

UNIVERSIDADE FEDERAL DE JUIZ DE FORA
FACULDADE DE ENGENHARIA
PROGRAMA DE PÓS GRADUAÇÃO EM MODELAGEM
COMPUTACIONAL

Rodrigo Perobeli Silva Costa

Otimização dos perfis aerodinâmicos de uma hélice de turbina eólica

Juiz de Fora

2022

Rodrigo Perobeli Silva Costa

Otimização dos perfis aerodinâmicos de uma hélice de turbina eólica

Dissertação apresentada ao Programa de Pós Graduação em Modelagem Computacional da Universidade Federal de Juiz de Fora como requisito parcial à obtenção do título de Mestre em Modelagem computacional. Área de concentração: Modelagem Computacional.

Orientador: Prof. Dra. Patrícia Habib Hallak

Coorientador: Prof. Dr. Afonso Celso de Castro Lemonge

Juiz de Fora

2022

Ficha catalográfica elaborada através do Modelo Latex do CDC da UFJF
com os dados fornecidos pelo(a) autor(a)

COSTA, Rodrigo Perobeli Silva.

Otimização dos perfis aerodinâmicos de uma hélice de turbina eólica /
Rodrigo Perobeli Silva Costa. – 2022.

65 f. : il.

Orientador: Patrícia Habib Hallak

Coorientador: Afonso Celso de Castro Lemonge

Dissertação (Mestrado) – Universidade Federal de Juiz de Fora, Faculdade
de Engenharia. Programa de Pós Graduação em Modelagem Computacional,
2022.

1. Otimização. 2. Algoritmo Genético. 3. Turbina Eólica. 4. Simulação.
5. XFOIL. I. HALLAK, Patrícia Habib. orient. II. LEMONGE, Afonso
Celso de Castro. III. Título.

Rodrigo Perobeli Silva Costa

Otimização dos perfis aerodinâmicos de uma hélice de turbina eólica

Dissertação
apresentada ao
Programa de Pós-
Graduação em
Modelagem
Computacional
da Universidade
Federal de Juiz de
Fora como requisito
parcial à obtenção do
título de Mestre em
Modelagem
Computacional. Área
de
concentração: Modelagem
Computacional.

Aprovada em 25 de novembro de 2022.

BANCA EXAMINADORA

Prof(a) Dr(a) . Patrícia Habib Hallak - Orientador

Universidade Federal de Juiz de Fora

Prof(a) Dr(a) . Afonso Celso de Castro Lemonge - Coorientador

Universidade Federal de Juiz de Fora

Prof(a) Dr(a) . Bernardo Martins Rocha

Universidade Federal de Juiz de Fora

Prof(a) Dr(a) . Felipe dos Santos Loureiro

Universidade Federal de São João del-Rei



Documento assinado eletronicamente por **Patricia Habib Hallak, Professor(a)**, em 25/11/2022, às 16:21, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Bernardo Martins Rocha, Professor(a)**, em 25/11/2022, às 16:23, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Felipe dos Santos Loureiro, Usuário Externo**, em 25/11/2022, às 16:25, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Afonso Celso de Castro Lemonge, Professor(a)**, em 25/11/2022, às 16:25, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **RODRIGO PEROBELI SILVA COSTA, Usuário Externo**, em 28/11/2022, às 11:14, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no Portal do SEI-Ufjf (www2.ufjf.br/SEI) através do ícone Conferência de Documentos, informando o código verificador **1033076** e o código CRC **372543F8**.

Dedico este trabalho aos meus orientadores, à minha família e amigos.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a todos que de alguma forma contribuíram com este trabalho. Primeiramente a Deus, pois sem ele, nada é possível, agradeço também aos meus pais, Sílvia e Walter, por toda a estrutura familiar que proporcionaram, de forma que eu pudesse realizar este trabalho de uma forma confortável e com muito foco. Agradeço aos meus maravilhosos orientadores, Prof. Dra. Patrícia Habib Hallak e Prof. Dr. Afonso Celso de Castro Lemonge, pelo apoio, conhecimento, e principalmente, paciência, que nessa jornada foi essencial. Agradeço o apoio dos meus amigos, do meu irmão de consideração Joao Paulo Bridi e da minha namorada Letícia Bartels Stephani, que me incentivaram a não desistir, durante as várias adversidades desses dois anos.

"N3o importa o qu3o bom voc4e se torne nunca tente fazer tudo sozinho, caso contr3rio ir3 falhar." Masashi Kishimoto, Ano: 2013.

RESUMO

A otimização multidisciplinar é essencial no desempenho de estruturas usadas na indústria aeronáutica, na indústria automobilística, na indústria no contexto de energias renováveis como nos parques eólicos e assim por diante. Neste contexto ilustra-se a otimização estrutural e aerodinâmica de hélices, aerofólios pás de turbinas de turbinas eólicas.

A otimização desses elementos pode contemplar vários objetivos, restrições e espaços de buscas. Ela pode ser paramétrica ou dimensional, de forma, topológica ou mesma a combinação de todas essas simultaneamente. Ainda, os problemas podem ser formulados com um único ou múltiplos objetivos. A solução destes problemas de otimização pode ser feita por métodos determinísticos, meta-heurísticas ou métodos híbridos.

Esta dissertação tem como objetivo desenvolver uma metodologia capaz de otimizar a geometria de um perfil aerodinâmico, visando a melhoria aerodinâmica usando-se para isso os Algoritmos Genéticos. Para tratar a solução aerodinâmica, usou-se a plataforma XFOIL, de Mark Drela, amplamente utilizada na literatura. O objetivo da otimização passa pela maximização da relação de sustentação e arrasto. Adotou-se uma parametrização de Bézier para a geração da forma do aerofólio onde as coordenadas das curvas de Bézier são as variáveis de projeto, que em muito facilitaram a descrição da forma do aerofólio. Foi utilizado um algoritmo genético do tipo geracional com codificação real das variáveis de projeto e adotou-se os operadores de recombinação simulated Binary crossover (SBX) e uma mutação polinomial. A Plataforma para otimização evolutiva multi-objetivo (PlatEMO) foi adotada para resolver os problemas de otimização apresentados nesta dissertação.

Os perfis otimizados são implementados em um estudo de caso, uma turbina eólica de eixo horizontal produzida pela NREL (Laboratório Nacional de Energia Renovável). Através da ferramenta QBlade, é possível obter informações de potência, torque e empuxo geradas pela turbina com os perfis otimizados e compará-las com as informações da turbina padrão comercial. Além disso, também foi possível realizar uma comparação perfil a perfil, entre cada perfil otimizado e seu perfil comercial associado. Foi observado que com os perfis desenvolvidos nessa dissertação houve melhorias aerodinâmicas na comparação realizada, seja na comparação perfil a perfil, quanto na comparação via características da turbina.

Palavras-chave: Otimização. Algoritmo Genético. Turbina Eólica. Simulação. XFOIL.

ABSTRACT

Multidisciplinary optimization is essential in the performance of structures used in the aeronautical industry, in the automobile industry, in the industry in the context of renewable energy such as wind farms and so on. In this context, for example, the structural and aerodynamic optimization of propellers, airfoils and turbine blades of wind turbines is illustrated.

The optimization of these elements can contemplate several objectives, restrictions and search spaces. It can be parametric or dimensional, shape, topological or even a combination of all these simultaneously. Also, problems can be formulated with a single or multiple objectives. The solution of these optimization problems can be done by deterministic methods, metaheuristics or hybrid methods.

This dissertation aims to develop a methodology capable of optimizing the geometry of an aerodynamic profile, aiming at aerodynamic improvement using Genetic Algorithms. To treat the aerodynamic solution, the XFOIL platform, by Mark Drela, widely used in the literature, was used. The goal of optimization is to maximize the lift and drag ratio. A Bézier parameterization was adopted for the generation of the airfoil shape where the coordinates of the Bézier curves are the design variables, which greatly facilitated the description of the airfoil shape. A generational genetic algorithm was used with real coding of the design variables and the simulated binary crossover (SBX) recombination operators and a polynomial mutation were adopted. The MATLAB Platform for Evolutionary Multi-Objective Optimization (PlatEMO) was adopted to solve the optimization problems presented in this dissertation.

The optimized profiles are implemented in a case study, a horizontal axis wind turbine produced by NREL. Through the QBlade tool, it is possible to obtain power, torque and thrust information generated by the turbine with the optimized profiles and compare them with the information of the commercial standard turbine. In addition, it was also possible to perform a profile-by-profile comparison between each optimized profile and its associated business profile. It was observed that with the profiles developed in this dissertation, there were aerodynamic improvements in the comparison made, either in the profile-by-profile comparison, or in the comparison via turbine characteristics.

Keywords: Optimization. Genetic algorithm. Wind turbine. Simulation. XFOIL.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1: Matriz energética brasileira em 2017 [22].	14
Figura 2: Geometria de um aerofólio.	21
Figura 3: Forças e momento em um aerofólio.	23
Figura 4: Curvas típicas para C_L e C_D	24
Figura 5: Escoamento uniforme.	25
Figura 6: Escoamento tipo fonte/sumidouro.	26
Figura 7: Escoamento tipo vórtice.	26
Figura 8: Principais componentes de uma hélice.	28
Figura 9: Corte de seção de uma hélice.	29
Figura 10: Operadores genéticos existentes.	34
Figura 11: Perfil NACA0012.	40
Figura 12: Aerofólio delgado na parte frontal.	40
Figura 13: Aerofólio após refinamento do algoritmo.	41
Figura 14: Fluxograma de todo o processo de otimização.	43
Figura 15: Fluxograma do algoritmo central do projeto.	44
Figura 16: Interface do JavaPROP, para inserção de 4 seções de aerofólio para a hélice.	46
Figura 17: Imagem ilustrativa das curvas polares de perfis aerodinâmicos.	48
Figura 18: Imagem ilustrativa de uma curva C_l extrapolada via Montgomerie.	48
Figura 19: Imagem ilustrativa da interface do QBlade para criação das hélices.	48
Figura 20: Configurações para a simulação final com a turbina	49
Figura 21: Gráfico comparativo: perfil 1.	51
Figura 22: Gráfico comparativo: perfil 2.	51
Figura 23: Gráfico comparativo: perfil 3.	52
Figura 24: Gráfico comparativo: perfil 4.	52
Figura 25: Gráfico comparativo: perfil 5.	53
Figura 26: Gráfico comparativo: perfil 6.	53
Figura 27: Gráfico comparativo: perfil 7.	54
Figura 28: Gráfico comparativo: perfil 8.	54
Figura 29: Gráfico comparativo: perfil 9.	55
Figura 30: Perfil 1.	55
Figura 31: Perfil 2.	55
Figura 32: Perfil 3.	55
Figura 33: Perfil 4.	56
Figura 34: Perfil 5.	56
Figura 35: Perfil 6.	56
Figura 36: Perfil 7.	56
Figura 37: Perfil 8.	56

Figura 38: Perfil 9.	57
Figura 39: Simulação comparativa entre as turbinas.	57
Figura 39: Detalhamento da simulação comparativa entre as turbinas.	58
Figura 41: Simulação comparativa entre as turbinas com relação a geração de torque.	58
Figura 42: Turbina montada com os perfis otimizados no QBlade.	59
Figura 43: Perfil otimizado para torque.	59

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Analogia entre expressões da natureza e computacionais.	31
Tabela 2 – Tabela com os valores limites para a região de domínio dos pontos de controle do dorso superior.	40
Tabela 3 – Tabela com os valores limites para a região de domínio dos pontos de controle do dorso inferior.	41
Tabela 4 – Especificações da NREL 5MW.	45
Tabela 5 – Tabela com os pontos de operação para utilização da otimização.	47
Tabela 6 – Referência de nomenclatura para os aerofólios.	50
Tabela 7 – Resultado da comparação entre os aerofólios padrão e os otimizados.	50

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AG	Algoritmo Genético
AoA	Ângulo de Ataque (<i>Angle of Attack</i>)
BEMT	<i>Blade Element Momentum Theory</i>
BET	<i>Blade Element Theory</i>
BIMK	<i>Institute of Bioinspired Intelligence and Mining Knowledge</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
DU	<i>Delft University</i>
GA	Genetic Algorithm
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
NICE	<i>Nature Inspired Computing and Engineering Group</i>
NREL	<i>National Renewable Energy Laboratory</i>
RPM	rotações por minuto
SBX	<i>Simulated Binary Crossover</i>
TSR	<i>Tip Speed Ratio</i>

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	MOTIVAÇÃO	14
1.2	OBJETIVOS	14
1.3	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	15
1.3.1	Aerodinâmica aplicada a aerofólios	15
1.3.2	Aerodinâmica aplicada a hélices	16
1.3.3	Otimização via Algoritmos Genéticos	17
1.3.4	Otimização de turbinas	18
1.3.5	Estrutura do Trabalho	20
2	REVISÃO TEÓRICA	21
2.1	PERFIS AERODINÂMICOS	21
2.1.1	Geometria dos Aerofólios	21
2.1.2	Curvas de Bézier	22
2.1.3	Forças Aerodinâmicas	22
2.1.4	Modelo para obter as forças aerodinâmicas em aerofólios - Método dos Painéis	24
2.2	HÉLICES PARA TURBINAS EÓLICAS	27
2.2.1	Geometria das hélices	28
2.2.2	Teoria do elemento de pá (<i>Blade Element Theory</i>)	28
2.2.3	Taxa de velocidade na extremidade livre	30
2.3	ALGORITMOS GENÉTICOS	30
2.3.1	Problema	31
2.3.2	Inicialização da População	32
2.3.3	Representação e Decodificação	32
2.3.4	Avaliação e Seleção	33
2.3.5	Operadores de Crossover e de Mutação	33
3	METODOLOGIA	35
3.1	FERRAMENTAS USADAS	35
3.1.1	PlatEMO	35
3.1.2	XFOIL	35
3.1.3	JavaPROP	36
3.1.4	JBlade	36
3.1.5	QBlade	36
3.2	OTIMIZAÇÃO	36
3.2.1	Etapas de Desenvolvimento do Algoritmo	36
3.2.1.1	Função Objetivo	36
3.2.1.2	Parâmetros Globais do PlatEMO	37

3.2.1.3	Parâmetros do XFOIL	38
3.2.1.4	Condições de Operação Preliminares	39
3.2.1.5	Restrições e Curvas Bézier	39
3.2.2	Validação via JBlade	41
3.2.3	Estrutura Final do Algoritmo de Otimização Proposto	42
4	ESTUDO DE CASO E ANÁLISE DOS RESULTADOS	45
4.1	TURBINA EÓLICA NREL PADRÃO	45
4.1.1	Descrição da Turbina	45
4.1.2	Análises Aerodinâmicas da Turbina	45
4.1.3	Aquisição dos Pontos de Operação	46
4.1.4	Montagem da Lâmina da Hélice	47
4.1.5	Simulação da Turbina	49
4.2	OTIMIZAÇÃO DOS AEROFÓLIOS INDIVIDUAIS	49
4.3	ANÁLISE AERODINÂMICA DA TURBINA NREL COM OS AEROFÓLIOS OTIMIZADOS	51
4.4	PROBLEMA 2 - MAXIMIZAÇÃO DO TORQUE	55
5	CONCLUSÃO	60
	REFERÊNCIAS	61

1 INTRODUÇÃO

1.1 MOTIVAÇÃO

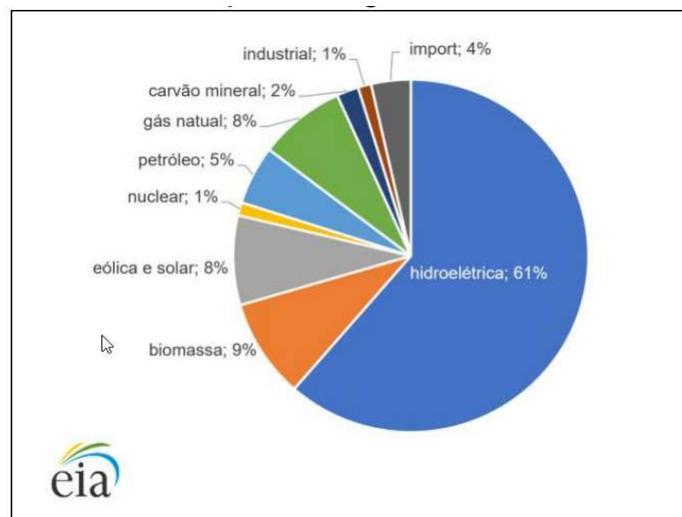
Desde a antiguidade o ser humano busca utilizar as forças da natureza a seu favor para produzir algo desejado. Antigamente, era feito o uso da força da água e dos ventos na moagem de grãos. Faziam isso através de moinhos, que usavam a força com que a água ou vento batia em suas pás para gerar energia mecânica rotativa no eixo que faria a moagem. Esse mecanismo antigo dos moinhos viria a ser conhecido como turbina.

As turbinas, como são conhecidas hoje, são dispositivos que conseguem transformar energia térmica ou cinética em energia mecânica de eixo, utilizando para isso hélices, que permitem que um fluido de trabalho, ao circular em suas pás, gere torque e potência.

Atualmente, com o agravamento da crise climática, e com os avanços tecnológicos demandando cada vez mais energia, as turbinas novamente são necessárias para a geração de energia de forma limpa. O Brasil se encontra entre as maiores potências com sua matriz energética fortemente pautada na energia hidroelétrica. No entanto, recentemente a energia eólica, junto com a solar, também vem ganhando bastante espaço nessa matriz, com cerca de 8% dessa matriz em 2017, como mostra a Figura 1.

1.2 OBJETIVOS

O objetivo principal do presente trabalho consiste em elaborar, desenvolver e aplicar uma metodologia que seja capaz, do ponto de vista aerodinâmico, de melhorar o desempenho de uma turbina eólica de eixo horizontal, aumentando a energia produzida. Como aplicação desse projeto, traz-se a turbina NREL 5MW [37], uma turbina eólica comercial.



– Figura 1: Matriz energética brasileira em 2017 [22].

Visando tal objetivo principal, foi necessário um objetivo secundário, que se trata do desenvolvimento de uma plataforma de otimização aerodinâmica dos perfis dos aerofólios. Esta plataforma acopla algoritmos de otimização com modelos para análises aerodinâmicas dos aerofólios individuais pelo método dos painéis. Essa plataforma desenvolvida foi nomeada PLATFOIL.

Os seguintes objetivos específicos também foram definidos:

- Realizar a escolha de um estudo de caso para aplicação do PLATFOIL.
- Definição do problema de otimização, que consiste na maximização da razão entre os coeficientes de sustentação e de arrasto, para os ângulos de operação e respectivos números de Reynolds.
- Parametrização da forma dos aerofólios utilizando curvas de Bézier, de forma a usar os parâmetros de Bézier como variáveis de projeto.
- Realizar uma análise aerodinâmica da hélice montada com os perfis otimizados, em uma plataforma que emprega um modelo da teoria de pá combinada com o disco atuador (BEMT - *blade element moment theory*) implementado no QBlade.
- Comparar os resultados de desempenho entre a turbina eólica original e a turbina com os perfis aerodinâmicos otimizados.

