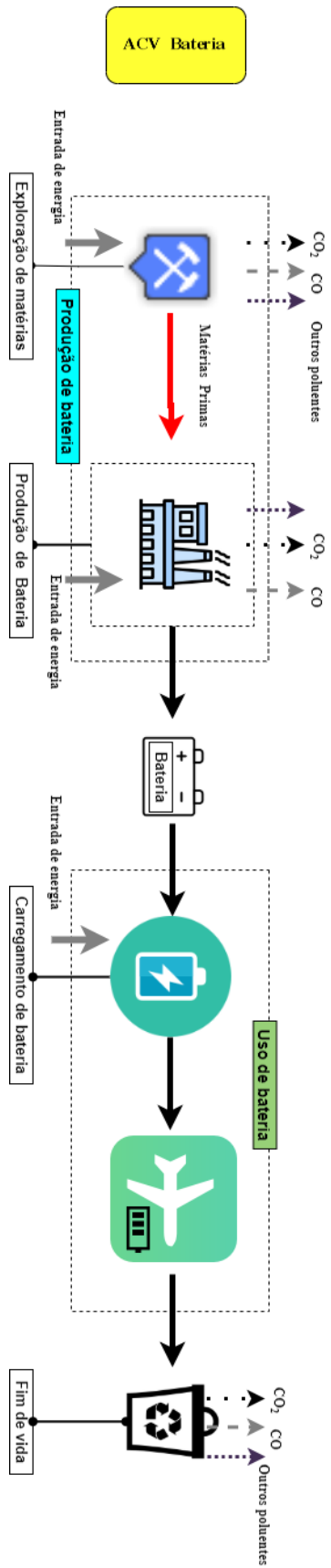


Figura 3.10: ACV de uma aeronave com bateria.

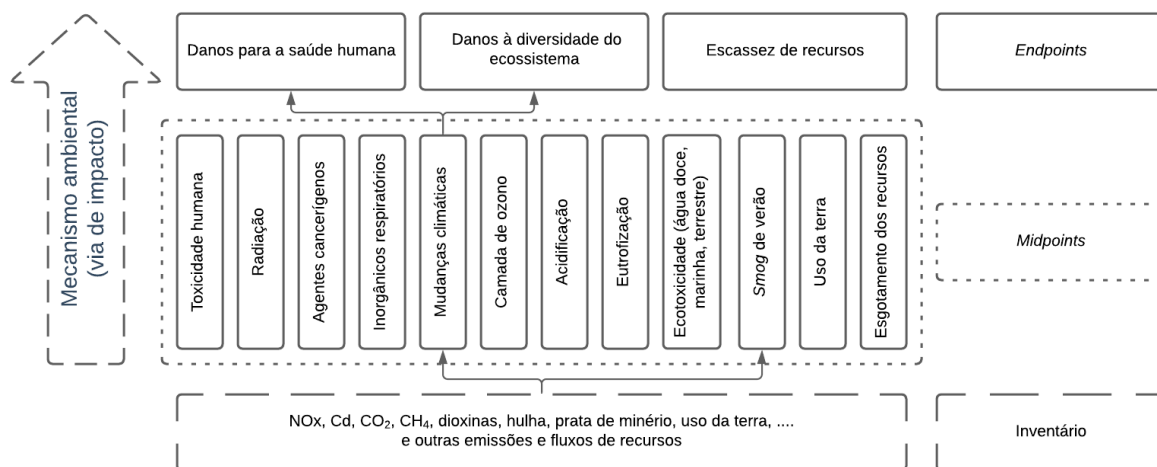


Figura 3.11: Etapas esquemáticas do inventário para os terminais de categorias de impacto (adaptado de [110]).

Capítulo 4

Resultados

O capítulo de resultados encontra-se dividido em duas parte. A primeira parte (seção 4.1) engloba os resultados obtidos com a aplicação das metodologia do capitulo anterior (seção 3.1) para projeto conceptual, tendo em consideração a escolha do perfil da missão. A seção 4.2 abrange os resultados da análise do ciclo de vida do uso das baterias e hidrogénio.

4.1 Dimensionamento das aeronaves - Projeto conceptual

Os conceitos de aeronaves seleccionados para esta dissertação são *Lift + Cruise*(L+C), *Tilt-Rotor*(TR) e *Tilt-wings*(TW), porque apresentam melhores desempenho para voos verticais e horizontais conforme mencionado no capítulo 2. Estes foram projetados de acordo com os requisitos da missão.

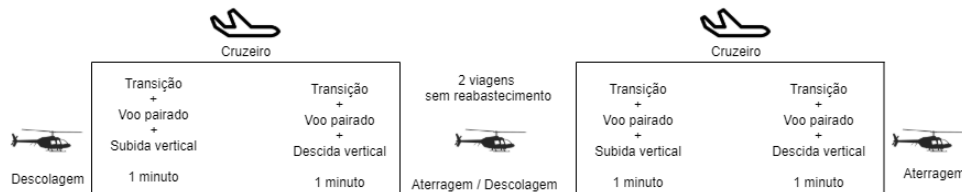


Figura 4.1: Perfil da missão

Uma missão padrão e simples determinado por 4 viagem de 30 km resultando em 120 km percorrido sem reabastecimento ou recarga de bateria ou substituição da mesma (ver a Figura 4.1). Entretanto esta é caracterizada por t_H igual a 1 minutos de cada para operação descolagem e aterragem verticalmente, é considerado uma altitude cruzeiro de 1 km + 0°C, *payload* de 400 kg incluído 1 piloto mais 3 passageiro e bagagem e 20 minutos de bateria de reserva.

Para dimensionamento da aeronave e do sistema de propulsão foram imposta as seguinte restrições no código MATLAB R2019a®, onde a potência máxima e envergadura da asa não devem exceder 670 hp e 50 pés respetivamente e um limite de ruído de 65 dB para a aeronave em voo pairado a uma altitude de 500 pés é imposto como uma restrição para mitigar o impacto do ruído sobre o ambiente urbano. Para o design da aeronave foram tidos em conta as gamas de valores indicadas na Tabela 4.1. Relativamente às propriedades do ar para altitude cruzeiro de 1 km + 0°C com $\rho_{cr} = 1.11164 \text{ kg/m}^3$ e

$\mu_{cr} = 1.77943e^{-5}$ Ns/m², e para condições a nível do mar ISA + 20 °C $\rho = 1.14549$ kg/m³ e $a = 351.906$ m/s².

Tabela 4.1: Limites superior e inferior definidos para as variáveis de projeto selecionadas (adaptado de [1]).

Configuração	L/D (-)	DL (lb/ft ²)	AR (-)	V_{cr}	Range (nm)	$M_{tip}(-)$	$\sigma(-)$	$(t/c)_{max}(-)$
Lift + Cruise	8 - 12	10 - 20	6 - 10	50 - 150	20 - 60	0.3 - 0.5	0.1 - 0.2	0.12 - 0.15
Tilt - Rotor	12 - 16	10 - 20	6 - 10	50 - 150	20 - 60	0.3 - 0.5	0.1 - 0.2	0.12 - 0.15
Tilt - Wing	10 - 14	10 - 20	6 - 10	50 - 150	20 - 60	0.3 - 0.5	0.1 - 0.2	0.12 - 0.15

Portanto, com a ajuda da Tabela 4.1 e respeitando as restrições acima mencionada mais a metodologia, prosseguiu-se com a análise dos resultados para os diferentes valores do espaço de *design*, e com esse resultados sucedeu-se o cálculo da razão L/D a partir da metodologia descrita na sub-seção 3.1.5, de acordo com o valor do erro relativo obtido é realimentado um novo valor no sistema de modo a diminuir essa discrepância.

Tendo em conta o objetivo deste trabalho, das equações no capítulo anterior observou-se que quanto menor é o valor do DL , M_{tip} , σ e $(t/c)_{maxrotor}$ menor é o valor de SPL , visto que o sistema propulsivo para voo vertical fica mais eficiente, necessitando de menos potência para esta fase de voo. A Tabela 4.2 e 4.3 apresenta-nos os valores dos *inputs* e alguns de *outputs* para as aeronaves eletrificadas a baterias e a hidrogénio, respetivamente.

Tabela 4.2: Dados dos *inputs* e alguns de *outputs* para as diferentes aeronaves a bateria.

Input	L+C-B	TR-B	TW-B	Output	L+C-B	TR-B	TW-B
L/D (-)	11,80	13,00	12,50	MTOM (kg)	1437	1480	1518
DL (lb/ft ²)	10,00	10,00	10,00	r_{rotor} (m)	1,083	1,099	1,113
AR (-)	10	10	10	P_h (hp)	341	352	361
V_{cr} (kts)	118,80	102,60	102,60	P_{cl} (hp)	362	373	382
Alcance para 1 viagem (nm)	16,20	16,20	16,20	P_c (hp)	122	104	111
Payload (lb)	900	900	900	S (m ²)	17,667	18,967	18,112
M_{tip} (-)	0,30	0,30	0,30	b (m)	13,292	13,772	13,458
σ (-)	0,20	0,20	0,20	Energia total (kW.h)	189	182	192
$(t/c)_{maxrotor}(-)$	0,12	0,12	0,12	SPL_{max} (dB)	64,830	64,960	65,068

Tabela 4.3: Dados dos *inputs* e alguns de *outputs* para as diferentes aeronaves a células de combustíveis.

Input	L+C-H ₂	TR-H-2	TW-H ₂	Output	L+C-H ₂	TR-H-2	TW-H ₂
L/D (-)	10,85	12,00	10,80	MTOM (kg)	909	964	969
DL (lb/ft ²)	10,00	10,00	10,00	r_{rotor} (m)	0,861	0,887	0,889
AR (-)	10	10	10	P_h (hp)	216	229	230
V_{cr} (kts)	113,40	91,80	97,20	P_{cl} (hp)	229	243	244
Alcance para 1 viagem (nm)	16,20	16,20	16,20	P_c (hp)	80	66	78
Payload (lb)	900	900	900	S (m ²)	10,843	11,507	11,559
M_{tip} (-)	0,3	0,30	0,30	b (m)	10,413	10,727	10,751
σ (-)	0,20	0,20	0,20	Energia total (kW.h)	125	122	134
$(t/c)_{maxrotor}(-)$	0,12	0,12	0,12	SPL_{max} (dB)	62,839	63,097	63,116

Tabela 4.4: Tempo total e energia total de viagem para uma missão de 120 km de alcance.

Aeronaves	L+C-B	TR-B	TW-B	L+C-H ₂	TR-H ₂	TW-H ₂
Energia (kWh)	189	182	192	125	122	134
Tempo voo (min)	34,7	39,9	39,9	36,3	44,4	42

Assim sendo, o tempo total de voo em minutos considerando as fases de decolagem, cruzeiro e aterragem da aeronave. Da Tabela 4.2 e 4.3 pode observar que V_{cr} da configuração L+C em ambos casos é maior do que V_{cr} das configurações TR e TW, por isso este tem menor tempo voo para mesmo alcance. É de realçar que em ambos casos a aeronave com configuração TR-B consome menos energia por ter um maior coeficiente de planeio. É de notar na Tabela 4.2 que a aeronave TW-B tem um valor de SPL_{max} ligeiramente superior a 65 dB. De notar que para uma pressão de referência $P_{ref} = 20 \mu\text{Pa}$ e um SPL = 70 dB é considerado um ruído moderado, por exemplo o ruído causado pelo tráfego urbano [121]. Aeronave Vimana AAV com configuração *Till Wing* tem um SPL de 70 dB a 100 m (ver Tabela 2.2). Sabendo que com a diferença de 3 dB o ruído baixa para metade, neste caso esta baixou mais do que a metade, visto que a diferença é quase 5 dB.

