



Otimização Multiobjetivo de Rotores com Considerações de Eficiência e Ruído

Pedro Henrique Steganha Luta

Relatório Final de Trabalho de Gra-
duação em Engenharia Aeroespacial
pela Universidade Federal do ABC

Universidade Federal do ABC
São Bernardo do Campo - São Paulo - Brasil
Agosto de 2023

Pedro Henrique Steganha Luta

Otimização Multiobjetivo de Rotores com Considerações de Eficiência e Ruído

Universidade Federal do ABC
Centro de Engenharia, Modelagem e Ciências Sociais Aplicadas
Trabalho de Graduação em Engenharia Aeroespacial

Orientador: Marcelo Tanaka Hayashi

São Bernardo do Campo - São Paulo - Brasil
Agosto de 2023

Marcelo Tanaka Hayashi
Orientador

Alexandre Alves
Membro da banca de avaliação

Reinaldo Marcondes Orselli
Membro da banca de avaliação

São Bernardo do Campo - São Paulo - Brasil
Agosto de 2023

Resumo

Métodos de parametrização e simulação de rotores, juntamente com a modelagem de ruído são implementados com o objetivo final de realizar uma otimização da forma em planta de um rotor. O principal método utilizado para a simulação do rotor é o elemento de pá e quantidade de movimento (BEMT), enquanto a modelagem de ruído foi realizada através de um modelo semi-empírico. Para a otimização, foi utilizado um algoritmo genético multi-objetivo (NSGA-II) para levantar indivíduos na curva de Pareto conjuntamente ao critério de menor perda para escolher o melhor indivíduo dentre os levantados. Segundo análise da curva de Pareto, o indivíduo que obteve a melhor performance em voo pairado e o indivíduo que obteve o menor ruído têm características diferentes. Entende-se que o indivíduo escolhido como ótimo tem características médias dos dois extremos da curva e, por consequência, tem performance mediana nas duas funções objetivo, sendo assim considerada uma solução equilibrada.

Palavras-chaves: Rotor; Ruído; Eficiência; Elemento de pá; Otimização; Multiobjetivo; Algoritmo genético.

Abstract

Rotor parameterization and simulation methods, together with noise modeling are implemented with the final objective of accomplishing an optimization of the planform shape of a rotor. The main method utilized for rotor simulation was blade element and momentum theory (BEMT), while the noise modeling was accomplished via semi-empiric model. For the optimization, a multi-objective non-sorting genetic algorithm (NSGA-II) was used to obtain the individuals along the Pareto curve, while the criterium for minimum loss was used to obtain the optimized individual within the obtained curve. According to the analysis of the obtained Pareto curve, the individual with best performance in hover and the individual with lowest noise have discerning characteristics. It is understood that the chosen optimum individual has median characteristics between the two extremes of the curve and, by consequence, has median performance on both of the objective functions, being considered a trade-off solution.

Keywords: Rotor; Noise; Efficiency; Blade-Element; Optimization; Multi-objective; Genetic algorithm.

Lista de abreviaturas e siglas

BAI	<i>Blade-Airframe Interaction</i> - Interação Pá-Aeronave
BEMT	<i>Blade-Element Momentum Theory</i> - Teoria do Elemento de Pá e da Quantidade de Movimento
BVI	<i>Blade-Vortex Interaction</i> - Interação Pá-Vórtice
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i> - Dinâmica de Fluidos Computacional
EPNLT	<i>Effective Perceived Noise Level Tone-Corrected</i> - Nível Efetivo de Ruído Percebido corrigido com relação ao Tom
eVTOL	<i>Electrical Vertical Take-Off and Landing Vehicle</i> - Veículo Elétrico de Decolagem e Pouso Vertical
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i> - Administração Federal da Aviação
FWI	<i>Fuselage-Wake Interaction</i> - Interação Fuselagem-Esteira
LLT	<i>Lifting Line Theory</i> - Teoria da Linha Sustentadora
MTOW	<i>Maximum Take-Off Weight</i> - Máximo Peso de Decolagem
NSGA-II	<i>Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm II</i> - Algoritmo Genético de Ordenação Não-Dominada II
OASPL	<i>Overall Sound-Pressure Level</i> - Nível de Pressão Sonora Geral
OASPL-A	<i>Overall Sound-Pressure Level A-Weighted</i> - Nível de Pressão Sonora Geral Ponderado
PNL	<i>Perceived Noise Level</i> - Nível de Ruído Percebido
PNLT	<i>Perceived Noise Level Tone-Corrected</i> - Nível de Ruído Percebido corrigido com relação ao Tom
SPL	<i>Sound Pressure Level</i> - Nível de Pressão Sonora
UAM	<i>Urban Air Mobility</i> - Mobilidade Aérea Urbana
VLM	<i>Vortex-Lattice Method</i>

Lista de símbolos

C_{max}	Corda adimensional máxima
C_{root}	Corda adimensional na raiz
C_{tip}	Corda adimensional na ponta
Cl	Coeficiente de sustentação
Coletivo	Coletivo do rotor - \circ
cR	Corda adimensionalizada pelo Raio
cR'	Derivada da curva da corda
D	Diâmetro do rotor - m
dQ	Torque produzido pela seção - Nm
dr	Seção radial infinitesimal - m
dT	Tração produzida pela seção - N
L	Intensidade sonora total - dB
L_i	Intensidade sonora da i-ésima banda - dB
M_{tip}	Mach de ponta de pá
P	Potência - W
Passo	Passo do rotor - m
Q	Torque - Nm
r	Posição radial - m
R	Raio do rotor - m
s	Posição radial significativa adimensionalizada pelo raio
s_{max}	Máxima posição radial significativa
x	Variável objetivo
β	Incidência da seção - \circ
ω	Velocidade de rotação - rad/s

Lista de ilustrações

Figura 1 – Aeronaves e hélices do início do século XX: (a) <i>Wright Flyer</i> , dos irmãos Wright; (b) <i>Demoiselle</i> , de Santos Dumont.	12
Figura 2 – (a) Exemplo da discretização associada à Teoria do Elemento de Pá. (b) Escoamento em uma seção bidimensional arbitrária.	15
Figura 3 – Modificação do escoamento devido à ação de tração e torque segundo a Teoria da Quantidade de Movimento.	16
Figura 4 – Fluxograma do funcionamento geral de um algoritmo BEMT.	16
Figura 5 – Exemplo de espectro sonoro. (TACK et al., 2006)	17
Figura 6 – (a) Capacidade de audição do ouvido humano; (b) Ganho para ponderação A (KUTTRUFF, 2007).	18
Figura 7 – Bandas de um terço de oitava.	18
Figura 8 – Fontes de ruído em veículos de UAM (RIZZI et al., 2020).	19
Figura 9 – (a) Representação de indivíduos dominados e não-dominados; (b) Aproximação do conjunto de <i>Pareto</i> (MARTINS; NING, 2021).	23
Figura 10 – (a) <i>Crowding</i> : Uma medida de proximidade com relação a soluções vizinhas; (b) O processo de criação de uma nova população (DEB et al., 2002).	25
Figura 11 – Cálculo da solução de menor perda (ROCCO; SOUZA; PRADO, 2003).	26
Figura 12 – Aerofólio ClarkY normalizado pela corda.	28
Figura 13 – Comparação do método de ruído implementado com os valores originais (PEGG, 1979).	29
Figura 14 – Verificação da implementação do algoritmo NSGA-II com um problema teste (BINH; KORN, 1997).	31
Figura 15 – (a) Exemplo simples de distribuição de corda; (b) Exemplo de distribuição de corda com dupla inversão de derivada.	32
Figura 16 – Exemplo de distribuições de incidência com o método proposto.	32
Figura 17 – Adaptação do perfil de certificação de ruído para aplicação em estudo de caso.	35
Figura 18 – (a) Curva de Pareto final; (b) Comparação da distribuição de corda; (c) Comparação da distribuição de incidência.	36
Figura 19 – Análises de influência dos parâmetros e grandezas nas variáveis objetivo.	38

Lista de tabelas

Tabela 1 – Exemplo de declaração de problema de otimização.	22
Tabela 2 – Caso de otimização teste (BINH; KORN, 1997).	30
Tabela 3 – Parâmetros utilizados para descrever a forma em planta do rotor e seus limites.	33
Tabela 4 – Dados levantados do mercado de UAM (BACCHINI; CESTINO, 2019) (FUKUMINE, 2022).	34
Tabela 5 – Dados para estudo de caso.	34
Tabela 6 – Variáveis de projeto de três indivíduos na curva de Pareto.	36
Tabela 7 – Grandezas de três indivíduos na curva de Pareto.	36

Sumário

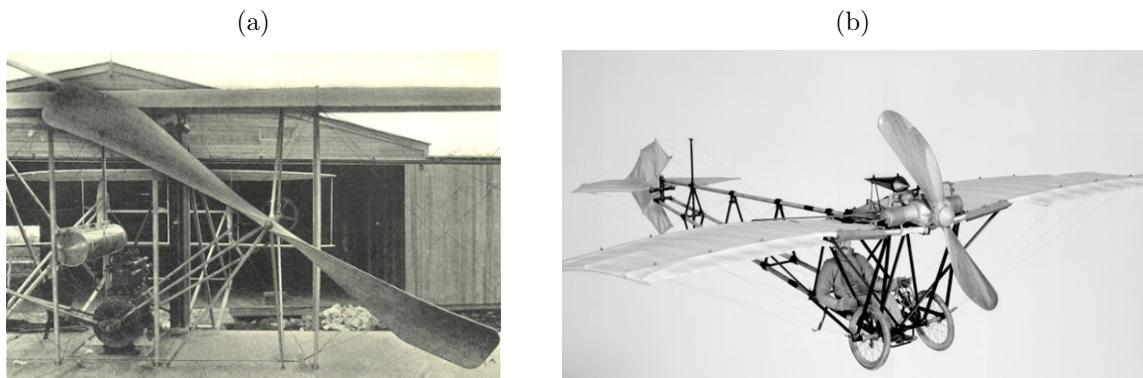
Lista de ilustrações	8
Lista de tabelas	9
Sumário	10
1 INTRODUÇÃO	12
1.1 Motivação	13
1.2 Objetivos	13
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	14
2.1 Simulação de rotores	14
2.1.1 A Teoria do Elemento de Pá e Quantidade de Movimento	14
2.2 Som e ruído	16
2.2.1 Espectro sonoro	17
2.2.2 A sensibilidade do ouvido humano	17
2.2.3 Bandas	18
2.2.4 Fontes de ruído em aeronaves	19
2.2.5 Minimização de ruído	20
2.2.5.1 OASPL	20
2.2.5.2 PNL	20
2.3 Métodos de otimização	21
2.3.1 Variáveis de projeto	21
2.3.2 Funções objetivo	22
2.3.3 Requisitos e restrições	22
2.3.4 Declaração de problema de otimização	22
2.3.5 Algoritmos multiobjetivo, soluções dominadas e critério de optimalidade	22
2.3.6 Local vs. global	23
2.3.7 Algoritmos genéticos	23
2.3.8 NSGA-II	24
2.3.8.1 Critério de parada	25
2.3.8.2 Critério de escolha	25
2.4 Projeto de Rotores	26
2.4.1 Modelagem paramétrica	27
3 DESENVOLVIMENTO	28

3.1	Modelo de simulação	28
3.2	Modelo de ruído	29
3.3	Método de otimização	29
3.4	Parametrização	31
3.5	Funções objetivo	33
3.5.1	Eficiência	33
3.5.2	Ruído	33
4	ESTUDO DE CASO	34
4.1	Perfil de voo de referência	34
4.2	Resultados	35
4.3	Análises de influência	37
5	CONCLUSÃO	39
6	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	41
	REFERÊNCIAS	43

1 Introdução

A história das hélices é mais antiga do que a da aviação, o princípio da hélice para transporte de fluidos e geração de potência remonta à Grécia Antiga com o uso do parafuso de Arquimedes, assim como na China Antiga há registros de brinquedos datados de 400 A.C. similares a hélices convencionais. O século XVIII marcou o início do uso de hélices em aplicações aeronáuticas na forma de dirigíveis e balões, mas não foi até o final do século XIX e início do século XX que a teoria de hélices foi pesquisada mais a fundo durante a corrida para desenvolver e construir os primeiros aviões, protagonizada pelos irmãos Wright e Santos Dumont. Algumas das hélices utilizadas nesses projetos são ilustradas na Figura 1.