1.3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

1.3.1 Aerodinâmica aplicada a aerofólios

O século XX foi marcado pelo avanço nos estudos sobre aerofólios, em decorrência das duas guerras mundiais, onde aviões tiveram papéis importantes. A organização NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) foi destaque e protagonizou muitos dos avanços da área. Os aerofólios NACA, com sua padronização de 4,5 e 6 dígitos, foram desenvolvidos no período de 1929 a 1947, baseados em descrições geométricas. A série de 6 dígitos apresenta, em contrapartida, uma abordagem mais teórica que resultou em geometrias mais refinadas e complexas. Desde a publicação de Jacobs, Ward e Pinkerton [35], os aerofólios NACA de 4 dígitos tornaram-se referência em projetos subsequentes, para a produção de asas com maior sustentação, além da utilização em hélices. Os perfis simétricos também tiveram seu espaço, principalmente na produção dos primeiros aviões supersônicos e também nas pás de hélices de helicópteros [1]. Atualmente, há novos aerofólios gerados a partir de métodos computacionais com validações experimentais, mas os aerofólios NACA ainda são usados em aplicações de projeto aerodinâmico [8].

Uma das ferramentas auxiliares no desenvolvimento atual de aerofólios é o XFOIL, desenvolvido por Mark Drela [24]. O XFOIL foi um avanço na área ao utilizar o método

dos painéis [23] em seu código, proporcionando análises rápidas, e contendo também os já consagrados aerofólios NACA em sua base de dados. Após se tornar uma referência, outros trabalhos incluíram o XFOIL em seu código, como o XFLR5 [46], o JBlade [62] que incorpora o XFOIL juntamente com análise de turbinas, e também o QBlade [48] que é mais utilizado com turbinas movidas, bem como possui outras análises como elementos finitos para análise estrutural.

O uso do XFOIL se faz presente nos dias atuais. Gardner [28], em seu trabalho utiliza um algoritmo genético que possui como variáveis de decisão parâmetros que através de um programa chamado PROFOIL, gera a distribuição de velocidades de cada indivíduo que é, posteriormente analisado pelo XFOIL, usando-o em aerofólios como o NACA-0010 e o Eppler 168. Prabhu [54] parte também da utilização do XFOIL para solucionar as equações relacionadas a aerodinâmica, usando, porém, um esquema de algoritmo genético com micro população binária. Parte-se de um NACA 2312 como aerofólio base e busca-se otimizá-lo para 2 ângulos de ataque específicos. Li [44] foi capaz de utilizar o XFOIL para desenvolver, juntamente com uma rede neural, uma otimização para situações de Reynolds baixo, altamente aplicável em veículos aéreos não tripulados.

1.3.2 Aerodinâmica aplicada a hélices

O estudo de hélices foi iniciado por Rankine [58] que focava nas hélices para aplicações náuticas. Com Froude [27, 26], a teoria de Rankine foi adaptada para uma aplicação generalizada. Nesse momento, iniciou-se o uso da teoria do disco atuador, a primeira das teorias clássicas. Apesar de fornecer respostas para o escoamento do ar no sentido de deslocamento da aeronave, essa teoria sozinha não respondia a todos os questionamentos de pesquisadores do início do século XX. Uma nova teoria surgiu para abordar o dimensionamento de hélices como um dispositivo aerodinâmico similar às asas de aeronaves. Este conceito é utilizado até os dias atuais, e a teoria foi chamada de teoria do elemento de pá (do inglês, *Blade Element Theory*, ou BET).

Drzewiecki [25] foi o primeiro no desenvolvimento da BET. Ela incorpora elementos de aerofólios trazidos no início do século XX, por tratar a hélice como uma asa rotativa. Weick [70] aprimora a teoria trazida por Drzewiecki ao considerar a interferência entre as pás da hélice, além de considerar as perdas que ocorrem nas pontas das hélices (apresentadas por Betz [5]).

Após a apresentação da BET, os pesquisadores subsequentes focaram na busca por um aprimoramento dessa teoria, alinhando que os resultados obtidos com o uso da BET eram mais representativos do que os apresentados pelo disco atuador. No entanto, a BET não apresenta formulação para análise em pontos fora do plano de rotação da hélice nem considera o aumento de velocidade axial proporcionado pela hélice.

A ideia a partir de então foi desenvolver uma teoria híbrida, que abordasse os

conceitos das duas anteriores, a teoria da quantidade de movimento do elemento de pá (*Blade Element Momentum Theory*, ou BEMT). A BEMT passa a considerar as contribuições de vários autores. Glauert [29] insere as perdas obtidas na ponta das pás e nos vórtices de escoamento. Theodorsen [66] aprimorou o modelo de Glauert incorporando os efeitos da circulação para obter o modelo analítico de velocidade induzida para hélices. Larrabee [42] fornece um modelo direto de cálculo e dimensionamento de hélices, mas que ainda assim apresentava limitações de utilização ou simplificações excessivas. Adkins e Liebeck [2] foram os pesquisadores que desenvolveram um modelo eficiente de dimensionamento de hélices otimizadas, que segue sendo usado até os dias atuais.

A BEMT foi eficiente no dimensionamento e desenvolvimento de hélices. Atualmente, Suresh [65] foi capaz de desenvolver uma turbina para aplicações rurais utilizando a BEMT, presente na ferramenta QBlade testando 10 perfis de aerofólios diferentes. Siram [63] desenvolveu, através da BEMT, uma turbina eólica de pequena escala usando perfis Eppler e perfis NACA. Torregrosa [68], por sua vez, busca unir a teoria BEMT, de baixo custo computacional, com a dinâmica de fluidos computacional (*Computational Fluid Dynamics* - CFD) cujos resultados foram validados experimentalmente com a turbina eólica NREL Phase VI e corroboram com o fato de como o BEMT é capaz de realizar um projeto acurado de turbina, que posteriormente é melhorado pela CFD.

1.3.3 Otimização via Algoritmos Genéticos

Algoritmos genéticos, AGs, são métodos de otimização bioinspirados, que se baseiam no mecanismo evolutivo das populações de seres vivos. Estes algoritmos seguem o princípio da seleção natural e sobrevivência do mais apto, proposta em 1859 pelo naturalista e fisiologista inglês Charles Darwin [10]. De acordo com Darwin, “Quanto melhor um indivíduo se adaptar ao seu meio ambiente, maior será sua chance de sobreviver e gerar descendentes”. Outros algoritmos bioinspirados também estão presentes na literatura, como a otimização por enxame de partículas (PSO)[40], otimização por colônia de formigas (ACO)[21], otimização por pinguim imperador (EPO)[18] e a otimização por gaivota (SOA) [19].

Os AGs começaram a ser introduzidos em 1975 por Holland [34] e popularizados por Goldberg [30], mostrando serem uma metodologia robusta que pode ser aplicada na grande maioria dos problemas de otimização. Em um AG clássico, novas populações são geradas pelo uso iterativo de operadores genéticos nos indivíduos presentes na população. Holland [34] também explica, através do teorema dos esquemas, a robustez dos algoritmos genéticos, que utilizam esquemas de curtos e de baixa ordem. O algoritmo clássico de Holland utiliza codificação binária, uma seleção baseada na aptidão e crossover em um único ponto.

O operador de seleção é um importante passo em um AG que determina quando um indivíduo será ou não, selecionado para recombinação. Diversos métodos de seleção foram desenvolvidos ao longo do tempo. Um dos mais usados é o método de roleta, onde indivíduos de maior aptidão têm maiores chances de serem selecionados. Esse processo traz alguns problemas de natureza estocástica, por isso, foi criada a seleção por classificação. A seleção por classificação reduz as chances de a solução convergir para um mínimo local [6]. Brindle, em 1983, propôs a seleção por torneio, onde indivíduos são selecionados aos pares e cada indivíduo que é selecionado para a próxima geração é comparado outros $n - 1$ indivíduos [6].

O Operador de crossover também foi alvo de muito estudo. Evoluiu de um crossover feito em um único ponto, para um feito em k pontos diferentes. Em 1985, Goldberg e Lingle [31] desenvolveram o crossover de encontro parcial (Partially matched crossover - PMX), um operador frequentemente usado, pois performa melhor que a maioria dos outros operadores de crossover. Em 1995, Deb [14] traz o SBX (Simulated binary Crossover), crossover de simulação binária, que foi capaz de corrigir problemas que estavam sendo encontrados em outros operadores, como *Hamming Cliffs*, problemas de precisão, e mapeamentos fixos. Deb também teve relevância desenvolvendo o operador de mutação polinomial [13], que providencia melhor exploração durante a evolução.

Atualmente, os avanços da área estão focados nos algoritmos genéticos multi-objetivo, que possuem mais de uma função de aptidão e buscam formar uma frente de Pareto ótima que contém um conjunto de soluções não-dominadas entre si [43]. No entanto, não será o foco deste trabalho. Para mais detalhamento, Katoch [39] apresenta uma revisão sobre os avanços nessa área.

1.3.4 Otimização de turbinas

Vários trabalhos na literatura combinam aerodinâmica com plataformas de otimização visando melhorias de desempenho de hélices. Estes trabalhos consideram nas suas formulações um único ou múltiplos objetivos, geralmente conflitantes. Alguns desses trabalhos se concentram na otimização da forma do aerofólio.

Wall [69] aplica seu trabalho à turbinas. Para otimizar os aerofólios, usa a abordagem de Bézier. Em seu estudo, procura-se trabalhar com uma faixa de número de Reynolds mais baixa, além de usar uma abordagem de enxame de partículas para sua otimização mono-objetivo, tomando como função de aptidão, a razão de arrasto por sustentação (o inverso do *glide ratio*), buscando minimizá-la.

Ribeiro *et al.* [60], por sua vez, utilizam como função objetivo a relação de sustentação e arrasto, abordada nesta dissertação como *glide ratio*, ou taxa de fluatibilidade. Essa taxa é usada em um problema mono-objetivo e compara com um multi-objetivo que possui como objetivos maximizar o C_l e minimizar o C_d tendo como restrição a espessura

do aerofólio. Também usa uma rede neural artificial (RNA) como modelo de aproximação (*surrogate model*) acoplado com uma ferramenta CFD visando melhorar o formato do aerofólio. Em suas conclusões, Ribeiro observa que não houve grandes diferenças entre as evoluções desenvolvidas pelo mono-objetivo e pelo multi-objetivo. Djavarehshkian [20] também faz uso de Algoritmo Genético acoplado a uma rede neural artificial para otimizar aerofólios para cada ângulo de ataque.

Chen *et al.* [7] produziram uma metodologia para projeto direto de uma turbina eólica para um experimento de túnel de vento. Trabalhando com otimização mono-objetivo, os autores também utilizam o *glide ratio* como função de aptidão, porém com o RFOIL sendo usado para solução das equações de fluidos. O problema desenvolvido possui oito equações restritivas para garantir um controle no formato do aerofólio. Os resultados mostraram que os novos aerofólios mostraram desempenhos superiores em comparação aos aerofólios comumente usados.

Derakhshan *et al.* [15] também desenvolvem um trabalho de otimização de turbinas eólicas. A abordagem envolve o uso de um algoritmo evolutivo de colônias artificiais de abelhas (*Artificial Bee Colony - ABC*) acoplada a uma rede neural como modelo de aproximação. O uso da CFD também se faz presente para validação do algoritmo proposto no trabalho.

Jeong *et al.* [36] apresentam um trabalho de otimização que acopla CFD com GA, aplicado a perfis próximos da raiz da hélice de uma turbina. A maximização do *glide ratio* também é usada para medir a aptidão, com uma restrição de que os coeficientes de sustentação gerados devam ser maiores que o coeficiente inicial. Nesse caso, o CFD (ANSYS-CFX) faz a função do XFOIL sendo responsável por solucionar as equações de fluidos para aquisição dos coeficientes.

Bashir *et al.* [4] desenvolvem duas otimizações mono-objetivo acopladas com o XFOIL, usando o enxame de partículas (PSO) e a parametrização de Bézier-PARSEC [17]. O objetivo é diminuir o arrasto de um veículo aéreo não tripulado e aumentar sua autonomia. Nesse trabalho, também foram considerados apenas os estudos aerodinâmicos. Os resultados mostraram ganhos significativos na autonomia. Muhsen *et al.* [51] fazem uso do XFOIL para uma pequena turbina eólica de eixo horizontal. Há o objetivo de melhoria do coeficiente de potência (C_p) para baixas velocidades de incidência. Foram otimizados os perfis dos aerofólios e usou-se o QBlade para montar a lâmina final.

Otimizações multi-objetivo relativas a uma classe de aerofólios transônicos viscosos são discutidos em por Pulliam *et al.* [56], apresentando comparações entre algoritmos genéticos e métodos adjuntos, onde são evidenciadas a sustentação e o arrasto como objetivos conflitantes. Kanazaki *et al.* [38] realizam uma otimização multi-objetivo onde o coeficiente de sustentação conflita com as condições de estolamento.

Ma *et al.*[45] já abordam uma turbina de eixo vertical, utilizando um AG de

multi-ilhas, para otimizar as seções das pás obtendo resultados satisfatórios para esse tipo de turbina. Este trabalho foca na otimização via AG usando o XFOIL como forma de adquirir parâmetros da função objetivo, e para a aplicação desejada, usar o BEMT presente na ferramenta QBlade para atingir os resultados esperados. Daroczy [9] também produz um estudo sobre turbinas verticais. Utiliza, através da plataforma OPAL++, um AG que também faz uso da seleção por torneio, aplica o SBX de Deb [14], e também a mutação polinomial [13]. Como resultados, Daroczy obtém uma melhoria no coeficiente de potência da turbina vertical em comparação com o NACA0021 que era o aerofólio original.

1.3.5 Estrutura do Trabalho

A dissertação está organizada em cinco capítulos, descritos a seguir:

1. Introdução: Apresenta a motivação deste trabalho, são descritos os objetivos desejados e é apresentado um histórico de trabalhos que contribuíram para a área, bem como trabalhos correlatos, desenvolvidos na atualidade.
2. Revisão Teórica: Explica as teorias que envolvem perfis aerodinâmicos e hélices, apresenta o método dos painéis, de grande relevância para o projeto, e traz a teoria e processo de construção de um algoritmo evolutivo.
3. Metodologia: Disserta sobre o PLATFOIL, algoritmo desenvolvido neste trabalho para otimização de perfis aerodinâmicos que envolve o uso conjunto da plataforma PlatEMO [67] e do XFOIL [24]. Apresenta também os processos posteriores ao PLATFOIL, usando o QBlade [48] para simulação de hélices.
4. Resultados: Expõe os resultados obtidos pela utilização do PLATFOIL, comparando a turbina otimizada com a anterior e também trazendo os ganhos para cada perfil.
5. Conclusão: Considerações finais sobre este trabalho e proposição para trabalhos futuros.

2 REVISÃO TEÓRICA

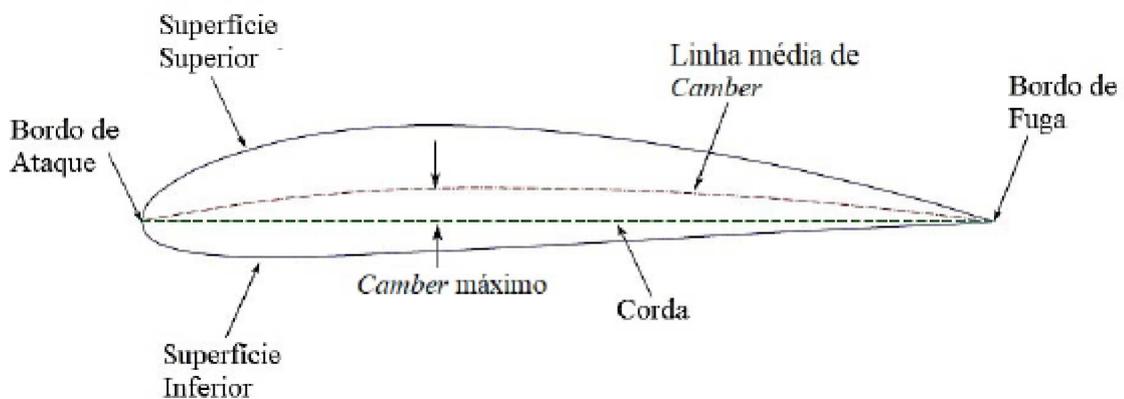
2.1 PERFIS AERODINÂMICOS

Visando a otimização de uma hélice, é natural a associação com os perfis aerodinâmicos (também conhecidos como aerofólios). Uma vez que as hélices nada mais são do que vários aerofólios em movimento rotativo, como uma asa rotativa. O intuito de um perfil é gerar, mediante a diferença de pressão entre as suas superfícies superior e inferior, uma força perpendicular à direção do escoamento, conhecida como força de sustentação. No caso de asas aeronáuticas, essa força de sustentação é o que mantém o avião no ar. Para um turbo compressor a gás aeronáutico, essa força de sustentação compõe parte do empuxo (proporcionando movimento a aeronave) e torque nas pás. Já para o caso de uma turbina eólica, o efeito desejado pela sustentação é a produção de torque para rotacionar as pás e gerar energia, já o empuxo é o efeito secundário com implicações estruturais.

2.1.1 Geometria dos Aerofólios

Cada perfil é representado em um plano $(x;y)$ com pontos discretizados que unidos geram o contorno do aerofólio desejado. A Figura 2 mostra as propriedades geométricas relevantes na hora de se considerar um aerofólio.

O bordo de ataque é o ponto mais frontal do perfil ($x = 0; y = 0$), considerado como o ponto em que o fluido tem velocidade nula e o escoamento se divide em superior e inferior. O bordo de fuga, em contrapartida é o extremo oposto ($x = 1; y = 0$), onde os escoamentos se encontram novamente. A corda (c) nada mais é que uma linha imaginária que une os dois bordos. Ela é importante por ser base para todas as outras medidas do aerofólio, sendo muito comum trabalhar com um perfil de corda unitária ($x \in [0, 1]$) pois



– Figura 2: Geometria de um aerofólio.

Fonte: Adaptado de [69].

torna possível a construção de perfis com diferentes dimensões.

A linha de camber é formada pelos pontos que possuem a mesma distância entre os bordos superior e inferior e define a “curvatura” do aerofólio. A linha de camber já foi muito usada quando o desenvolvimento experimental era sobrepujante, atualmente serve como uma comparação entre geometrias similares [49]. Aerofólios que se diferenciam apenas por essa linha terão maior sustentação se possuírem maior curvatura.

A superfície superior, ou extradorso e a superfície inferior, ou intradorso, são onde ocorrem os escoamentos que derivam a análise do trabalho. A diferença entre a velocidade nos escoamentos é a causa da diferença de pressão gerada (pela Equação de Bernoulli) entre as superfícies, criando, portanto, a força de sustentação desejada.

2.1.2 Curvas de Bézier

A parametrização de Bézier é muito utilizada na modelagem de aerofólios, uma vez que permite um controle das curvas bastante eficaz [16, 69]. É uma das várias maneiras de se representar um aerofólio e foi a escolhida para este trabalho. Ela é capaz de gerar todo o contorno do aerofólio com um número de variáveis bastante reduzido.

Uma curva definida por Bézier, de grau n , é mostrada pela Equação (2.1):

$$\vec{B}(t) = \sum_{i=0}^n \vec{B}_i \frac{n!}{i!(n-i)!} t^i (1-t)^{n-i} \quad (2.1)$$

onde:

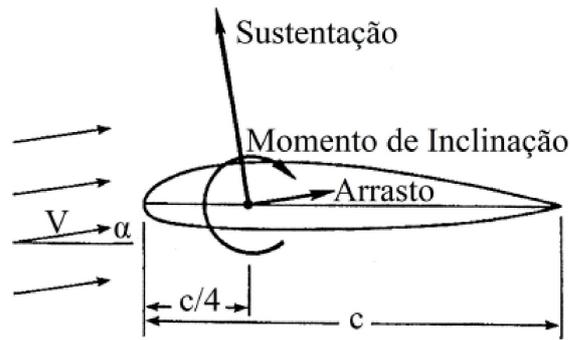
$$\vec{B}(t) = \begin{bmatrix} x(t) \\ y(t) \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

É possível notar que, para gerar as curvas, é necessário estar em posse dos pontos de controle \vec{B}_i onde i determina o pontos usado, bem como o grau da parametrização. O parâmetro t varia entre 0 e 1.

