



UNIVERSIDADE EDUARDO MONDLANE
FACULDADE DE ENGENHARIA
LICENCIATURA EM ENGENHARIA MECÂNICA
TRABALHO DE LICENCIATURA

**Simulação do Comportamento Aerodinâmico das Pás de
uma Turbina Eólica de Eixo Horizontal**

Autor:

Chaves, Cândido Arménio

Supervisor:

Prof. Doutor Eng^o. Jorge Olívio Penicela Nhambiu

Maputo, Agosto de 2025



UNIVERSIDADE EDUARDO MONDLANE
FACULDADE DE ENGENHARIA
LICENCIATURA EM ENGENHARIA MECÂNICA
TRABALHO DE LICENCIATURA

**Simulação do Comportamento Aerodinâmico das Pás de
uma Turbina Eólica de Eixo Horizontal**

Autor:

Chaves, Cândido Arménio

Supervisor:

Prof. Doutor Eng^o. Jorge Olívio Penicela Nhambiu

Maputo, Agosto de 2025



Simulação do Comportamento Aerodinâmico das Pás de uma Turbina Eólica de Eixo Horizontal

Chaves, Cândido Arménio

TERMO DE ENTREGA DO RELATÓRIO DE TRABALHO DE LICENCIATURA

Declaro que o estudante Cândido Arménio Chaves entregou no dia ____/____/2025 as três cópias do relatório do seu Trabalho de Licenciatura com a referência: _____, intitulado: **Simulação do Comportamento Aerodinâmico das Pás de uma Turbina Eólica de Eixo Horizontal.**

Maputo, _____ de _____ de 2025

Chefe da Secretaria

DECLARAÇÃO DE HONRA

Eu, Cândido Arménio Chaves, declaro sob palavra de honra, que o presente trabalho de licenciatura com o tema, **Simulação do Comportamento Aerodinâmico das Pás de uma Turbina Eólica de Eixo Horizontal**, que apresento para o cumprimento dos requisitos para a obtenção do grau de Licenciatura em Engenharia Mecânica, foi por mim realizado, com base nos recursos que no mesmo se faz referência.

(Cândido Arménio Chaves)

AGRADECIMENTOS

Primeiramente gostaria de agradecer aos meus pais, Diamantino Paulino Chaves e Júlia Amílcar Fumo Chaves pelo suporte durante todos estes anos que estive na faculdade, através da vossa ajuda foi possível chegar a esta fase decisiva em que me encontro hoje. Obrigado, novamente por terem me ajudando a custear todas despesas monetárias com transporte, materiais escolares e muito mais. Através dos vossos conselhos, motivação eu consegui ganhar forças e compreender o quanto é importante a disciplina, o foco e a persistência.

Agradeço também ao meus irmãos Paulino Manuel Chaves, Félix Leonel Chaves e Rosa Nécia Chaves pelo suporte, ao meu irmão Félix cabe-me a mim destacar a tua contribuição excepcional para o meu desenvolvimento académico e intelectual, através dos teus ensinamentos eu consegui perceber melhor como funcionam os computadores, através dos teus ensinamentos eu consegui editar os meus trabalhos académicos utilizando uma variedade de técnicas e por fim, é importante agradecer o facto de contribuíres para o meu sustento e bem estar.

Agradeço ao meu colega e amigo Samuel Célia Vilanculos por ter sido um óptimo companheiro por vários anos, os teus conselhos e bom senso de humor contribuíram para que eu pudesse descontrair nos tempos mais difíceis, através dos teus conhecimentos foi possível trocar várias ideias acerca de ciência e engenharia onde eu ganhei novos conhecimentos através dos teus ensinamentos

Expresso o meu profundo agradecimento ao meu professor e supervisor, Jorge Olívio Penicela Nhambiu por ter aceitado a proposta de ser o meu supervisor para este trabalho de licenciatura, obrigado professor Jorge Nhambiu pelos óptimos ensinamentos de transferência de calor e motores térmicos e por ter me guiado durante a realização deste trabalho através. Foi uma honra ter-lhe como meu supervisor e serei eternamente grato a si por ter contribuído de forma decisiva para que eu pudesse terminar este trabalho.