Figura 1 – Aeronaves e hélices do início do século XX: (a) *Wright Flyer*, dos irmãos Wright; (b) Demoiselle, de Santos Dumont.



As hélices foram o principal meio de propulsão aeronáutica até a metade do século XX, um período marcado por grandes avanços no projeto, manufatura e utilização, chegando em eficiências propulsivas de 90% em velocidades de até 200 m/s (KINNEY, 2017). Dentre as contribuições para esse aumento de desempenho, pode-se citar o trabalho de William F. Durand e Everett P. Lesley, dois professores da Universidade de Stanford que conduziram diversos experimentos para um entendimento sobre a influência de variações geométricas no desempenho da hélice (VINCENTI, 1979).

No período pós-guerra, o desenvolvimento e aprimoramento de sistemas de propulsão para aplicações de alta velocidade foi mais aprofundado, onde as hélices foram eventualmente trocadas por métodos de propulsão mais eficientes como os *turbofans*. No entanto, atualmente há uma crescente demanda por avanços tecnológicos na melhoria da performance das hélices, especialmente no que diz respeito à redução do ruído e aumento da eficiência.

O crescimento da demanda de transporte aéreo fez com que cada vez mais aviões e helicópteros sejam operados em grandes cidades, causando uma rejeição da população

devido às consequências sonoras advindas da operação aeronáutica. Um dos exemplos dessa rejeição é a descontinuação das operações da aeronave Concorde, que produzia ruídos devido a ondas de choque advindas de escoamentos acima da velocidade do som (LYTH, 2014). Desse modo, cada vez mais atenção está sendo necessária em relação à redução do ruído aeronáutico e sua aceitação pelas comunidades. O emergente mercado de mobilidade áerea urbana (UAM) intensifica essa necessidade devido ao aumento de operações em grandes centros urbanos, semelhantes às realizadas por helicópteros, sendo necessário às empresas ouvir e endereçar preocupações da comunidade com relação ao ruído produzido por suas aeronaves de modo à obter uma aceitação de suas operações (RIZZI et al., 2020).

Como um outro problema a ser resolvido, o desenvolvimento de soluções elétricas para o armazenamento e utilização de energia no ramo aeronáutico não é eficiente o bastante para largas escalas, geralmente necessitando-se de um peso muito grande de baterias para uma maior autonomia, aumentando o peso da aeronave.

1.1 Motivação

Naturalmente, a necessidade de a baixa poluição sonora e alta eficiência para operação de aeronaves elétricas em cidades proporciona um problema multidisciplinar a ser resolvido no desenvolvimento de veículos do novo mercado de mobilidade aérea urbana. Nesse contexto, hélices e rotores são componentes essenciais a serem considerados no projeto de aeronaves pois são fontes primárias de tração e sustentação, respectivamente.

1.2 Objetivos

Esse trabalho tem como objetivo desenvolver um método de otimização de rotores com considerações em relação à sua eficiência e ruído, com foco na utilização de modelos de baixo custo computacional. Essa ferramenta deve possuir a capacidade de, dentro de limites impostos, fornecer a hélice que melhor desempenhe nas características de eficiência e ruído, considerando fatores como número de pás, diâmetro, distribuição de corda e passo para utilização em projetos conceituais de rotores.

2 Revisão Bibliográfica

Nesse capítulo serão explicitadas as pesquisas, teorias e métodos mais relevantes para o desenvolvimento do projeto, como a simulação de rotores, conceitos relacionados a ruído e métodos de otimização.

2.1 Simulação de rotores



Diversos métodos de simulação aerodinâmica já foram propostos, implementados e validados com o intuito de prever o escoamento sobre diferentes tipos de superfície. Alguns dos métodos mais conhecidos para simulação aerodinâmica de aeronaves são a *Lifting Line Theory* (LLT), o *Vortex Lattice Method* (VLM) e soluções baseadas na resolução numérica das equações de Navier-Stokes, também conhecidas como soluções em *Computational Fluid Dynamics* (CFD).

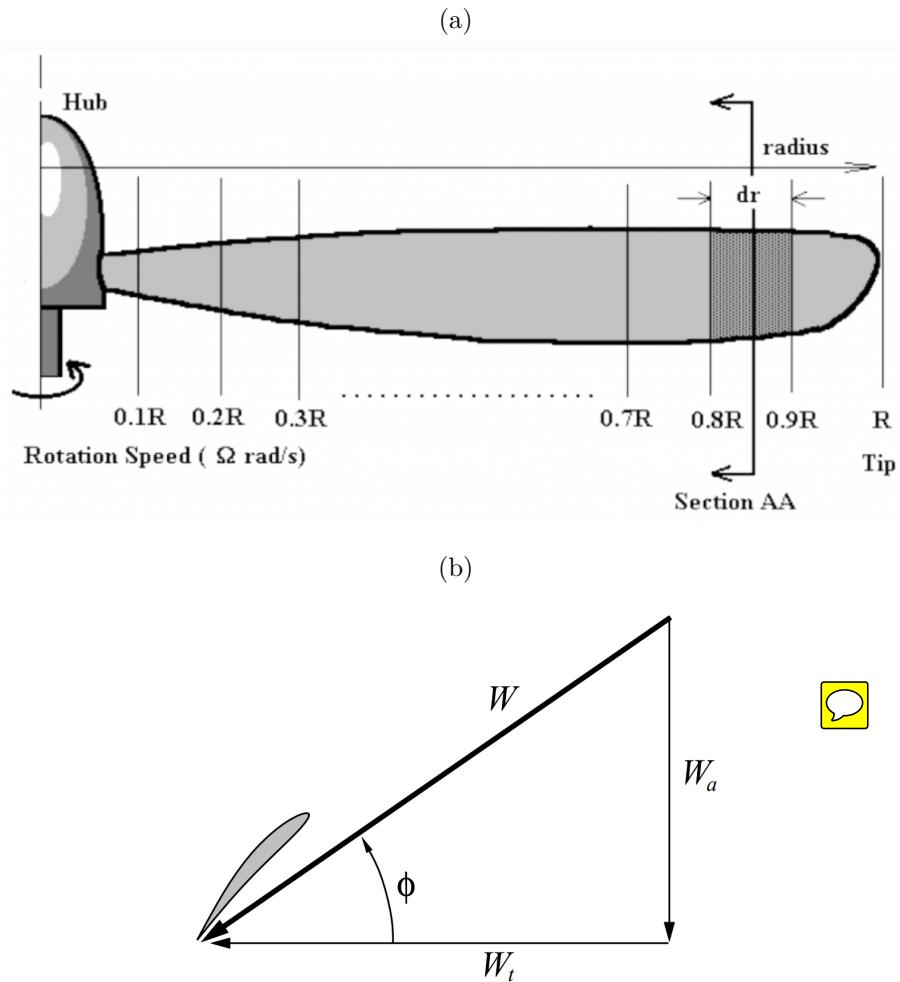
Embora as mesmas soluções possam ser aplicadas, com performance e fidelidade similar, para simulação aerodinâmica de asas rotativas, um método adicional é popular para simulação aerodinâmica de rotores: A Teoria do Elemento de Pá e Quantidade de Movimento (*Blade-Element and Momentum Theory* - BEMT), que oferece uma fidelidade baixa, no entanto com custo computacional extremamente baixo, tornando-o uma ótima ferramenta em fases conceituais de desenvolvimento.

2.1.1 A Teoria do Elemento de Pá e Quantidade de Movimento



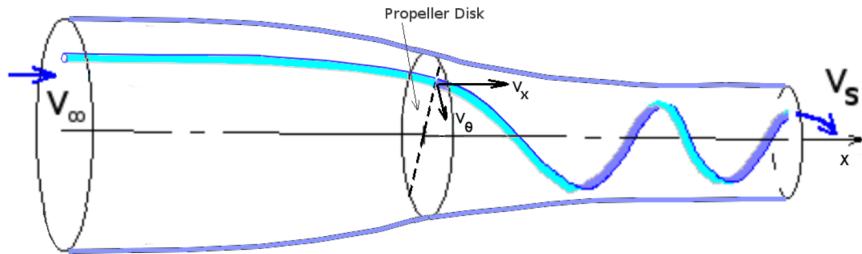
A Teoria do Elemento de Pá e Quantidade de Movimento (BEMT) é uma teoria que permite a descrição da performance de rotores em diversas condições de operação à partir de inputs geométricos. Seu desenvolvimento parte primeiramente da Teoria do Elemento de Pá, na qual o rotor é discretizado em seções transversais, como apresentado na Figura 2(a), de modo a solucioná-las bidimensionalmente na seção considerada. O escoamento na seção é modelado segundo a soma vetorial da velocidade axial da hélice com a velocidade tangencial associada àquela seção, como explicitado na Figura 2(b). Para modelar as reações aerodinâmicas da seção bidimensional, alguns modelos podem ser utilizados, como por exemplo coeficientes linearizados, polares bidimensionais previamente calculadas ou métodos de solução de escoamento bidimensionais, no por exemplo o software Xfoil (DREL A, 1989).

Figura 2 – (a) Exemplo da discretização associada à Teoria do Elemento de Pá. (b) Escoamento em uma seção bidimensional arbitrária.



A segunda teoria que comprehende o BEMT é a Teoria do Disco Atuador, também conhecida como a Teoria da Quantidade de Movimento, apresentada primeiramente no final do século XIX por Rankine (RANKINE, 1865), cujo principal objetivo foi descrever a perturbação no escoamento causada por um rotor, fazendo-se o uso de teorias de conservação de quantidade de movimento e de energia, desse modo, as grandezas de tração, torque e velocidade do escoamento à montante e jusante do rotor são atreladas. Um exemplo da influência do disco atuador no escoamento é apresentado na Figura 3.

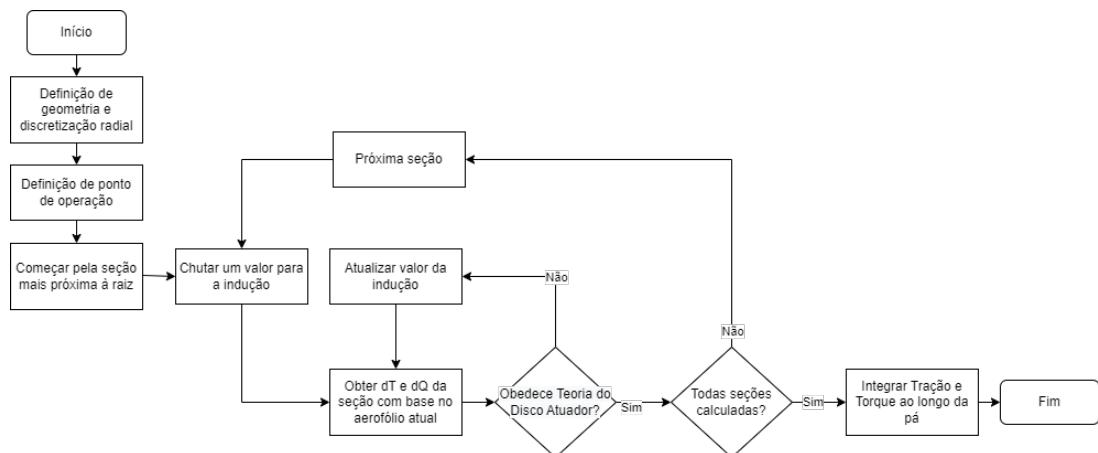
Figura 3 – Modificação do escoamento devido à ação de tração e torque segundo a Teoria da Quantidade de Movimento.



Em 1935, Glauert (GLAUERT, 1935) apresentou a teoria conjunta do Elemento de Pá e Quantidade de Movimento, associando o elemento de pá à sua consequente aceleração do escoamento, seu funcionamento geral é apresentado na Figura 4.

Em suma, o método consiste na discretização geométrica da pá do rotor e especificação de sua condição de operação. Subsequentemente, a solução bidimensional do escoamento de cada seção é computada, considerando a indução local causada pela própria seção, empregando-se um método iterativo. Após definidas as carregamentos das seções bidimensionais, emprega-se uma integração radial, somando-se as contribuições de modo a obter a tração e torque total oferecidos pela hélice.

Figura 4 – Fluxograma do funcionamento geral de um algoritmo BEMT.