2.1.3 Forças Aerodinâmicas

A resultante das forças aerodinâmicas em uma superfície pode ser decomposta em duas principais parcelas, a força de sustentação (*lift*) e de arrasto (*drag*). A força de sustentação é a componente na direção perpendicular ao escoamento, enquanto a de arrasto é a componente na mesma direção do escoamento. A redução do conjunto de forças aerodinâmicas ao centro aerodinâmico, localizado a um quarto da corda, resulta no momento de torção ou de inclinação (*pitching moment*). Essas forças estão representadas na Figura 3, onde V representa o vento incidente e α o seu ângulo de incidência em relação a corda.

Visando uniformizar a análise dinâmica e permitir comparação entre aerofólios, criou-se uma convenção com a adoção de coeficientes adimensionais para cada uma das



– Figura 3: Forças e momento em um aerofólio.

Fonte: Adaptado de [49]

resultantes (L , D e M), [3]. Os três coeficientes (de sustentação, de arrasto e de momento) são representados pelas Equações a seguir.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (2.3)$$

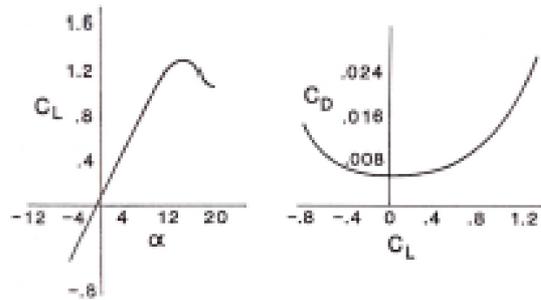
$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (2.4)$$

$$C_M = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 c A} \quad (2.5)$$

onde L , D e M são, respectivamente, as forças de sustentação, arrasto e o momento de torção; ρ é a densidade do fluido, V a velocidade de incidência; c a corda e A uma área característica.

As forças resultantes em um aerofólio são a contribuição da distribuição da pressão e da distribuição de tensão cisalhante sobre a superfície do perfil. Essa última atua tangencialmente a superfície (atrito viscoso), enquanto a primeira atua de forma normal a superfície. Em inúmeras aplicações, é de extrema importância conhecer como essas forças variam em função do ângulo de ataque α . Como ilustração, na Figura 4 tem-se curvas típicas da variação dos coeficientes C_L e C_D com o ângulo α .

Nota-se uma variação inicialmente linear do coeficiente de sustentação, para baixos valores de arrasto. A partir de um determinado ângulo, a curva de sustentação atinge o seu máximo e, a partir deste, decresce rapidamente para um aumento considerável de arrasto. Nessa condição, tem-se o fenômeno denominado estolamento (*stall*). Miley [49], descreve o estol como a separação entre o fluido e o corpo do aerofólio, quando o escoamento até então laminar sobre este torna-se turbulento.



– Figura 4: Curvas típicas para C_L e C_D .

Fonte: Adaptado de [49].

Uma métrica relevante para a mensuração do regime do escoamento (laminar ou turbulento) é o número adimensional de Reynolds [55]. O número de Reynolds estima a proporção entre as forças inerciais e viscosas e é dado por:

$$Re = \rho \frac{Vc}{\mu} \quad (2.6)$$

onde ρ é a densidade do fluido (no caso deste trabalho, o ar atmosférico), c é a corda do aerofólio (unitária), V é a velocidade de incidência do fluido no perfil e μ é a viscosidade dinâmica.

2.1.4 Modelo para obter as forças aerodinâmicas em aerofólios - Método dos Painéis

Existem diferentes abordagens que permitem obter as forças aerodinâmicas quando um corpo está imerso em um meio fluido. O nível dessas abordagens é hierárquico e está associado a modelagem física e matemática do problema. Citam-se as equações de Navier-Stokes para escoamentos incompressíveis e viscosos, apresentadas nas Equações (2.7) e (2.8). Essas referem-se a conservação de massa e de quantidade de movimento, respectivamente, e são dadas por

$$\nabla \cdot \mathbf{v} = 0 \quad (2.7)$$

$$\frac{\partial[\rho \mathbf{v}]}{\partial t} + \nabla \cdot \{\rho \mathbf{v} \mathbf{v}\} = -\nabla p + \nabla \cdot \left\{ \mu \left[\nabla \mathbf{v} + (\nabla \mathbf{v})^T \right] \right\} + \mathbf{f}_b \quad (2.8)$$

onde \mathbf{v} é o campo de velocidade, p é a pressão, μ a viscosidade dinâmica e \mathbf{f}_b as forças de corpo.

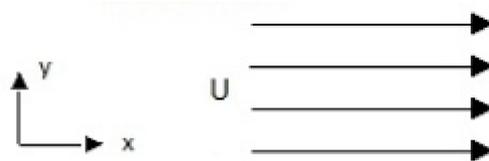
As equações de Navier-Stokes representam, de uma forma geral, todas as características e as complexidades dos escoamentos e, quando resolvidas por meio de métodos numéricos, são onerosas computacionalmente.

Do modelo matemático de Navier Stokes deriva o modelo de interesse no trabalho, denominado métodos dos painéis. O método dos painéis visa resolver as Equações de fluidos usando a teoria do escoamento potencial (*Potential flow theory*). Para duas dimensões, o escoamento é definido por uma função potencial, $\phi(x, y)$ (Equações (2.9)) que é uma função contínua que satisfaz as leis de conservação de massa e momento (Equações (2.7) e (2.8)) se o escoamento for modelado como incompressível, invíscido e irrotacional. A função de fluxo $\psi(x, y)$ é a Equação que mostra as linhas de fluxo de um escoamento e relaciona às velocidades do escoamento como mostra a Equação (2.10).

$$u = \frac{\partial \phi}{\partial x} \quad v = \frac{\partial \phi}{\partial y} \quad (2.9)$$

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial y} \quad v = -\frac{\partial \psi}{\partial x} \quad (2.10)$$

As funções potenciais podem ser definidas para vários escoamentos mais simples, como o escoamento uniforme (Figura 5), escoamento de fonte/sumidouro (Figura 6), e até para o escoamento de vórtice uniforme (Figura 7). Para cada escoamento há uma função potencial definida: Para o escoamento uniforme há as Equações (2.11), para o escoamento de fonte/sumidouro há as Equações (2.12), que dependem da vazão do escoamento, Q . Já para o escoamento em vórtice há as Equações (2.13) que dependem de uma função chamada de função de circulação, Γ , definida por (2.14).



– Figura 5: Escoamento uniforme.

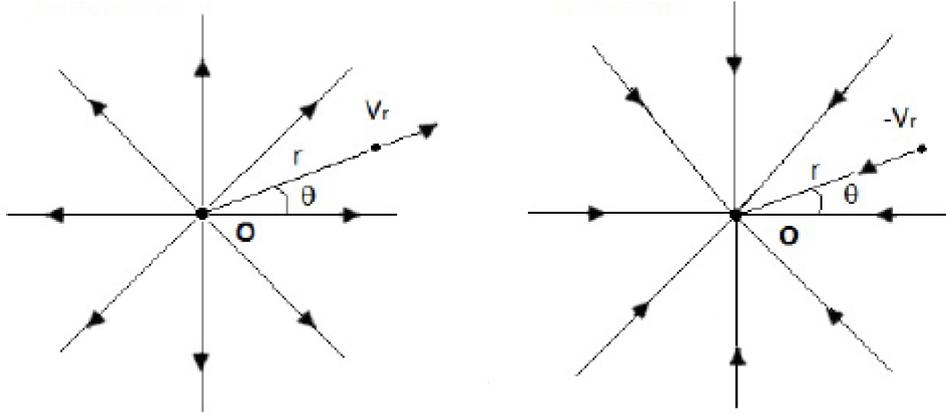
Fonte: Adaptado de [53].

$$\phi = Ux \quad \psi = Uy \quad (2.11)$$

$$\phi = \frac{Q}{2\pi} \ln r \quad \psi = \frac{Q}{2\pi} \theta \quad (2.12)$$

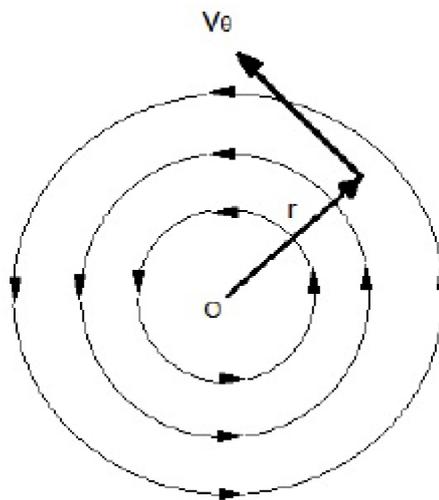
$$\phi = -\frac{\Gamma}{2\pi} \theta \quad \psi = \frac{\Gamma}{2\pi} \ln r \quad (2.13)$$

$$\Gamma = - \int_C V ds = -V_\theta(2\pi r) \quad (2.14)$$



– Figura 6: Escoamento tipo fonte/sumidouro.

Fonte: Adaptado de [53].



– Figura 7: Escoamento tipo vórtice.

Fonte: Adaptado de [53].

O método dos painéis é baseado na superposição desses efeitos [23], onde o aerofólio é dividido em segmentos de reta chamados painéis e cada painel passa a possuir um escoamento do tipo vórtice e/ou fonte-sumidouro. Cada painel induz uma velocidade em si próprio e nos outros. A superfície do aerofólio é tratada como uma linha de fluxo e a função do fluxo é modelada como constante em cada painel.

A solução da equação do fluxo potencial recai na solução da Equação de Laplace (2.15), em conjunto com as suas condições de contorno.

$$\Delta\phi = 0 \quad (2.15)$$

Para a solução pelo método dos painéis, assume-se que a asa (ou a pá) produz sustentação desviando o fluxo para baixo. Isso ocorre se um vórtice se forma ao seu redor e adiciona seu campo de velocidade à velocidade do fluxo livre. Essa é a condição de Kutta [61] que, para ter sentido físico, o vórtice deve ser tal que o fluxo total, ou seja, fluxo livre e o gerado pelo vórtice, deixe a asa (ou a pá) suavemente no bordo de fuga.

Emprega-se na pesquisa uma variante da teoria do escoamento potencial para calcular escoamentos viscosos [24]. O arrasto de atrito no aerofólio é analisado modelando a camada limite do escoamento onde a espessura da camada limite varia com o número de Reynolds. A teoria da camada limite serve para delimitar as regiões de escoamento viscoso em torno do perfil. Conseguindo, também, modelar a transição entre essas duas regiões para que haja compatibilidade entre elas. A formulação viscosa emprega as integrais de parâmetros de forma para momento e energia cinética apresentadas em [?]. Na região laminar, é acoplada uma transição baseada na teoria de amplificação espacial e o caso turbulento é modelo em conjunto com uma equação de atraso gerado pelas tensões causadas pela geração de vórtices durante a mudança das condições de escoamento.

Segundo [23], A influência da camada viscosa no escoamento potencial é modelada pelo conceito de transpiração das paredes. Dessa forma é possível chegar a uma expressão relativamente genérica para a solução do escoamento potencial, representada por

$$u_{e_i} = u_{inv_i} + \sum_{j=1}^{N+N_w-1} d_{ij}m_j \quad (2.16)$$

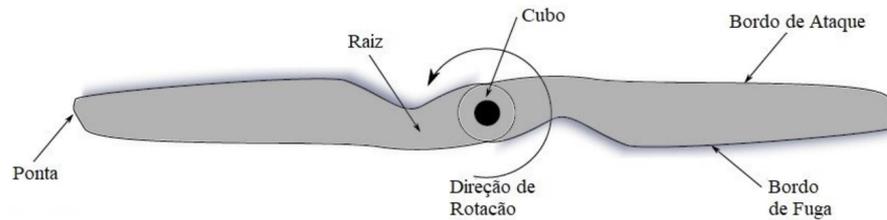
onde u_{e_i} é a distribuição final de velocidades, u_{inv_i} é a distribuição para o caso invíscido, d_{ij} é a matriz de influência de massa, determinada pela geometria do perfil e pelo ângulo de ataque e m_j é o gradiente local de perda de massa. Esse acoplamento de escoamento viscoso e invíscido com a solução de escoamento potencial proporciona ao XFOIL uma metodologia computacionalmente eficiente para solucionar equações de fluidos.

2.2 HÉLICES PARA TURBINAS EÓLICAS

As hélices são pás interligadas a um eixo central por onde é transportado energia (potência). No caso de uma turbina eólica, esse eixo estará ligado a um gerador elétrico, mas poderia estar ligado a um motor a combustão ou à uma turbina a gás, caso a hélice fosse uma hélice motora. Ao se movimentarem, as pás geram um diferencial de pressão entre as faces de sua superfície, que proporcionarão forças de sustentação e arrasto na hélice. Isso ocorre devido a construção aerodinâmica das pás, que ao longo de sua extensão possui seções com perfis de aerofólios, e a somatória de forças de sustentação e arrasto, geram na hélice resultantes de empuxo (importante para movimentação retilínea de aeronaves) e torque (importante para geração de energia).

2.2.1 Geometria das hélices

As hélices herdam parte das nomenclaturas dos aerofólios, visto que são intimamente relacionadas. A Figura 8 mostra como é uma hélice e suas principais partes.



– Figura 8: Principais componentes de uma hélice.

Fonte: Adaptado de [69].

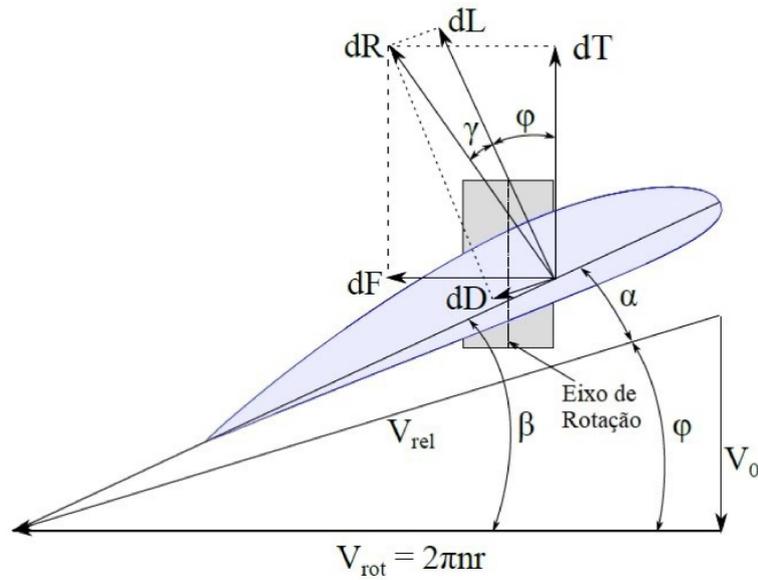
O bordo de ataque é a linha que entra em contato com o ar, separando o escoamento para as faces superior e inferior da lâmina da hélice. Já o bordo de fuga é a linha que demarca o fim do contato da hélice com o escoamento do fluido. O cubo é a parte mais interna da hélice, onde são fixadas as pás e o eixo rotativo que é ligado a um gerador ou motor. A ponta é o ponto de maior distância da lâmina da hélice até o cubo e é o ponto que possui as maiores velocidades tangenciais podendo haver velocidades supersônicas em certas situações. A raiz é a região da lâmina mais próxima do cubo, onde tem menores velocidades tangenciais, e onde há maior preocupação estrutural.

2.2.2 Teoria do elemento de pá (*Blade Element Theory*)

A teoria do elemento de pá baseia-se na divisão da hélice em várias seções ao longo do seu comprimento radial. Cada seção possui comprimento infinitesimal e é tratada como um aerofólio durante o movimento da hélice. Cada posição radial genérica r , variando no comprimento da pá da hélice, possui uma seção com um ângulo de torção estrutural β e uma corda c . Dessa forma, a somatória das contribuições das forças desses infinitos aerofólios que resultam nas forças de movimento da hélice inteira.

As forças atuantes para cada aerofólio são representadas na Figura 9, bem como os ângulos de interesse em hélices. As forças aerodinâmicas são o arrasto dD e a sustentação dL . A resultante da soma vetorial delas é representada por dR , muito usada na parte de análise estrutural da pá da hélice. A variável dT representa uma tração infinitesimal, que é perpendicular ao plano de rotação da hélice. Já a variável dF é a força que é usada no cálculo do torque infinitesimal da hélice, e ela está contida no plano de rotação da hélice.

As forças aerodinâmicas da seção podem ser equacionadas conforme as Equações a



– Figura 9: Corte de seção de uma hélice.

Fonte: Adaptado de [69]

seguir

$$dL = \left(\frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 \right) C_L c dr \quad (2.17)$$

$$dD = \left(\frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 \right) C_D c dr \quad (2.18)$$

em que V_{rel} é a velocidade relativa do escoamento, composta pela soma vetorial das velocidades tangencial naquele elemento e do vento. As Equações levam em consideração também a corda c , densidade do fluido ρ e a posição radial do elemento da pá.

Observando a Figura 9, é possível definir a tração diferencial dT baseado no ângulo de incidência da velocidade relativa do escoamento ϕ . O ângulo ϕ é o ângulo entre V_{rel} e o plano de rotação da hélice. Assim, dT é:

$$dT = dL \cos \phi - dD \sin \phi \quad (2.19)$$

. Recuperando as Equações (2.3) e (2.4), a Equação (2.19) é modificada para a Equação (2.20).

$$dT = \frac{1}{2} V_{rel}^2 c dr (C_L \cos \phi - C_D \sin \phi) \quad (2.20)$$

Há também o ângulo de decomposição vetorial de dR , representado por γ . Observando ainda a Figura 9, é possível notar a relação representada pela Equação (2.21).

$$\tan \gamma = \frac{dD}{dL} = \frac{C_D}{C_L} \quad (2.21)$$

Também de uma relação trigonométrica é possível obter a Equação (2.22),

$$V_{rel} = \frac{V_{\infty}}{\sin \phi} \quad (2.22)$$

Utilizando as Equações (2.21) e (2.22) na Equação (2.20) é possível obter o valor da contribuição de tração em função de variáveis mensuráveis e finitas.

$$dT = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 cC_L \left(\frac{\cos \gamma + \phi}{\sin^2 \phi \cos \gamma} \right) dr \quad (2.23)$$

A Figura 9 ainda mostra que existe um momento dado pela contribuição de força dF multiplicado pela distância r da seção até o cubo da hélice (eixo de rotação). Esse momento é a contribuição infinitesimal de cada elemento no torque da hélice, e pode ser obtido conforme Equação (2.24).

$$dQ = r dF = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 cC_L \left(\frac{\cos \gamma + \phi}{\sin^2 \phi \sin \gamma} \right) r dr \quad (2.24)$$

Integrando as Equações (2.23) e (2.24) ao longo de toda a extensão da pá é possível obter a tração e torque gerados pela hélice.

Atualmente, teorias mais atualizadas complementam a BET, como é o caso da teoria híbrida BEMT, que possui resultados mais satisfatórios segundo Adkins e Liebeck [2]. Essa teoria híbrida, que é amplamente usada nos algoritmos modernos, contempla situações como perdas de energia oriundas de escoamento no sentido radial, interferência no escoamento de uma pá gerada pelo movimento da pá adjacente, efeitos do escoamento na ponta da hélice e a definição da função de circulação.