Por fim, gostaria de destacar a importância dos meus colegas para o meu desempenho académico, através da partilha de informações, opiniões diversas foi possível criar um ambiente saudável de aprendizado.

DEDICATÓRIA

Eu, Cândido Arménio Chaves dedico este trabalho de licenciatura aos meus pais Diamantino Paulino Chaves e Júlia Amílcar Fumo Chaves, que muito contribuíram para o meu progresso académico durante vários anos.

RESUMO

O objectivo deste trabalho é o de analisar o comportamento aerodinâmico das pás de uma turbina eólica de eixo horizontal. Para a realização deste objectivo a metodologia empregue consiste primeiramente na identificação de uma região critica de referência onde será extraída a velocidade média anual do vento, seguidamente é escolhido um aerofólio de base para ser optimizado com o uso de algoritmos genéticos de forma a melhorar a *performance* do original e reflectir melhor as condições do local escolhido. Após a optimização do aerofólio são dimensionadas as pás da turbina eólica através da teoria do rotor óptimo que permite obter o ângulo de torsão e a distribuição do comprimento da corda em cada secção das pás, após o dimensionamento das respectivas pás a sua modelagem é realizada por meio do software Fusion 360. Com o rotor modelado (conjunto das pás e do Hub) o modelo é exportado para o *software* Ansys onde defeitos geométricos são reparados, a malha computacional é gerada e por meio do módulo Ansys Fluent o rotor com a respectivas pás é simulado em regime transiente.

Um dos principais resultados do trabalho foi a optimização bem-sucedida do aerofólio base que foi o NACA 0024. A optimização desde aerofólio permitiu gerar um perfil adequado para as condições do local escolhido que é muito superior ao NACA 0024. Outro resultado de destaque foi a possibilidade de gerar campos de pressão, campos de velocidade é modelar turbulência por meio de um *software*.

Como conclusão foi possível observar que ferramentas de optimização como o *software* Xoptfoil são rápidas eficazes e baratas para lidar com aerofólios e que o Ansys serve como um complemento indispensável ao túnel de vento.

Palavras Chaves: Algoritmos genéticos, Optimização, Aerofólio, Comportamento aerodinâmico, Ansys Fluent.

ASBTRACT

The objective of this work is to analyze the aerodynamic behavior of horizontal-axis wind turbine blades using Ansys Fluent. To achieve this objective, the methodology employed consists of first identifying a critical reference region from which the average annual wind speed will be extracted. Then, a base airfoil is selected for optimization using genetic algorithms to improve the performance of the original and better reflect the conditions of the chosen site. After airfoil optimization, the wind turbine blades are sized using optimal rotor theory, which allows obtaining the torsion angle and chord length distribution in each blade section. After sizing the respective blades, their modeling is performed using Fusion 360 software. With the modeled rotor (blade assembly and hub), the model is exported to Ansys software, where geometric defects are repaired, the computational mesh is generated, and through the Ansys Fluent module, the rotor and its respective blades are simulated in a transient regime.

One of the main results of the work was the successful optimization of the base airfoil, which was the NACA 0024. The optimization of this airfoil allowed the generation of a profile suitable for the conditions of the chosen location, which is much superior to the NACA 0024. Another outstanding result was the possibility of generating pressure fields, velocity fields and modeling turbulence through software.

In conclusion, it was possible to observe that optimization tools such as the Xoptfoil software are fast, effective, and inexpensive for dealing with airfoils and that Ansys serves as an indispensable complement to the wind tunnel.

Keywords: Genetic algorithms, Optimization, Airfoil, Aerodynamic behavior, Ansys Fluent.