Para a seleção do perfil alar calculou-se o C_{li} de cada configuração (Ver Tabela 4.5), seguiu-se uma pre-seleção dos perfis alar tendo em conta este valor e a Figura 3.3 para uma comparação antes da decisão final. A decisão é tomada tendo em conta o $(C_l/C_d)_{max}$, $C_{m min}$, $(t/c)_{max}$, C_{dmin} e C_{lmax} .

Tabela 4.5: Valores de C_{li} e Re_x para os valores V_{cr} das aeronaves.

	L+C-B	TR-B	TW-B	L+C-H ₂	TR-H ₂	TW-H ₂
C_{li}	0,463	0,621	0,621	0,508	0,775	0,692
Re_x	5,371e6	4,708e6	4,081e6	3,608e6	3,400e6	4,076e6

A partir do gráfico da Figura 3.3, é possível identificar os possíveis perfis aerodinâmicos adequados para a aeronaves deste trabalho. As características dos perfis alares escolhidos são apresentadas na Tabela 4.6.

Tabela 4.6: Comparação de perfis aerodinâmicos para C_{li} igual a 0,5 e 0,6 e com base em do Airfoil Tools ($Re = 1e6$) [122–129].

Aerofólio	C_{li}	$(t/c)_{max}$	C_{dmin}	C_{mmin}	$(C_l/C_d)_{max}$	C_{lmax}
NACA 4412	0,5	0,12	0,00588	-0,1089	129,37	1,6706
NACA 4415	0,5	0,15	0,00659	-0,1168	119,37	1,5425
NACA 4418	0,5	0,18	0,00783	-0,1126	115,81	1,6028
NACA 4421	0,5	0,21	0,00881	-0,1227	103,06	1,5771
NACA 63 ₂ -615	0,6	0,15	0,00634	-0,1209	134,4	1,5805
NACA 65 ₃ -618	0,6	0,18	0,00672	-0,1367	138,34	1,4348
NACA 64 ₃ -618	0,6	0,18	0,00694	-0,1223	136,33	1,5028
NACA 63 ₃ -618	0,6	0,18	0,00693	-0,1193	133,17	1,5513

Em conformidade com os valores apresentado na Tabela 4.6 o melhor aerofólio é aquele cujo $(C_l/C_d)_{max}$ é o mais elevado, $C_{m min}$ é o mais baixo, $(t/c)_{max}$ é o mais baixo, o C_{dmin} é o mais baixo e C_{lmax} é o mais elevado. Observando a Tabela 4.6 para $C_{li} = 0,5$ o perfil NACA 4412 [122] é aquele que melhor reúne estas características, enquanto que para $C_{li} = 0,6$ o aerofólio NACA 63₃-618 [126] é escolhido como um compromisso entre as diferentes características.

Sabendo que a parte traseira da aeronave, é importante para garantir a estabilidade. A espessura é razão principal da seleção do perfil NACA 0012 [130] para o perfil alar do estabilizador horizontal, tendo em conta as configurações do estabilizador para este trabalho, sendo assim para H-Tail e U-Tail por questão de segurança precisa-se de uma maior área de encaixe ou superfície de contacto, uma vez que o estabilizador vertical se encontra unido a estabilizador horizontal, no V-Tail os *propeller* contido no estabilizador (ver Figura 4.3).

Esta escolha foi um compromisso entre resistência aerodinâmica e espaço (espessura) para diferentes perfis NACA simétricos. Enquanto que para o caso do estabilizador vertical o ponto essencial da escolha do perfil NACA 0012 foi a questão de estabilidade estática, dado que quando menor é $(t/c)_{max}$ maior é o $C_{l\alpha}$, o que leva a um aumento de $C_{n\beta}$ tornando a aeronave mais estável a nível lateral.

As tabelas 4.7 e 4.8 apresentam as principais dimensões geométricas das aeronaves estudadas. Para a obtenção de desses valores foi levado em consideração o L/D, visto que, aumentar esta razão minimiza o valor da energia consumida dependendo da configuração. A aeronave L+C foi projetado tendo como referencia o Wisk (Kitty Hawk) Cora e Zuri, para TR foram considerados como referência o Vertical Aerospace VA-1X e o Hyundai S-A1, enquanto que para a configuração TW foi o Vahana Alpha trans. Para esta dissertação foram consideradas as caudas em U, V (as dimensões são apresentadas na coluna do VT) e H para as aeronave L+C, TR e TW, respetivamente (ver as Figuras 4.2, 4.3 e 4.4 respetivamente).

Tabela 4.7: Propriedades geométricas e característica da asa e dos estabilizadores.

Parâmetros	Asa [W]			Estabilizador horizontal [HT]			Estabilizador vertical [VT]		
	L+C-B	TR-B	TW-B	L+C-B	TR-B	TW-B	L+C-B	TR-B	TW-B
S (m ²)	17,149	17,667	18,112	3,842	-	-	2,183	4,366	2,370
b (m)	13,095	13,292	13,458	5,061	-	-	3,815	5,394	3,975
Perfil	NACA 4412	NACA 63 ₃ -615	NACA 63 ₃ -615	NACA 0012	-	-	NACA 0012	NACA 0012	NACA 0012
AR (-)	10	10	10	6,667	-	-	6,667	6,667	6,667
λ (-)	0,4	0,4	0,4	0,4	-	-	0,4	0,4	0,4
c (m)	1,390	1,411	1,428	0,759	-	-	0,572	0,847	0,596
Sweep angle Λ (°)	0	0	0	0	-	-	35	35	35
Γ (°)	2	2	2	0	-	-	-	-	-

Tabela 4.8: Propriedades geométricas e característica da asa e dos estabilizadores.

Parâmetros	Asa [W]			Estabilizador horizontal [HT]			Estabilizador vertical [VT]		
	L+C-H ₂	TR-H ₂	TW-H ₂	L+C-H ₂	TR-H ₂	TW-H ₂	L+C-H ₂	TR-H ₂	TW-H ₂
S (m ²)	10,843	11,507	11,559	2,429	-	-	1,098	2,557	1,208
b (m)	10,413	10,727	10,751	4,024	-	-	2,705	4,127	2,838
Perfil	NACA 4412	NACA 63 ₃ -615	NACA 63 ₃ -615	NACA 0012	-	-	NACA 0012	NACA 0012	NACA 0012
AR (-)	10	10	10	6,667	-	-	6,667	6,667	6,667
λ (-)	0,4	0,4	0,4	0,4	-	-	0,4	0,4	0,4
c (m)	1,105	1,138	1,141	0,604	-	-	0,406	0,649	0,426
Sweep angle Λ (°)	0	0	0	0	-	-	35	35	35
Γ (°)	2	2	2	0	-	-	-	-	-

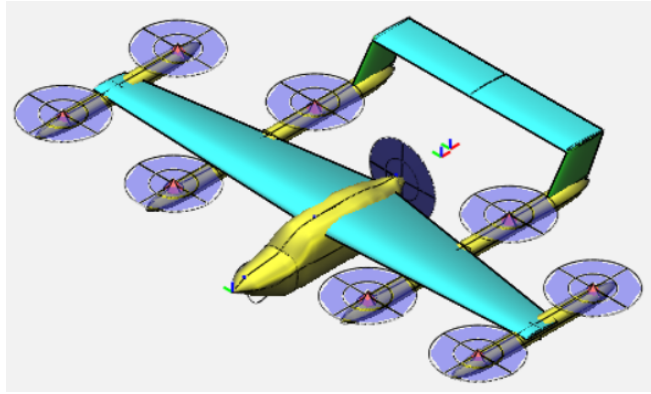


Figura 4.2: Modelo da aeronave L+C

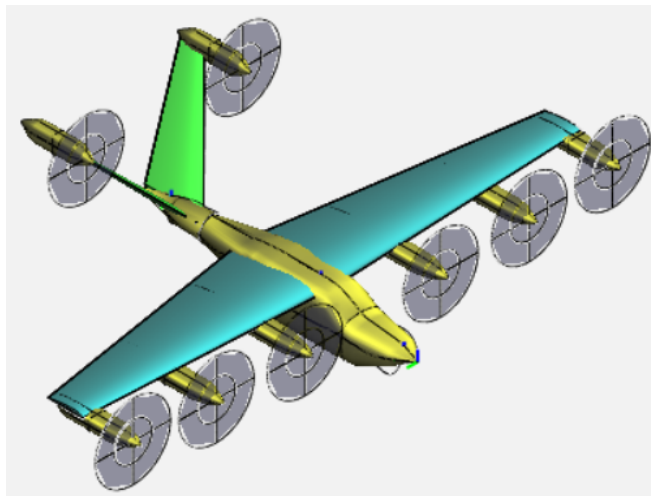


Figura 4.3: Modelo da aeronave TR

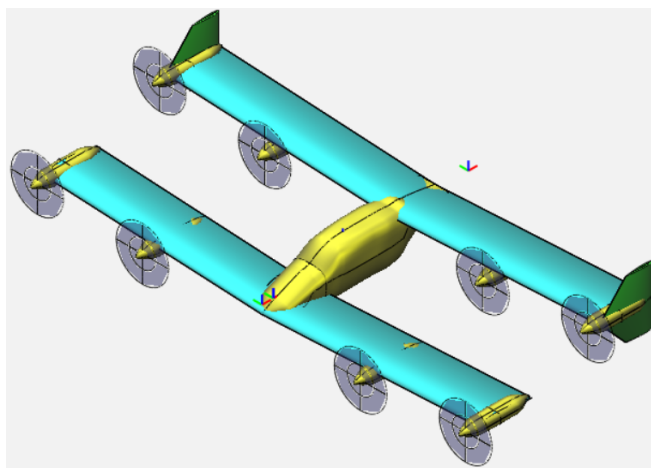


Figura 4.4: Modelo da aeronave TW

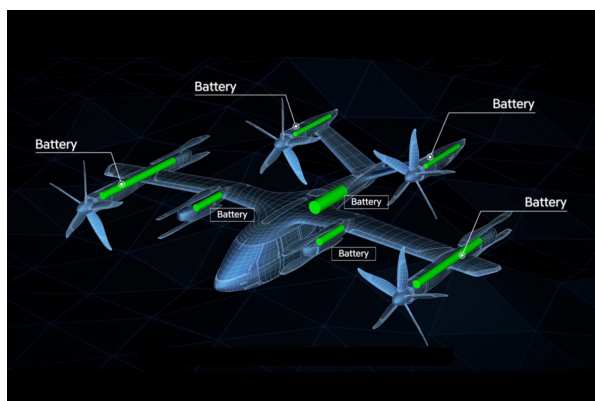
Após projetar a asa principal e os estabilizadores, segue-se a fuselagem. Esta tem como função acomodar a carga útil e as pessoas, fornecer espaço para trem de aterragem, baterias, tanques de combustível, para sistemas (elétricos, hidráulicos, mecânico, radio, entre outros), braço estrutural (por exemplo suportar a asa e a empenagem). Para o projeto da fuselagem pretende-se que esta por um

lado presente uma área molhada reduzida para minimizar a resistência aerodinâmica e por outro lado que proporcione conforto aos passageiros Sadraey [99]. Pretende-se ainda que esta tenha um baixo peso sem por em risco a segurança dos passageiros.