2.2.3 Taxa de velocidade na extremidade livre

Para turbinas eólicas, uma variável que é importante de ser analisada é a taxa de velocidade na extremidade livre, do inglês, *Tip Speed Ratio (TSR)*. Se a TSR for muito baixa, muito vento será perdido entre as pás, não gerando potência. Em contrapartida, se a TSR for muito alta, a turbina funcionará como uma parede e o vento não conseguirá ultrapassar pelas pás, ou no mínimo, as pás gerarão uma turbulência nos escoamentos das pás adjacentes devido a velocidade. A TSR é calculada de acordo com a Equação (2.25).

$$TSR = \frac{V_{rot}}{V_{\infty}} \quad (2.25)$$

2.3 ALGORITMOS GENÉTICOS

Os algoritmos genéticos (AGs) são algoritmos evolucionários que se baseiam nos princípios naturais de evolução de Charles Darwin, conhecidos como seleção natural e reprodução genética. A seleção natural diz que os indivíduos mais aptos são privilegiados

com maior longevidade e, portanto, possuem maiores chances de reprodução. Indivíduos com mais descendentes tem maiores chances de perpetuarem seu código genético ao longo das gerações. A identidade genética desses indivíduos é representada pelos cromossomos.

Os AGs imitam esses princípios, trazendo as características da evolução para o ambiente computacional. A analogia entre o ambiente natural e o computacional está representada na Tabela 1. Um AG avalia os cromossomos de uma população, seleciona, faz a reprodução genética (*crossover*) desses cromossomos e pode realizar uma mutação. A ideia é a de que ao final de vários ciclos, a população deverá conter indivíduos mais aptos para a solução do problema objetivo.

Natureza	Computação
Cromossomo	solução candidata(indivíduo)
Gene	Característica do problema
Alelo	Valor da característica
Loco	Posição no vetor (índice)
Genótipo	Estrutura
Fenótipo	Estrutura submetida ao problema
Indivíduo	Solução
Geração	Ciclo

Tabela 1 – Analogia entre expressões da natureza e computacionais.

Fonte: Adaptado de Pacheco [52].

Segundo Holland e Goldberg [33, 30], pode-se caracterizar AG através dos seguintes componentes:

1. Problema a ser otimizado.
2. Inicialização da população.
3. Representação das soluções do problema (codificação).
4. Decodificação do cromossomo.
5. Avaliação.
6. Seleção.
7. Operadores genéticos.

2.3.1 Problema

Os Algoritmos Genéticos são majoritariamente usados em problemas de otimização complexos, que possuem muitas variáveis, parâmetros e, principalmente, por não dependerem de derivadas das funções objetivo e das restrições. A sua grande desvantagem, assim

como os demais algoritmos populacionais, é a dependência de um número significativo da avaliação da função objetivo, o que pode demandar um alto custo computacional. Historicamente, os AGs tem sido usados em otimizações de funções matemáticas, otimização combinatorial, caixeiro viajante, rota de veículos, disposição de circuitos eletrônicos, entre outros. Para o presente trabalho, o problema é a otimização de uma forma de um aerofólio que gere mais energia para uma turbina eólica, do ponto de vista aerodinâmico.

2.3.2 Inicialização da População

A inicialização da população é a determinação do processo de criação de indivíduos para a primeira geração do algoritmo. A princípio, a geração inicial é pseudo-aleatória mas pode-se inserir indivíduos bons desde que se saiba, de antemão, a aptidão dos mesmos.

2.3.3 Representação e Decodificação

“A representação das possíveis soluções do espaço de busca de um problema define a estrutura do cromossomo a ser manipulado pelo algoritmo” [52]. Ela depende do tipo de problema e de como deseja-se manipulá-lo. Essencialmente, os principais tipos de representação são:

- Binária;
- Hexadecimal;
- Real;
- Octal;
- Permutação de Símbolos;

A representação binária [64] é fácil de ser transformada em real/inteiro, historicamente foi a primeira a ser usada em AGs [33]. Um binário, para representar um número real $X_R \in [X_{min}, X_{max}]$ com precisão de p casas decimais, deve ter k bits, segundo a Equação (2.26).

$$2^k \leq (X_{max} - X_{min})10^p \quad (2.26)$$

Nem sempre a representação binária pode ser empregada, devendo-se usar alguma outra representação. É importante, no entanto, que a representação escolhida seja capaz de representar todo o espaço de busca desejado. A codificação octal representa o cromossomo na forma de números octais (0-7). Na representação hexadecimal os cromossomos são números hexadecimais (0-9,A-Z) [64, 41]. A codificação usando permutação é geralmente usada em problemas de ordenação. Nela, o cromossomo é representado por um vetor de valores que representam uma posição em uma sequência. Já na codificação por valor, o

cromossomo é representado por valores reais [59], mais usado em problemas com domínio contínuo.

A decodificação consiste em transformar as informações do código genético do indivíduo em um valor do espaço de solução do problema. Esse valor é o valor que representa o indivíduo no espaço de avaliação.

2.3.4 Avaliação e Seleção

A avaliação é feita através de uma função chamada de função de aptidão ou função objetivo, que melhor representa o problema a ser resolvido e possui a finalidade de medir qual a aptidão, de cada indivíduo presente na população. As funções objetivo são específicas de cada problema. É também na parte de avaliação que se faz a aferição se o indivíduo é factível ou não, sendo inseridas restrições, caso existam.

A seleção tem por finalidade selecionar indivíduos e fazê-los trocar informações entre si (*crossover*). O processo mais comum é o processo de seleção proporcional, ou roleta, onde cada indivíduo é representado por uma fatia proporcional a sua aptidão relativa. A aptidão relativa p_i do i -ésimo indivíduo pode ser calculada como

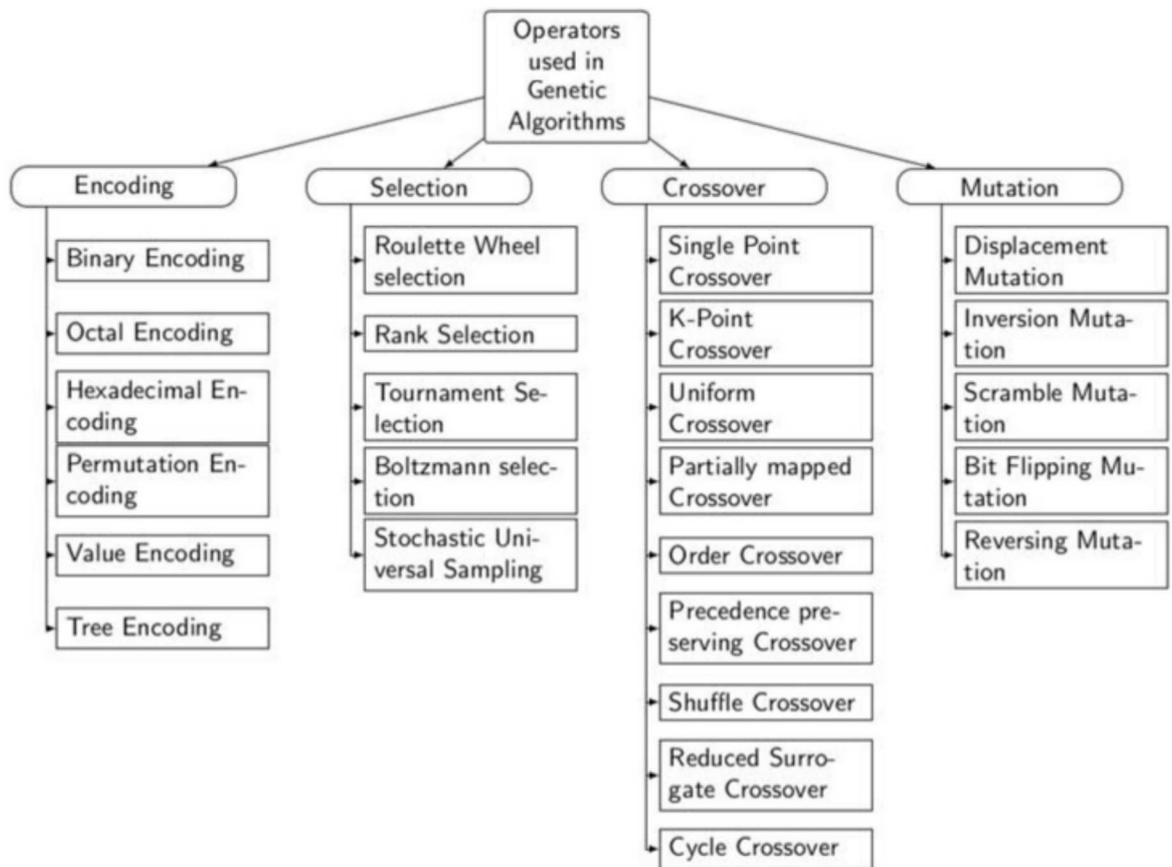
$$p_i = \frac{f_i}{\sum_{i=1}^N f_i} \quad (2.27)$$

onde f_i é a aptidão do i -ésimo indivíduo e N é o número de indivíduos na população.

2.3.5 Operadores de Crossover e de Mutação

Os indivíduos selecionados são recombinados através do operador de crossover. Ele é fundamental, pois os cromossomos pais são selecionados, e novos indivíduos serão gerados. O crossover mais simples é o crossover de um ponto de corte. Um ponto de corte é escolhido aleatoriamente nos cromossomos e então toda a informação a partir daquele ponto é trocada entre os cromossomos pais, gerando os novos filhos. Após isso, os filhos podem ser submetidos à uma mutação. Há uma probabilidade p_m de um alelo no filho, mudar de valor, com o objetivo de aumentar a diversidade da população.

A Figura 10 mostra parte da vasta quantidade de operadores que foram desenvolvidos no contexto de AGs.



– Figura 10: Operadores genéticos existentes.

Fonte: Retirado de [39].

3 METODOLOGIA

3.1 FERRAMENTAS USADAS

Para o presente trabalho, algumas ferramentas foram usadas para se gerar perfis aerodinâmicos e realizar as simulações necessárias para o progresso dos estudos. A ferramenta mais importante é o XFOIL [24], que é o responsável pela validação aerodinâmica de cada aerofólio gerado pelo algoritmo genético. O algoritmo genético em si é gerido pela plataforma PlatEMO [67], uma plataforma de código aberto que contém suporte para diversos tipos de algoritmos evolutivos. Para os testes e validações referentes a hélices, foram testados dois códigos livres, inicialmente foi utilizado o JavaPROP, posteriormente o JBlade, e para os testes finais, o QBlade foi a plataforma escolhida. Vale ressaltar que as duas últimas ferramentas fazem uso do próprio XFOIL em suas funcionalidades.

3.1.1 PlatEMO

O PlatEMO [67] é uma plataforma de otimização multi-objetivo que disponibiliza um conjunto significativo de algoritmos evolucionários. Desenvolvida pelo *Institute of Bioinspired Intelligence and Mining Knowledge* (BIMK) da Universidade Anhui e pelo *Nature Inspired Computing and Engineering Group* (NICE) da Universidade de Surrey. A plataforma oferece mais de 150 algoritmos evolutivos e mais de 300 problemas de benchmark para serem usados.

Por ser uma plataforma de código aberto, é continuamente atualizada pela comunidade, sendo possível customizar o código de acordo com as demandas do usuário. Essa possibilidade foi importante para este trabalho, visto que foi necessário inserir a simulação do XFOIL como função objetivo do problema estudado nessa dissertação.

3.1.2 XFOIL

Programa muito consolidado na área de desenvolvimento de aeromodelismo. Desenvolvido por Mark Drela [24], é útil para análises isoladas de perfis aerodinâmicos em escoamentos subsônicos. Ele emprega o método dos painéis para a obtenção dos coeficientes aerodinâmicos dos perfis, conforme Seção 2.1.4. O programa providencia ferramentas para:

- Estudos em ambiente viscoso ou invíscido;
- Modelagem/remodelagem de aerofólio por meio de parâmetros geométricos;
- Leitura e escrita de arquivos com coordenadas de aerofólios ou curvas polares;
- Plots de geometria, distribuição de pressão e múltiplas curvas polares;

3.1.3 JavaPROP

O JavaPROP [32] é uma ferramenta para modelagem e análise de propulsores e turbinas eólicas que pode ser aplicado em problemas aeronáuticos ou marinhos. Implementa uma modelagem que usa o clássico BEMT que se baseia em considerações de características bidimensionais de aerofólios. Além disso, é possível considerar diferentes seções de aerofólios e o impacto das características de cada um na performance do rotor.

3.1.4 JBlade

O JBlade [62] vem sendo desenvolvido no Departamento de Ciências Aeroespaciais, na Universidade de Beira Interior, Covilhã, Portugal. É um programa para modelagem e análise de propulsores, baseado no Qblade e no XFLR5 [46]. Ele utiliza as curvas aerodinâmicas dos aerofólios obtidas pelo XFOIL para a obtenção dos parâmetros de desempenho das hélices. Emprega a teoria BEM modificada para atender ao equilíbrio em um escoamento tridimensional.

3.1.5 QBlade

O QBlade [47, 48] foi realizado como parte da pesquisa realizada no Grupo de Energia Eólica da Universidade Técnica de Berlin, no Departamento de Mecânica dos Fluidos Experimental. O projeto do QBlade visa criar um programa que provesse cálculos de turbinas e que fosse integrado a ferramenta de modelagem e análise do já consagrado XFOIL, compilado em um único programa, tornando possível então, modelar e analisar turbinas e suas hélices. A integração com o XFOIL permite criar aerofólios, calcular as polares, extrapolar as curvas polares para o intervalo de 360° e diretamente integrar esses aerofólios numa simulação de turbina eólica.

3.2 OTIMIZAÇÃO

3.2.1 Etapas de Desenvolvimento do Algoritmo

Tendo em vista o objetivo de melhorar a eficiência de um perfil aerodinâmico estando em posse da geometria dele, buscou-se uma função objetivo e restrições que viabilizassem o processo de evolução do algoritmo genético, gerando um aerofólio com capacidades superiores dada uma certa condição de operação.

3.2.1.1 Função Objetivo

Como mostrado na Seção 2.1, o aerofólio possui duas características aerodinâmicas importantes para mostrar sua capacidade de transformar energia cinética de um escoamento em força: a sustentação e o arrasto. Essas propriedades podem ser adimensionalizadas de modo a serem utilizados os coeficientes de sustentação (C_l) e de arrasto (C_d).

Projetos aerodinâmicos eficientes buscam maximizar a primeira e minimizar a segunda. Poderia ser proposto um algoritmo de otimização multi-objetivo para encontrar a resposta desse problema, no entanto, pode-se também chegar a tal utilizando a razão de forças aerodinâmicas (*Glide Ratio* - G_l). Esta razão é definida por

$$G_l = \frac{C_l}{C_d} \quad (3.1)$$

O *glide ratio* proporciona o uso de um algoritmo mono-objetivo, com o intuito de maximizar o *glide ratio* de um aerofólio. Um detalhe é que a PlatEMO funciona com minimização, portanto a função objetivo a ser usada foi de minimizar a Equação (3.2).

$$O(x) = -G_l \quad (3.2)$$

$$x_i^l \leq x_i \leq x_i^u \quad (3.3)$$

onde x_i é o vetor de variáveis de projeto, x_i^l e x_i^u são os seus limites inferiores e superiores, respectivamente.

3.2.1.2 Parâmetros Globais do PlatEMO

Os parâmetros usados para a evolução da população (com 50 indivíduos), no PlatEMO, foram os valores padrão do algoritmo GA presente na plataforma. Os parâmetros existentes são baseados em bibliografias comumente usadas na literatura, como veremos mais abaixo.

O GA do PlatEMO é baseado no trabalho de Holland [33]. Os parâmetros usados por este algoritmo são:

- Probabilidade de SBX: 1. Todos os indivíduos trocarão genes entre si pelo menos 1 vez a cada geração.
- Índice de distribuição de SBX: 20. Quanto maior esse valor, maior serão as semelhanças entre pais e filhos.
- Probabilidade de mutação polinomial: 1. Todos os indivíduos sofrerão algum tipo de mutação;
- Índice de distribuição de mutação polinomial: 20. A mutação vai ocorrer em 20% dos pontos.

O algoritmo do PlatEMO inicia com a formação da população. São verificados os domínios de cada variável de decisão e gerados valores aleatórios para cada indivíduo, até o número máximo de indivíduos da população.

Em cada geração, a população é testada pela função *FitnessSingle*. Esta função além de testar a aptidão dos indivíduos também verifica suas restrições e se cada indivíduo

é factível. Após isso, é feita uma seleção por torneio, onde as aptidões testadas são confrontadas aos pares.

O crossover por simulação binária (SBX, de [14]) consiste em criar dois conjuntos parentais (com suas variáveis de decisão). Calcula-se um valor β que é um coeficiente que tem seu valor baseado em um vetor de números aleatórios normalizados μ . Os valores de β são calculados segundo

$$\beta = \begin{cases} (2\mu)^{1/(\eta_c+1)}, & \text{se } \mu \leq 0.5 \\ \left(\frac{1}{2(\eta_c-1)}\right)^{1/(\eta_c+1)} & \text{c.c.} \end{cases} \quad (3.4)$$

onde η_c é a distribuição do crossover. Os filhos são gerados segundo as Equações adiante.

$$y_1 = 0.5[|x_1 + x_2| + \beta|x_1 - x_2|] \quad (3.5)$$

$$y_2 = 0.5[|x_1 + x_2| - \beta|x_1 - x_2|] \quad (3.6)$$

onde x_1 e x_2 são os vetores que representam as variáveis de decisão dos indivíduos pais e y_1 e y_2 são os indivíduos filhos gerados.

Já para a mutação, foi usada a mutação com base em parâmetros polinomiais [12]. Nessa metodologia de mutação, o mesmo μ do crossover é gerado novamente, de forma aleatória. Calcula-se, na sequência, o parâmetro de mutação $\bar{\delta}$.

$$\bar{\delta} = \begin{cases} [2\mu + (1 - 2\mu)(1 - \delta)^{\eta_m+1}] - 1, & \text{se } \mu \leq 0.5 \\ 1 - [2(1 - \mu) + 2(\mu - 0.5)(1 - \delta)^{\eta_m+1}] & \text{c.c.} \end{cases} \quad (3.7)$$

A Equação (3.7) é válida para quando há limitações bem definidas nos domínios das variáveis de decisão (x_u e x_l). Esses limites são necessários para calcular a variável δ , com a expressão (3.8), que é parâmetro da Equação (3.7),

$$\delta = \frac{\min[(x - x_l), (x_u - x)]}{\Delta_{max}} \quad (3.8)$$

onde $\Delta_{max} = (x_u - x_l)$. Dessa forma, o filho que sofreu mutação é representado por:

$$y = x + \bar{\delta}\Delta_{max} \quad (3.9)$$

3.2.1.3 Parâmetros do XFOIL

Como mostrado, a razão das forças aerodinâmicas é essencial para atingir o objetivo de otimização. O XFOIL é capaz, usando o método dos painéis, de fornecer rapidamente, valores aproximados para os coeficientes polares para um dado perfil.

Para o acoplamento do XFOIL com o PlatEMO, foi utilizada uma interface provida por [11], que proporciona o uso do XFOIL com o MATLAB, e, portanto, com o PlatEMO. Esse algoritmo, resultante desse acoplamento, é denominado, no decorrer deste texto, de PlatFOIL.

3.2.1.4 Condições de Operação Preliminares

Testes iniciais para avaliar o desempenho dos algoritmos foram conduzidos com base nos experimentos de Wall [69]. Foi decidido que seria usado um modelo com bordo de fuga fechado, com a condição de ângulo de ataque de 10° , uma vez que é um ângulo médio não próximo de 0° , onde há oscilação devido a estar próximo de ângulos negativos, nem próximo dos ângulos que flertam com o estolamento, que são ângulos acima de 15° . A faixa de Reynolds usada nesse exemplo foi $Re = 150000$, considerado um Reynolds baixo. Como a aplicação final, a qual deseja-se otimizar, é uma turbina eólica, não foi considerado um número de Mach relevante.