Índice Geral

Capítulo 1 – Introdução	1
1.1. Contextualização do Tema	1
1.2. Justificativa.....	2
1.3. Estrutura do trabalho.....	2
1.4. Objectivos	3
1.4.1. Geral	3
1.4.2. Específicos.....	3
Capítulo 2 - Estudo do Estado da Arte	4
2.1. Revisão Critica da Literatura	5
2.1.1. Definição da velocidade do vento de referência	5
2.1.2. Selecção do Aerofólio Adequado	6
2.1.3. Teoria de elemento de momento da pá e Teoria do Rotor Ótimo	7
2.1.4. Simulação de Dinâmica dos Fluidos Computacionais.....	8
2.1.5. Optimização do aerofólio	9
Capítulo 3 - Materiais e Métodos.....	11
3.1. Materiais e Equipamentos	12
3.1.1. XOPTFOIL	12
3.1.2. QBlade	13
3.1.3. Fusion 360	13
3.1.4. Microsoft Word e Excel	14
3.1.5. Ansys	14
3.2. Amostra	19
3.3.2. Escolha de um perfil e sua optimização	21
3.3.3. Dimensionamento das pás do Rotor	25
3.3.4. Modelagem Tridimensional	26
3.3.5. Preparação da geometria para simulação	27
3.3.6. Geração da malha computacional.....	29
3.3.7. Configuração da simulação (Setup).....	31
3.3.8. Simulação e análise dos resultados.....	32
Capítulo 4 – Resultados	34
Capítulo 5 – Discussão.....	54
Capítulo 6 - Conclusões e Recomendações.....	55

8. Anexos.....	a
----------------	---

Lista de Símbolos

F_y – Força de sustentação (N);

F_x – Força de arrasto (N);

C_L – Coeficiente de sustentação;

$C_{Ldesign}$ – Coeficiente de sustentação de projecto;

C_D – Coeficiente de arrasto;

$C_{pressão}$ – Coeficiente de pressão;

C – Comprimento da corda (m);

L – Largura do aerofólio (m);

ρ – Densidade (Kg/m^3);

U_∞ – Velocidade de escoamento livre (m/s);

$\vec{V}$ – Vector velocidade (m/s);

t – Tempo (s);

U – Velocidade de escoamento ao longo do eixo X (m/s);

V – Velocidade de escoamento ao longo do eixo Y (m/s);

W – Velocidade de escoamento ao longo do eixo Z (m/s);

g – Aceleração de gravidade (m/s^2);

ν – Viscosidade cinemática (m^2/s);

μ – Viscosidade dinâmica (N.s/m^2);

P – Pressão (N/m^2);

K – Condutibilidade térmica (W/m. K);

T – Temperatura (K);

$\dot{q}$ – Taxa de geração de calor (W/m^3);

e – Energia interna específica (J/Kg);

τ – Tensor de forças viscosas (N/m^2);

$\hat{n}$ – Vector normal;

R_s – Resíduo;

α – Coeficiente de Hellmann;

h – Altura (m);

V_h – Velocidade do vento a altura h (m/s);

V_{10} – Velocidade do vento a 10m de altura (m/s);

R – Raio do rotor (m);

P – Potência (W);

C_p – Coeficiente de potência;

λ_r – Coeficiente de avanço local;

λ – Coeficiente de avanço global;

$\lambda_{0.5}$ – Coeficiente de avanço na secção média;

r – Raio local da pá (m);

Re – Número de Reynolds;

a – Velocidade do som (m/s);

M – Número de Mach;

V_{design} – Velocidade de design (m/s);

U_{rel} – Velocidade relativa (m/s);

B – Número de pás;

P_{∞} - Pressão de escoamento livre (N/m^2);

ϕ_{opt} – Ângulo ideal de entrada de fluxo de ar ($^{\circ}$);

C_r – Distribuição do comprimento da corda (m);

θ – Distribuição do ângulo de torsão ($^{\circ}$);

α_{design} – Ângulo de sustentação de projecto ($^{\circ}$);

y_1 – Altura da primeira camada de inflação (m);

U_{τ} – Velocidade de fricção (m/s);

y^+ – Distancia adimensional entre a superfície e o centro da primeira célula;

τ_w – Tensão de cisalhamento na parede (N/m^2);

C_f - Coeficiente de fricção;

N – Número de camadas de inflação;

δ – Espessura da camada limite (m);

g_r – Taxa de crescimento das camadas de inflação;

S – Superfície (m^2);

μ_t – Viscosidade de Eddy ($N.s/m^2$);

Ω – Velocidade angular (RPM);

K_t – Energia cinética turbulenta (J/kg);

σ_k – Constante de modelo;

$\tilde{P}_k$ – Termo de produção de energia cinética (m^2/s^3);

$\tilde{D}_k$ – Termo de destruição de energia cinética (m^2/s^3);