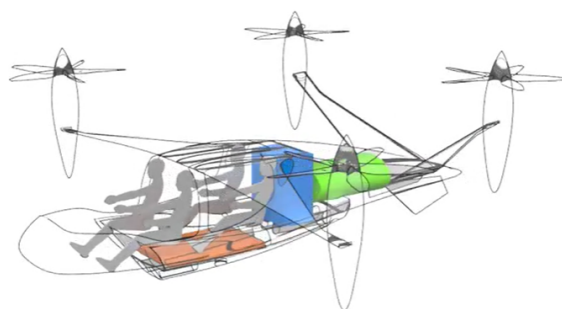
Sabendo deste requisitos, neste trabalho o livro de Sadraey [99] e a aeronave Cessna 337 Skymaster foram utilizados como referência para o dimensionamento da fuselagem com ajuda do *OpenVSP*. Para este trabalho foram consideradas a mesma fuselagem para todos os modelos de aeronave com número de lugares em linha recta 1 + 1 ou 2 + 2 (4 pessoas).

O sistema propulsivo é o outro componente essencial à aeronave, cuja principal função é gerar força propulsiva, uma força necessária para superar a resistência aerodinâmica e ao mesmo tempo contribuir para produção da sustentação no caso do voo convencional. Para o caso de voo vertical, o sistema propulsivo tem de superar o próprio peso da aeronave e possibilitar o seu voo vertical. Nas tabelas 4.2 e 4.3 são apresentados os valores r_{rotor} da hélice responsável por gerar a potência das diferentes configurações da aeronave. Mas para configuração L+C o valor do r_{rotor} apresentado na Tabela 4.2 é apenas para o voo vertical, para o voo cruzeiro o sistema propulsivo tem uma hélice de três pás, cujo $r_{rotor_{cr}}$ para aeronave L+C-B é de 1,44 m e 1,18 m para aeronave L+C-H₂, ambos com uma eficiência $\eta_P = 0,85$ e J de 2,08 e 2,23 para as aeronaves L+C-B e L+C-H₂, respetivamente.

Uma das principais preocupações durante o processo de concepção da aeronave, é a distribuição do peso da aeronave. Portanto, para aeronave a baterias a distribuição das massas destas foi feita tendo como referência a aeronave Hyundai S-A1 [43] (demonstrado na Figura 4.5(a)), enquanto que para aeronave movidas a H₂ a aeronave Hydrogen AirTaxi [24] (apresentado na Figura 4.5(b)) foi a referência para distribuição da mesma. A Tabela 4.9 apresenta as massas que compõem a aeronave e os valores de cada fonte de energia para cada modelo.



(a) Colocação do conjunto de baterias Hyundai S-A1 [43].



(b) Distribuição de CC (Azul), tanque de H₂ (Verde) e bateria (Laranja) Hydrogen AirTaxi [24].

Figura 4.5: Distribuição de massas

A distribuição de peso influencia o desempenho e a estabilidade da aeronave. A nível de estabilidade independentemente da configuração as aeronaves são todas estáveis permitindo assim uma boa aeronavegabilidade. Os valores das derivadas de estabilidade obtidos encontram-se na Tabela 4.10. Neste trabalho foi considerada uma margem estática de 0,1. As aeronaves apesar de terem configurações diferentes, apresentam valores de derivadas de estabilidade semelhantes.

Tabela 4.9: Massas dos componentes das aeronaves e as energias consumidas .

	L+C-B	TR-B	TR-W	L+C-H₂	TR-H₂	TW-H₂
M_{empty} (kg)	650	708	726	411	461	463
M_{str} (kg)	403	444	456	255	289	291
M_{prop} (kg)	105	108	110	66	70	70
M_{OW} (kg)	143	156	160	90	101	102
M_{bat} (kg)	378	364	384	45	54	50
M_{SFC} (kg)	-	-	-	44	41	47
E_{bat} (kWh)	189	182	192	22	27	25
E_{SFC} (kWh)	-	-	-	103	95	109

Tabela 4.10: Coeficientes de estabilidade longitudinal e lateral das aeronaves.

	L+C-B	TR-B	TR-W	L+C-H₂	TR-H₂	TW-H₂
$C_{m\alpha}$ (rad)	-0,3910	-0,3896	-0,3896	-0,3905	-0,3889	-0,3892
$C_{n\beta}$ (rad)	0,1815	0,1854	0,1880	0,1150	0,1275	0,1277

A Figura 4.6 apresentam os gráficos da evolução do coeficiente de planeio em função da velocidade cruzeiro para as diferentes configurações de aeronave. De notar que apesar da aeronave L+C apresentar um maior valor de coeficiente de planeio, este ocorre a uma velocidade mais reduzida.

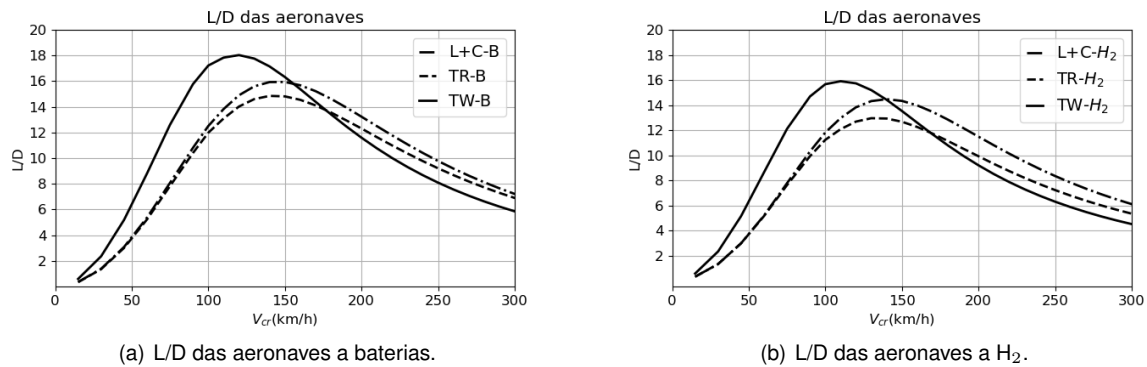


Figura 4.6: L/D das aeronaves em função V_{cr} para as diferentes configurações.

As Tabelas 4.6, 4.2 e 4.3 confirmam o que já era esperado para aeronave a células de combustível. Isto é, são mais leves do que as correspondentes a baterias, consumindo menos energia.

Tabela 4.11: Erro relativo entre o valor de referência e o calculado para as diferentes aeronaves.

Aeronaves	L+C-B	TR-B	TW-B	L+C-H₂	TR-H₂	TW-H₂
L/D_{input}	11,8	13	12,5	10,85	12	10,8
$L/D_{calculo}$	11,77	12,94	12,48	10,81	11,73	10,8
Erro	0%	0%	0%	0%	2%	0%

Analisando a Figura 4.6 e a Tabela 4.11 pode-se dizer que para V_{cr} abaixo dos valores indicados nas Tabelas 4.2 e 4.3 tem-se uma maior razão L/D o que diminui a energia consumida, mas aumenta o tempo total da viagem. É de salientar que para o calculo de L/D total não foi considerada a resistência aerodinâmica induzida causado pelos estabilizadores verticais e o a resistência aerodinâmica causada pelo nariz da aeronave, visto que, este é de difícil obtenção, porque é necessário simulação computacional.

Nas Figuras A.1, A.2 e A.3 encontram-se as curvas de resistência aerodinâmica para as respectivas aeronaves. Através do comportamento da curva de resistência aerodinâmica total observa-se que esta atinge um mínimo para V_{cr} em torno 100 - 150 km/h.

4.2 Avaliação do Ciclo de Vida

Os resultados das avaliações do ciclo de vida vão ser apresentados nesta seção. Esses resultados estimam as emissões causadas pelas baterias e células de combustíveis usando hidrogénio verde e azul como fonte de energia. Na avaliação do ciclo de vida são examinados os processos desde a produção até à utilização. É de enfatizar que nestas análises a reciclagem não foi considerada para este trabalho, assim como o tanque de armazenamento de hidrogénio por falta de dados.

Os resultados da ACV utilizando o método *Recipe* com abordagem *cradle to gate* para produção de 1kWh de energia encontram-se na Figura 4.7, e os dados podem ser consultados nas Tabelas F.1, F.2 e F.3 do anexo F. A Figura 4.7 e as Tabelas F.1, F.2 e F.3 foram obtidas através do método *Recipe Endpoint* usando a perspectiva hierárquica, enquanto que os resultados obtidos utilizando o método *Recipe Midpoint* encontram-se nas tabelas dos anexos B, C, D e E.

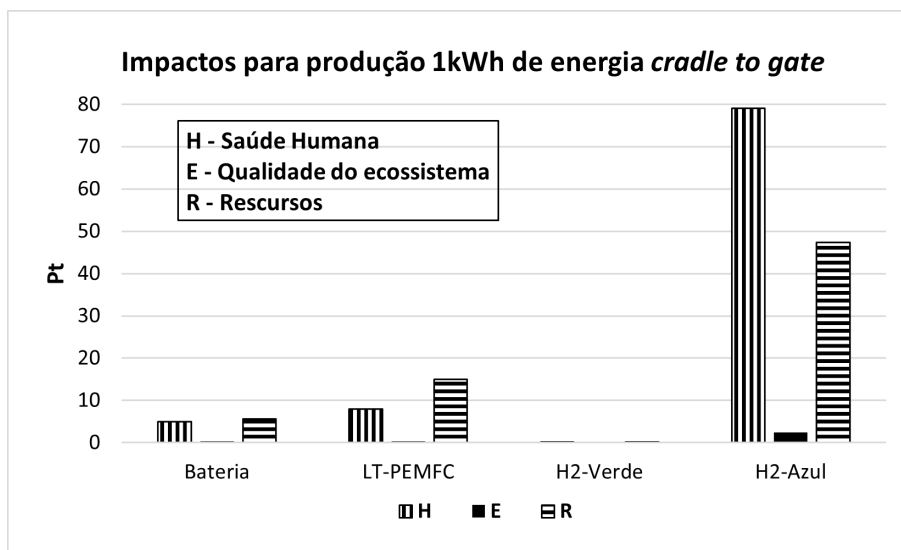


Figura 4.7: Avaliação de danos para produção de um 1 kWh de energia, entre bateria Li-S, célula de combustível LT-PEMFC, hidrogénio verde e azul.