2.2 Som e ruído



A geração, propagação e percepção de som podem ser atreladas a vibrações mecânicas (KUTTRUFF, 2007), caso as vibrações mecânicas relacionadas a esses fenômenos cessem, o som não é mais percebido. A produção do som pode vir de diversas fontes vibratórias diferentes, no entanto, a propagação do som se dá através de fluidos ou sólidos por meio da colisão de partículas, que em fluidos pode se caracterizar por alterações pequenas, momentâneas e periódicas de pressão que se propagam como uma onda. Adicionalmente,



em fluidos é possível aplicar a métrica **decibel (dB)**, que mede a amplitude do sinal sonoro em relação a uma pressão padronizada internacionalmente em uma escala logarítmica.

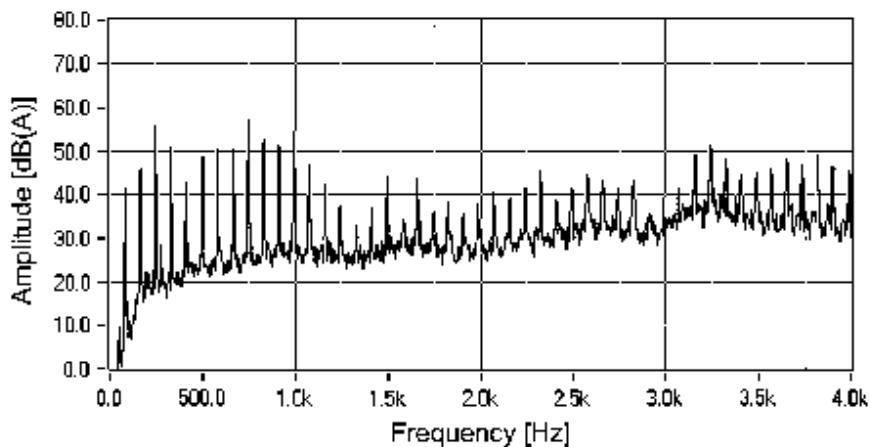
Ruído, embora seja definido exatamente da mesma forma que som, é geralmente o nome dado a sinais sonoros indesejados, tendo-se por objetivo final filtrá-lo de sinais ou minimizar sua produção.



2.2.1 Espectro sonoro

Ondas de som são caracterizadas por sua frequência, que por sua vez deriva-se pela periodicidade do sinal sonoro. Um sinal sonoro, por sua vez, pode ser composto de sons em diversas frequências, desse modo, uma caracterização importante do som é o seu espectro, que apresenta as frequências sonoras em Hertz (Hz) e suas respectivas intensidades, em dB que compõem o sinal sonoro, como demonstrado na Figura 5.

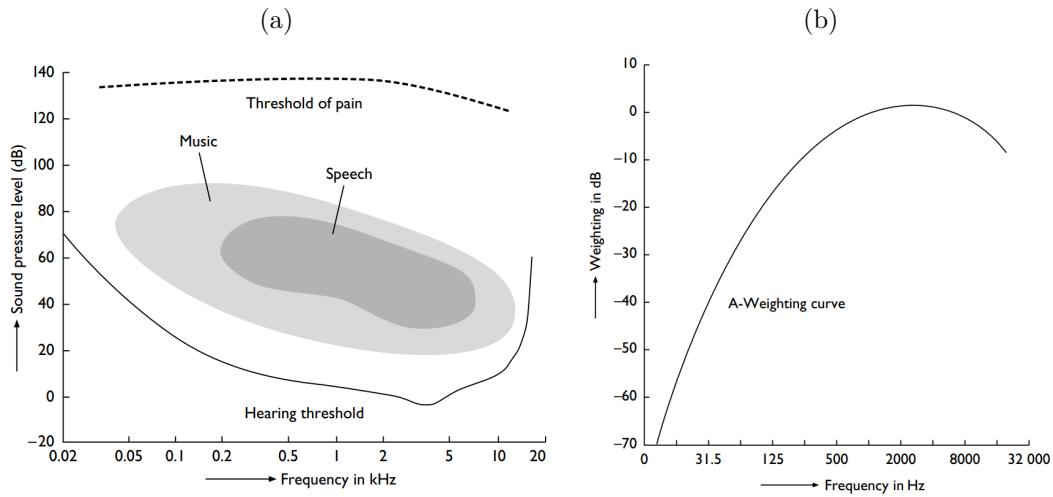
Figura 5 – Exemplo de espectro sonoro. (TACK et al., 2006)



2.2.2 A sensibilidade do ouvido humano

O ser humano tem diferentes sensibilidades para diferentes frequências sonoras (KUTTRUFF, 2007), como pode ser visto na Figura 6(a). Desse modo, faz-se necessário a ponderação das frequências para que regiões de baixa frequência sejam menos relevantes em análises de ruído, dado que uma perturbação em frequências de 2 a 5 mil Hz é mais irritante ao ouvido humano do que frequências de 20 a 200 Hz. Com o intuito de realizar tal ponderação, o processo de *A-Weighting* modifica a amplitude do espectro sonoro em um valor fixo, como pode ser visto na Figura 6(b). Após a aplicação dos ganhos, o resultado é um espectro mais condizente com a capacidade de audição do ser humano e a sua tendência de se irritar com o sinal sonoro.

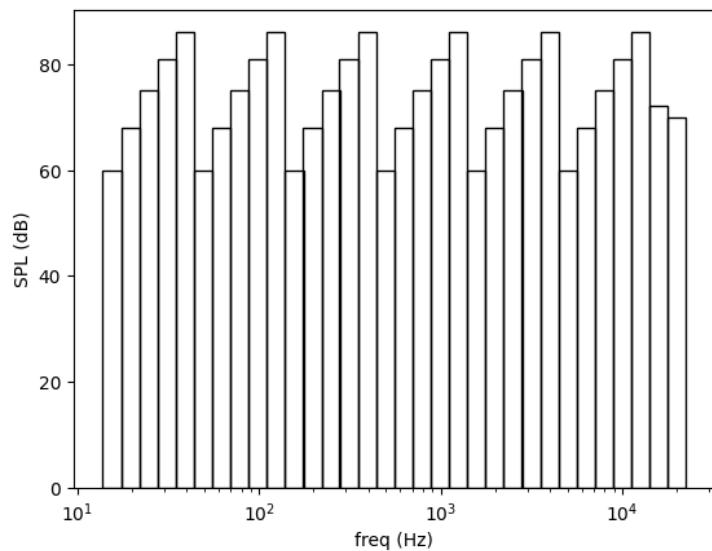
Figura 6 – (a) Capacidade de audição do ouvido humano; (b) Ganho para ponderação A (KUTTRUFF, 2007).



2.2.3 Bandas

De modo a trabalhar com espectros sonoros, as frequências são geralmente subdivididas em bandas, tal que uma frequência que se encontra dentro dos limites da banda é representada pela frequência central. Dois sistemas altamente utilizados são o sistema de oitavas e o de um terço de oitavas (ETB, 2010).e subdividem o espectro em bandas discretas, sendo que o sistema de um terço de oitavas, por separar o espectro em mais bandas, oferece uma precisão e fidelidade maior em relação ao espectro contínuo. O sistema de um terço de oitava é exemplificado na Figura 7.

Figura 7 – Bandas de um terço de oitava.



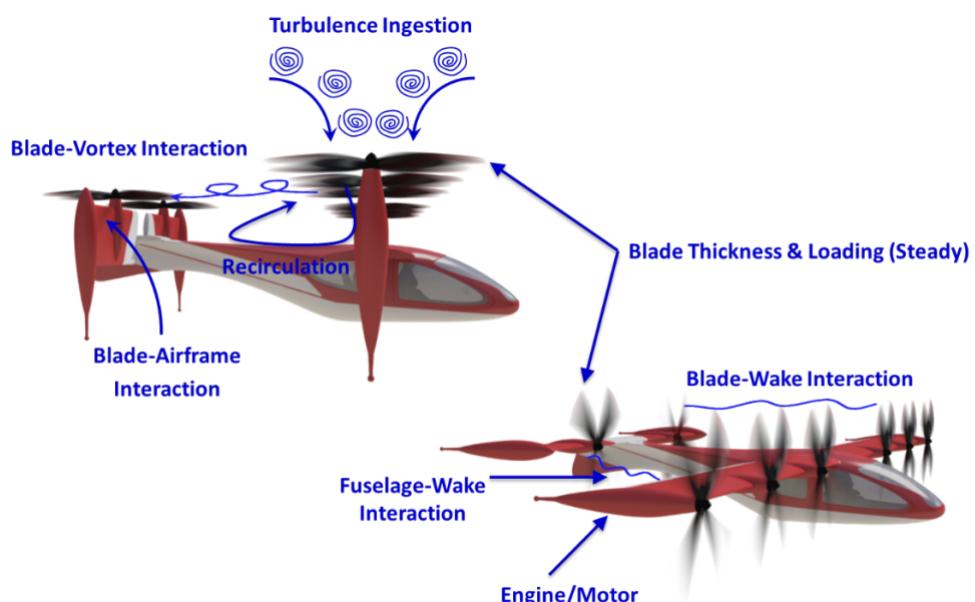
2.2.4 Fontes de ruído em aeronaves

O ruído aeronáutico pode ser originado de diversos componentes da aeronave. As origens de ruído de veículos sendo projetados para serem utilizados no futuro mercado de UAM diferem das origens de ruído de helicópteros (RIZZI et al., 2020), no sentido de que os veículos atuais fazem o uso de diversos rotores para produzirem sustentação e tração, em contrapartida a um ou dois rotores utilizados nos helicópteros. Além disso, a velocidade de rotação dos rotores dos veículos novos podem eventualmente variar, enquanto que a dos helicópteros geralmente não. Desse modo, faz-se necessário discretizar as origens de cada perturbação sonora para entender as características relacionadas à sua geração.

Como pode ser visto na Figura 8, algumas das fontes de ruído em aeronaves são:

- *Blade-Airframe Interaction* (BAI), que engloba a interação dos rotores com fuselagem e componentes estruturais;
- *Blade-Vortex Interaction* (BVI) que engloba a interação do rotor com vórtices, sejam eles induzidos pelo próprio rotor ou por outras superfícies;
- *Fuselage-Wake Interaction* (FWI) que engloba a interação da fuselagem com a esfera de rotores ou superfícies sustentadoras;
- Motor;
- Carregamento e espessura (fontes estacionárias).

Figura 8 – Fontes de ruído em veículos de UAM (RIZZI et al., 2020).



Parte da complexidade da predição de ruído se dá devido ao grande número de fontes, juntamente aos mecanismos responsáveis pelo fenômeno, que requerem simulações de

alta fidelidade para serem descritos. No entanto, entende-se que certas fontes de ruído listadas acima não dependem do projeto do rotor,  sendo possível considerá-las em fases conceituais.

Em um trabalho de revisão, Pegg sumarizou os métodos semi-empíricos disponíveis para a contabilização de ruído de rotores (PEGG, 1979) até o final da década de 80, sendo esses largamente utilizados desde então. O trabalho de Pegg fornece equações que descrevem o espectro gerado por rotores devido a diversos mecanismos em diversos escoamentos, incluindo ruído rotacional de carregamento estacionário ou não estacionário, ruído rotacional de arrasto induzido por compressibilidade (ondas de choque), ruído de **espessura**, interações da pá com vórtices e ruído de **banda-larga** (complexo, de origens diversas).  

2.2.5 Minimização de ruído

De modo a considerar ruídos em otimizações, é necessário transformar o espectro em um escalar para que seja avaliado segundo critérios de otimização. Desse modo, dois possíveis métodos de representação do espectro são o *Overall Sound Pressure Level* (OASPL) e o *Perceived Noise Level* (PNL).

2.2.5.1 OASPL

O cálculo do OASPL parte de um espectro sonoro, preferencialmente em bandas de **um terço de SPL**, cujas intensidades de cada banda são somadas através da equação (2.1), onde L_i representa a intensidade de cada banda, obtendo-se ao final um valor escalar que representa o espectro sonoro como um todo.

$$L = 10 \cdot \log_{10} \sum 10^{\frac{L_i}{10}} \quad (2.1)$$

2.2.5.2 PNL

O cálculo do PNL se baseia no procedimento aplicado em certificações de aeronaves pela FAA (FAA, 1969a), cujos requisitos sonoros giram em torno do EPNLT (*Effective Perceived Noise Level Tone-Corrected*). O cálculo do EPNLT parte de um espectro sonoro, ao qual aplica-se uma **tabela de perturbação do ouvido humano**  para obter o PNL, que passa por uma correção de tom para a consideração de **fallas e descontinuidades no**  espectro sonoro, chegando-se ao PNLT (*Perceived Noise Level Tone-Corrected*). Caso necessário, a duração do espectro sonoro pode ser levada em consideração, obtendo-se o EPNLT. 