Lista de Figuras

Figura 1: Representação de uma simulação de dinâmica dos fluidos computacional em um rotor de uma turbina eólica de eixo horizontal (HAWT).	4
Figura 2: Representação do rotor de uma turbina de eólica eixo horizontal (HAWT) com as respectivas pás.	14
Figura 3: Representação detalhada da malha computacional estruturada ao redor de um aerofólio bidimensional utilizada em simulações numéricas de escoamento. Reproduzido de Polewski (2021).	16
Figura 4: Esquema ilustrativo de uma célula com as respectivas faces onde são aplicadas as condições de contorno. Adaptado de Bhaskaran e Collins (n.d.).....	17
Figura 5: Fluxograma representativo das diferentes fases do trabalho	20
Figura 6: Representação de um elemento aerodinâmico (aerofólio) de uma pá com a respectiva velocidade de real U_{rel} . Adaptado de Wind Turbines Theory and Practice (Anderson, 2025, p. XX).	22
Figura 7: Representação do rotor de turbina eólica no interior do volume de controle rotativo (região cilíndrica).	28
Figura 8: Representação da camada limite de um determinado escoamento. Adaptado de Engenharia Aeronáutica (2020).	29
Figura 9: Representação da velocidade média anual costeira para a província de Maputo. Adaptado de Global Wind Atlas (2025).	34
Figura 10: A vermelho é possível observar o aerofólio otimizado com as respectivas coordenadas indicadas abaixo, a azul o aerofólio base é ilustrado.	36
Figura 11: Ilustração da malha gerada composta pelas respectivas camadas de inflação prismáticas e células tridimensionais hexaédricos.	40

Figura 12: Representação do contorno de pressão ao redor do rotor para o instante de 0.1s.....	41
Figura 13: Contorno de pressão no lado de sucção de uma das pás a 0.1s.....	42
Figura 14: Contorno de pressão no lado de pressão de uma das pás a 0.1s.	43
Figura 15: Contorno de pressão no lado de sucção de uma das pás a 0.2s.....	43
Figura 16: Contorno de pressão no lado de pressão de uma das pás a 0.2s.	44
Figura 17: Contorno de pressão no lado de sucção de uma das pás a 0.3s.	45
Figura 18: Contorno de pressão no lado de pressão de uma das pás a 0.3s.	45
Figura 19: Contorno de pressão no lado de sucção de uma das pás a 0.4s.....	46
Figura 20: Contorno de pressão no lado de pressão de uma das pás a 0.4s.	46
Figura 21: Representação do contorno de velocidade do ar na ponta de uma das pás a 0.1s, caracterizado por um forte gradiente de velocidade no bordo de ataque e no bordo de fuga da respectiva secção.	47
Figura 22: Representação do contorno de velocidade do ar na ponta de uma das pás a 0.2s, caracterizado pelo início da estabilização do ar na região superior.....	48
Figura 23: Representação do contorno de velocidade do ar na ponta de uma das pás a 0.3s, caracterizado pelo início da estabilização do ar na região superior.....	49
Figura 24: Representação do contorno de velocidade do ar na ponta de uma das pás a 0.4s, caracterizado por uma estabilização completa de fluxo de ar no lado de sucção.....	50
Figura 25: Ilustração de diferentes regiões da pá do rotor.	51

Lista de Tabelas

Tabela 1: Demonstração dos valores de entrada no Ansys Fluent.	31
Tabela 2: Representação comparativa da velocidade do vento extraída de duas fontes diferentes.	34
Tabela 3: Representação da magnitude dos parâmetros calculados e definidos no Ponto 3.3.2.	35
Tabela 4: Representação da magnitude dos parâmetros calculados e definidos no Ponto 3.3.5.	39

Lista de Gráficos

Gráfico 1: Representação do gráfico do coeficiente de potência máximo em função do coeficiente de avanço.	35
Gráfico 2: Representação comparativa da relação entre o coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para os dois aerofólios.	37
Gráfico 3: Representação da distribuição da corda em função do raio do rotor.	38
Gráfico 4: Representação da distribuição do ângulo de torsão em função do raio do rotor.	39
Gráfico 5: Representação do coeficiente de pressão em função do comprimento da corda no início da região de transição da pá para os primeiros 0.1s.	52
Gráfico 6: Representação do coeficiente de pressão em função do comprimento da corda na região central da pá para os primeiros 0.1s.	53
Gráfico 7: Representação do coeficiente de pressão em função do comprimento da corda na ponta da pá para os primeiros 0.1s.	53

Acrónimos

NACA - National Advisory Committee for Aeronautics.