Analisando o comportamento dos resultados apresentados na Figura 4.7 para as fontes principais de energia eletroquímica bateria e células de combustível, a nível *endpoint*, para a abordagem *cradle to gate*, verificou-se que as células de combustível apresentam valores superiores para os danos na categoria de saúde humana (H) e escassez de recursos (R), e com ajuda das Tabelas F.1 e F.2 nota-se que na categoria de ecossistemas as células de combustível tem um valor ligeiramente superior, o que já era esperado, uma vez que, as células de combustível utilizam platina como catalisador, e quanto maior é a massa da platina maior é sua eficiência.

A platina é considerado um metal escasso, caro e precioso. Segundo Lotrič et al. [97] de todas as

matérias críticas (exemplo platina, ouro, paládio e rutênio), a platina é conhecida por ter um impacto ambiental muito maior na fase de produção do que qualquer outro material crítico. É de notar na Tabela F.2 que as maiores contribuições para os impactos ambientais vem do STACK, e da Tabela G.1 repara-se que na categoria humana a platina contribui com cerca 82% e 95 % no ecossistema. Segundo o artigo [97], os resultados mostram que os impactos ambientais da fase de fabricação podem ser substancialmente reduzidos usando as estratégias de final de vida (EoL) propostas, ou seja, materiais reciclados sendo usados na fase de fabricação e substituindo alguns dos materiais virgens.

Em relação à produção de hidrogénio, observando a Figura 4.7 e as tabelas D.1, E.1 e F.3 em anexo, observa-se que a produção do hidrogénio azul causa maiores impactos do que o hidrogénio verde, mesmo considerando a captura do CO₂ (ver os resultados das tabelas D.1 e E.1 que agrupam a categorias do método *Recipe Midpoint*), como era esperado.

A Figura 4.8 apresenta dados para quantificar as emissões e analisar quais das alternativas são mais viáveis a nível ambiental. Esta análise foi elaborada para o ano 2023, para o qual está prevista a introdução de aeronaves na malha urbana. Os impactos foram estimados por missão, utilizando método *Recipe endpoint* e abordagem *cradle to grave*.

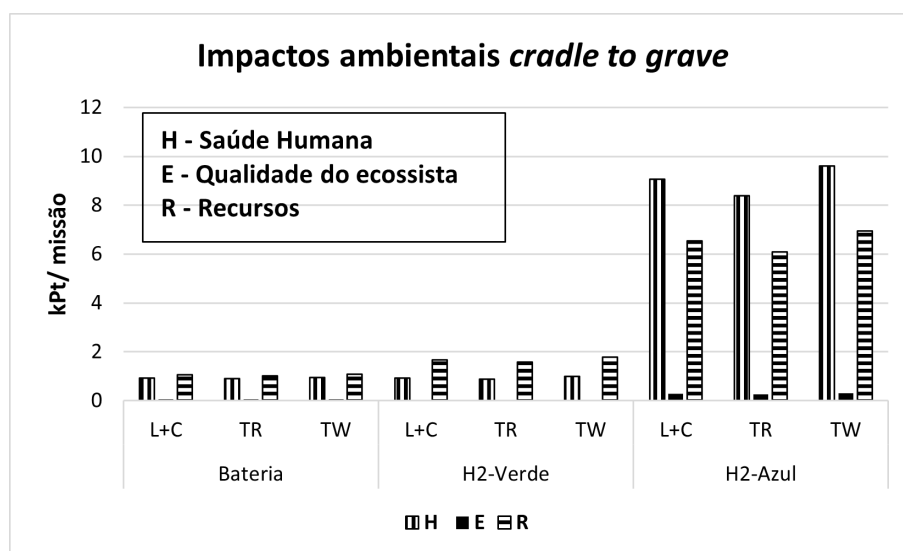


Figura 4.8: Avaliação dos impactos ambientais para cada aeronave considerada, incluindo versões a baterias e a células de combustível movidas a hidrogénio verde e azul.

Analisando a Figura 4.8 e a Tabela H.1 tendo em conta as fontes de energias, pode-se notar que para o caso de bateria a aeronave com configuração TR apresenta melhores resultados para todas a categorias de impactos, o mesmo acontece nos casos dos combustíveis H₂ Verde e H₂ Azul utilizado na células de combustível. Esta configuração aeronave apresenta melhores resultados, visto que consome menor energia por missão (ver Tabela 4.4), o que já era esperado.

Uma vez que a categoria de saúde humana, é das categorias de impacto que tem consequências direta para os seres humanos. Analisando a Figura 4.8 e a Tabela H.1, a solução de baterias é a mais ecológica independentemente da configuração da aeronave.

Porém, tendo em conta que o aquecimento global, é um dos impactos mais falado, debatido e conhecido atualmente, visto que, este está relacionado diretamente com as mudanças climáticas, e

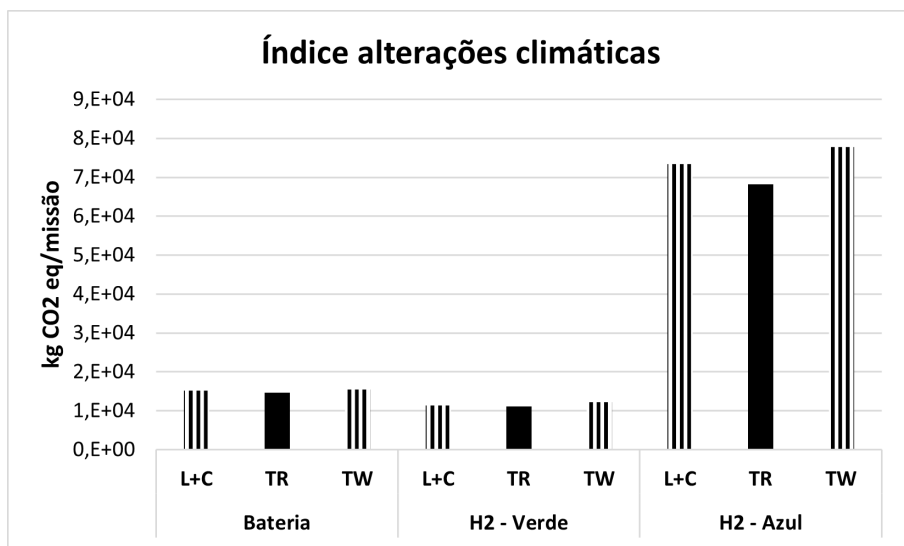


Figura 4.9: Comparação dos índice CO_2 para as diferentes configurações. A barra preta apresenta a melhor configuração da aeronave por fonte de energia. *Recipe* → *Midpoint* → *cradle to grave*.

não só afecta a saúde humana como o ecossistema. Da Figura 4.9 e I.1 do anexo I, verificou-se que as alternativas a hidrogénio verde apresentam uma menor índice de CO_2 equivalente, principalmente para o modelo da aeronave TR, visto que, esta consome menor energia por missão. O hidrogénio verde é por isso a solução mais promissora do ponto de vista de aquecimento global.

Capítulo 5

Conclusões

As performances das três principais configurações de aeronave eVTOL foram avaliadas, o peso máximo à descolagem, energia despendida, tempo de voo e SPL_{max} .

Os resultados do projeto conceptual demonstram que as aeronaves a células de combustível consomem menos energia para a missão urbana prescrita, por estes terem um menor valor de MTOM devido a alta densidade energética da células de combustível.

No mesmo estudo verificou-se que as aeronaves com a configuração *Tilt rotor* apresentam os resultados mais satisfatórios do ponto de vista de consumo de energia.

De modo a qual das alternativas, baterias ou células de combustível alimentadas a hidrogénio verde e azul, é a melhor do ponto de vista dos impactos ambientais foi realizado uma avaliação do ciclo de vida a estas alternativas.

O hidrogénio azul apresentou de uma forma geral ter maiores impactos ambientais, visto que este deriva dos combustível fóssil e obtenção deste mobiliza grande quantidades de recursos. O mesmo se observou para a produção das células de combustível, as quais necessitam de muitos recursos devido à platina.

Devido a este último ponto, observou-se que as baterias apresentam um impacto ambiental global menor que as células de combustível.

Relativamente às diferente aeronaves, aquelas que utilizam células combustível com hidrogénio verde como combustível apresentam impactos ligeiramente mais reduzidos para a saúde humana e ecossistemas do que aquelas que utilizam apenas baterias. No entanto, o impacto nos recursos é maior do que para as soluções com apenas baterias devido à utilização de platina. Este problema poderá ser mitigado se este último material for reciclado.

5.1 Limitações e trabalhos futuros

Neste trabalho, foi utilizando o dado espaço de desenho (identificado na Tabela 4.1), o qual limitou o desempenho da aeronave, nomeadamente em termos de valores de L/D e V_{cr} . Estes parâmetros tiveram impacto no tempo de voo e ruído estimado, este último por intermédio do MTOM.

Futuramente a asa poderá ser otimizada de modo a maximizar o L/D para um dado V_{cr} e condições

atmosféricas referidas para altitude 1 km + 0°C. Nesse processo, considerações estruturais necessitarão de ser tidas em conta.

Ao maximizar o L/D da asa, a aeronave fica mais eficiente em cruzeiro o que poderá levar a uma redução do MTOM e conseqüentemente do SPL_{max} ou alternativamente a uma redução do tempo de voo por intermédio de um aumento do V_{cr} .

Em relação a avaliação de ciclo de vida, no futuro será desejável incluir o inventário para o tanque de hidrogénio e contabilizar a reciclagem dos materiais, das baterias, células de combustíveis e tanque de hidrogénio.

É recomendado uma análise de custo, de modo a analisar viabilidade do projeto.

Bibliografia

- [1] F. Afonso, A. Ferreira, I. Ribeiro, F. Lau, and A. Suleman. On the design of environmentally sustainable aircraft for urban air mobility. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, 91:102688, 2021. ISSN 1361-9209. doi: <https://doi.org/10.1016/j.trd.2020.102688>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1361920920308725>.
- [2] B.-S. Lee, A. Tullu, and H.-Y. Hwang. Optimal design and design parameter sensitivity analyses of an evtol pav in the conceptual design phase. *Applied Sciences*, 10(15):5112, 2020.
- [3] S. Sahoo, X. Zhao, and K. Kyprianidis. A review of concepts, benefits, and challenges for future electrical propulsion-based aircraft. *Aerospace*, 7(4):44, 2020.
- [4] W. Ng. An experimental and analytical investigation of hydrogen fuel cells for electric vertical take-off and landing (evtol) aircraft. Master's thesis, University of Maryland, 2019.
- [5] B. Sundén. *Hydrogen, Batteries and Fuel Cells*. Academic Press, 2019.
- [6] D. P. Thippavong, R. Apaza, B. Barmore, V. Battiste, B. Burian, Q. Dao, M. Feary, S. Go, K. H. Goodrich, J. Homola, et al. Urban air mobility airspace integration concepts and considerations. In *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, page 3676, 2018.
- [7] R. Rothfeld, A. Straubinger, M. Fu, C. Al Haddad, and C. Antoniou. Chapter 13 - urban air mobility. In C. Antoniou, D. Efthymiou, and E. Chaniotakis, editors, *Demand for Emerging Transportation Systems*, pages 267–284. Elsevier, 2020. ISBN 978-0-12-815018-4. doi: <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-815018-4.00013-9>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780128150184000139>.
- [8] Richard Witkin. New York Airways Acts To File for Bankruptcy. <https://www.nytimes.com/1979/05/16/archives/new-york-airways-acts-to-file-for-bankruptcy-suing-sikorsky.html>, May 16, 1979. Accessed: 2021-03-23.
- [9] Scott Harrison. From the Archives: Los Angeles Airways helicopter overturns. <https://www.latimes.com/visuals/photography/la-me-fw-archives-airways-helicopter-overturn-20170221-story.html>, March 10, 2017. Accessed: 2021-03-23.