2.3 Métodos de otimização



Um problema de otimização pode ser resolvido de diversas maneiras, como por exemplo a busca exaustiva, que consiste em testar todas as combinações possíveis das variáveis do problema e compará-las. Esse método, no entanto, é de alta demanda computacional, podendo assim ser um fator impeditivo para o uso em certas aplicações. Desse modo, com o intuito de garantir uma exploração do problema de otimização que seja tanto efetiva quanto computacionalmente acessiva, diversos métodos de otimização foram criados e são utilizados com diferentes intuições. Nesta seção serão discutidos os conceitos e funcionamento geral relacionados a métodos de otimização (MARTINS; NING, 2021).

2.3.1 Variáveis de projeto

Variáveis de projeto são parâmetros problema que podem ser variados para que seu comportamento em relação à função objetivo seja explorado. Dentro do modelo utilizado, uma combinação de variáveis de projeto define um indivíduo, do mesmo modo que uma diferente combinação de variáveis define um indivíduo distinto, como representado na equação (2.2).

$$x = [x_1, x_2, \dots, x_n] \quad (2.2)$$

Quanto mais variáveis de projeto um problema possuir, mais tempo computacional será demandado pelo algoritmo de busca ao explorar o domínio e fornecer soluções ótimas, sendo necessário alto cuidado na definição destas para não introduzir um fator computacional impeditivo no projeto.



Essencialmente, as variáveis objetivo devem ser independentesumas das outras e o algoritmo de otimização em questão deve ser livre para determinar as variáveis de um indivíduo de maneira independente. Na definição das variáveis de projeto, é importante também ter em mente se as variáveis escolhidas são discretas ou contínuas, dado que a abordagem do algoritmo de otimização será distinta, dependendo da resposta, caracterizando um problema de otimização contínuo ou discreto. Por último, na definição do problema de otimização em conjunto com as variáveis de projeto, é aconselhável a determinação de valores mínimos e máximos das variáveis objetivo, sejam esses escolhidos de modo a explorar um domínio pré-determinado de variáveis ou simplesmente para fornecer base teórica, como por exemplo uma restrição de valores negativos para variáveis que representam comprimento ou peso.

2.3.2 Funções objetivo



Funções objetivo são métodos que avaliam a solução proposta, comparando, assim, as diferentes combinações de variáveis. A função objetivo deve ser uma variável escalar que seja inteiramente computável a partir de um vetor de variáveis de projeto. A escolha da função objetivo é crucial para a performance da otimização como um todo, dado que, se a função não representa a verdadeira intenção do projetista, o resultado nunca será satisfatório de um ponto de vista de engenharia (MARTINS; NING, 2021).

A intrínseca relação entre diversos pontos de interesse em um projeto de engenharia é um dos fatores que motivam a otimização multiobjetivo, que não fornece apenas um indivíduo ótimo, mas sim uma gama de indivíduos que representam diferentes soluções de compromisso entre as variáveis objetivo.

2.3.3 Requisitos e restrições

Em certos problemas de otimização, também é interessante a utilização de funções análogas às funções objetivo com o intuito de limitar a ação do algoritmo de otimização a regiões viáveis do domínio. É necessário ter cuidado, no entanto, para que o problema de otimização proposto em conjunto com as restrições forneça possibilidades de soluções viáveis, dado que, se não propostas cuidadosamente, as restrições podem deixar o problema sem solução. Portanto, o número de restrições de igualdade deve ser menor ou igual ao número de variáveis objetivo, sendo que as restrições de desigualdade não têm limite de imposição (MARTINS; NING, 2021).

2.3.4 Declaração de problema de otimização

Dadas as definições anteriores, um problema de otimização pode então ser descrito através da declaração de problema de otimização, como exemplificado na Tabela 1.

Tabela 1 – Exemplo de declaração de problema de otimização.

Objetivo	minimizar $f(x)$
Variável	por variar $x_i < x < x_f$
Requisitos	sujeito a $x < 0$
	sujeito a $f(x) < 0$



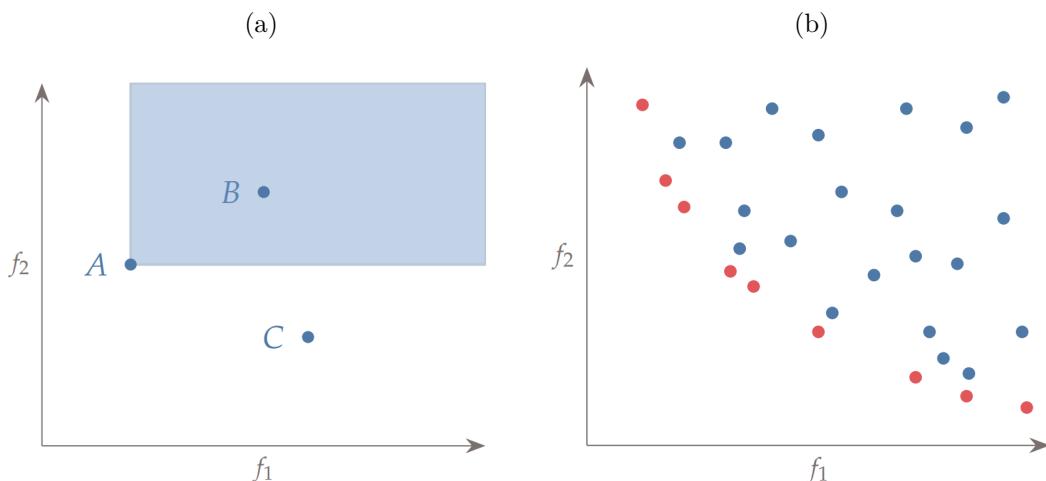
2.3.5 Algoritmos multiobjetivo, soluções dominadas e critério de optimalidade

Em problemas de otimização com múltiplas funções objetivo, um conceito constantemente utilizado é a dominação de soluções. Dentre vários indivíduos gerados e avaliados pelas funções objetivo, pode-se determinar que um indivíduo domina o outro se o primeiro possui pontuação melhor que o segundo em todas as funções objetivo (MARTINS; NING,

2021). Na Figura 9(a), pode-se observar que, como pretende-se minimizar a função, o indivíduo A tem performance melhor que todos os indivíduos que eventualmente se encontrarem na região escurecida, desse modo, o indivíduo A domina todos os indivíduos nessa região, incluindo o indivíduo B, mas não domina o indivíduo C pois tem uma performance pior na função objetivo f_2 .

Em um grupo de soluções idealizadas, o conjunto de indivíduos que não é dominado por nenhum outro indivíduo é chamado de conjunto de *Pareto*. Em um grupo de indivíduos finito, o conjunto de indivíduos que não é dominado por nenhum outro indivíduo da população pode ser considerado como uma aproximação do conjunto de *Pareto*, sendo esse o critério de optimalidade utilizado para definir os melhores indivíduos dentro de uma população, como indicado em vermelho na Figura 9(b).

Figura 9 – (a) Representação de indivíduos dominados e não-dominados; (b) Aproximação do conjunto de *Pareto* (MARTINS; NING, 2021).



2.3.6 Local vs. global

Os diversos métodos de busca podem ser classificados como locais ou globais. Uma pesquisa local toma um vetor de variáveis de projeto como ponto de partida e segue uma trilha de pontos que eventualmente converge a um ótimo local, enquanto uma pesquisa global tem o objetivo principal de explorar inteiramente o domínio definido pelas variáveis de projeto, na esperança de achar o ótimo global. A escolha do tipo de busca recai sobre a natureza do problema e suas variáveis (MARTINS; NING, 2021).



2.3.7 Algoritmos genéticos

Dentre os diversos métodos de otimização que utilizam os conceitos apresentados acima, os algoritmos genéticos se destacam por serem os mais antigos e bem-conhecidos.

Esse tipo de algoritmo de otimização é considerado um algoritmo de busca global e baseia-se em populações de indivíduos, que em cada iteração evoluem com base em processos inspirados pela reprodução e evolução biológica usando três passos principais:

1. **Seleção:** baseada na seleção natural, onde indivíduos da população são avaliados segundo sua adaptação às funções objetivo e aqueles com características mais favoráveis têm maior probabilidade de se reproduzirem;
2. **Crossover**, inspirado pelo *crossover* de cromossomos, fonte de troca de material genético entre indivíduos que se reproduzem; 
3. **Mutação**, a mudança permanente da sequência genética que ocorre naturalmente. 

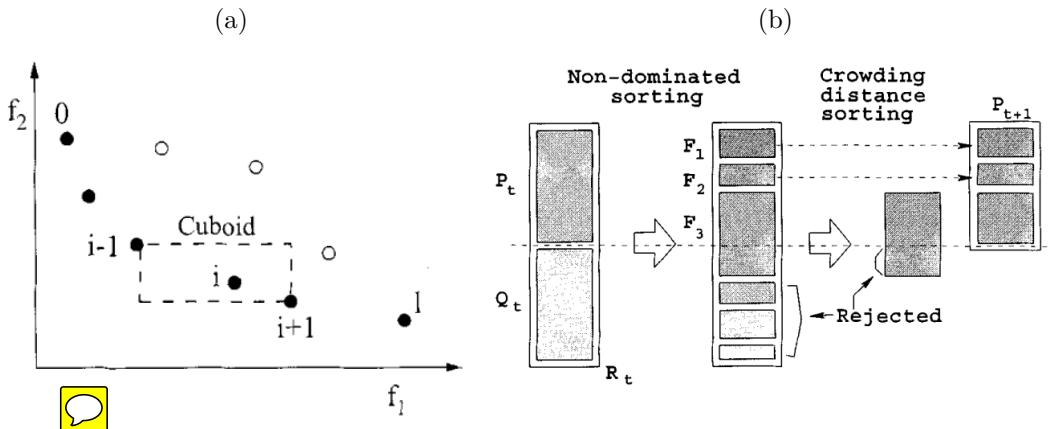
A população seguinte, também chamada de geração seguinte, é composta por indivíduos com origens na geração anterior e, como os três passos principais são desempenhados com o intuito de aproximar cada vez mais a população das soluções ótimas, também pode ser considerada mais otimizada.

2.3.8 NSGA-II

Non-dominated Sorting Genetic Algorithm II (NSGA-II) é um algoritmo genético normalmente aplicado em problemas de  optimização multiobjetivo, consistindo-se na priorização de indivíduos **não-dominados** na criação da próxima geração, sendo esses denominados *front 1*, enquanto os dominados apenas por um indivíduo são denominados *front 2* e assim por diante. Além disso, um segundo ranqueamento de indivíduos leva em conta a proximidade desse indivíduo com seus vizinhos, favorecendo-se indivíduos que se encontram mais distantes uns dos outros em um esforço de preservar a diversidade da população, um procedimento chamado de *crowding*, exemplificado na Figura 10(a). A sequência de eventos para a determinação de uma geração subsequente segue então da seguinte forma:

- A população inicial é duplicada segundo ranqueamento atual;
- A nova população é re-rankeada segundo todos os indivíduos atuais;
- Os indivíduos do *front 1* são inteiramente colocados na geração subsequente;
- Indivíduos dos próximos *fronts* são inteiramente colocados na geração subsequente até um número de indivíduos igual à população inicial seja atingido, como explicitado na Figura 10(b);
- Caso o número total de indivíduos na população seja atingido enquanto um *front* não se esgotou, os indivíduos com maior distância para seus vizinhos serão priorizados.

Figura 10 – (a) *Crowding*: Uma medida de proximidade com relação a soluções vizinhas; (b) O processo de criação de uma nova população (DEB et al., 2002).



2.3.8.1 Critério de parada

O processo descrito acima segue iterativamente até que um critério de parada seja atingido. Um possível e simples critério a ser aplicado é a limitação de gerações máximas que o algoritmo pode iterar, no entanto, não é um método ótimo, dado que a solução não é consultada quanto à sua convergência.

Outro método que pode ser aplicado é o cálculo do hipervolume descrito pelo primeiro *front* da população (WHILE et al., 2006), que consiste no tamanho total da região que todos os indivíduos no conjunto dominam, analogamente, se um problema de otimização é composto por duas funções objetivo, o hipervolume de um conjunto de pontos seria a integral sobre a curva descrita por todos os pontos. Uma vez que esse cálculo fornece resultados semelhantes com relação a gerações subsequentes, pode-se considerar que a população não evoluiu, sendo assim atingida uma convergência na solução.