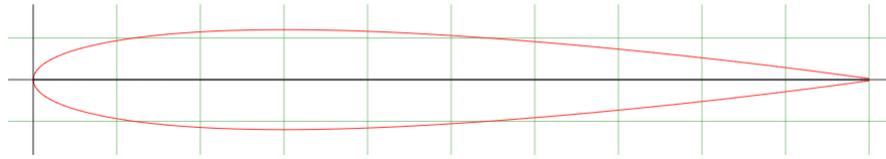
3.2.1.5 Restrições e Curvas Bézier

Inicialmente, usou-se, como variáveis de decisão, cada um dos 100 pontos que geravam a forma do aerofólio. Imaginou-se ser possível uma maior variedade de aerofólios gerados, resultando em maiores possibilidades de caminhos para evoluir.

As restrições nesse caso, são apenas no eixo vertical, ou seja, cada ponto do aerofólio é definido pela sua coordenada y . Dessa forma, com a consideração de alterações somente em y , reduz-se o número de variáveis de decisão de 200 para 100. As variações permitidas para cada ponto, inicialmente, eram baseadas no perfil NACA0012 (Figura 11), perfil simétrico, desenvolvido pela NACA no século XX. O modelo poderia variar 10% na posição dos pontos, para cima ou para baixo, partindo do ponto inicial (que era o NACA0012). O que foi observado, no entanto, foi que era muito complexo encontrar um caminho para a evolução, tentando otimizar 100 variáveis. Isso ocorreu devido ao XFOIL ter apresentado alta taxa de não convergência para esse modelo, e os poucos perfis apresentados pelo algoritmo tinham altas ondulações e eram muito pouco performáticos.

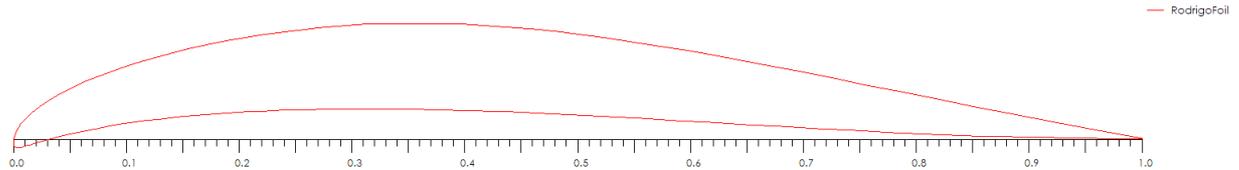
Visando tratar esse problema, fez-se uso das curvas de Bézier (Seção 2.1.2) para reduzir o número de variáveis de decisão sem perder a qualidade da geometria do perfil. Não somente isso, essa troca permitiu desvincular a malha da geometria, levada para o XFOIL, da complexidade do algoritmo genético, podendo agora refinar mais a malha sem aumentar o número de variáveis de decisão.

Para utilizar as curvas Bézier, foi necessário estabelecer os conjuntos de pontos \vec{B}_i (um conjunto para o dorso superior e um para o dorso inferior). Foram escolhidas curvas de sexto grau, ou seja, 6 pontos de controle para definir a curva. Destes seis pontos, dois deles, o inicial e o final, são fixos (o bordo de ataque $(0,0)$ e o bordo de fuga $(1,0)$), diminuindo



– Figura 11: Perfil NACA0012.

Fonte: airfoiltools.com.



– Figura 12: Aerofólio delgado na parte frontal.

Fonte: Elaborada pelo autor (2021).

para quatro pontos de controle para cada curva totalizando oito pontos necessários e portanto, 16 coordenadas para serem usadas como variáveis de decisão para o algoritmo.

Inicialmente os valores eram igualmente espaçados em x , e a coordenada que definia \vec{B} era a y , na qual o algoritmo tinha certa liberdade para modificar os valores. O resultado foi um aerofólio delgado na parte frontal como mostra a Figura 12. Isso ocorreu devido à subdivisão fixa e equidistante em x , uma vez que em aerofólios tradicionais [49], há maior curvatura na parte frontal, bem como um raio mínimo no bordo de ataque (*round nose* [57]). Se fez necessário, então, mais pontos de controle nessa região frontal, diminuindo os valores limitantes de x , aproximando as regiões da origem (bordo de ataque).

Por fim, após uma abordagem heurística, os intervalos de valores para os pontos de controle de Bézier foram:

ponto:	1	2	3	4
x_{inf}	0	0.02	0.3	0.6
x_{sup}	0.02	0.3	0.6	0.7
y_{inf}	0	0.05	0	0
y_{sup}	0.2	0.15	0.15	0.1

Tabela 2 – Tabela com os valores limites para a região de domínio dos pontos de controle do dorso superior.

Fonte: Elaborada pelo autor (2022).

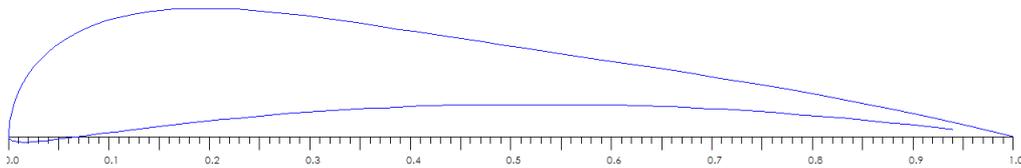
E os aerofólios resultantes passaram então a ter formatos mais parecidos com os

ponto:	1	2	3	4
x_{inf}	0	0.02	0.5	0.7
x_{sup}	0.02	0.5	0.7	0.8
y_{inf}	0.05	-0.05	-0.05	-0.1
y_{sup}	0.2	0.15	0.15	0.1

Tabela 3 – Tabela com os valores limites para a região de domínio dos pontos de controle do dorso inferior.

Fonte: Elaborada pelo autor (2022).

encontrados na literatura [49], tendo perfis como os da Figura 13.



– Figura 13: Aerofólio após refinamento do algoritmo.

Fonte: Elaborada pelo autor (2021).

Com essas informações adicionadas, o problema de otimização a ser solucionado pode ser descrito da forma apresentada pela Equação (3.10). O espaço de busca x_i é restrito como mostram as Tabelas 2 e 3.

$$\min O(x_i) = -G_l \quad (3.10)$$

$$x_i^{inf} \leq x_i \leq x_i^{sup} \quad (3.11)$$

3.2.2 Validação via JBlade

Foi utilizado o JBlade para validar os coeficientes aerodinâmicos dos aerofólios gerados pelo PlatFOIL. Isso é possível uma vez que essa ferramenta *open source* também faz uso do XFOIL em suas simulações. O resultado foi que para as mesmas condições de operação, um mesmo aerofólio possuía resultados diferentes de C_l e C_d (um gerado pelo algoritmo desenvolvido, e um gerado pelo JBlade).

Tentou-se reproduzir o funcionamento do JBlade no algoritmo proposto, visando entender a fonte dessa diferença. Foi criado um código externo que, no lugar de gerar a curva de um aerofólio e fazer a simulação, fazia uso de um arquivo de dados com os pontos do aerofólio desejado e assim fazia a simulação. Foram feitos testes com perfis já conhecidos como NACA0012 e NACA4412, e o código externo obteve resultados promissores.

Após isso, foi feita uma tentativa de adaptar esse código externo ao algoritmo que já vigorava, no entanto foi observada uma queda de performance maior do que a esperada. Com isso em mente, optou-se por utilizar esse algoritmo como um validador, para o melhor aerofólio da última geração.

Foi feita então uma análise das diferenças que existiam entre o validador e o algoritmo original. Três fatores foram encontrados: O intervalo do ângulo de incidência (α), que no validador era maior, o tempo que o XFOIL esperava até considerar uma não convergência e o a malha de painéis usada pelo XFOIL.

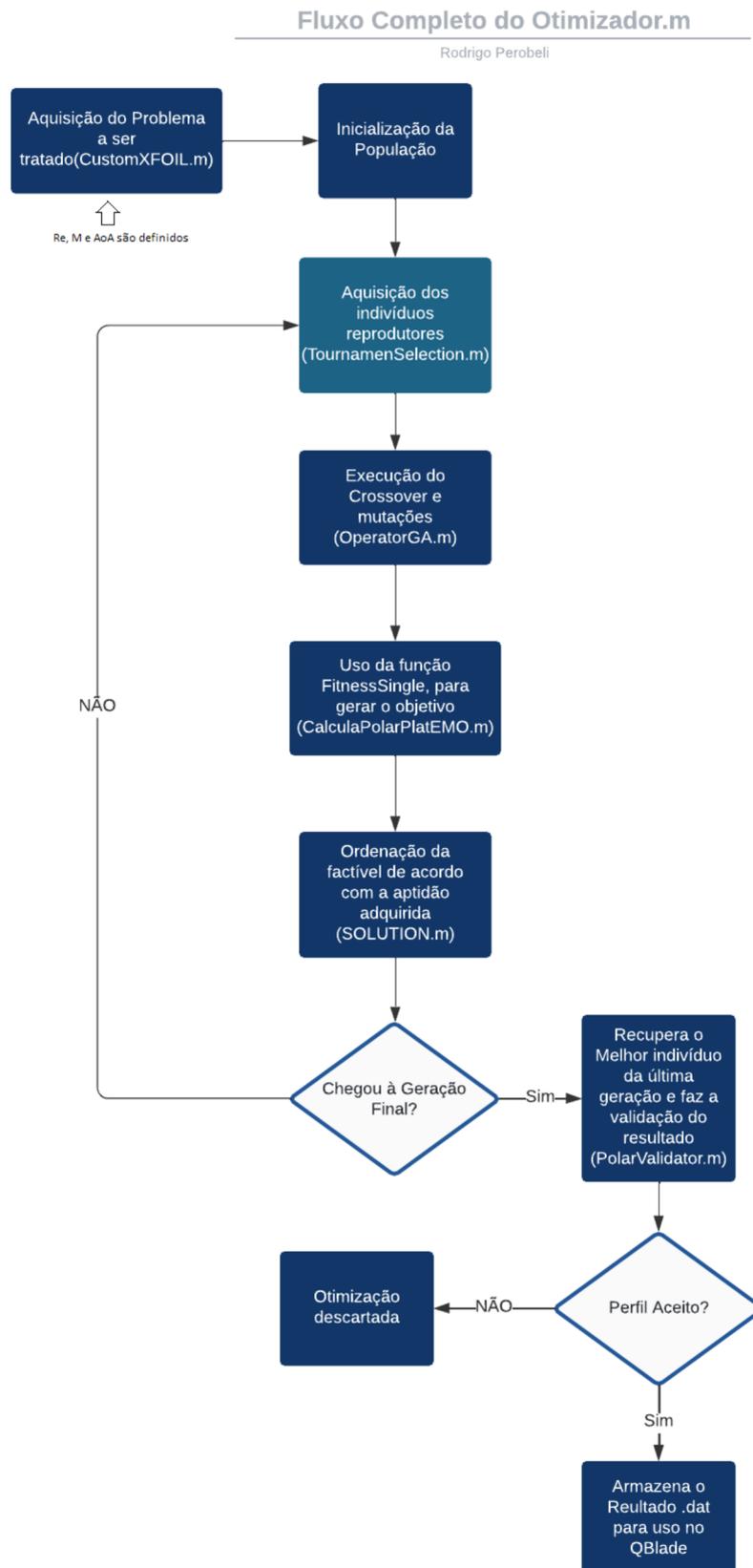
O intervalo de incidência foi adequado ao do validador, como sendo de 10° ($AoA - 5^\circ$ a $AoA + 5^\circ$), antes era usado um intervalo de 4° . O tempo limite do XFOIL também foi adequado, para 100 s, que é o valor padrão do XFOIL bem como no JBlade. Essas mudanças tiveram sim efeitos no resultado porém não conseguiram diminuir o erro que havia entre os 2 processos.

A mudança que foi mais efetiva foi o refinamento da malha. Isso se deve ao fato de, por estar fazendo diversos testes para melhorar o algoritmo, a malha utilizada pelo algoritmo desenvolvido era menos refinada, visando a velocidade e reprodutibilidade dos testes. Era utilizada uma malha de 50 painéis no XFOIL, ao modificar para 200 painéis (o máximo permitido pelo XFOIL) o erro entre JBlade e algoritmo genético, no ângulo de 10° , caiu de cerca de 30% para aproximadamente 2%.

3.2.3 Estrutura Final do Algoritmo de Otimização Proposto

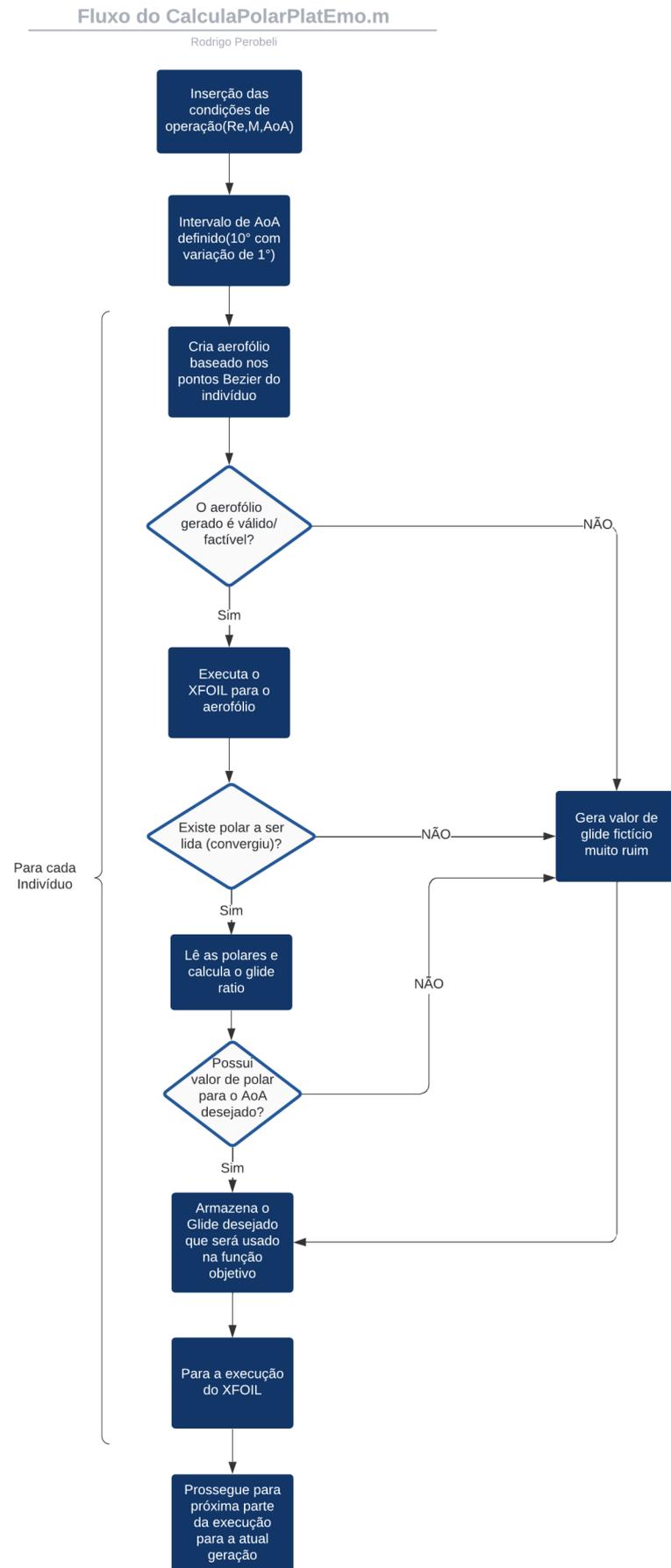
Neste projeto, o AG foi estruturado tendo a Seção 2.3 como base. A primeira geração foi gerada pseudo-aleatoriamente, tendo algumas restrições no espaço de busca, limitando o formato do perfil. Por se tratar de um domínio contínuo, a representação escolhida para o problema da turbina eólica foi a representação em valores reais. A função objetivo foi o processo para obtenção dos coeficientes aerodinâmicos de cada aerofólio a partir do formato deles via XFOIL (Seção 2.1.3). O mecanismo de seleção escolhido foi o método por torneios, nele, um grupo de indivíduos aleatórios é escolhido e o indivíduo de melhor aptidão é selecionado. Como operadores genéticos, foram usados o crossover SBX [14], detalhado na Seção 3.2.1.2, e o operador de mutação polinomial [12], sem a utilização de elitismo.

O processo da otimização é mostrado na Figura 14. Nota-se que os 2 procedimentos alterados foram o problema a ser tratado, onde foram inseridas as variáveis de decisão, qual seria a função objetivo e também as restrições, e a função que é usada como objetivo, onde é colocada toda a parte de simulação com XFOIL, parte central deste trabalho. A função CalculaPolarPlatEMO, ao final do desenvolvimento apresenta a estrutura representada na Figura 15.



– Figura 14: Fluxograma de todo o processo de otimização.

Fonte: Elaborada pelo autor (2022).



– Figura 15: Fluxograma do algoritmo central do projeto.

4 ESTUDO DE CASO E ANÁLISE DOS RESULTADOS

4.1 TURBINA EÓLICA NREL PADRÃO

4.1.1 Descrição da Turbina

O estudo de caso escolhido para este trabalho é uma turbina eólica de eixo horizontal de 5MW, projetada pelo Laboratório Nacional de Energia Renovável, EUA (NREL). Sua documentação é bastante completa e de fácil acesso na literatura. Na Tabela 4 tem-se as suas principais especificações.

Potência	5MW
Orientação do rotor	<i>upwind</i>
Número de pás	3
Diâmetro do rotor	126 m
Diâmetro do cubo	3 m
Altura do cubo	90 m
Velocidade de partida do vento	3 m/s
Velocidade nominal do vento	11,4 m/s
Velocidade de desligamento do vento	25 m/s
Velocidade inicial do rotor	6,9 rpm
Velocidade nominal do rotor	12,1 rpm

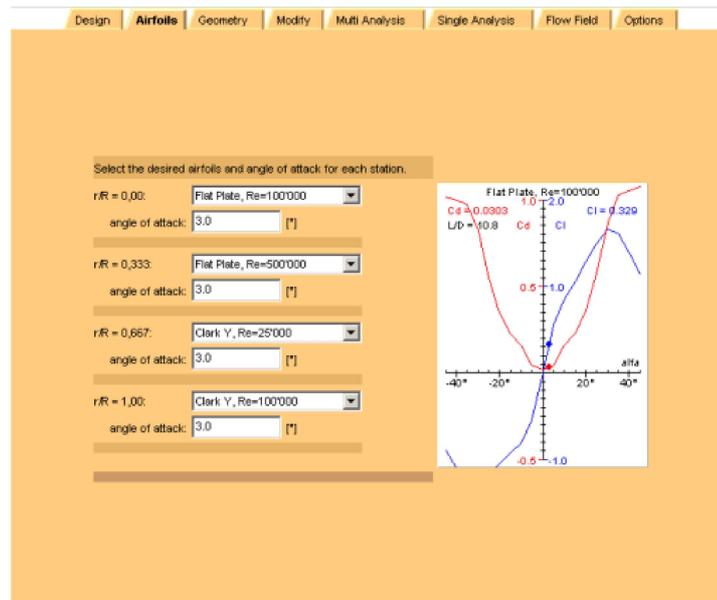
Tabela 4 – Especificações da NREL 5MW.