- [10] L. A. Garrow, B. German, P. Mokhtarian, and J. Glodek. A survey to model demand for eVTOL urban air trips and competition with autonomous ground vehicles. In *AIAA Aviation 2019 Forum*, page 2871, 2019.
- [11] L. Swadesir and C. Bil. Urban air transportation for Melbourne metropolitan area. In *AIAA Aviation 2019 Forum*, page 3572, 2019.
- [12] S. Rajendran and J. Zack. Insights on strategic air taxi network infrastructure locations using an iterative constrained clustering approach. *Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review*, 128:470–505, 2019. ISSN 1366-5545. doi: <https://doi.org/10.1016/j.tre.2019.06.003>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1366554519300407>.
- [13] <https://www.airbus.com/innovation/zero-emission/urban-air-mobility/cityairbus.html>, 2021. Accessed: 2021-03-14.
- [14] <https://lilium.com/>, 2021. Accessed: 2021-03-14.
- [15] <https://wisk.aero/>, 2021. Accessed: 2021-03-12.
- [16] Andrew J. Hawkins. Hyundai will make flying cars for Uber's air taxi service. <https://www.latimes.com/visuals/photography/la-me-fw-archives-airways-helicopter-overturn-20170221-story.html>, Jan 6, 2020. Accessed: 2021-03-23.
- [17] S. Rajendran and S. Srinivas. Air taxi service for urban mobility: A critical review of recent developments, future challenges, and opportunities. *Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review*, 143:102090, 2020. ISSN 1366-5545. doi: <https://doi.org/10.1016/j.tre.2020.102090>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1366554520307390>.
- [18] The Latest News for Aerial Mobility. Transport Up. <https://transportup.com/airbus-cityairbus/>, 2020. Accessed: 2021-03-14.
- [19] Andrew Ross Sorkin. Larry Page's Flying Taxis, Now Exiting Stealth Mode. <https://www.nytimes.com/1979/05/16/archives/new-york-airways-acts-to-file-for-bankruptcy-suing-sikorsky.html>, March 12, 2018. Accessed: 2021-03-23.
- [20] M. Moon. Dubai tests a passenger drone for its flying taxi service. <https://www.nytimes.com/1979/05/16/archives/new-york-airways-acts-to-file-for-bankruptcy-suing-sikorsky.html>, September 26, 2017. Accessed: 2021-03-23.
- [21] C. Al Haddad, E. Chaniotakis, A. Straubinger, K. Plötner, and C. Antoniou. Factors affecting the adoption and use of urban air mobility. *Transportation Research Part A: Policy and Practice*, 132: 696–712, 2020. ISSN 0965-8564. doi: <https://doi.org/10.1016/j.tra.2019.12.020>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0965856419303830>.

- [22] T. Prevot, J. Rios, P. Kopardekar, J. E. Robinson III, M. Johnson, and J. Jung. Uas traffic management (utm) concept of operations to safely enable low altitude flight operations. In *16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, page 3292, 2016.
- [23] A. Bacchini and E. Cestino. Electric vtol configurations comparison. *Aerospace*, 6(3):26, 2019.
- [24] <https://h2fly.de/>, 2021. Accessed: 2021-05-27.
- [25] ZeroAvia. <https://www.zeroavia.com/>, 2021. Accessed: 2021-05-27.
- [26] Vertical Flight Society. Electric VTOL News. <https://evtol.news/aircraft>, 2020. Accessed: 2021-03-23.
- [27] A. Datta. Commercial intra city on-demand electric-vtol status of technology. an ahs/nari transformative vertical flight working group -2 report. Technical report, University of Maryland, College Park, January 2018.
- [28] J. Enconniere, J. Ortiz-Carretero, and V. Pachidis. Mission performance analysis of a conceptual coaxial rotorcraft for air taxi applications. *Aerospace Science and Technology*, 69: 1–14, 2017. ISSN 1270-9638. doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.06.015>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963816311555>.
- [29] <https://zuri.com/>, 2021. Accessed: 2021-03-23.
- [30] Vertical Flight Society. Electric VTOL News. <https://evtol.news/kitty-hawk-cora/>, 2021. Accessed: 2021-03-12.
- [31] Vertical Flight Society. Electric VTOL News. <https://zuri.com/https://evtol.news/zuri/>, 2021. Accessed: 2021-03-12.
- [32] Vertical Flight Society. Electric VTOL News. <https://evtol.news/terrafugia-tf-2a/>, 2021. Accessed: 2021-03-12.
- [33] Vertical Flight Society. Electric VTOL News. <https://evtol.news/vimana/>, 2021. Accessed: 2021-03-13.
- [34] <https://www.airbus.com/innovation/zero-emission/urban-air-mobility/vahana.html#advantages>, 2021. Accessed: 2021-03-13.
- [35] The Latest News for Aerial Mobility. Transport Up. <https://transportup.com/dufour-aero2/>, 2020. Accessed: 2021-03-13.
- [36] Vertical Flight Society. Electric VTOL News. <https://evtol.news/vertical-aerospace-VA-1X>, 2020. Accessed: 2021-03-14.
- [37] Vertical Flight Society. Electric VTOL News. <https://evtol.news/joby-s4>, 2020. Accessed: 2021-03-14.

- [38] Business of drones. sUAS News. <https://www.suasnews.com/2020/12/hyundai-motor-groups-urban-air-mobility-vision-concept-named-best-innovations-in-2020-by-etisa-hyundai-sa1/>, 2020. Accessed: 2021-03-14.
- [39] <https://www.vertical-aerospace.com/#maincontainer>, 2020. Accessed: 2021-03-14.
- [40] The Latest News for Aerial Mobility. Transport Up. <https://transportup.com/vertical-aerospace-va-1x/>, 2020. Accessed: 2021-03-26.
- [41] <https://www.jobyaviation.com/>, 2020. Accessed: 2021-03-14.
- [42] The Latest News for Aerial Mobility. Transport Up. <https://transportup.com/headlines-breaking-news/vehicles-manufactures/joby-aviation-releases-first-video-of-air-taxi-in-flight/>, 2020. Accessed: 2021-03-14.
- [43] Vertical Flight Society. Electric VTOL News. <https://evtol.news/hyundai-s-a1/>, 2021. Accessed: 2021-03-14.
- [44] <https://www.hyundai.pt/hyundai-e-uber-anunciam-parceria-de-ridesharing-aereo/>, 2021. Accessed: 2021-03-26.
- [45] W. D. T. Fernando. Tri-engine single thrust vector analysis for yaw movement of flying wing. In *2018 IEEE 5th International Conference on Engineering Technologies and Applied Sciences (ICETAS)*, pages 1–6, 2018. doi: 10.1109/ICETAS.2018.8629192.
- [46] Vertical Flight Society. Electric VTOL News. <https://evtol.news/lilium/>, 2021. Accessed: 2021-03-14.
- [47] Vertical Flight Society. Electric VTOL News. <https://evtol.news/aurora-flight-sciences/>, 2021. Accessed: 2021-03-14.
- [48] The Latest News for Aerial Mobility. Transport Up. <https://transportup.com/aurora-lightningstrike/>, 2020. Accessed: 2021-03-14.
- [49] Z. Lu, M. Debiasi, and B. C. Khoo. Acoustic characteristics of a multi-rotor mav and its noise reduction technology. In *INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings*, volume 253, pages 393–403. Institute of Noise Control Engineering, 2016.
- [50] Vertical Flight Society. Electric VTOL News. <https://evtol.news/volocopter-velocity/>, 2021. Accessed: 2021-03-26.
- [51] The Latest News for Aerial Mobility. Transport Up. <https://transportup.com/ehang-216/>, 2020. Accessed: 2021-03-14.
- [52] <https://www.volocopter.com/de/>, 2021. Accessed: 2021-03-26.

- [53] The Latest News for Aerial Mobility. Transport Up. <https://transportup.com/volocopter-voloccity/>, 2020. Accessed: 2021-03-26.
- [54] Vertical Flight Society. Electric VTOL News. <https://evtol.news/airbus-helicopters/>, 2021. Accessed: 2021-03-14.
- [55] <https://www.ehang.com/>, 2021. Accessed: 2021-03-14.
- [56] Vertical Flight Society. Electric VTOL News. <https://evtol.news/ehang-216/>, 2021. Accessed: 2021-03-14.
- [57] Deloitte. Fueling the Future of Mobility Hydrogen and fuel cell solutions for transportation Volume 1. <https://www2.deloitte.com/content/dam/Deloitte/cn/Documents/finance/deloitte-cn-fueling-the-future-of-mobility-en-200101.pdf>, 2021. Accessed: 2021-05-27.
- [58] A. Misra. Energy storage for electrified aircraft: The need for better batteries, fuel cells, and supercapacitors. *IEEE Electrification Magazine*, 6(3):54–61, 2018.
- [59] T. P. Dever, K. P. Duffy, A. J. Provenza, P. L. Loyselle, B. B. Choi, C. R. Morrison, and A. M. Lowe. Assessment of technologies for noncryogenic hybrid electric propulsion. Technical Report 216588, National Aeronautics and Space Administration, Glenn Research Center, Cleveland, Ohio 44135, January 2015.
- [60] Battery university. https://batteryuniversity.com/learn/article/battery_developments, 2021. Accessed: 2021-04-2.
- [61] V. S. Bagotsky, A. M. Skundin, and Y. M. Volkovich. *Electrochemical power sources: batteries, fuel cells, and supercapacitors*. John Wiley & Sons, 2015.
- [62] S. Petrovic. *Battery Technology Crash Course: A Concise Introduction*. Springer Nature, 2020.
- [63] G. Zubi, R. Dufo-López, M. Carvalho, and G. Pasaoglu. The lithium-ion battery: State of the art and future perspectives. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 89:292–308, 2018.
- [64] A. Turner. *The 2020 Lithium-Ion Battery Guide: The Easy DIY Guide To Building Your Own Battery Packs*. Lithium Ion Battery Book 1. 2020.
- [65] Battery University. https://batteryuniversity.com/learn/article/lithium_based_batteries, 2021. Accessed: 2021-04-2.
- [66] Battery University. https://batteryuniversity.com/learn/article/types_of_lithium_ion, 2021. Accessed: 2021-04-2.
- [67] M.-F. Lin, W.-D. Hsu, and J.-L. Huang. *Lithium-Ion Batteries and Solar Cells: Physical, Chemical, and Materials Properties*. CRC Press, first edition, January 18 2021. ISBN 9780367686239.