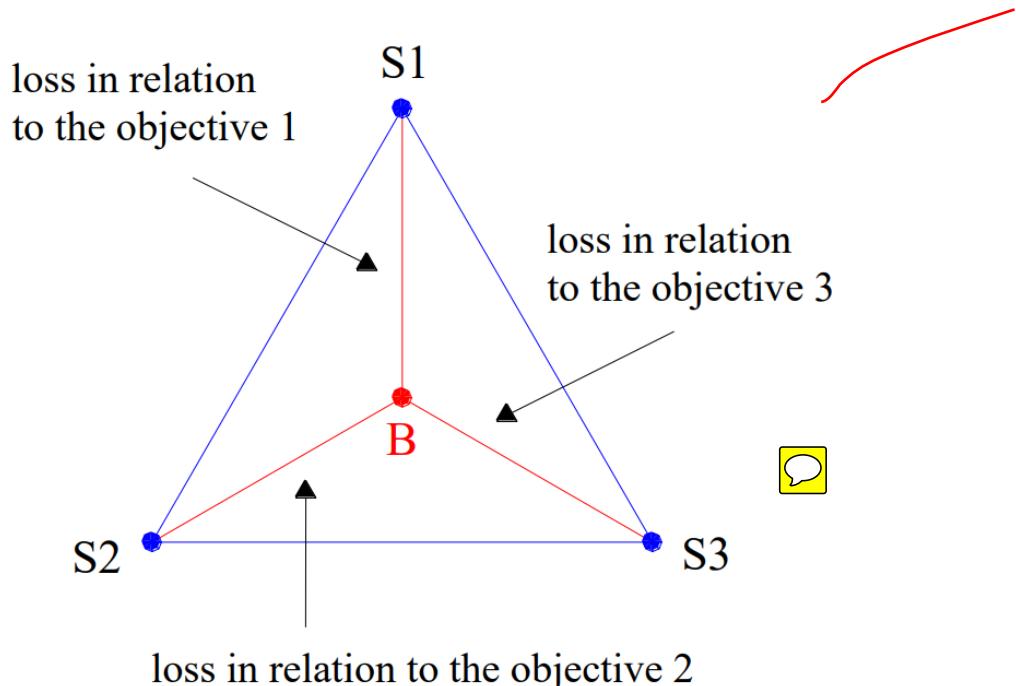
2.3.8.2 Critério de escolha

Uma vez que o algoritmo cessa a iteração, a população final é apresentada, à partir da qual deve ser tomada uma decisão em relação a qual dos indivíduos é o mais adequado ao problema de otimização. O método denominado *Smallest Loss Criterion* (ROCCO; SOUZA; PRADO, 2003) calcula a solução que apresenta a menor perda em relação aos indivíduos de maior performance em cada função objetivo. O procedimento segue a seguinte ordem:

- Listar todas as soluções extremas, ou seja, os indivíduos que têm melhor performance em cada função objetivo;
- Calcular o ponto equivalente ao baricentro da figura formada pelos pontos listados, como por exemplo o centroide do triângulo exemplificado na Figura 11;

- Calcular o indivíduo mais próximo do centroide, esse indivíduo será considerado a solução ótima.

Figura 11 – Cálculo da solução de menor perda (ROCCO; SOUZA; PRADO, 2003).



2.4 Projeto de Rotores

Normalmente, o projeto de um sistema propulsor protagonizado por rotores segue um fluxo de desenvolvimento que envolve a determinação de características geométricas para operação otimizada em certo ponto de projeto, enquanto as características fora do ponto de projeto são determinadas posteriormente. Um dos métodos utilizados para dimensionamento de hélices é o critério de Mínima Perda Induzida descrito por Adkins (ADKINS; LIEBECK, 1994), que consiste em fornecer parâmetros de operação como entrada, de modo a obter características geométricas para mínima perda induzida nesse ponto de operação. Uma vez determinada a geometria ótima *on-design*, as características *off-design*, em outros pontos de operação do envelope, são computadas a partir destas. Um rotor ótimo geralmente engloba um balanço entre a performance *on-design* e *off-design*, fornecendo um envelope de operação otimizado.

Outro método possível para dimensionamento de rotores é a modelagem paramétrica iterativa, designando-se parâmetros que descrevem a geometria da pá, subsequentemente avaliando-a e determinando a mais otimizada. Esse método funciona bem quando acoplado a algoritmos de otimização, dado que a parametrização de dimensões geométricas da hélice diminui o número de variáveis de projeto em uma otimização de rotor.

2.4.1 Modelagem paramétrica

De modo a considerar a geometria do rotor dentro da otimização, faz-se necessário a descrição desta à partir de parâmetros que serão variados segundo o algoritmo de otimização escolhido. Partindo desta premissa, certos parâmetros geométricos são facilmente descritos à partir de valores escalares, como por exemplo diâmetro, que é um parâmetro contínuo, e número de pás, que é um parâmetro discreto. Outras definições geométricas, no entanto, não podem ser representadas por apenas um parâmetro, como por exemplo a área em planta da pá, que precisa ser determinada à partir da distribuição de corda e incidência dos perfis ao longo do raio. Dada esta necessidade, estratégias de parametrização de curvas devem ser empregadas para determinar a área em planta da pá sem a necessidade de utilizar muitos parâmetros.

Um dos métodos de parametrização da distribuição de corda ao longo de uma pá é o descrito por Lowry (LOWRY, 1999), utilizando-se de uma distribuição polinomial, como descrito na equação (2.3), onde cR representa o valor da corda adimensionalizada pelo raio e s representa o valor adimensional do raio, contada à partir da primeira seção aerodinâmica após o cubo do rotor (*Spinner Cut-Off*). À partir dessa distribuição polinomial, pode-se variar os parâmetros de modo a variar o formato da curva, consequentemente variando a distribuição de corda ao longo do raio. No entanto, uma outra abordagem que pode ser feita é a utilização de parâmetros físicos como condições de contorno para a curva, impondo valores em determinados pontos, como o valor na raiz (C_{root}) ou na ponta (C_{tip}), podendo-se descobrir os coeficientes da curva à partir das condições impostas.

$$cR(s) = \sqrt{as^3 + bs^2 + cs + d} \quad (2.3)$$

O método mais utilizado para determinação da distribuição de incidência ao longo da pá de uma hélice é o método do passo, que é determinada à partir da equação (2.4), onde β representa a incidência da seção, r representa a posição radial e Passo representa o valor do passo escolhido. É importante notar que essa fórmula tende a 90 graus quando r tende a zero, sendo de extrema importância entender que a parametrização não é mais válida em seções internas a um certo ponto. Normalmente é realizado o cálculo de incidência apenas à partir do valor do *Spinner Cut-Off*.

$$\beta(r) = \text{atan} \left(\frac{\text{Passo}}{\pi r} \right) \quad (2.4)$$

À parametrização do passo pode-se adicionar um valor de coletivo, que é uma soma fixa de incidência a todas as seções, como representada na equação (2.5).

$$\beta(r) = \text{atan} \left(\frac{\text{Passo}}{\pi r} \right) + \text{Coletivo} \quad (2.5)$$

3 Desenvolvimento

Neste capítulo, detalhes sobre a implementação, verificação e validação de conceitos apresentados na seção de revisão bibliográfica serão apresentados.

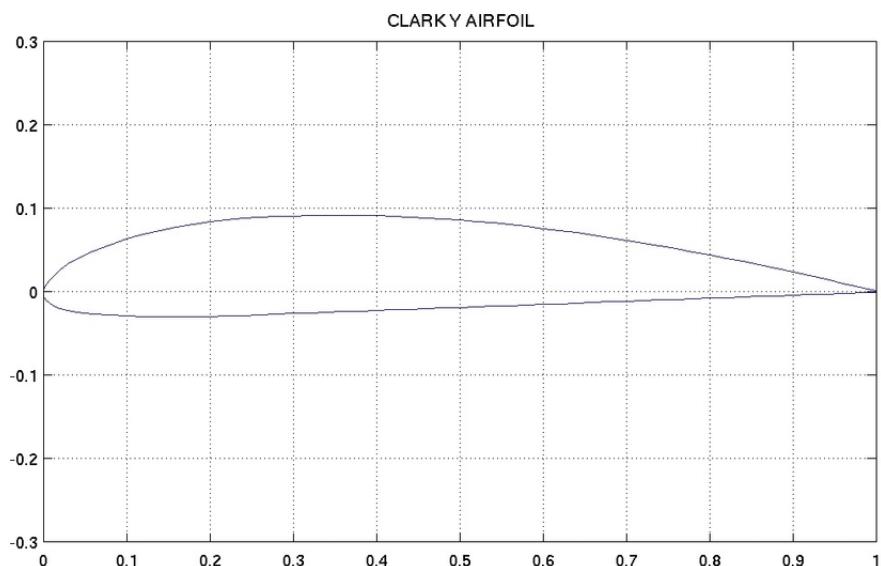
3.1 Modelo de simulação

Muitas implementações do algoritmo geral do método descrito pelo BEMT são possíveis. De modo a simplificar a aplicação dessa parte do projeto, o programa QPROP (DRELA, 2006) foi estudado e traduzido de [Fortran para Python](#), de modo a ser utilizado como método de simulação para o algoritmo de otimização.

O método de avaliação de eficiência escolhido foi a determinação da potência requerida pelo rotor ao produzir uma tração de referência, desse modo, um processo iterativo foi implementado de modo a obter a rotação necessária para a obtenção da tração de referência.

Como método de solução bidimensional, o aerofólio ClarkY, apresentado na Figura 12, foi escolhido como aerofólio principal devido à sua simplicidade, sendo assim simulado através do software [Xfoil \(DRELA, 1989\)](#) para diversos escoamentos, incluindo ângulos de ataque de -10 a 20 graus, [Machs](#) de 0 a 0.6 graus e [Reynolds](#) de 100 mil a 4 milhões, correspondentes ao [envelope médio de um rotor típico](#) no mercado de mobilidade aérea urbana. Os resultados foram então organizados em formato tabular, de modo a compor o *DataBank* aerodinâmico para interpolação do método BEMT.

Figura 12 – Aerofólio ClarkY normalizado pela corda.

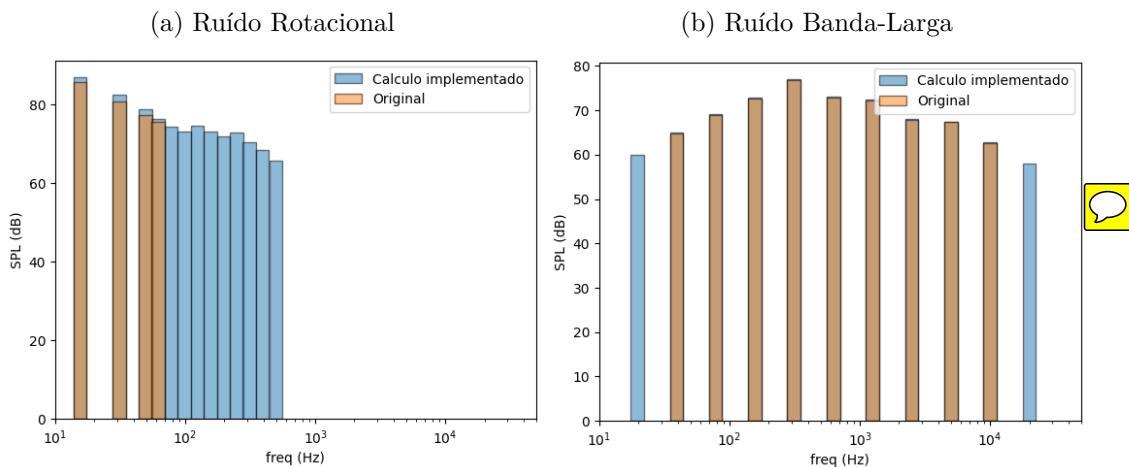


3.2 Modelo de ruído

A modelagem de ruído seguiu dois métodos semi-empíricos descritos por Pegg (PEGG, 1979), o modelo de ruído banda-larga (*broadband*) e o modelo de ruído de carregamento com fonte rotacional. Os métodos implementados fornecem *Sound Pressure Levels* (SPLs) em bandas de um terço de oitava, portanto foi implementada uma biblioteca para processamento de espectros em um terço de oitava.