Fonte: Relatório técnico [37]

Pretende-se, nesta pesquisa, a otimização aerodinâmica dos perfis das pás, mantendo os os mesmos posicionamento radial (RNodes), ângulos de inclinação estrutural (Aerotwist), comprimento dos elementos (DRNodes) e cordas das seções da turbina original. Essas propriedades geométricas são apresentadas na Tabela 5. Adicionalmente, informam-se os perfis dos aerofólios nativos, sendo DU perfis projetados pela Universidade de Delft e NACA os perfis desenvolvidos pela NACA.

4.1.2 Análises Aerodinâmicas da Turbina

Inicialmente, desejava-se usar o JavaPROP para gerar a lâmina da hélice e realizar a simulação da turbina completa. A Figura 16 mostra a interface desse programa. Nota-se que o JavaPROP trabalha com a inserção de 4 perfis. Para simulações com um número maior de seções, são feitas interpolações com os quatro perfis previamente definidos pelo usuário. Esta limitação é, portanto, uma desvantagem para as aplicações pretendidas. Foi decidido não adotar essa abordagem para evitar uma terceirização da construção da lâmina para a interpolação submódulo de análises aerodinâmicas dos perfis individuais.



– Figura 16: Interface do JavaPROP, para inserção de 4 seções de aerofólio para a hélice.

Fonte: Manual JavaPROP [32]

O QBlade e o JBlade, como já introduzidos nas seções 3.1.4 e 3.1.5 são programas com certa similaridade, baseados no XFOIL. No entanto, os propósitos de criação de cada um são diferentes. O JBlade foi criado pensando em elementos propulsores, possuindo recursos para análises com RPM fixa. O QBlade, por sua vez, se encaixa melhor nas análises desejadas nessa dissertação, pois possibilita a variação da rotação nas análises visando geração de energia. Por isso, apesar de o JBlade ter sido usado para validar o algoritmo, devido ao uso do XFOIL em sua análise de perfis, para a análise da turbina NREL optou-se por usar o QBlade.

4.1.3 Aquisição dos Pontos de Operação

Para realizar a otimização, é necessário saber 3 informações fundamentais: o valor do número de Reynolds, o número de Mach (para escoamentos supersônicos) e o valor do ângulo de ataque (AoA) entre o perfil e o fluido em movimento (ar). Para determinar essas informações, foi utilizado o relatório técnico da NREL [37]. Dada as baixas velocidades de vento, os valores de Mach usados nos cálculos sempre foram iguais a 0. Para o cálculo de Reynolds foi utilizada a Equação (2.6) utilizando uma velocidade de incidência (V_{rel}) resultante da soma vetorial da velocidade de rotação da hélice (V_{rot}) com a velocidade de incidência do vento (V_{∞}), conforme Equação (4.1).

$$V_{rel} = \sqrt{V_{\infty}^2 + V_{rot}^2} \quad (4.1)$$

Dessa forma, os valores de Reynolds e AoA usados para a otimização são reportados na Tabela 5

Posição(m)	Corda(m)	Reynolds	AoA
2,87	3,54	2,83E+06	58,398
5,6	3,85	3,48E+06	43,867
8,33	4,17	4,38E+06	32,875
11,75	4,56	5,82E+06	23,150
15,85	4,65	7,34E+06	17,230
19,95	4,46	8,48E+06	13,354
24,05	4,25	9,50E+06	10,837
28,15	4,01	1,03E+07	9,344
32,25	3,75	1,09E+07	8,522
36,35	3,5	1,14E+07	8,071
40,45	3,26	1,18E+07	7,925
44,55	3,01	1,19E+07	7,902
48,65	2,76	1,19E+07	7,798
52,75	2,52	1,18E+07	7,820
56,17	2,31	1,15E+07	7,923
58,9	2,09	1,09E+07	8,014
61,63	1,42	7,72E+06	7,912

Tabela 5 – Tabela com os pontos de operação para utilização da otimização.

Nota-se pela Tabela 5 que os pontos mais próximos do cubo da hélice, possuem ângulos elevados superiores a 20° . Isto se deve às baixas velocidades lineares de rotação da hélice nessa região. Devido ao estolamento do escoamento aerodinâmico no perfil simulado. As análises aerodinâmicas dos perfis com o programa XFOIL ficam comprometidas para AoA acima desse valor, devido ao estolamento do escoamento no perfil simulado. Testes para AoA de 32° foram realizados, confirmando a não convergência. Visando contornar essa preocupação, as otimizações foram feitas para as seções da hélice a partir da posição 11,75 m.

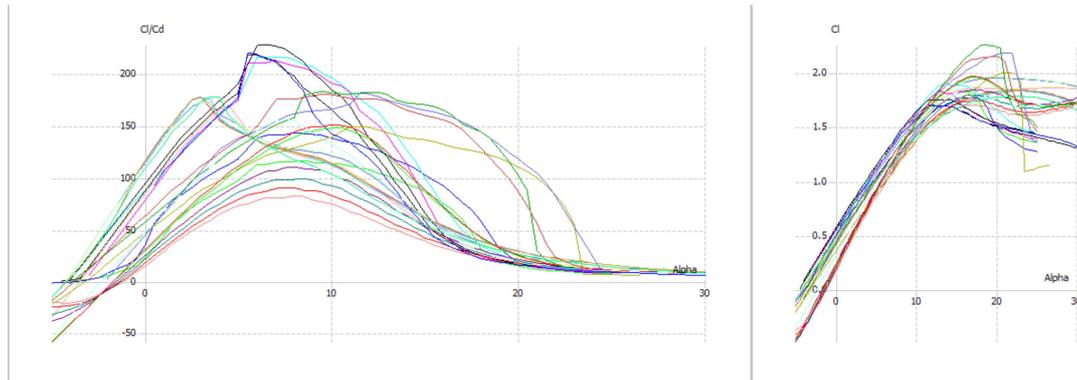
4.1.4 Montagem da Lâmina da Hélice

A montagem da lâmina passa, antes, pela geração das curvas polares dentro do QBlade de cada perfil analisado. Para tal, é feita a leitura das coordenadas dos perfis pelo programa. As análises aerodinâmicas dos perfis individuais são realizadas em uma faixa de ângulos de -5° a 30° , gerando as curvas polares para cada ponto de operação. A Figura 17 mostra como ficam as curvas no QBlade.

Destas polares, deve-se realizar a extrapolação das curvas para 360° , usando a extrapolação de Montgomerie [50], que é uma das disponibilizadas pelo QBlade. A extrapolação exige uma análise e variação de alguns parâmetros, onde é recomendado deixar a curva o mais suave possível. A Figura 18 mostra em destaque um exemplo de uma extrapolação já feita para uma polar do atual projeto.

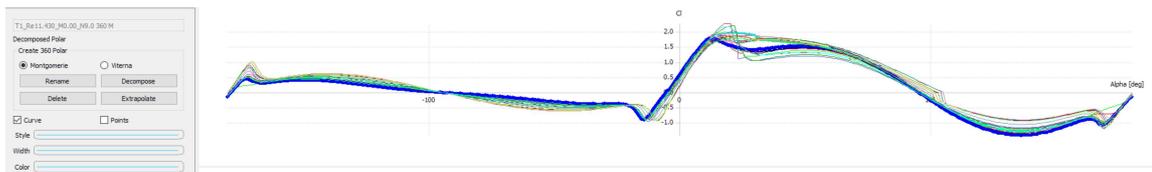
Na montagem da hélice, como não houve convergência para perfis próximos do

cubo, foram usados os perfis originais da NREL. O QBlade proporciona uma interface bem intuitiva para a criação das hélices. Na realização do projeto, foram montadas as lâminas original e otimizada para poderem ser feitas as comparações posteriormente. A Figura 19 mostra a interface do QBlade no momento da montagem da hélice.



– Figura 17: Imagem ilustrativa das curvas polares de perfis aerodinâmicos.

Fonte: Elaborada pelo autor (2022).



– Figura 18: Imagem ilustrativa de uma curva C_l extrapolada via Montgomerie.

Fonte: Elaborada pelo autor (2022).

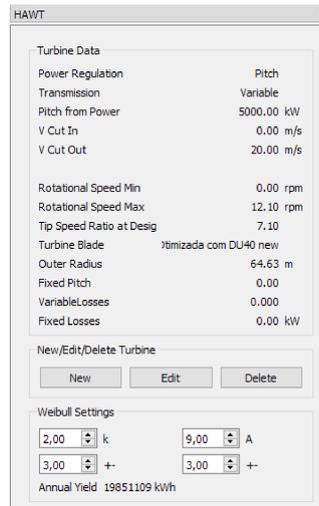


– Figura 19: Imagem ilustrativa da interface do QBlade para criação das hélices.

Fonte: Elaborada pelo autor (2022).

4.1.5 Simulação da Turbina

Baseado na lâmina da seção 4.1.4, é definida uma turbina para ser simulada. Baseado no Relatório da NREL [37] os valores de velocidade foram inseridos, RPM de trabalho e potência de corte (5MW), conforme Figura 20. As simulações foram feitas para a turbina padrão e para a turbina nova, otimizada. Foi inserido também o valor da razão de velocidade de ponta, conforme seção 2.2.3.



– Figura 20: Configurações para a simulação final com a turbina

4.2 OTIMIZAÇÃO DOS AEROFÓLIOS INDIVIDUAIS

Como mostrado na Seção 3.2.1.1, o PlatFOIL foi responsável por fornecer o *glide ratio*. A Tabela 6 mostra como os aerofólios foram nomeados, a partir do seu posicionamento na pá da hélice, conforme Tabela 5. Nota-se que o perfil 3 foi utilizado para seis pontos diferentes, isso se deve ao fato de que a variação de α e Reynolds eram baixas, então foi feita uma média ($Re = 11719981$ e $\alpha = 7.9065$), diminuindo, assim, o número de otimizações necessárias.

As Figuras 21 a 29 mostram os gráficos das comparações entre os perfis padrão e os otimizados. Como forma de mensurar e comparar os desempenhos desses aerofólios otimizados, utilizou-se a área dos gráficos de *glide ratio* pelo AoA. Dessa forma, permite-se uma comparação não somente no ângulo desejado, mas em todo o intervalo de simulação ($\alpha \in [-5, 30]$). Para isso, foi utilizada uma integração numérica pela regra de trapézios para aproximar as áreas dos gráficos, e os resultados são apresentados na Tabela 7.

É possível notar, pelos gráficos e pela Tabela 7, que houve ganhos em relação aos perfis padrão em todos os casos otimizados. É notório que nos ângulos para os quais os perfis foram otimizados houve ganhos significativos. Ao mesmo tempo, nas análises pelas áreas dos gráficos, nota-se que há ganhos também ao longo de uma faixa de valores

Posição(m)	Nome Perfil Otimizado	Nome Perfil Padrão
11,75	Perfil 9	DU40
15,85	Perfil 8	DU35
19,95	Perfil 7	DU35
24,05	Perfil 6	DU30
28,15	Perfil 5	DU25
32,25	Perfil 4	DU25
36,35	Perfil 3	DU21
40,45	Perfil 3	DU21
44,55	Perfil 3	NACA64
48,65	Perfil 3	NACA64
52,75	Perfil 3	NACA64
56,17	Perfil 3	NACA64
58,9	Perfil 2	NACA64
61,63	Perfil 1	NACA64

Tabela 6 – Referência de nomenclatura para os aerofólios.

Fonte: Elaborada pelo autor (2022).

Perfil	Área Padrão	Área Otimizada	Diferença(%)
Perfil 9	1,39E+03	2,73E+03	96,86%
Perfil 8	1,83E+03	3,06E+03	66,98%
Perfil 7	1,88E+03	3,04E+03	61,90%
Perfil 6	1,85E+03	3,08E+03	66,44%
Perfil 5	2,08E+03	2,88E+03	38,21%
Perfil 4	2,10E+03	2,63E+03	25,28%
Perfil 3	2,39E+03	2,69E+03	12,58%
Perfil 2	2,32E+03	2,68E+03	15,46%
Perfil 1	2,21E+03	2,34E+03	5,60%

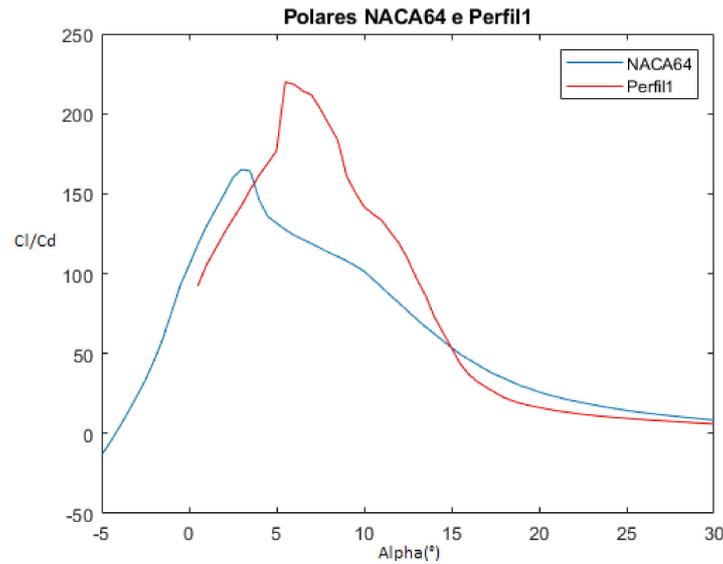
Tabela 7 – Resultado da comparação entre os aerofólios padrão e os otimizados.

Fonte: Elaborada pelo autor (2022).

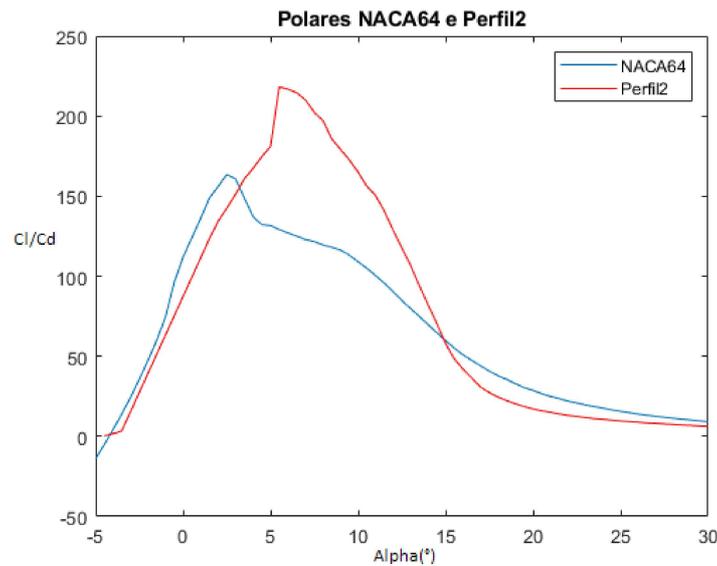
operacionais. Ou seja, a otimização feita não resultou em uma especialização para uma pequena faixa de ângulos, o que é muito positivo.

Outro ponto importante a ser discutido são os valores decrescentes ao longo da pá, com ganhos próximos a 100% próximo ao cubo e ganhos de 5% na ponta. Isso decorre porque a otimização efetuada foi uma otimização de natureza aerodinâmica. Uma otimização estrutural ainda se faz necessária para garantir que as seções da pá suportem os esforços estruturais. Análises estruturais, todavia, fogem ao escopo do presente trabalho.

As Figuras 30 a 38 mostram as geometrias dos perfis depois de otimizados.



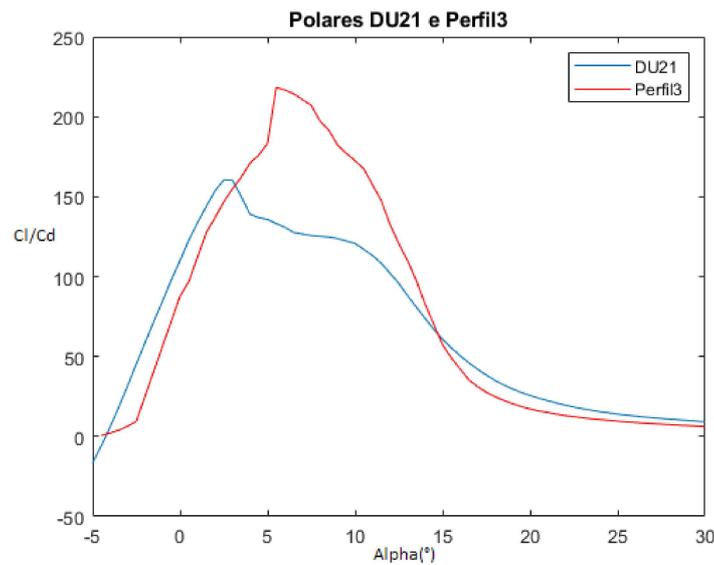
– Figura 21: Gráfico comparativo: perfil 1.



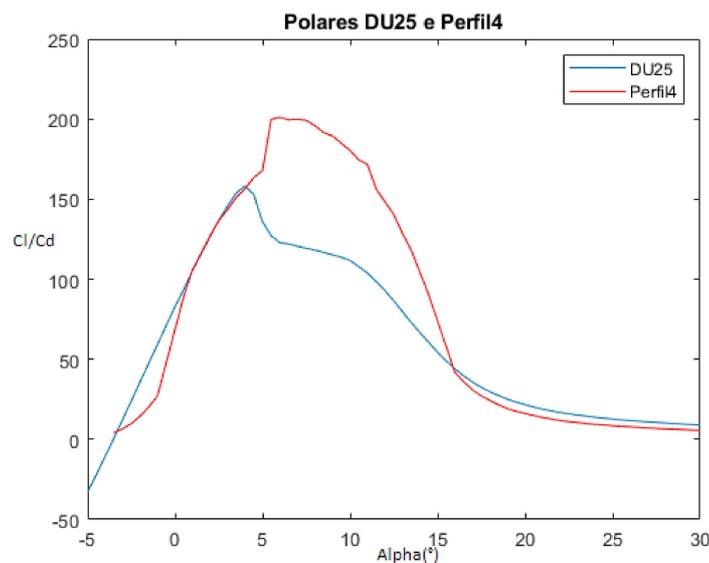
– Figura 22: Gráfico comparativo: perfil 2.

4.3 ANÁLISE AERODINÂMICA DA TURBINA NREL COM OS AEROFÓLIOS OTIMIZADOS

Após verificar as melhorias nos aerofólios individuais, é possível questionar qual o efeito dessa melhoria no desempenho aerodinâmico da turbina NREL. Vale ressaltar que a turbina NREL produz no máximo 5MW de energia a uma velocidade de incidência de vento de 11 m/s. Para valores de velocidade de incidência superiores a 11 m/s, um sistema de controle automatizado da turbina entra em ação, evitando que a velocidade de geração de energia aumente e comprometa a rede elétrica. Os efeitos da otimização são vistos, portanto, no desempenho para vento com velocidades abaixo de 11 m/s. A



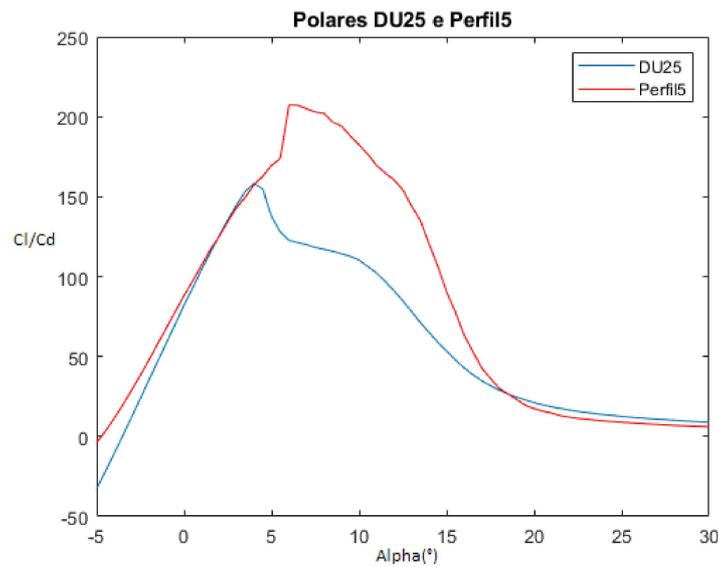
– Figura 23: Gráfico comparativo: perfil 3.