- [68] Battery University. https://batteryuniversity.com/learn/article/bu_216_summary_table_of_lithium_based_batteries, 2021. Accessed: 2021-04-2.
- [69] International Renewable Energy Agency Workshop. Battery storage technology improvements and cost reductions to 2030: A Deep Dive. https://www.irena.org/-/media/Files/IRENA/Agency/Events/2017/Mar/15/2017_Kairies_Battery_Cost_and_Performance_01.pdf, 2021. Accessed: 2021-04-14.
- [70] Battery University. https://batteryuniversity.com/learn/article/experimental_rechargeable_batteries, 2021. Accessed: 2021-04-2.
- [71] Battery University. https://batteryuniversity.com/learn/article/bu_218_summary_table_of_future_batteries, 2021. Accessed: 2021-04-2.
- [72] W. Wieczorek and J. Płocharski, editors. *Designing Electrolytes for Lithium-Ion and Post-Lithium Batteries*. Jenny Stanford Publishing, 1 edition, Apr. 2021. ISBN 9781003050933. doi: 10.1201/9781003050933. URL <https://www.taylorfrancis.com/books/9781000076806>.
- [73] J. Ribeiro, F. Afonso, I. Ribeiro, B. Ferreira, H. Policarpo, P. Peças, and F. Lau. Environmental assessment of hybrid-electric propulsion in conceptual aircraft design. *Journal of Cleaner Production*, 247:119477, 2020.
- [74] F. Cell and H. J. Undertaking. Hydrogen powered aviation: A fact-based study of hydrogen technology, economics, and climate impact by 2050. 2020.
- [75] M. G. Sürer and H. T. Arat. State of art of hydrogen usage as a fuel on aviation. *European Mechanical Science*, 2(1):20–30, 2018.
- [76] G. D. J. Harper. *Fuel cell projects for the evil genius*. Evil genius series. McGraw-Hill, New York, 2008. ISBN 9780071496599. OCLC: ocn196315985.
- [77] A. Scipioni, A. Manzardo, and J. Ren. *Hydrogen economy: supply chain, life cycle analysis and energy transition for sustainability*. Academic Press, 2017.
- [78] F. M. Santos and F. A. Santos. Combustível”hidrogênio”. *Millenium*, pages 252–270, 2005.
- [79] M. LINARDI. Hidrogênio e células a combustível: Programa brasileiro de i&d. *Ciência & Tecnologia dos Materiais*, 23, 2011.
- [80] Petrofac Limited. <https://www.petrofac.com/en-gb/media/our-stories/the-difference-between-green-hydrogen-and-blue-hydrogen/>, 2021. Accessed: 2021-05-27.
- [81] J. Bartlett and A. Krupnick. Decarbonized hydrogen in the us power and industrial sectors: Identifying and incentivizing opportunities to lower emissions. 2020.

- [82] Ginger Gardiner. Carbon fiber in pressure vessels for hydrogen. <https://www.compositesworld.com/articles/cfrp-pressure-vessels-for-hydrogen>, Outubro 23, 2020. Accessed: 2021-05-17.
- [83] Airbus. ZEROe Towards the world's first zero-emission commercial aircraft. <https://www.airbus.com/innovation/zero-emission/hydrogen/zeroe.html>, 2021. Accessed: 2021-05-27.
- [84] J. Larminie, A. Dicks, and M. S. McDonald. *Fuel cell systems explained*, volume 2. J. Wiley Chichester, UK, 2003.
- [85] A. Dicks and D. A. J. Rand. *Fuel cell systems explained*, volume 479. Wiley Online Library, 2018.
- [86] R. O'hayre, S.-W. Cha, W. Colella, and F. B. Prinz. *Fuel cell fundamentals*. John Wiley & Sons, 2016.
- [87] V. Malik, S. Srivastava, M. K. Bhatnagar, and M. Vishnoi. Comparative study and analysis between solid oxide fuel cells (sofc) and proton exchange membrane (pem) fuel cell – a review. *Materials Today: Proceedings*, 2021. ISSN 2214-7853. doi: <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2021.04.203>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2214785321031102>.
- [88] A. Olabi, T. Wilberforce, and M. A. Abdelkareem. Fuel cell application in the automotive industry and future perspective. *Energy*, 214:118955, 2021. ISSN 0360-5442. doi: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.118955>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0360544220320624>.
- [89] Portal Energia. Energia Renovaveis. <https://www.portal-energia.com/celulas-de-combustivel-o-que-sao/>, 2021. Accessed: 2021-05-22.
- [90] Portal Energia. Energia Renovaveis. <https://www.portal-energia.com/celulas-de-combustivel-como-funcionam/>, 2021. Accessed: 2021-05-22.
- [91] Portal Energia. Energia Renovaveis. <https://www.portal-energia.com/celulas-de-combustivel-tipos/>, 2021. Accessed: 2021-05-22.
- [92] Portal Energia. Energia Renovaveis. <https://www.portal-energia.com/celulas-de-combustivel-vantagens-e-desvantagens/>, 2021. Accessed: 2021-05-22.
- [93] D. P. Raymer. *Aircraft design: a conceptual approach*. AIAA education series. Reston, VA, 2018. ISBN 9781624104909.
- [94] T. Kadyk, C. Winnefeld, R. Hanke-Rauschenbach, and U. Krewer. Analysis and design of fuel cell systems for aviation. *Energies*, 11(2), 2018. ISSN 1996-1073. doi: 10.3390/en11020375. URL <https://www.mdpi.com/1996-1073/11/2/375>.
- [95] A. Ferrara, S. Jakubek, and C. Hametner. Energy management of heavy-duty fuel cell vehicles in real-world driving scenarios: Robust design of strategies to maximize the hydrogen economy and system lifetime. *Energy Conversion and Management*, 232:113795, 2021. ISSN 0196-8904.

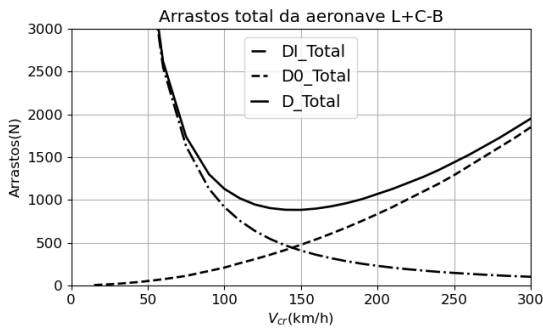
- doi: <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2020.113795>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0196890420313182>.
- [96] M. Jouin, M. Bressel, S. Morando, R. Gouriveau, D. Hissel, M.-C. Péra, N. Zerhouni, S. Jemai, M. Hilairet, and B. Ould Bouamama. Estimating the end-of-life of pem fuel cells: Guidelines and metrics. *Applied Energy*, 177:87–97, 2016. ISSN 0306-2619. doi: <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2016.05.076>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0306261916306729>.
- [97] A. Lotrič, M. Sekavčnik, I. Kuštrin, and M. Mori. Life-cycle assessment of hydrogen technologies with the focus on eu critical raw materials and end-of-life strategies. *International Journal of Hydrogen Energy*, 46(16):10143–10160, 2021. ISSN 0360-3199. doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2020.06.190>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0360319920323752>. Hydrogen and Fuel Cells.
- [98] Toyota. 2021 mirai. https://www.toyota.com/content/dam/toyota/brochures/pdf/2021/mirai_ebrochure.pdf. Accessed: 2021-04-28.
- [99] M. H. Sadraey. *Aircraft design: a systems engineering approach*. Aerospace series. Wiley, Chichester, West Sussex, 2013. ISBN 9781119953401.
- [100] T. C. Corke. *Design of aircraft*. Prentice Hall, Upper Saddle River, N.J, 2003. ISBN 9780130892348.
- [101] W. Johnson. *Rotorcraft aeromechanics*. Number 36 in Cambridge aerospace series. Cambridge University Press, Cambridge, 2013. ISBN 9781107028074.
- [102] W. Johnson, C. Silva, and E. Solis. Concept vehicles for vtol air taxi operations. 2018.
- [103] B. Etkin and L. D. Reid. *Dynamics of flight: stability and control*. Wiley, New York, 3rd ed edition, 1996. ISBN 9780471034186.
- [104] V. De Brederode. *Aerodinâmica Incompressível: Fundamentos*. Number 54. IST Press, Lisboa, 2014. ISBN 9789898481320.
- [105] A. Brown and W. Harris. A Vehicle Design and Optimization Model for On-Demand Aviation. In *2018 AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Kissimmee, Florida, Jan. 2018. American Institute of Aeronautics and Astronautics. ISBN 9781624105326. doi: 10.2514/6.2018-0105.
- [106] L. Gutin. On the sound field of a rotating propeller. Technical Report 1195, NACA, October 1948.
- [107] A. F. Deming. Propeller rotation noise due to torque and thrust. Technical Report 747, NACA, January 1940.
- [108] D. W. K. Jack E. Marte. A review of aerodynamic noise from propellers, rotors, and lift fans. Technical Report 32-7462, California Institute of Technology, Pasadena, California, USA, January 1970.

- [109] H. M. Robert Scklegel, Robert King. Helicopter rotor noise generation and propagation. Technical report, US Army Aviation Material Laboratories, Fort Eustis, Virginia, USA, October 1966.
- [110] European Commission. Joint Research Centre. *Life cycle assessment of Hydrogen and Fuel Cell Technologies: inventory of work performed by projects funded under FCH JU*. Publications Office, LU, 2020. URL <https://data.europa.eu/doi/10.2760/434747>.
- [111] 14:00-17:00. ISO 14040:2006, 2006. URL <https://www.iso.org/cms/render/live/en/sites/isoorg/contents/data/standard/03/74/37456.html>. Accessed: 2021-06-12.
- [112] 14:00-17:00. ISO 14044:2006. URL <https://www.iso.org/cms/render/live/en/sites/isoorg/contents/data/standard/03/84/38498.html>. Accessed: 2021-06-12.
- [113] C. Bueno and J. A. Rossignolo. A Avaliação de Ciclo de Vida (ACV) de Sistemas Construtivos. In *Avaliação de Desempenho de Tecnologias Construtivas Inovadoras: Materiais e Sustentabilidade*, pages 339–412. Editora Scienza, 1 edition, July 2016. ISBN 9788559530056. doi: 10.5935/978-85-5953-005-6.2016C012. URL <http://www.gnresearch.org/doi/10.5935/978-85-5953-005-6.2016C012>.
- [114] What is LCA? https://www.sustainableinsteel.eu/p/530/what_is_lca.html. Accessed: 2021-06-13.
- [115] Argonne GREET Model. <https://greet.es.anl.gov/>. Accessed: 2021-06-13.
- [116] J. Dunn, L. Gaines, J. Kelly, C. James, and K. Gallagher. The significance of li-ion batteries in electric vehicle life-cycle energy and emissions and recycling's role in its reduction. *Energy & Environmental Science*, 8(1):158–168, 2015.
- [117] Y. Deng, J. Li, T. Li, X. Gao, and C. Yuan. Life cycle assessment of lithium sulfur battery for electric vehicles. *Journal of Power Sources*, 343:284–295, 2017. ISSN 0378-7753. doi: <https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2017.01.036>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0378775317300368>.
- [118] <https://simapro.com/about/>, 2021. Accessed: 2021-06-13.
- [119] Recipe 2016 v1.1. https://pre-sustainability.com/legacy/download/Report_ReCiPe_2017.pdf. Accessed: 2021-06-13.
- [120] M. A. Huijbregts, Z. J. Steinmann, P. M. Elshout, G. Stam, F. Verones, M. Vieira, M. Zijp, A. Hollander, and R. van Zelm. Recipe2016: a harmonised life cycle impact assessment method at midpoint and endpoint level. *The International Journal of Life Cycle Assessment*, 22(2):138–147, 2017.
- [121] F. J. P. Lau. Elementos de Aeroacústica. <https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/disciplinas/A57/2018-2019/1-semester/elementos-de-aeroacustica>, Outubro 21, 2018. Accessed: 2021-07-11.