De modo a validar a implementação dos métodos de predição de ruído, o exemplo de cálculo 1 descrito no artigo de Pegg (PEGG, 1979) foi replicado, fornecendo computações dos ruídos causados pelo rotor principal de um helicóptero em voo pairado. A partir da comparação dos valores do método implementado com os cálculos originais na Figura 13, é possível observar que o algoritmo implementado fornece mais bandas do que o método original, isso se deve à ausência de cálculos de bandas no exemplo original, dado que, se o cálculo de todas as bandas é similar, não se fez necessário ao autor calcular todas as bandas possíveis de serem calculadas. Além disso, é possível observar que no cálculo do ruído rotacional apresentado na Figura 13(a) há uma pequena discrepância nos valores de SPL. Esses erros podem ser considerados erros de interpolação, tanto do autor que performou as interpolações através dos gráficos originais quanto da digitalização das curvas, não sendo de grande significância para a otimização.

Figura 13 – Comparação do método de ruído implementado com os valores originais (PEGG, 1979).



3.3 Método de otimização

Com o intuito de explorar ao máximo o domínio das parametrizações, foi implementado o método NSGA-II de otimização, que é um algoritmo de busca global que prioriza a diversidade das populações de indivíduos, como citado na Seção 2.3.8. O critério de

parada implementado foi baseado no cálculo de hipervolume e o critério de seleção do indivíduo ótimo foi baseado no critério de mínima perda, descritos, respectivamente, nas Seções 2.3.8.1 e 2.3.8.2.

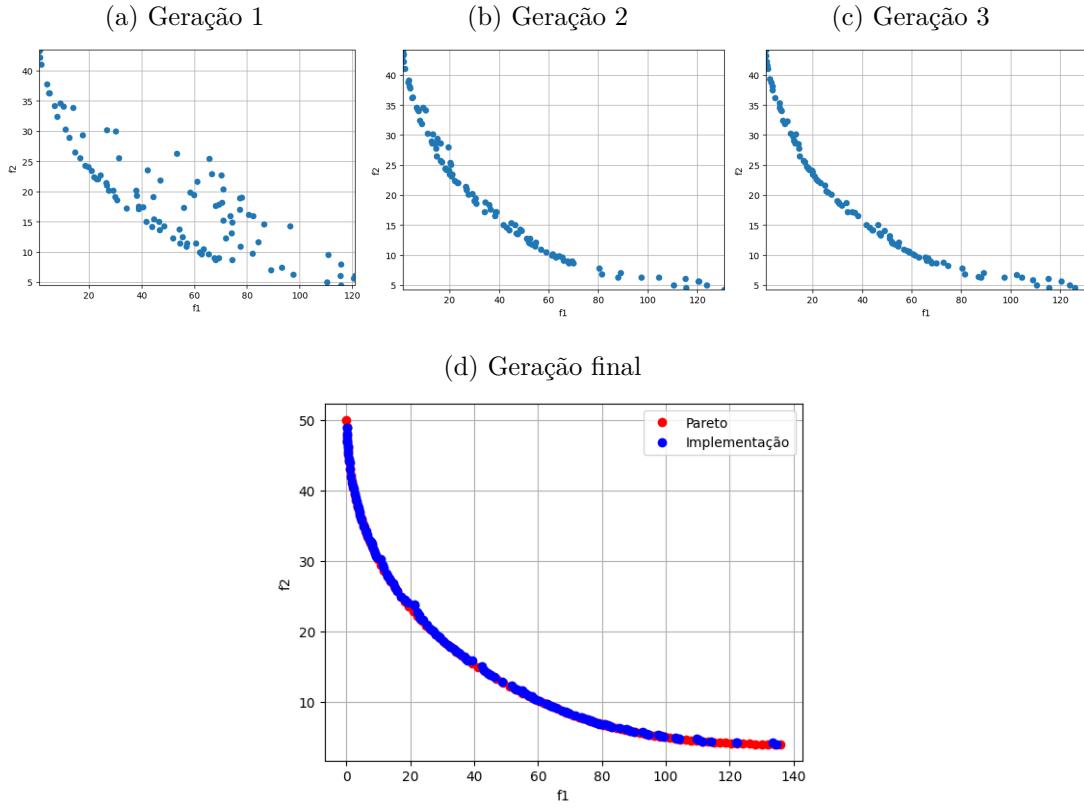
De modo a testar a efetividade do código implementado, um problema teste foi proposto utilizando-se como auxílio a biblioteca *pymoo* (Blank; Deb, 2020) em *Python*, que é uma biblioteca voltada a funções utilitárias para o desenvolvimento de otimizações multiobjetivo. O problema simulado foi proposto por Mobes e Binh (BINH; KORN, 1997) e consiste na definição descrita na Tabela 2.

Tabela 2 – Caso de otimização teste (BINH; KORN, 1997).

minimizar	$f_1(x) = 4x_1^2 + 4x_2^2$
	$f_2(x) = (x_1 - 5)^2 + (x_2 - 5)^2$
sujeito a	$0 \leq x_1 \leq 5$
	$0 \leq x_2 \leq 5$
	$(x_1 - 5)^2 + x_2^2 \leq 25$
	$(x_1 - 8)^2 + (x_2 + 3)^2 \geq 7.7$

Pelos resultados da simulação, pode-se observar que os valores do algoritmo NSGA-II são preservados, como a priorização de indivíduos próximos à curva de *Pareto* na criação de novas gerações, demonstrado nas Figuras 14(a), (b) e (c), e a preservação da diversidade da população. Além disso, quando compara-se a população final à curva de *Pareto* fornecida pela biblioteca *pymoo* (Blank; Deb, 2020) na Figura 14(d), pode-se observar que se encontram exatamente sobrepostas, comprovando assim a efetividade do método.

Figura 14 – Verificação da implementação do algoritmo NSGA-II com um problema teste (BINH; KORN, 1997).



3.4 Parametrização

As parametrizações aplicadas foram baseadas nas descritas na seção 2.4.1, que consistem em uma curva polinomial para a distribuição de corda e uma distribuição baseada em passo e coletivo para a incidência.

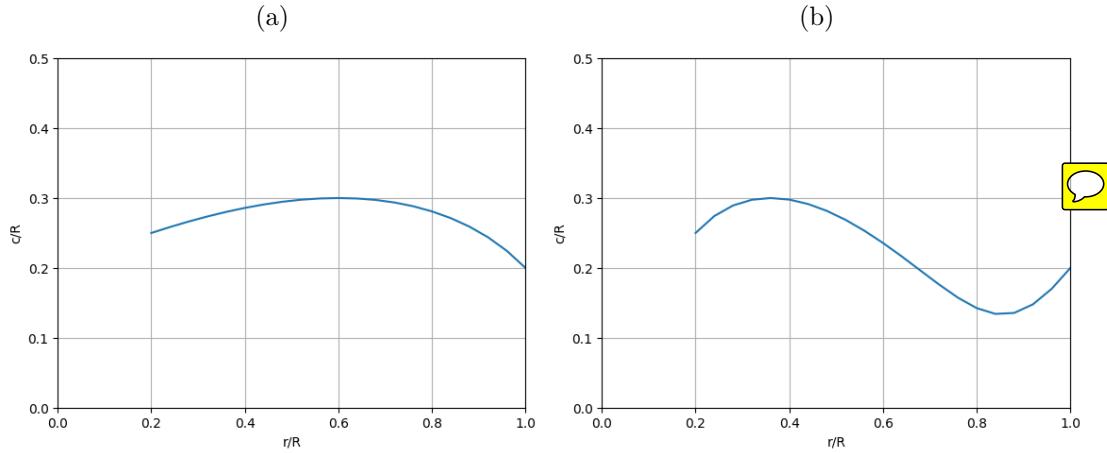


Quatro parâmetros foram propostos na imposição de condições de contorno para a curva de distribuição de corda: A corda na raiz da pá (C_{root}), a corda na ponta da pá (C_{tip}), a posição de máxima corda (S_{max}) e a corda na posição de máxima corda (C_{max}). Desse modo, ao aplicar as condições de contorno e descobrir os coeficientes da curva, pode-se plotar a curva ao longo do raio, como mostrado na Figura 15(a).

Essa definição, no entanto, necessita de restrições complementares para evitar distribuições anormais, como por exemplo curvas com duas inversões de derivada, formando indivíduos não viáveis estruturalmente, como exemplificado na Figura 15(b). Desse modo, as restrições (3.1) e (3.2), baseadas nos valores da derivada da curva em 0 e 1 foram impostas:



Figura 15 – (a) Exemplo simples de distribuição de corda; (b) Exemplo de distribuição de corda com dupla inversão de derivada.

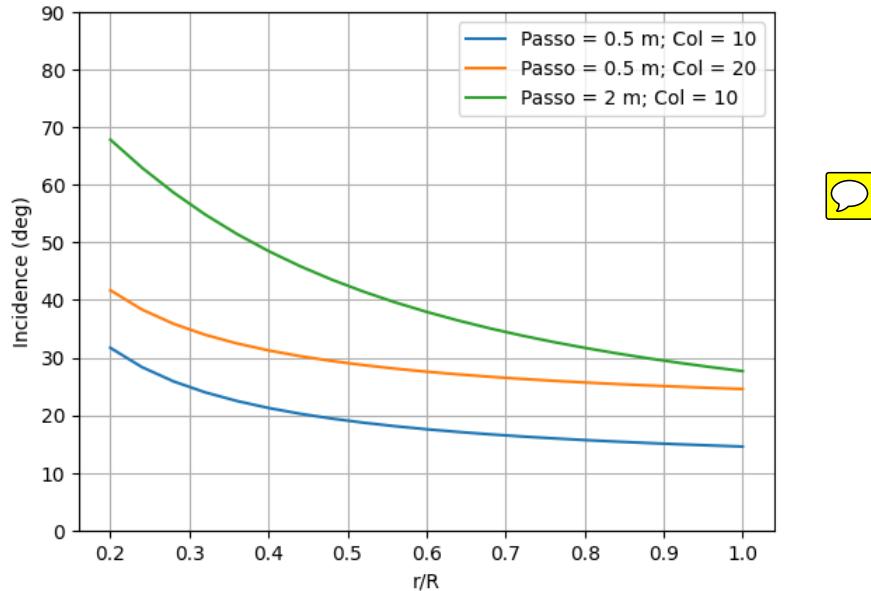


$$cR'(0) \geq 0 \quad (3.1)$$

$$cR'(1) \leq 0 \quad (3.2)$$

Exemplos de distribuições de incidência para o método proposto podem ser vistos na Figura 16.

Figura 16 – Exemplo de distribuições de incidência com o método proposto.



Valores mínimos e máximos para os parâmetros foram propostos e podem ser vistos na Tabela 3, onde D representa o diâmetro do rotor em questão.

Tabela 3 – Parâmetros utilizados para descrever a forma em planta do rotor e seus limites.

Parâmetro	Mín.	Máx.
C_{root}	0.02	0.3
C_{tip}	0.02	0.4
C_{max}	0.02	0.4
S_{max}	0	1
Passo	D/10	2D
Coletivo	0°	30°

3.5 Funções objetivo

3.5.1 Eficiência

Como a operação colhida considera uma tração fixa, é possível calcular diretamente a eficiência do rotor à partir da potência demandada pelo rotor na tração especificada. Desse modo, após o processo iterativo para determinação da rotação, a potência demandada pelo rotor é calculada à partir da equação (3.3) utilizando os dados fornecidos pelo método BEMT, onde P é a potência requerida, Q é o torque requerido e ω é a velocidade de rotação do rotor em radianos por segundo. Desse modo, o rotor que necessitar de menos potência para gerar a tração alvo é determinado o mais eficiente.

$$P = Q \cdot \omega \quad (3.3)$$

3.5.2 Ruído

Embora o método PNLT seja diretamente utilizado para certificação, sua aplicação é relativamente complexa e pouco material foi encontrado para sua verificação. Desse modo, devido à sua simplicidade, o método OASPL foi escolhido para utilização como função objetivo. Antes de ser processado pelo método OASPL, o espectro produzido pelo rotor passa por uma ponderação devido ao método A-Weighting, desse modo, o método é então chamado de OASPL-A.