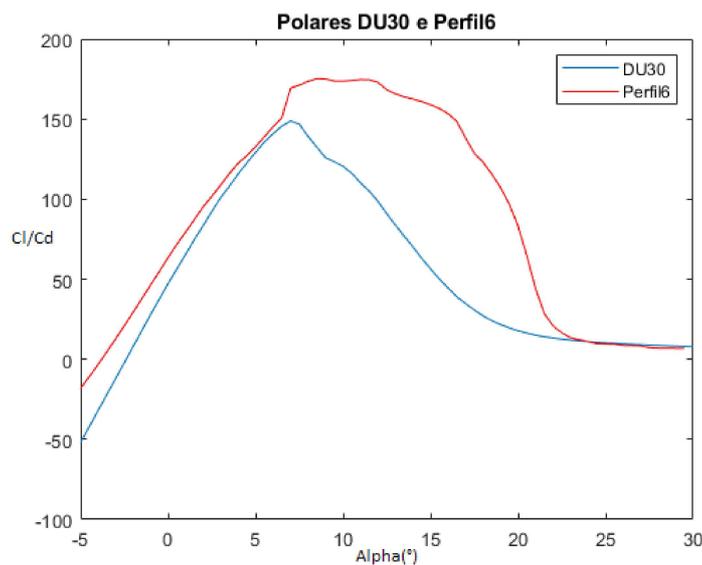
– Figura 24: Gráfico comparativo: perfil 4.

simulação produz um gráfico de potência por velocidade de incidência de vento, mostrado na Figura 39 e detalhado na Figura 40.

É possível verificar que houve melhoria no desempenho da turbina. Comparativamente, a turbina otimizada conseguiu um coeficiente de potência, C_p , 1,71% maior, ou seja, é capaz de produzir 1,71% mais energia que a turbina padrão. É possível pensar que esse ganho geraria cerca de 7,257 GJ a mais por dia para cada turbina NREL de um parque eólico. Além dos ganhos em potência gerada, há um ganho de 1,70% no valor de C_m relacionado ao torque, que é perceptível na Figura 41 gerado pela turbina, bem como um ganho de 4,94% no C_t que tem implicações estruturais.



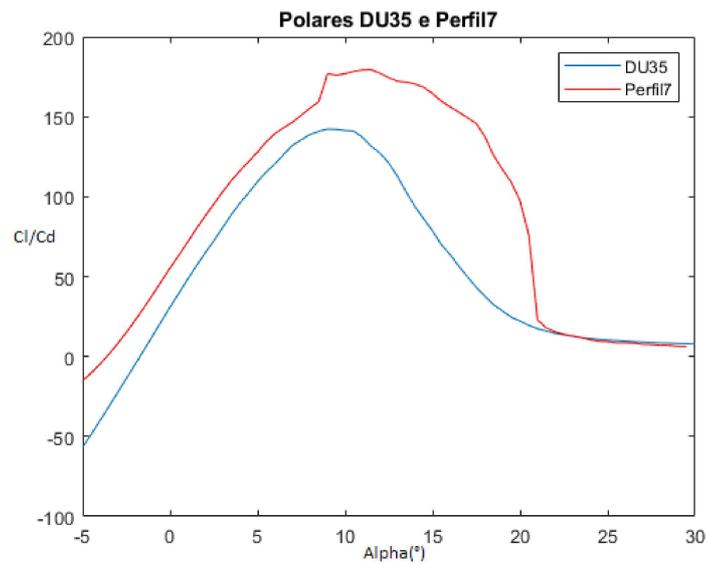
– Figura 25: Gráfico comparativo: perfil 5.



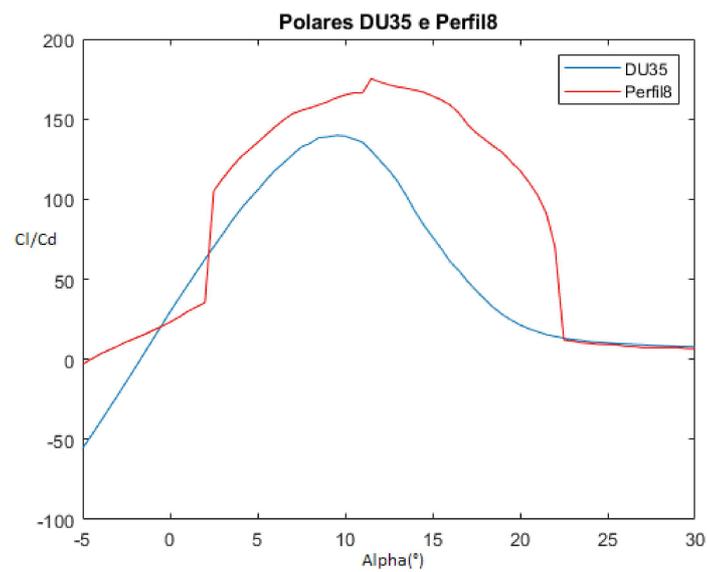
– Figura 26: Gráfico comparativo: perfil 6.

Os resultados alcançados para cada seção foram bastante satisfatórios, com os aerofólios otimizados chegando a quase 100% de melhoria. Isso mostra que foi possível otimizar a hélice do ponto de vista aerodinâmico. No entanto, é possível observar que todo esse ganho não foi traduzido em sua totalidade quando simulado em operação, possuindo um ganho de aproximadamente 1,71% em relação à turbina NREL comercial.

A provável causa de tal diferença é que os maiores ganhos aerodinâmicos foram adquiridos nas seções mais internas da turbina, onde duas ressalvas devem ser feitas: A primeira é que a parte interna da turbina é onde há os maiores esforços estruturais, que foram considerados na hora de realizar a fabricação da NREL comercial, e a segunda é



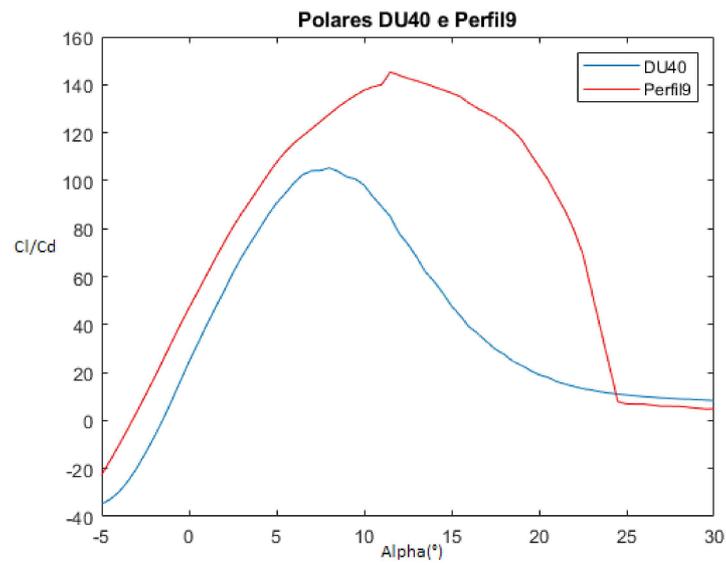
– Figura 27: Gráfico comparativo: perfil 7.



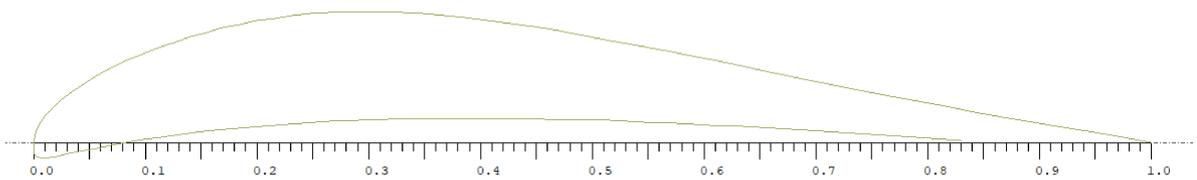
– Figura 28: Gráfico comparativo: perfil 8.

que nessa mesma área, devido a proximidade do cubo, o vento não é capaz de produzir altas quantidades de torque. Além disso, ressalto que não foi feita a otimização da pá inteira, e sim dos perfis que a compõe.

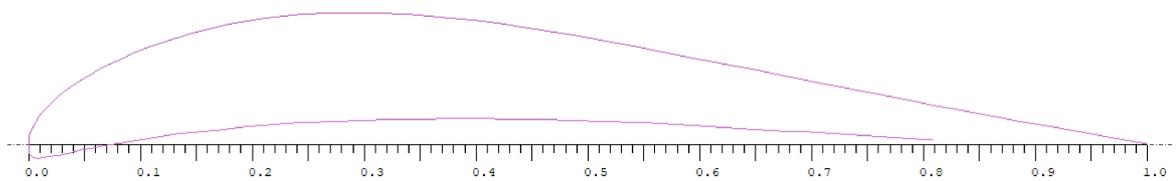
A Figura 42 mostra como ficaria a pá da hélice com os perfis otimizados sendo utilizados.



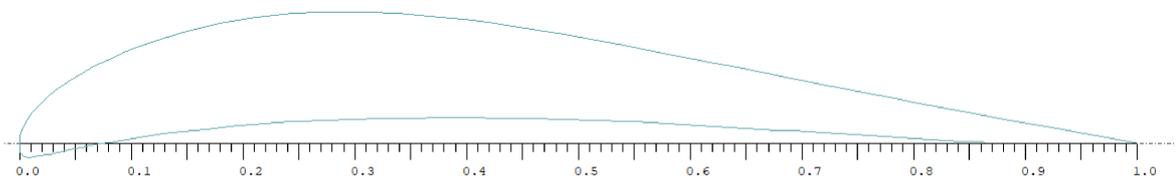
– Figura 29: Gráfico comparativo: perfil 9.



– Figura 30: Perfil 1.



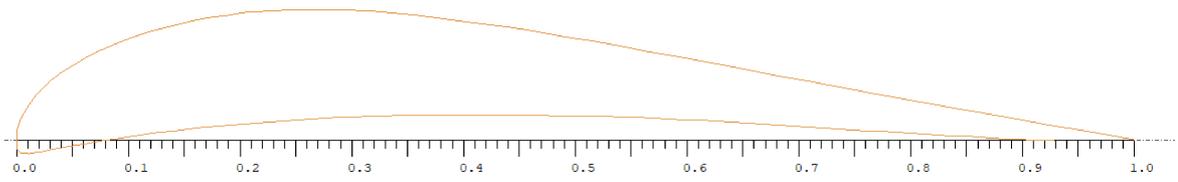
– Figura 31: Perfil 2.



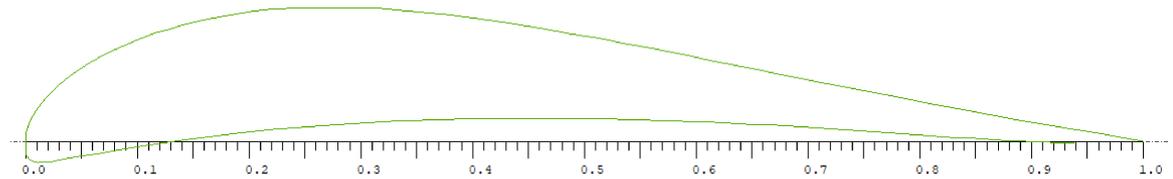
– Figura 32: Perfil 3.

4.4 PROBLEMA 2 - MAXIMIZAÇÃO DO TORQUE

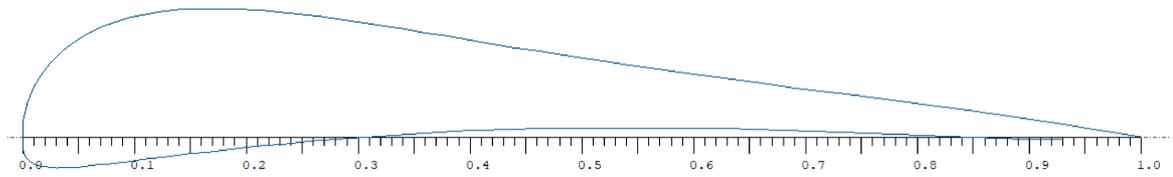
Buscando melhorar mais o processo de otimização para a turbina eólica NREL, pensou-se em modificar a função objetivo para uma função que seja específica para turbinas



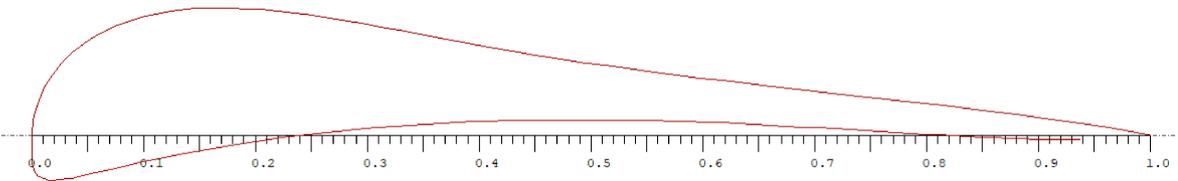
– Figura 33: Perfil 4.



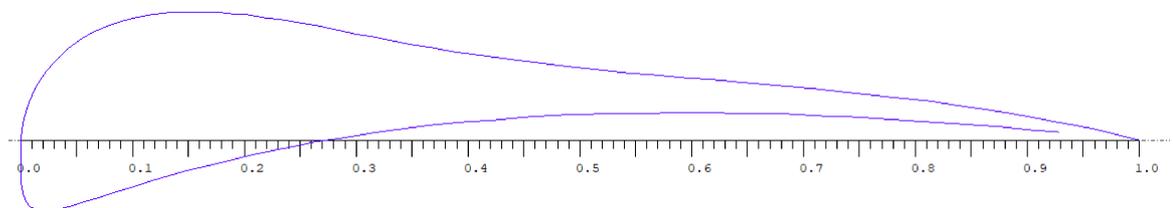
– Figura 34: Perfil 5.



– Figura 35: Perfil 6.



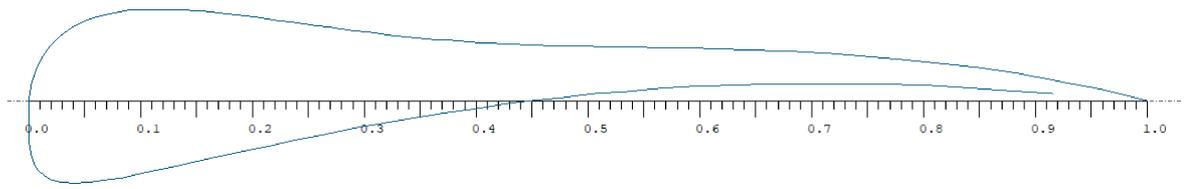
– Figura 36: Perfil 7.



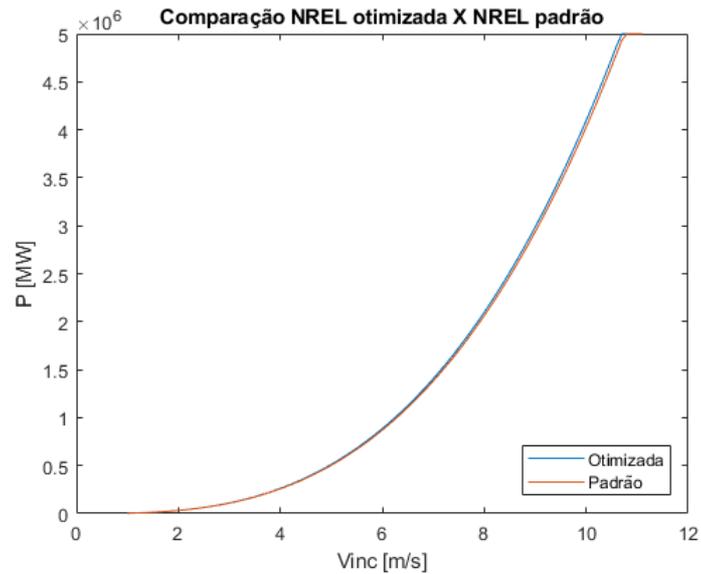
– Figura 37: Perfil 8.

eólicas. Para isso, usou-se a Equação (2.24) de forma que o torque gerado pelo perfil seja o máximo possível.

Apresenta-se, nesta subseção, os resultados, ainda preliminares, dessas análises.



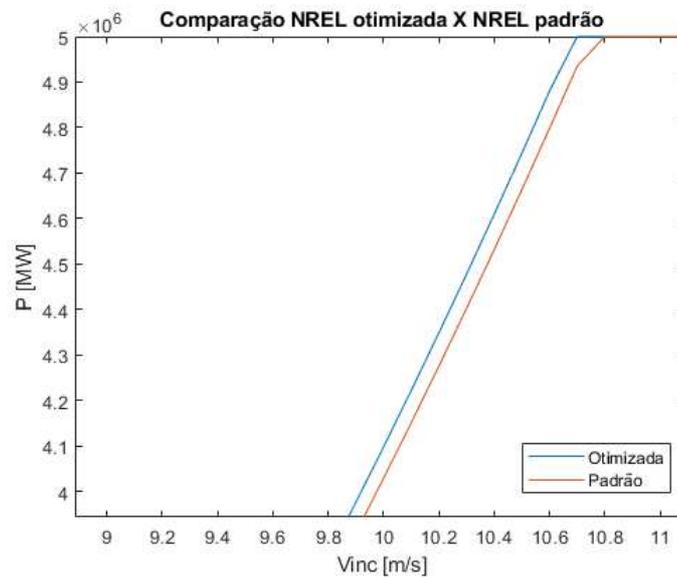
– Figura 38: Perfil 9.



– Figura 39: Simulação comparativa entre as turbinas.

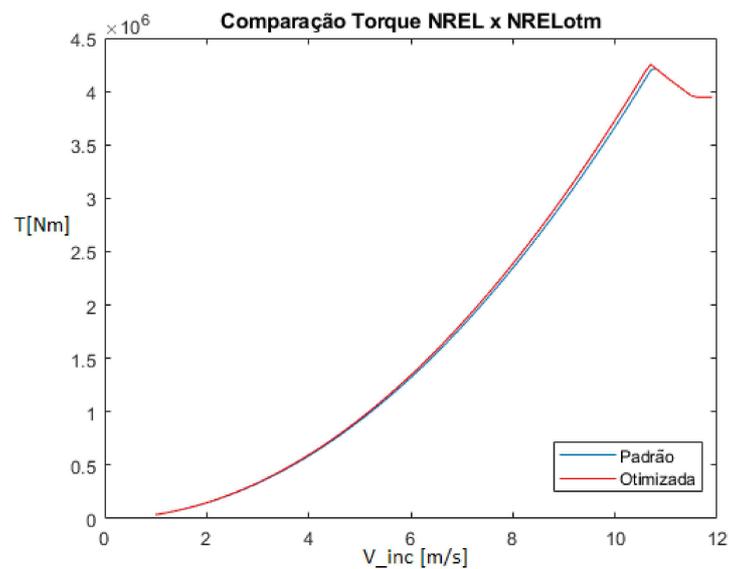
Fonte: Elaborada pelo autor (2022).