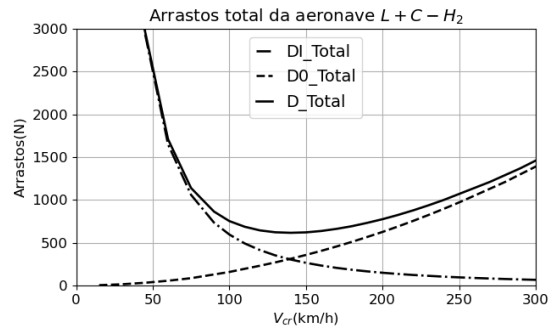
- [122] Airfoil Tools. Naca 4412. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4412-il>, . Accessed: 2021-07-12.
- [123] Airfoil Tools. Naca 4415. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4415-il>, . Accessed: 2021-07-12.
- [124] Airfoil Tools. Naca 4418. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4418-il>, . Accessed: 2021-07-12.
- [125] Airfoil Tools. Naca 4421. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4421-il>, . Accessed: 2021-07-12.
- [126] Airfoil Tools. Naca 63(2)-615. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca632615-il>, . Accessed: 2021-07-12.
- [127] Airfoil Tools. Naca 65(3)-618. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca653618-il>, . Accessed: 2021-07-12.
- [128] Airfoil Tools. Naca 64(3)-618. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca643618-il>, . Accessed: 2021-07-12.
- [129] Airfoil Tools. Naca 63(3)-618. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca633618-il>, . Accessed: 2021-07-12.
- [130] Airfoil Tools. Naca 0012. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il>, . Accessed: 2021-07-12.

Apêndice A

Gráficos da resistência aerodinâmica das aeronaves

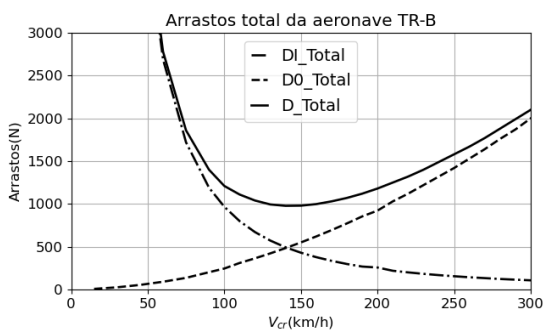


(a) Gráfico dos arrastos da aeronave L+C-B.

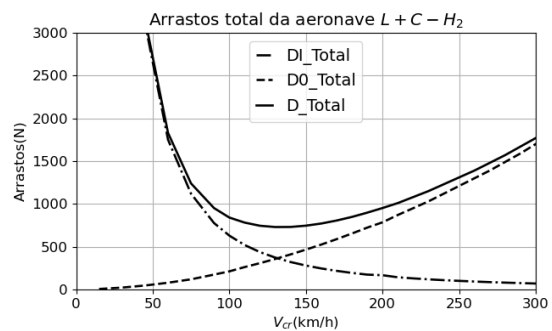


(b) Gráfico dos arrastos da aeronave L+C-H₂.

Figura A.1: Configurações L+C

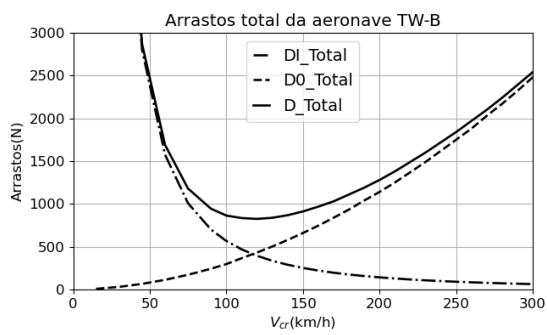


(a) Gráfico do arrasto das aeronaves TR-B.

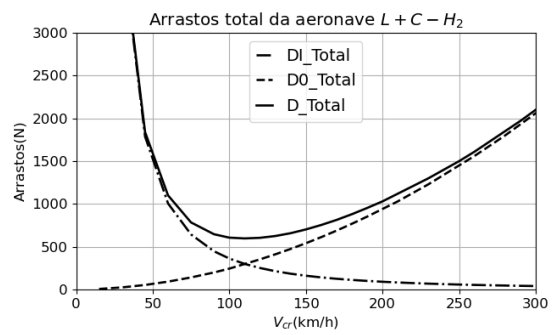


(b) Gráfico do arrasto da aeronave TR-H₂.

Figura A.2: Configurações TR



(a) Gráfico do arrasto da aeronave TW-B.



(b) Gráfico do arrasto da aeronave TW-H₂.

Figura A.3: Configurações TW

Apêndice B

Produção de 1 kWh bateria Li-S

Tabela B.1: Dados de emissões para a produção de bateria de lítio-enxofre com capacidade de 1kWh obtidos a partir do software SimaPro, utilizando o método ReCiPe midpoint (H).

Impact category	Unit	Total	Li-S cell	Module packaging	BMS +CS +P	Battery assembly
Climate change	kg CO2 eq	7,993E+01	5,809E+01	5,115E+00	1,969E+00	1,476E+01
Ozone depletion	kg CFC-11 eq	8,061E-06	5,513E-06	3,646E-07	1,975E-07	1,986E-06
Terrestrial acidification	kg SO2 eq	4,930E-01	3,570E-01	3,804E-02	1,389E-02	8,403E-02
Freshwater eutrophication	kg P eq	6,642E-02	2,856E-02	2,849E-02	4,280E-03	5,084E-03
Marine eutrophication	kg N eq	9,579E-02	6,201E-02	8,074E-03	2,478E-03	2,323E-02
Human toxicity	kg 1,4-DB eq	8,865E+01	2,861E+01	4,701E+01	7,475E+00	5,557E+00
Photochemical oxidant formation	kg NMVOC	2,788E-01	1,941E-01	2,521E-02	8,384E-03	5,103E-02
Particulate matter formation	kg PM10 eq	1,918E-01	1,404E-01	1,415E-02	5,402E-03	3,185E-02
Terrestrial ecotoxicity	kg 1,4-DB eq	8,713E-03	6,252E-03	5,497E-04	3,433E-04	1,568E-03
Freshwater ecotoxicity	kg 1,4-DB eq	2,170E+00	8,818E-01	9,516E-01	1,486E-01	1,884E-01
Marine ecotoxicity	kg 1,4-DB eq	2,033E+00	8,362E-01	8,773E-01	1,445E-01	1,748E-01
Ionising radiation	kBq U235 eq	1,397E+01	1,065E+01	8,008E-01	2,402E-01	2,278E+00
Agricultural land occupation	m2a	7,264E+00	6,019E+00	2,259E-01	6,788E-02	9,516E-01
Urban land occupation	m2a	8,724E-01	5,505E-01	1,943E-01	3,937E-02	8,822E-02
Natural land transformation	m2	1,023E-02	6,733E-03	1,043E-03	2,750E-04	2,175E-03
Water depletion	m3	-4,187E-01	-5,015E-01	-3,891E-02	1,372E-02	1,080E-01
Metal depletion	kg Fe eq	1,034E+01	3,017E+00	4,994E+00	2,102E+00	2,253E-01
Fossil depletion	kg oil eq	2,303E+01	1,657E+01	1,325E+00	5,480E-01	4,585E+00

Apêndice C

Produção de 1kwh CCPEM-LT

Tabela C.1: Dados de emissões para a produção de CCPEM-LT com capacidade de 1kWh obtidos a partir do software SimaPro, utilizando o método ReCiPe midpoint (H).

Impact category	Unit	Total	STACK	BoP Components	Assembly
Climate change	kg CO2 eq	9,36685E+01	4,97285E+01	3,23551E+01	1,15848E+01
Ozone depletion	kg CFC-11 eq	6,63180E-04	6,60585E-04	1,03633E-06	1,55873E-06
Terrestrial acidification	kg SO2 eq	2,22973E+00	1,97915E+00	1,84641E-01	6,59465E-02
Freshwater eutrophication	kg P eq	7,33857E-02	6,26816E-02	6,71441E-03	3,98972E-03
Marine eutrophication	kg N eq	1,82947E-02	2,00098E-02	-1,99427E-02	1,82276E-02
Human toxicity	kg 1,4-DB eq	1,17158E+02	1,02726E+02	1,00711E+01	4,36122E+00
Photochemical oxidant formation	kg NMVOC	4,33936E-01	2,78733E-01	1,15153E-01	4,00508E-02
Particulate matter formation	kg PM10 eq	5,63652E-01	4,56536E-01	8,21210E-02	2,49955E-02
Terrestrial ecotoxicity	kg 1,4-DB eq	5,23825E-03	1,92470E-03	2,08337E-03	1,23018E-03
Freshwater ecotoxicity	kg 1,4-DB eq	3,64710E+00	2,84769E+00	6,51521E-01	1,47885E-01
Marine ecotoxicity	kg 1,4-DB eq	3,37748E+00	2,59962E+00	6,40691E-01	1,37176E-01
Ionising radiation	kBq U235 eq	4,92443E+00	2,02438E+00	1,11193E+00	1,78812E+00
Agricultural land occupation	m2a	1,98408E+00	6,11991E-01	6,25286E-01	7,46802E-01
Urban land occupation	m2a	6,79085E-01	3,70894E-01	2,38957E-01	6,92341E-02
Natural land transformation	m2	9,62843E-03	5,64524E-03	2,27654E-03	1,70665E-03
Water depletion	m3	5,25746E-01	3,70383E-01	7,05944E-02	8,47691E-02
Metal depletion	kg Fe eq	1,23011E+02	1,06911E+02	1,59229E+01	1,76842E-01
Fossil depletion	kg oil eq	2,08634E+01	7,90245E+00	9,36284E+00	3,59808E+00

Apêndice D

Produção de 1kwh H₂ verde

Tabela D.1: Dados de emissões para a produção de hidrogénio Azul com capacidade de 1kWh obtidos a partir do software SimaPro, utilizando o método ReCiPe midpoint (H).