4 Estudo de caso

De modo a testar a plataforma de otimização criada, uma pesquisa de mercado foi conduzida com o intuito de levantar os diâmetros, número de pás e máximo peso de decolagem (MTOW) típicos de aeronaves sendo desenvolvidas para o mercado de UAM. As informações obtidas se encontram na Tabela 4. Esses dados foram levantados com o intuito de determinar os três *inputs* do código de otimização: O diâmetro do rotor, o número de pás do rotor e a tração objetivo.

Tabela 4 – Dados levantados do mercado de UAM (BACCHINI; CESTINO, 2019) (FUKUMINE, 2022).

Aeronave	Diam. rotores (m)	Num. rotores	Num. pás rotores	MTOW (kg)
Joby S4	2.9	6	5	2177
Volocity	2.3	15	2	900
Alia 250	4.0	4	2	3175
E-Hang 184	1.6	8	2	360
Cora	1.3	12	2	1400

Desse modo, utilizando como critério a média dos diâmetros, a moda do número de pás e a média de tração por rotor em voo pairado, os dados para o estudo de caso foram calculados e são apresentados na Tabela 5.

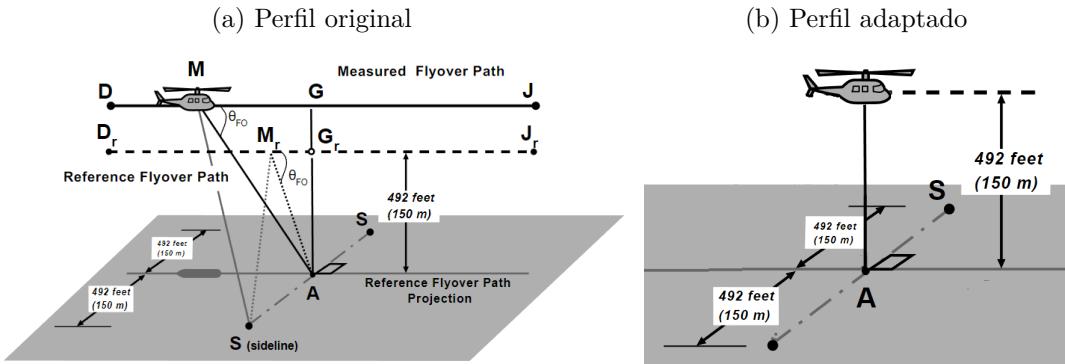
Tabela 5 – Dados para estudo de caso.

Diam.	Pás	Tração
2 m	2	2700 N

4.1 Perfil de voo de referência

Como uma implementação inicial, decidiu-se realizar a otimização do rotor em voo pairado, desse modo, utilizando como referência perfis da FAA de certificação de ruído para helicópteros (FAA, 1969b) foram realizadas adaptações: O perfil de *fly-over* ilustrado na Figura 17(a) foi adaptado para um caso de voo pairado, que consiste em um  microfone posicionado a uma distância vertical e horizontal de 150 metros da aeronave, como descrito na Figura 17(b).

Figura 17 – Adaptação do perfil de certificação de ruído para aplicação em estudo de caso.



4.2 Resultados



Após o algoritmo ser executado, a curva de Pareto obtida e o indivíduo ótimo são apresentados na Figura 18(a), enquanto suas propriedades geométricas são apresentadas e comparadas aos indivíduos extremos da curva de Pareto nas Figuras 18(b) e 18(c), onde é possível observar que o indivíduo de menor ruído tem seus parâmetros de corda, passo e coletivo maximizados, enquanto o indivíduo de menor potência apresenta uma combinação mais balanceada de todos os fatores, chamando atenção principalmente à sua minimização de corda na ponta. O indivíduo ótimo, no entanto, apresenta características dos dois indivíduos extremos, na forma de maximização da corda ao longo da pá e minimização da corda na ponta, enquanto a distribuição de incidência foi marcada por um passo levemente menor do que o do indivíduo de menor ruído, como observado na Tabela 6.

Valores de operação e performance para os três indivíduos em questão são apresentados na Tabela 7. É possível observar que o indivíduo com menor potência apresenta valores maiores de Mach na ponta de pá (M_{tip}) e menores de Cl médio ao longo da pá. Os valores baixos de Cl médio podem ser explicados devido a maiores eficiências do perfil quando opera em coeficientes de sustentação menores, desse modo, garantindo uma operação onde seus perfis atuam em alta razão de sustentação por arrasto, o torque é minimizado, consequentemente minimizando a potência requerida. Os valores de alto M_{tip} se devem a combinação de alguns fatores, como a operação em Cl relativamente baixo, sendo necessário uma maior velocidade de rotação ou uma maior área da pá para produção da mesma tração, mas como a área desse indivíduo também é baixa, a falta de tração é compensada pelo aumento da velocidade de rotação, que por sua vez aumenta o ruído.

O indivíduo de mínimo ruído e a solução ótima, no entanto, apresentam uma área maior que o indivíduo de mínima potência, que, quando acoplada ao alto Cl médio, ajuda a minimizar o M_{tip} , fornecendo uma tendência de diminuir o ruído. No caso da solução ótima, parte da área foi sacrificada em um esforço para minimização da corda na ponta

da pá, desse modo, o M_{tip} é maior em relação à solução de mínimo ruído, mas a potência é menor.

Figura 18 – (a) Curva de Pareto final; (b) Comparação da distribuição de corda; (c) Comparação da distribuição de incidência.

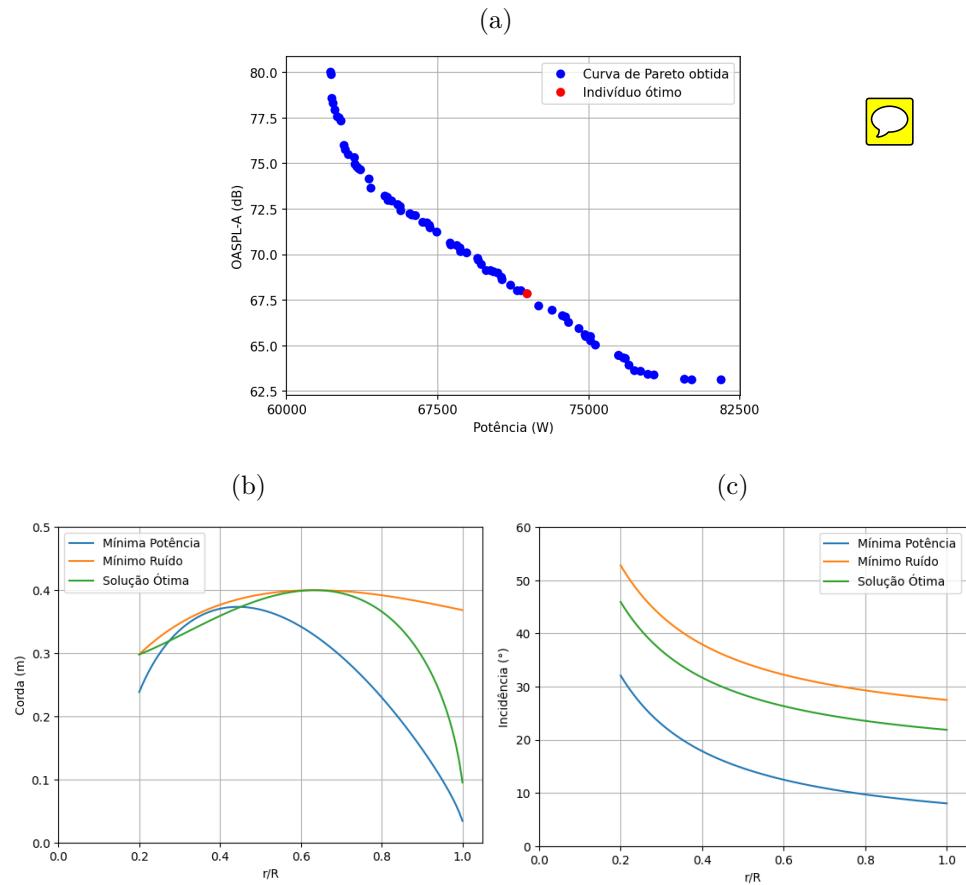


Tabela 6 – Variáveis de projeto de três indivíduos na curva de Pareto.

Indivíduo	C_{root}	C_{max}	S_{max}	C_{tip}	Passo (m)	Coletivo (°)
Mín. potência	0.24	0.37	0.30	0.03	0.75	1.2
Mín. ruído	0.30	0.40	0.54	0.37	0.80	20.2
Sol. ótima	0.30	0.40	0.54	0.10	0.75	15.0

Tabela 7 – Grandezas de três indivíduos na curva de Pareto.

Indivíduo	M_{tip}	Área (m^2)	Cl médio	Pot. Req. (W)	OASPL-A (dB)
Mín. potência	0.60	0.224	0.79	62160	80.02
Mín. ruído	0.35	0.302	1.33	81570	63.14
Sol. ótima	0.38	0.273	1.29	71936	67.88

4.3 Análises de influência

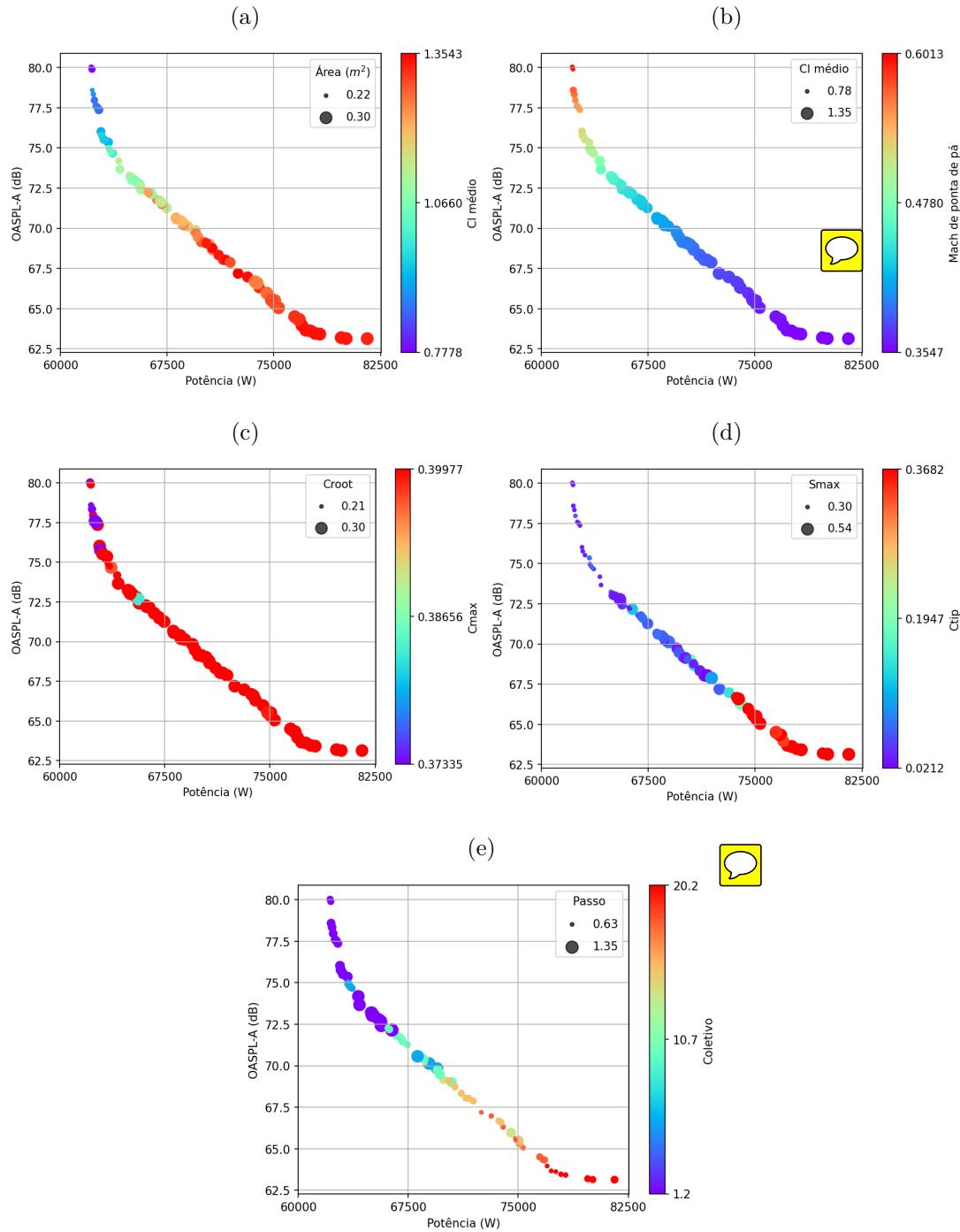
Motivado pelas observações acima, diversas análises de influência dos parâmetros na performance do rotor foram realizadas. A partir delas, é possível observar nas Figuras 19(a) e (b) que a área da pá e o Cl médio são inversamente proporcionais ao ruído produzido e potência, enquanto o Mach de ponta de pá é diretamente proporcional, corroborando com as análises acima.