BEM – Blade Element Theory.

TOPSIS - Technique for Order of Preference by Similarity to Ideal Solution

Siglas

CFD – Computational Fluids Dynamic.

FEM – Finite Element Method.

FVM – Finite Volume Method.

HAWT – Horizontal Axis Wind Turbine.

UIUC – University of Illinois Urbana-Champaign.

NREL – National Renewable Energy Laboratory.

CST – Class Shape Transformation.

PSO – Particle Swarm Optimization.

CAE – Computer -Aided Engineering.

CMM – Coordinate Measuring Machine.

Abreviatura

GR – Glide Ratio.

Capítulo 1 – Introdução

1.1. Contextualização do Tema

O presente trabalho intitulado, Simulação do Comportamento Aerodinâmico das Pás de Turbinas eólicas de Eixo Horizontal, possui grande relevância no contexto actual. As energias verdes têm contribuído bastante no campo transição energética, além disso, cada vez mais se tem investido em *softwares* de simulação de dinâmica de fluidos computacional como meio para complementar e em alguns casos substituir os túneis de vento como alternativa rápida e precisa para simular diversas turbinas de vento. Segundo Sumner et al. (2010) os primeiros usos da dinâmica de fluidos computacional (CFD) no contexto da análise da *performance* de turbinas eólicas foi na previsão da *performance* de aerofólios bidimensionais.

À medida que a ciência da computação e a tecnologia avançam, a tecnologia de CFD tem se tornando uma ferramenta poderosa para investigar a aerodinâmica das turbinas eólicas. (Li, Yang, Feng & Tagawa, 2023).

As fundações do método CFD podem ser atribuídos ao início do século 20 com o desenvolvimento veloz da mecânica dos fluidos e dos métodos numéricos. Os principais marcos no desenvolvido do método CFD incluem:

Equações de Navier (1822): A fundação matemática das equações de Navier-Stokes derivadas por Claude-Louis Navier e George Gabriel Stokes, equações estas que descrevem como o campo de velocidade de um fluido evolui com o tempo.

Método de volumes finitos (1950s): Introduzido por Richard Courant, o método dos elementos finitos (FEM) proporcionou uma estrutura flexível para resolver problemas complexos de dinâmica de fluidos, particularmente em geometrias irregulares.

Modelagem de Turbulência (1980s): A introdução de modelos de turbulência, como o modelo k- ϵ de Launder e Spalding, permitiu simulações mais precisas de fluxos turbulentos, expandindo a aplicabilidade da CFD a problemas de engenharia do mundo real.

1.2. Justificativa

A escolha deste tema permite a aplicação de conceitos avançados aprendidos durante o curso, como aerodinâmica e modelagem computacional. Este tema estimula o desenvolvimento de competências em modelagem e simulação que são duas áreas altamente valorizadas na engenharia.

Profissionalmente, o domínio de ferramentas como o Ansys diferencia o estudante no mercado de trabalho, uma vez que esta ferramenta é também utilizada em áreas como aviação, automobilística e consultorias de engenharia.

1.3. Estrutura do trabalho

O trabalho está estruturado em seis Capítulos, nos quais são abordados, de forma sequencial, os diversos aspectos relacionados ao estudo do comportamento aerodinâmico das pás de turbinas eólicas.

No Capítulo 2 do trabalho, é feito o estudo do estado da arte, onde são analisadas as diversas contribuições relacionadas ao tema, aspectos como potencial eólica das várias regiões de Moçambique são analisados, avanços no processo de optimização de aerofólios são também destacados. O objectivo do estado da arte é proporcionar uma base inicial para que possam ser feitas melhorias da literatura existente nos pontos onde esta apresenta limitações.