Foi realizado um teste para o perfil na posição de 61,63 m (Tabela 5) e o valor adquirido para a contribuição de torque desse perfil foi de $1,0323 \cdot 10^4$ Nm, depois do processo de otimização. O valor da contribuição de torque para o perfil NACA64 foi de $1,011 \cdot 10^5$ Nm o que mostra que o resultado não saiu como esperado, com o perfil padrão gerando 10 vezes mais torque que o novo. A Figura 43 mostra o formato gerado pelo PlatFOIL.



– Figura 39: Detalhamento da simulação comparativa entre as turbinas.

Fonte: Elaborada pelo autor (2022).



– Figura 41: Simulação comparativa entre as turbinas com relação a geração de torque.

Fonte: Elaborada pelo autor (2022).

3D View Controls

Fit to Screen Show Rotor Surfaces Fol Out TE/E Out Fill Fols

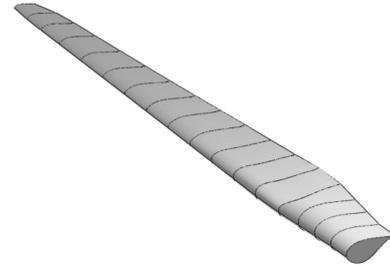
GL settings Perspective Coordinates Fol Positions Fol Names

Blade Data

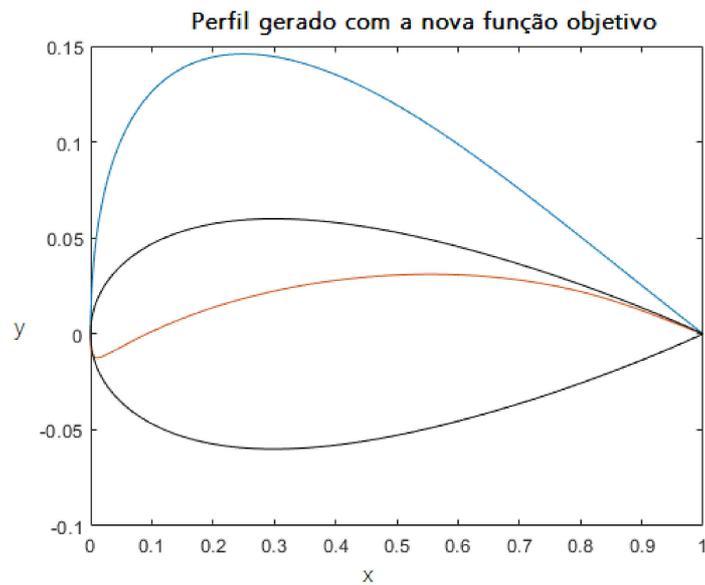
NREL Optimizada com DU40 new

3 blades and 3.00 m hub radius Blade Root Coordinates

	Pos (m)	Chord (m)	Twist	Foil	Polar
1	0	3,542	13,31	DU40	T1_Re2.828_M0.00_N9
2	2,8667	3,542	13,31	DU40	T1_Re2.828_M0.00_N9
3	5,6	3,854	13,31	DU40	T1_Re3.476_M0.00_N9
4	8,3333	4,167	13,31	DU40	T1_Re4.384_M0.00_N9
5	11,75	4,557	13,31	perfil9	T1_Re5.821_M0.00_N9
6	15,85	4,652	11,48	perfil8	T1_Re7.343_M0.00_N9
7	19,95	4,458	10,162	perfil7	T1_Re8.480_M0.00_N9
8	24,05	4,249	9,011	perfil6	T1_Re9.496_M0.00_N9
9	28,15	4,007	7,795	perfil5	T1_Re10.323_M0.00_N5
10	32,25	3,748	6,544	perfil4	T1_Re10.945_M0.00_N5
11	36,35	3,502	5,361	perfil3	T1_Re11.773_M0.00_N5
12	40,45	3,256	4,188	perfil3	T1_Re11.773_M0.00_N5
13	44,55	3,01	3,125	perfil3	T1_Re11.773_M0.00_N5
14	48,65	2,764	2,319	perfil3	T1_Re11.773_M0.00_N5
15	52,75	2,518	1,526	perfil3	T1_Re11.773_M0.00_N5
16	56,1667	2,313	0,863	perfil3	T1_Re11.773_M0.00_N5
17	58,9	2,086	0,37	perfil2_novo	T1_Re10.874_M0.00_N1
18	61,633	1,419	0,106	perfil1_novo	T1_Re7.723_M0.00_NT7



– Figura 42: Turbina montada com os perfis otimizados no QBlade.



– Figura 43: Perfil otimizado para torque.

Fonte: Elaborada pelo autor (2022).

5 CONCLUSÃO

O objetivo deste trabalho foi elaborar um algoritmo que fosse capaz de melhorar a produção de energia de uma turbina eólica comercial. A turbina escolhida foi a NREL de 5 MW de potência. A metodologia de otimização escolhida foi usar um algoritmo genético, que ao decorrer das evoluções, pudesse gerar um formato mais aerodinâmico para os aerofólios presentes na pá da turbina. A PlatEMO, devido a sua vasta comunidade, foi a ferramenta escolhida para ajudar na criação do AG. O XFOIL, ferramenta muito usada na análise aerodinâmica em aeromodelismo, foi usado como simulador para a função objetivo do AG. Como o programa foi resultado da aplicação em conjunto dessas duas ferramentas, foi batizado de PlatFOIL.

No desenvolvimento do PlatFOIL, várias fases foram percorridas, a escolha da função objetivo, a melhoria das variáveis de decisão usando Bézier, a melhoria da malha de pontos no XFOIL, a validação do que foi produzido com o JBlade e a utilização do QBlade na análise da turbina, com a modelagem das várias seções trabalhando em conjunto para gerar potência.

Os resultados obtidos foram na otimização dos perfis individuais foram satisfatórios, pois foi possível verificar a melhoria alcançada na comparação seção a seção, com ganhos de até 97%. Já na simulação da turbina, no QBlade, o ganho final obteve um aumento de potência real, que foi de 1,71% para cada turbina NREL otimizada, em um parque eólico.

Vale ressaltar que o PlatFOIL, apesar de desenvolvido para a aplicação da NREL, possui uma ideia mais abrangente. A função objetivo utilizada é capaz de otimizar aerofólios para quaisquer funcionalidades. Outras funções objetivo, mais especializadas para turbinas eólicas poderiam adquirir melhores resultados.

Como dito acima, para trabalhos futuros, sugere-se a modificação da função objetivo para algo mais específico de turbinas eólicas, como a capacidade de geração de torque na hélice. Além da otimização aerodinâmica, é necessário também fazer uma otimização da estrutura da hélice, para garantir que os perfis aqui otimizados sejam capazes de suportar as cargas e esforços internos durante a operação da turbina eólica. O uso de uma otimização multi-objetivo também poderá ser aplicado, gerando várias soluções não-dominadas entre si que ficariam à disposição de um tomador de decisões para fazer a sua escolha segundo as suas preferências, que atendessem aos critérios do PlatFOIL, melhorando, assim, o algoritmo proposto e desenvolvido durante esse trabalho.

REFERÊNCIAS

- 1 I. H. Abbott and A. E. Von Doenhoff. *Theory of wing sections: including a summary of airfoil data*. Courier Corporation, 2012.
- 2 C. N. Adkins and R. H. Liebeck. Design of optimum propellers. *Journal of Propulsion and Power*, 10(5):676–682, 1994.
- 3 J. D. Anderson Jr. *Fundamentals of aerodynamics*. Tata McGraw-Hill Education, 2010.
- 4 M. Bashir, S. Longtin-Martel, R. M. Botez, and T. Wong. Aerodynamic design optimization of a morphing leading edge and trailing edge airfoil—application on the uas-s45. *Applied Sciences*, 11(4):1664, 2021.
- 5 A. Betz. *Schraubenpropeller mit Geringstem Energieverlust (Ship Propellers with Minimum Loss of Energy)*. PhD thesis, Ph. D. thesis, University of Göttingen, Göttingen, Germany, 1919.
- 6 T. Blickle and L. Thiele. A comparison of selection schemes used in evolutionary algorithms. *Evolutionary Computation*, 4(4):361–394, 1996.
- 7 J. Chen, Q. Wang, S. Zhang, P. Eecen, and F. Grasso. A new direct design method of wind turbine airfoils and wind tunnel experiment. *Applied Mathematical Modelling*, 40(3):2002–2014, 2016.
- 8 R. M. Cummings, W. H. Mason, S. A. Morton, and D. R. McDaniel. *Applied computational aerodynamics: A modern engineering approach*, volume 53. Cambridge University Press, 2015.
- 9 L. Daróczy, G. Janiga, and D. Thévenin. Computational fluid dynamics based shape optimization of airfoil geometry for an h-rotor using a genetic algorithm. *Engineering Optimization*, 50(9):1483–1499, 2018.
- 10 C. Darwin. A origem das espécies (1859). *Belo Horizonte: Itatiaia Editora*, 2002.
- 11 R. F. de Oliveira. Xfoil interface, 2011. Disponível em: <https://github.com/theolivenbaum/XFOIInterface>.
- 12 K. Deb. An efficient constraint handling method for genetic algorithms. *Computer methods in applied mechanics and engineering*, 186(2-4):311–338, 2000.
- 13 K. Deb, D. Deb, et al. Analysing mutation schemes for real-parameter genetic algorithms. *Int. J. Artif. Intell. Soft Comput.*, 4(1):1–28, 2014.
- 14 K. Deb, K. Sindhya, and T. Okabe. Self-adaptive simulated binary crossover for real-parameter optimization. In *Proceedings of the 9th annual conference on genetic and evolutionary computation*, pages 1187–1194, 2007.
- 15 S. Derakhshan, A. Tavaziani, and N. Kasaeian. Numerical shape optimization of a wind turbine blades using artificial bee colony algorithm. *Journal of Energy Resources Technology*, 137(5), 2015.

- 16 R. Derksen and T. Rogalsky. Optimum aerofoil parameterization for aerodynamic design. *Computer aided optimum design in engineering XI*, 106:197–206, 2009.
- 17 R. Derksen and T. Rogalsky. Bezier-arsec: An optimized aerofoil parameterization for design. *Advances in engineering software*, 41(7-8):923–930, 2010.
- 18 G. Dhiman and V. Kumar. Emperor penguin optimizer: a bio-inspired algorithm for engineering problems. *Knowledge-Based Systems*, 159:20–50, 2018.
- 19 G. Dhiman and V. Kumar. Seagull optimization algorithm: Theory and its applications for large-scale industrial engineering problems. *Knowledge-based systems*, 165:169–196, 2019.
- 20 M. H. Djavarehshkian, A. L. Bidarouni, and M. R. M. Saber. New approach to high-fidelity aerodynamic design optimization of a wind turbine blade. *International Journal of Renewable Energy Research*, 3(3):725–734, 2013.
- 21 M. Dorigo, M. Birattari, and T. Stutzle. Ant colony optimization. *IEEE computational intelligence magazine*, 1(4):28–39, 2006.
- 22 R. M. dos Santos, M. de Sá Rodrigues, and M. F. Carniello. Energia e sustentabilidade: Panorama da matriz energética brasileira. *Scientia: Revista Científica Multidisciplinar*, 6(1):13–33, 2021.
- 23 M. Drela. Xfoil: An analysis and design system for low reynolds number airfoils. In *Low Reynolds number aerodynamics*, pages 1–12. Springer, 1989.
- 24 M. Drela. Xfoil documentation, 2001. Disponível em: http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/xfoil_doc.txt.
- 25 S. Drzewiecki. *Théorie générale de l'hélice: hélices aériennes et hélices marines*. Gauthier-Villars et cie., 1920.
- 26 R. Froude. *The Acceleration in Front of a Propeller*. Institution of Naval Architects, 1911.
- 27 R. E. Froude. On the part played in propulsion by differences of fluid pressure. *Trans. Inst. Naval Architects*, 30:390, 1889.
- 28 B. Gardner and M. Selig. Airfoil design using a genetic algorithm and an inverse method. In *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, page 43, 2003.
- 29 H. Glauert. *The elements of aerofoil and airscrew theory*. The University Press, 1926.
- 30 D. E. Goldberg. Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning. addison. *Reading*, 1989.
- 31 D. E. Goldberg, R. Lingle, et al. Alleles, loci, and the traveling salesman problem. In *Proceedings of an international conference on genetic algorithms and their applications*, volume 154, pages 154–159. Lawrence Erlbaum Hillsdale, NJ, 1985.
- 32 M. Hepperle. Javaprop users guide, 2010.

- 33 J. H. Holland et al. *Adaptation in natural and artificial systems: an introductory analysis with applications to biology, control, and artificial intelligence*. MIT press, 1992.
- 34 H. Holland John. *Adaptation in natural and artificial systems*. Ann Arbor: University of Michigan Press, 1975.
- 35 E. N. Jacobs, K. E. Ward, and R. M. Pinkerton. *The Characteristics of 78 related airfoil section from tests in the Variable-Density Wind Tunnel*. Number 460. US Government Printing Office, 1933.
- 36 J.-H. Jeong and S.-H. Kim. Optimization of thick wind turbine airfoils using a genetic algorithm. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 32(7):3191–3199, 2018.
- 37 J. Jonkman, S. Butterfield, W. Musial, and G. Scott. Definition of a 5-mw reference wind turbine for offshore system development. Technical report, National Renewable Energy Lab.(NREL), Golden, CO (United States), 2009.
- 38 M. Kanazaki, K. Tanaka, S. Jeong, and K. Yamamoto. Multi-objective aerodynamic optimization of elements' setting for high-lift airfoil using kriging model. In *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, page 1471, 2006.
- 39 S. Katoch, S. S. Chauhan, and V. Kumar. A review on genetic algorithm: past, present, and future. *Multimedia Tools and Applications*, 80(5):8091–8126, 2021.
- 40 J. Kennedy and R. Eberhart. Particle swarm optimization. In *Proceedings of ICNN'95-international conference on neural networks*, volume 4, pages 1942–1948. IEEE, 1995.
- 41 A. Kumar. Encoding schemes in genetic algorithm. *International Journal of Advanced Research in IT and Engineering*, 2(3):1–7, 2013.
- 42 E. E. Larrabee. Design of propellers for motorsoarers. *NASA. Langley Res. Center The Sci. and Technol. of Low Speed and Motorless Flight, Pt. 1*, 1979.
- 43 B. Li, J. Li, K. Tang, and X. Yao. Many-objective evolutionary algorithms: A survey. *ACM Computing Surveys (CSUR)*, 48(1):1–35, 2015.
- 44 J. Li, M. Zhang, C. M. J. Tay, N. Liu, Y. Cui, S. C. Chew, and B. C. Khoo. Low-reynolds-number airfoil design optimization using deep-learning-based tailored airfoil modes. *Aerospace Science and Technology*, 121:107309, 2022.
- 45 N. Ma, H. Lei, Z. Han, D. Zhou, Y. Bao, K. Zhang, L. Zhou, and C. Chen. Airfoil optimization to improve power performance of a high-solidity vertical axis wind turbine at a moderate tip speed ratio. *Energy*, 150:236–252, 2018.
- 46 D. Marten, G. Pechlivanoglou, C. Nayeri, and C. Paschereit. Integration of a wt blade design tool in xfoil/xflr5. In *10th German Wind Energy Conference (DEWEK 2010), Bremen, Germany, Nov*, pages 17–18, 2010.
- 47 D. Marten and J. Wendler. Qblade guidelines. *Ver. 0.6, Technical University of (TU Berlin), Berlin, Germany*, 2013.

- 48 D. Marten, J. Wendler, G. Pechlivanoglou, C. N. Nayeri, and C. O. Paschereit. Qblade: an open source tool for design and simulation of horizontal and vertical axis wind turbines. *Int. J. Emerging Technol. Adv. Eng.*, 3(3):264–269, 2013.
- 49 S. J. Miley. Catalog of low-reynolds-number airfoil data for wind-turbine applications. Technical report, Rockwell International Corp., Golden, CO (USA)., 1982.
- 50 B. Montgomerie. Methods for root effects, tip effects and extending the angle of attack range to $\{+-\}$ 180 deg., with application to aerodynamics for blades on wind turbines and propellers. 2004.
- 51 H. Muhsen, W. Al-Kouz, and W. Khan. Small wind turbine blade design and optimization. *Symmetry*, 12(1):18, 2019.
- 52 M. A. C. Pacheco et al. Algoritmos genéticos: princípios e aplicações. *ICA: Laboratório de Inteligência Computacional Aplicada. Departamento de Engenharia Elétrica. Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro. Fonte desconhecida*, 28, 1999.
- 53 Ö. Polat. Genetic algorithm based aerodynamic shape optimization of wind turbine rotor blades using a 2-d panel method with a boundary layer solver. Master’s thesis, Middle East Technical University, 2011.
- 54 L. Prabhu and J. Srinivas. Design of high performance airfoil using micro size population in optimization method. In *Proceedings of International conference on knowledge collaboration in Engineering, Coimbatore, India*, pages 24–25, 2014.
- 55 P. J. Pritchard and J. W. Mitchell. *Fox and McDonald’s introduction to fluid mechanics*. John Wiley & Sons, 2016.
- 56 T. Pulliam, M. Nemec, T. Holst, and D. Zingg. Comparison of evolutionary (genetic) algorithm and adjoint methods for multi-objective viscous airfoil optimizations. In *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, page 298, 2003.
- 57 D. Rajnarayan, A. Ning, and J. A. Mehr. Universal airfoil parametrization using b-splines. In *2018 Applied Aerodynamics Conference*, page 3949, 2018.
- 58 W. J. M. Rankine. On the mechanical principles of the action of propellers. *Transactions of the Institution of Naval Architects*, 6, 1865.
- 59 G. J. Rawlins. *Foundations of genetic algorithms*. Morgan Kaufmann Publishers Inc., 1992.
- 60 A. Ribeiro, A. Awruch, and H. Gomes. An airfoil optimization technique for wind turbines. *Applied Mathematical Modelling*, 36(10):4898–4907, 2012.
- 61 R. A. d. Silveira et al. Simulação numérica da formação de gelo na borda de ataque de perfis aerodinâmicos. 2001.
- 62 M. A. Silvestre, J. P. Morgado, and J. Pascoa. Jblade: a propeller design and analysis code. In *2013 International Powered Lift Conference*, page 4220, 2013.
- 63 O. Siram, N. Sahoo, and U. K. Saha. Wind tunnel tests of a model small-scale horizontal-axis wind turbine developed from blade element momentum theory. *Journal of Energy Resources Technology*, 144(6), 2022.

- 64 S. Sivanandam and S. Deepa. Genetic algorithms. In *Introduction to genetic algorithms*, pages 15–37. Springer, 2008.
- 65 A. Suresh and S. Rajakumar. Design of small horizontal axis wind turbine for low wind speed rural applications. *Materials Today: Proceedings*, 23:16–22, 2020.
- 66 T. Theodorsen. *Theory of propellers*. McGraw-Hill Book Company, 1948.
- 67 Y. Tian, R. Cheng, X. Zhang, and Y. Jin. PlatEMO: A MATLAB platform for evolutionary multi-objective optimization. *IEEE Computational Intelligence Magazine*, 12(4):73–87, 2017.
- 68 A. Torregrosa, A. Gil, P. Quintero, and A. Tiseira. Enhanced design methodology of a low power stall regulated wind turbine. bemt and mrf-rans combination and comparison with existing designs. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 190:230–244, 2019.
- 69 D. Wall. *Optimum propeller design for electric uavs*. PhD thesis, 2012.
- 70 F. E. Weick. *Aircraft propeller design*. McGraw-Hill Book Company, Incorporated, 1930.