Impact category	Unit	Total	Water	Energy
Climate change	kg CO2 eq	1,69085E-01	1,53107E-02	1,53774E-01
Ozone depletion	kg CFC-11 eq	2,91688E-08	2,47085E-09	2,66979E-08
Terrestrial acidification	kg SO2 eq	1,20979E-03	9,27315E-05	1,11706E-03
Freshwater eutrophication	kg P eq	1,45103E-04	1,20636E-05	1,33039E-04
Marine eutrophication	kg N eq	8,43547E-05	9,45729E-06	7,48975E-05
Human toxicity	kg 1,4-DB eq	2,47609E-01	4,97672E-03	2,42632E-01
Photochemical oxidant formation	kg NMVOC	7,89659E-04	1,24119E-04	6,65540E-04
Particulate matter formation	kg PM10 eq	4,52824E-04	4,48523E-05	4,07972E-04
Terrestrial ecotoxicity	kg 1,4-DB eq	2,78368E-04	5,64204E-06	2,72726E-04
Freshwater ecotoxicity	kg 1,4-DB eq	3,25742E-02	1,49135E-04	3,24251E-02
Marine ecotoxicity	kg 1,4-DB eq	2,92608E-02	1,70097E-04	2,90907E-02
Ionising radiation	kBq U235 eq	2,45696E-02	1,61111E-03	2,29585E-02
Agricultural land occupation	m2a	8,68632E-03	3,14084E-04	8,37223E-03
Urban land occupation	m2a	2,66712E-03	9,20433E-04	1,74669E-03
Natural land transformation	m2	2,71466E-05	5,21337E-06	2,19332E-05
Water depletion	m3	3,27170E-03	2,96975E-04	2,97473E-03
Metal depletion	kg Fe eq	6,88996E-02	1,15893E-03	6,77406E-02
Fossil depletion	kg oil eq	4,56903E-02	5,10725E-03	4,05830E-02

Apêndice E

Produção de 1kWh H₂ Azul

Tabela E.1: Dados de emissões para a produção de hidrogénio Azul com capacidade de 1kWh obtidos a partir do software SimaPro, utilizando o método ReCiPe midpoint (H).

Impact category	Unit	Total	Water	Energy
Climate change	kg CO2 eq	6,01449E+02	1,2937E-02	6,01436E+02
Ozone depletion	kg CFC-11 eq	5,24108E-03	2,0878E-09	5,24107E-03
Terrestrial acidification	kg SO2 eq	3,48250E+00	7,8357E-05	3,48242E+00
Freshwater eutrophication	kg P eq	2,14901E-01	1,0194E-05	2,14891E-01
Marine eutrophication	kg N eq	2,67120E-01	7,9913E-06	2,67112E-01
Human toxicity	kg 1,4-DB eq	1,76294E+03	4,2052E-03	1,76293E+03
Photochemical oxidant formation	kg NMVOC	2,50863E+00	1,0488E-04	2,50852E+00
Particulate matter formation	kg PM10 eq	3,08526E+00	3,7899E-05	3,08522E+00
Terrestrial ecotoxicity	kg 1,4-DB eq	2,07583E-01	4,7674E-06	2,07578E-01
Freshwater ecotoxicity	kg 1,4-DB eq	2,47681E+01	1,2602E-04	2,47680E+01
Marine ecotoxicity	kg 1,4-DB eq	2,74808E+01	1,4373E-04	2,74806E+01
Ionising radiation	kBq U235 eq	4,31893E+04	1,3614E-03	4,31893E+04
Agricultural land occupation	m2a	2,08776E+01	2,6540E-04	2,08773E+01
Urban land occupation	m2a	8,80621E+00	7,7775E-04	8,80543E+00
Natural land transformation	m2	9,69776E-02	4,4052E-06	9,69732E-02
Water depletion	m3	1,87453E+00	2,5094E-04	1,87428E+00
Metal depletion	kg Fe eq	1,76294E+02	9,7927E-04	1,76293E+02
Fossil depletion	kg oil eq	1,58186E+02	4,3156E-03	1,58182E+02

Apêndice F

Avaliação geral de impactos causados para produção de 1kWh de energia

Tabela F.1: Dados de emissões para a produção de Li-S com capacidade de 1kWh obtidos a partir do software SimaPro, utilizando o método ReCiPe endpoint (H) e abordagem *cradle-to-gate*.

Categoria de danos	Unit	Total	Li-S cell	Module packaging	BMS+CS+P	Battery assembly
Total (T)	Pt	10,8246	6,8962	1,6897	0,5094	1,7293
Saude humana (H)	Pt	4,9269	3,0354	0,9618	0,2066	0,7230
Ecosistema (E)	Pt	0,3345	0,2450	0,0225	0,0079	0,0591
Recursos (R)	Pt	5,5632	3,6159	0,7053	0,2949	0,9472

Tabela F.2: Dados de emissões para a produção de CCPEM-LT com capacidade de 1kWh obtidos a partir do software SimaPro, utilizando o método ReCiPe endpoint (H) e abordagem *cradle-to-gate*.

Categoria de danos	Unit	Total	STACK	BoP Components	Assembly
Total (T)	Pt	23,3281	16,9417	5,0293	1,3571
Saude humana (H)	Pt	7,9551	5,7666	1,6211	0,5674
Ecosistema (E)	Pt	0,3571	0,1906	0,1201	0,0464
Recursos (R)	Pt	15,0159	10,9844	3,2882	0,7434

Tabela F.3: Dados de emissões para a produção de hidrogénio com capacidade de 1kWh obtidos a partir do software SimaPro, utilizando o método ReCiPe endpoint (H) .

Categoria de danos	H Verde			H Azul		
	Total	Água	Energia	Total	Água	Energia
T (Pt)	0,027600	0,002008	0,025591	128,8123	0,0017	128,8106
H (Pt)	0,011616	0,000805	0,010811	79,0530	0,0007	79,0523
E (Pt)	0,000714	0,000068	0,000646	2,3790	0,0001	2,3789
R (Pt)	0,015270	0,001135	0,014135	47,3803	0,0010	47,3794

Apêndice G

Avaliação geral de impactos causados pelos componentes do *Stack*

Tabela G.1: Dados dos danos causado pelos os componentes do *Stack*, usando o método \textit{Recipe Endpoint (H)} e abordagem \textit{cradle to gate}

Categoria de danos	Total (Pt)	H (Pt)	E (Pt)	R (Pt)
Total	16,9417	5,7666	0,1906	10,9844
Aluminium	0,2500	0,1200	0,0103	0,1197
Graphite	0,0431	0,0192	0,0014	0,0224
Glass fibre	0,0332	0,0153	0,0010	0,0169
Steel	0,1806	0,0354	0,0021	0,1430
Platinum	15,1884	4,7137	0,0895	10,3852
Polyvinylchloride	0,3155	0,0781	0,0073	0,2301
Carbon black	0,0004	0,0001	0,0000	0,0003
Tetrafluoroethylene	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000

Apêndice H

Avaliação dos impactos *cradle to grave* a nível *endpoint*

Tabela H.1: Dados dos impactos ambientais, com método *Recipe Endpoint (H)* e abordagem *cradle to grave*.

Alternativa	Aeronave	T (kPt/missão)	H (kPt/missão)	E (kPt/missão)	R (kPt/missão)
Baterias	L+C	2,0610	0,9375	0,0637	1,0598
	TR	1,9847	0,9028	0,0614	1,0205
	TW	2,0937	0,9524	0,0648	1,0766
H2-Verde	L+C	2,6455	0,9297	0,0443	1,6716
	TR	2,5132	0,8908	0,0431	1,5794
	TW	2,8184	0,9924	0,0474	1,7786
H2-Azul	L+C	15,9104	9,0710	0,2892	6,5502
	TR	14,7478	8,3997	0,2690	6,0790
	TW	16,8559	9,6079	0,3067	6,9414

Apêndice I

Avaliação dos impactos *cradle to grave* a nível *midpoint*

Impact category	Unit	Bateria			H2 - Verde			H2 - Azul		
		L+C	TR	TW	L+C	TR	TW	L+C	TR	TW
Climate change	kg CO2 eq	1,52E+04	1,47E+04	1,55E+04	1,14E+04	1,11E+04	1,22E+04	7,34E+04	6,82E+04	7,78E+04
Ozone depletion	kg CFC-11 eq	1,54E-03	1,48E-03	1,57E-03	6,85E-02	6,32E-02	7,25E-02	6,08E-01	5,61E-01	6,44E-01
Terrestrial acidification	kg SO2 eq	9,39E+01	9,04E+01	9,54E+01	2,41E+02	2,25E+02	2,56E+02	5,99E+02	5,56E+02	6,35E+02
Freshwater eutrophication	kg P eq	1,26E+01	1,21E+01	1,28E+01	9,04E+00	8,79E+00	9,68E+00	3,12E+01	2,92E+01	3,31E+01
Marine eutrophication	kg N eq	1,83E+01	1,76E+01	1,86E+01	4,02E+00	4,36E+00	4,42E+00	3,15E+01	2,97E+01	3,35E+01
Human toxicity	kg 1,4-DB eq	1,68E+04	1,62E+04	1,71E+04	1,40E+04	1,36E+04	1,50E+04	1,96E+05	1,81E+05	2,07E+05
Photochemical oxidant formation	kg NMVOC	5,31E+01	5,12E+01	5,40E+01	5,10E+01	4,89E+01	5,44E+01	3,09E+02	2,87E+02	3,28E+02
Particulate matter formation	kg PM10 eq	3,65E+01	3,52E+01	3,71E+01	6,24E+01	5,88E+01	6,63E+01	3,80E+02	3,52E+02	4,03E+02
Terrestrial ecotoxicity	kg 1,4-DB eq	1,66E+00	1,60E+00	1,69E+00	7,61E-01	7,61E-01	8,21E-01	2,21E+01	2,05E+01	2,34E+01
Freshwater ecotoxicity	kg 1,4-DB eq	4,12E+02	3,97E+02	4,18E+02	4,27E+02	4,08E+02	4,56E+02	2,97E+03	2,76E+03	3,15E+03
Marine ecotoxicity	kg 1,4-DB eq	3,86E+02	3,71E+02	3,92E+02	3,96E+02	3,79E+02	4,22E+02	3,22E+03	2,99E+03	3,41E+03
Ionising radiation	kBq U235 eq	2,66E+03	2,56E+03	2,70E+03	8,19E+02	8,50E+02	8,91E+02	4,45E+06	4,10E+06	4,71E+06
Agricultural land occupation	m2a	1,38E+03	1,33E+03	1,40E+03	3,66E+02	3,87E+02	4,00E+02	2,52E+03	2,37E+03	2,67E+03
Urban land occupation	m2a	1,66E+02	1,60E+02	1,68E+02	8,95E+01	8,84E+01	9,62E+01	9,96E+02	9,25E+02	1,06E+03
Natural land transformation	m2	1,95E+00	1,88E+00	1,98E+00	1,22E+00	1,20E+00	1,31E+00	1,12E+01	1,04E+01	1,19E+01
Water depletion	m3	-7,82E+01	-7,53E+01	-7,94E+01	4,54E+01	3,91E+01	4,73E+01	2,38E+02	2,17E+02	2,51E+02
Metal depletion	kg Fe eq	1,96E+03	1,88E+03	1,99E+03	1,29E+04	1,20E+04	1,37E+04	3,11E+04	2,87E+04	3,29E+04
Fossil depletion	kg oil eq	4,39E+03	4,23E+03	4,46E+03	2,66E+03	2,61E+03	2,86E+03	1,90E+04	1,76E+04	2,01E+04

Figura I.1: Dados dos impactos ambientais, com método *Recipe midpoint (H)* e abordagem *cradle to grave*