No Capítulo 3 do trabalho, são apresentados os materiais e métodos utilizados. Neste sentido, descrevem-se os diversos *softwares* utilizados nas diferentes fases do estudo, com destaque para o ANSYS Fluent. São também apresentadas as equações empregues para a resolução de problemas de dinâmica dos fluidos, bem como aquelas utilizadas para a determinação da geometria ideal das pás de turbinas eólicas de eixo horizontal. Este constitui o capítulo mais extenso do trabalho, devido à quantidade e à relevância das informações abordadas.

No Capítulo 4 do trabalho, através de figuras, gráficos e tabelas são apresentados os resultados mais relevantes. Os resultados relevantes incluem os relacionados ao processo de optimização de perfis aerodinâmicos e ao processo de simulação nos Ansys

através do módulo Fluent, comparações com resultados da literatura existente são também efectuados como forma de destacar a relevância deste estudo.

No Capítulo 5 do trabalho, os resultados referentes ao Capítulo 4 são discutidos. Neste estágio se faz uma comparação mais aprofundada com a literatura, são verificados pontos de concordância e destaques deste trabalho.

Finalmente no Capítulo 6 do trabalho, são apresentadas as conclusões e recomendações do trabalho.

1.4. Objectivos

1.4.1. Geral

- Analisar o comportamento aerodinâmico das pás de uma turbina eólica de eixo horizontal por meio de simulações numéricas realizadas com o *software* ANSYS Fluent.

1.4.2. Específicos

- Seleccionar a velocidade média do vento para uma região de alto potencial eólico;
- Seleccionar e otimizar um perfil aerodinâmico para utilizar nas pás de uma turbina eólica;
- Modelar o rotor (Pás e Hub) de uma turbina eólica utilizando o *software* Fusion 360;
- Realizar simulações de dinâmica dos fluidos computacional ANSYS Fluent, de modo a avaliar o desempenho aerodinâmico das pás com perfil otimizado.

Capítulo 2 - Estudo do Estado da Arte

A crescente procura por fontes renováveis de energia tem motivado o desenvolvimento de novas tecnologias, neste cenário as turbinas eólicas têm ganho bastante destaque nos últimos tempos. A simulação do comportamento aerodinâmico das pás das turbinas eólicas de eixo horizontal com a ajuda de *softwares* de dinâmica dos fluidos computacional é um tema que está em bastante evolução e que possui extrema relevância para determinar vários parâmetros de escoamento como zonas de separação do escoamento entre outros. Para a realização desses estudos, é essencial compreender o embasamento teórico relacionado ao escoamento do ar, os princípios da aerodinâmica e às ferramentas de modelação numérica, de forma a desenvolver análises coerentes e eficazes.