Além disso, com relação às variáveis de projeto, pode-se observar na Figura 19(c) que o C_{max} não tem grande influência nos parâmetros, dado que a maioria dos indivíduos apresenta um C_{max} parecido, com exceção de indivíduos com baixa potência, que apresentam valores 25% menores do que o resto da população. Também é possível observar que a variável C_{root} não afeta o resultado significativamente.

Os valores de C_{tip} , como observados na Figura 19(d) são muito sensíveis em relação às variáveis objetivo, mas apresentam uma descontinuidade no Pareto, quase não havendo uma presença de valores de aproximadamente 0.2, possivelmente sendo um problema de parametrização e impossibilidade de gerar indivíduos válidos com essa corda na ponta. O valor de S_{max} também é correlacionado às variáveis objetivo diretamente, dado que quanto mais próximo da ponta, menos ruído a hélice produz.

Os valores de coletivo e passo, Figura 19(e), obtiveram um resultado interessante na análise: O coletivo tem relação direta com a produção de ruído e potência requerida, dado que quanto maior o coletivo, menor o ruído e maior a potência requerida. Essa relação é análoga à influência do Cl médio na pá, dado que, quanto maiores forem as incidências dos aerofólios, maior o Cl na seção. O valor do passo, no entanto, percorre o caminho contrário, fornecendo maior ruído para passos maiores e menor ruído para menores passos. Essa conclusão não é intuitiva, podendo ser fruto de eventuais problemas na parametrização da distribuição de incidência.

Figura 19 – Análises de influência dos parâmetros e grandezas nas variáveis objetivo.



5 Conclusão

O objetivo principal do projeto foi criar uma plataforma de otimização com o intuito de dimensionar uma pá de rotor para voo pairado com base em uma análise multiobjetivo considerando quesitos relacionados à eficiência e ruído.

Uma parametrização das pás dos rotores foi efetuada à partir de seis parâmetros contínuos independentes. Quatro parâmetros foram utilizados para determinar uma curva polinomial de terceiro grau que descrevia a distribuição de corda ao longo do raio da pá e os outros dois parâmetros foram utilizados para descrever a distribuição de incidência na forma de um valor de passo geométrico e um de coletivo. Um aerofólio foi pré-determinado e simulado para representar o envelope de operação da otimização. Juntamente a informações pré-determinadas de número de pás e diâmetro, essas informações eram suficientes para determinar um rotor a ser simulado.

De modo a acatar as necessidades de simulação do projeto, um modelo de elemento de pá e momento (BEMT) baseado no software QPROP foi aplicado e utilizado para ambas as considerações de eficiência e ruído. Na simulação, um processo iterativo foi aplicado, variando a velocidade de rotação para obter uma tração pré-determinada. Uma vez convergido o estado da simulação, a eficiência é então avaliada diretamente à partir da potência consumida pelo sistema, enquanto diversos *outputs* são alimentados ao modelo semi-empírico de ruído para a obtenção do espectro produzido pelo rotor. O espectro era então pós-processado para considerar frequências relevantes para o ouvido humano, de modo a descontar os níveis de frequências por quais o ser humano é menos irritado, um processo conhecido como *A-Weighting*. O espectro pós-processado era então submetido a um processo para determinação do *Overall Sound Pressure Level* (OASPL), que é uma forma de descrever o espectro sonoro através de um valor escalar a ser considerado na otimização.

Um algoritmo genético multi-objetivo (NSGA-II) foi aplicado de modo a explorar o domínio imposto aos parâmetros geométricos e iterar para obter os indivíduos presentes na curva de Pareto. Ao obter a curva de Pareto, o critério de mínima perda foi aplicado para obter um indivíduo que não seja dominado por nenhuma das duas funções objetivo, sendo considerada, assim, uma solução ótima de compromisso.

Um estudo de caso foi conduzido em condição de voo pairado, considerando valores de diâmetro, número de pás e tração de referência típicos de rotores do mercado de mobilidade aérea urbana de modo a testar a robustez do método proposto. Notou-se que os indivíduos que minimizavam a produção de ruído apresentavam uma maximização da área em planta e passo em uma tentativa de diminuir ao máximo a rotação, enquanto os indivíduos de menor potência minimizavam a distribuição de corda na ponta da pá e o

Cl médio de operação, de modo a operar em uma região do perfil mais eficiente. Ambos comportamentos corroboram com o conhecimento difundido sobre produção de ruído e eficiência de hélices, o que indica um bom desempenho do código em prever regiões do domínio interessantes para a solução de compromisso.

Uma vez determinada a curva de indivíduos ótimos, o critério de seleção de menor perda foi implementado para escolher um dentre os diversos indivíduos apresentados. O indivíduo obtido apresenta características parecidas com os indivíduos de mínima potência e mínimo ruído, no entanto de uma forma moderada, como por exemplo uma área em planta elevada, no entanto com minimização da corda da ponta. Por consequência de sua geometria, o indivíduo escolhido obteve um desempenho mediano nas duas funções objetivo, sendo assim considerada uma solução ótima de compromisso.

À partir da curva de Pareto levantada, uma análise da influência foi realizada e a influência de cada parâmetro nas duas variáveis objetivo foi analisada individualmente.

Em geral, os objetivos do projeto foram atingidos. Um método de otimização multiobjetivo foi proposto, implementado e verificado à partir de um estudo de mercado.

6 Sugestões para trabalhos futuros

No desenvolvimento desse trabalho, foram notadas dificuldades e possíveis melhorias de processo que não foram exploradas, portanto seguem como sugestões para trabalhos futuros:

- O método de simulação utilizado baseou-se no software QPROP e não possui capacidade para simulação de escoamento no plano do rotor, enquanto o método semi-empírico para predição do ruído prevê esse tipo de escoamento. Na revisão bibliográfica relacionada ao ruído, foi descoberto que uma parte substancial do ruído de rotores de helicóptero é advinda dessa condição de operação, então, para realizar um projeto que engloba a maior quantidade de fontes de ruído possível, recomenda-se a implementação de outros modelos de simulação, como por exemplo o software *OpenVSP* (MCDONALD, 2016), que é uma solução em *Vortex Lattice Method* (VLM) ou até métodos de elemento de pá e momento que ofereçam correções para escoamento no plano, como o software *CCBlade* (NING, 2021);
- Observou-se que o critério de convergência utilizado no algoritmo genético não obteve uma performance adequada. Muitas vezes a curva de indivíduos ótimos apresentava uma clara estagnação, mas o algoritmo não decretava convergência. Uma sugestão para trabalhos futuros seria um estudo para melhor utilização do critério presente ou uma revisão de critérios alternativos para convergência do algoritmo genético;
- Nesse trabalho, optou-se por utilizar um *Databank* de aerofólio fixo, que embora represente um envelope grande de escoamento, acabou sendo um fator computacional limitante para a otimização devido ao número grande de interpolações necessárias. Além disso, a escolha de apenas um aerofólio limita a otimização, portanto recomenda-se a utilização de outros métodos para escoamento bidimensional de aerofólios, como por exemplo a solução utilizada pelo software QPROP (DRELA, 2006), que apresenta uma série de coeficientes lineares que limitariam menos a otimização e o tempo computacional;
- Um grande empecilho para a otimização foi a validade das curvas polinomiais paramétricas obtidas para a distribuição de corda. Muitas vezes a curva obtida cruzava o zero ou apresentava duas inversões de derivada dentro do raio da pá, o que não representa uma pá de rotor válida ou apresentaria sérios problemas estruturais. Para trabalhos futuros, recomenda-se a utilização de outros métodos de parametrização

mais estáveis para a curva de distribuição de corda, como por exemplo a família de curvas *Bézier*;

- O método de parametrização de incidência apresentou conclusões não intuitivas, provavelmente sendo causadas por falhas de parametrização. Recomenda-se um estudo avançado com relação à distribuição de incidência, preferencialmente utilizando curvas *Bézier* para a parametrização;

Referências

- ADKINS, C. N.; LIEBECK, R. H. Design of optimum propellers. *Journal of Propulsion and Power*, v. 10, n. 5, p. 676–682, 1994.
- BACCHINI, A.; CESTINO, E. Electric vtol configurations comparison. *Aerospace*, MDPI, v. 6, n. 3, p. 26, 2019.
- BINH, T. T.; KORN, U. Mubes: A multiobjective evolution strategy for constrained optimization problems. In: *The third international conference on genetic algorithms (Mendel 97)*. [S.l.: s.n.], 1997. v. 25, p. 27.
- Blank, J.; Deb, K. pymoo: Multi-objective optimization in python. *IEEE Access*, v. 8, p. 89497–89509, 2020.
- DEB, K. et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: Nsga-ii. *IEEE transactions on evolutionary computation*, IEEE, v. 6, n. 2, p. 182–197, 2002.
- DRELA, M. Xfoil: An analysis and design system for low reynolds number airfoils. In: *Low Reynolds number aerodynamics*. [S.l.]: Springer, 1989. p. 1–12.
- DRELA, M. *QPROP Formulation*. 2006. Disponível em: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop/qprop_theory.pdf>.
- ETB, E. T. *Octave Band Frequencies*. 2010. Disponível em: <https://www.engineeringtoolbox.com/octave-bands-frequency-limits-d_1602.html>.
- FAA. Part 36—noise standards: Aircraft type certification, appendix a. *FAA*, 1969.
- FAA. Part 36—noise standards: Aircraft type certification, appendix h. *FAA*, 1969.
- FUKUMINE, Z. L. Y. Estimation of evtop flight performance using rotorcraft theory. *International Council of the Aeronautical Sciences 33*, 2022.
- GLAUERT, H. Airplane propellers. In: *Aerodynamic theory*. [S.l.]: Springer, 1935. p. 169–360.
- KINNEY, J. R. The power for flight: Nasa’s contribuition to aircraft propulsion. *NASA Aeronautical Book Series*, 2017.
- KUTTRUFF, H. *Acoustics: an introduction*. [S.l.]: CRC Press, 2007.
- LOWRY, J. T. *Performance of light aircraft*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1999.
- LYTH, P. Afterburner glory: Concorde and the rise and fall of supersonic travel. In: *T²M conference in Philadelphia*. [S.l.: s.n.], 2014.
- MARTINS, J. R.; NING, A. *Engineering design optimization*. [S.l.]: Cambridge University Press, 2021.

- MCDONALD, R. A. Advanced modeling in openvsp. In: *16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. [S.l.: s.n.], 2016. p. 3282.
- NING, A. Using blade element momentum methods with gradient-based design optimization. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Springer, v. 64, n. 2, p. 991–1014, 2021.
- PEGG, R. J. *A summary and evaluation of semi-empirical methods for the prediction of helicopter rotor noise*. [S.l.], 1979.
- RANKINE, W. J. M. On the mechanical principles of the action of propellers. *Transactions of the Institution of Naval Architects*, v. 6, 1865.
- RIZZI, S. A. et al. *Urban air mobility noise: Current practice, gaps, and recommendations*. [S.l.], 2020.
- ROCCO, E. M.; SOUZA, M.; PRADO, A. Multi-objective optimization applied to satellite constellations i: Formulation of the smallest loss criterion. In: *Proceedings of the 54st International Astronautical Congress (IAC'03), Bremen, Germany*. [S.l.: s.n.], 2003.
- TACK, J. et al. Development of a double-membrane sound generator for application in a voice-producing element for laryngectomized patients. *Annals of biomedical engineering*, Springer, v. 34, p. 1896–1907, 2006.
- VINCENTI, W. G. The air-propeller tests of wf durand and ep lesley: A case study in technological methodology. *Technology and Culture*, JSTOR, v. 20, n. 4, p. 712–751, 1979.
- WHILE, L. et al. A faster algorithm for calculating hypervolume. *IEEE transactions on evolutionary computation*, IEEE, v. 10, n. 1, p. 29–38, 2006.