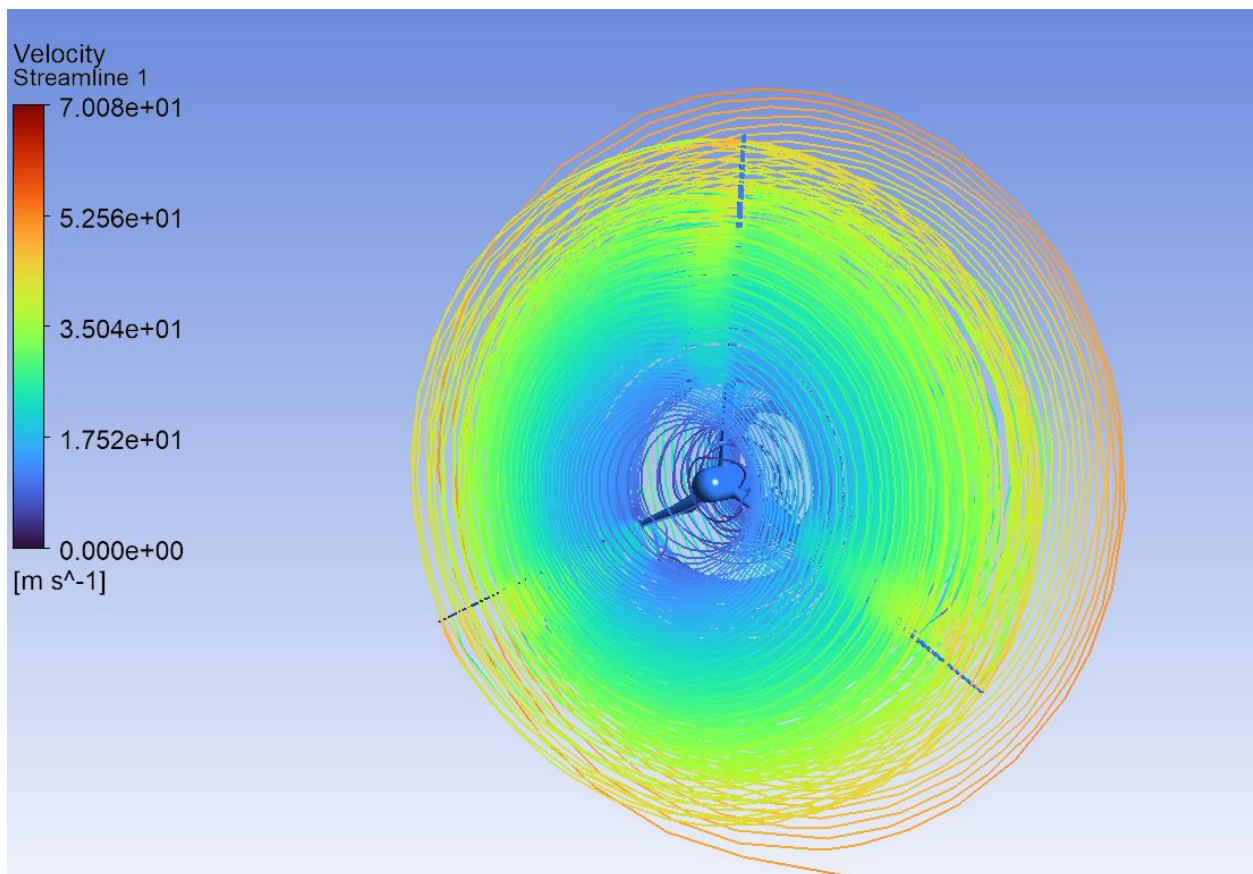


Figura 1: Representação de uma simulação de dinâmica dos fluidos computacional em um rotor de uma turbina eólica de eixo horizontal (HAWT).

O objectivo específico desta revisão da literatura é proporcionar uma visão abrangente sobre o desenvolvimento deste tema, servindo como base para aprimorar a investigação e contribuir para a geração de novos conhecimentos. Para isso, recorre-se a diferentes estudos que abordam o tema por meio de variadas metodologias, ampliando o escopo da investigação e possibilitando uma colecta mais completa de informações relevantes. Entretanto, é fundamental considerar as limitações presentes em alguns desses estudos, especialmente no que diz respeito à representação das pás em seu estado rotativo, aspecto que pode comprometer a abrangência e a aplicabilidade dos resultados para a análise proposta.

A revisão da literatura está estruturada para na sequência do estudo aerodinâmico das pás de turbinas eólicas de eixo horizontal. Inicialmente, aborda-se a definição da velocidade do vento de referência, fundamentada nos dados do Atlas de Energias Renováveis (FUNAE 2013), etapa crucial para assegurar a representatividade das condições operacionais consideradas nas análises. Em seguida, discute-se a selecção adequada do aerofólio com ênfase nos parâmetros que impactam directamente o desempenho aerodinâmico, como a razão entre o coeficiente de sustentação e arrasto. Posteriormente, examina-se a aplicação da teoria de momento de elemento da pá (BEM) e da teoria do rotor óptimo, amplamente utilizadas para o dimensionamento de pás de turbinas eólicas. Na sequência, apresentam-se os fundamentos da Dinâmica dos Fluidos Computacional, destacando seu papel na simulação detalhada do escoamento em torno das pás e na previsão do desempenho em diversas condições de operação. Por fim é tratado o assunto da optimização do formato de aerofólio com o uso de diferentes métodos. A optimização de perfis aerodinâmicos tem sido explorada há bastante tempo como forma de aumentar a eficiência das turbinas.

2.1. Revisão Crítica da Literatura

2.1.1. Definição da velocidade do vento de referência

A escolha da velocidade do vento de referência é bastante importante para o dimensionamento das pás da turbina eólica. A velocidade de referência deve representar as características do local. De acordo com o Atlas de Energias Renováveis de Moçambique (2013), foram seleccionadas 35 localizações para a medição do potencial

eólico ao longo do país, e durante mais de um ano foram analisados os dados mensalmente. A colocação de instalações meteorológicas nessas regiões foi realizada a altura de 80 m.

A partir dos dados recolhidos com estas medições, foi possível observar quais as regiões com maior potencial eólico em Moçambique, destacando-se as províncias de Maputo e Gaza onde a velocidade média do vento supera os 7 m/s.

É necessário observar algumas limitações do estudo realizado, no que diz respeito ao número de regiões analisadas, o que pode influenciar directamente na recolha de dados mais completos. Este estudo considera a medição da velocidade média do vento a altura de 80 m, no entanto muitas turbinas eólicas dificilmente irão operar a esta altitude em Moçambique, bem como a velocidade a altitudes mais baixas é afectada pelas condições do terreno, o que pode não reflectir as condições reais. Para realizar a simulação do comportamento aerodinâmico, é seleccionada a região costeira da província de Maputo onde os efeitos da variação da velocidade com a altura são menos severos, devido a existência de poucos obstáculos.

2.1.2. Selecção do Aerofólio Adequado

Na tecnologia de turbinas eólicas, o desempenho aerodinâmico é fundamental para aumentar a eficiência. Actualmente, existem várias bases de dados com perfis aerodinâmicos projectados e simulados para diferentes aplicações; é por isso que é necessário seleccionar aqueles adequados a uma aplicação específica (Salgado, Troya, Moreno & Molina, 2016).

O estudo desenvolvido por Salgado et al. (2016), propõe uma metodologia para a escolha de aerofólios adequados para pequenas turbinas eólicas. Como ponto de partida foram seleccionados 184 aerofólios da UIUC e 3 da NREL. As análises destes aerofólios foram realizadas com o auxílio do *software* MATLAB e os *softwares* de código aberto XFOIL e XFLR5.

A metodologia proposta consiste na selecção dos aerofólios com maior valor de *Glide Ratio*. De acordo com Salgado et al. (2016), essa metodologia requer quatro fases sucessivas de simulação e eliminação, nas quais os perfis aerodinâmicos são avaliados com base em critérios como ângulo de ataque e estabilidade em diferentes números de Reynolds. Os aerofólios escolhidos para a análise final em MATLAB foram S1210,

S2091, SD7034, S4061, S4180 e S4320, após o processamento de dados foi possível observar que o aerofólio S1210 possui as melhores características aerodinâmicas, neste caso possui o maior valor de razão de planeio (GR) que também representa a relação sustentação/arrasto.

Com o desfecho deste estudo é possível concluir que este método permite uma selecção rápida de aerofólios. Embora os aerofólios seleccionados possuam boas características aerodinâmicas a sua resistência mecânica constitui objecto de pesquisa.

Batu et al. (2024) também propõe um método para a selecção de aerofólios para turbinas eólicas de pequenas dimensões, este método se baseia no critério de abordagem múltipla (A Multi-Criteria Approach).

O primeiro passo envolve a modelagem e simulação de todos os perfis escolhidos, durante o qual calcula-se parâmetros essenciais como potência de saída, peso, tensões e deflexão das lâminas para cada perfil. A seguir, faz-se a selecção do perfil óptimo a partir do conjunto de candidatos (Batu, Lemu, Negash, Beyene, Tirfe, Hailemichael & Alemneh, 2024).

Batu et al. (2024) analisaram 62 perfis das séries NACA e NREL, avaliando parâmetros como potência gerada, tensão mecânica, deformação e peso das pás. Por meio do software QBlade, foram realizadas simulações baseadas na teoria do momento do elemento da pá (BEM), seguidas da aplicação do método TOPSIS para classificar os perfis. Os resultados indicaram que os perfis NACA 0024, NACA 2424 e NACA 4424 são os mais adequados para as turbinas de eixo horizontal de pequena escala.

2.1.3. Teoria de elemento de momento da pá e Teoria do Rotor Óptimo

A modelagem aerodinâmica das pás da turbina eólica é uma etapa vital no projecto da turbina. Vários métodos de projecto estão disponíveis para o *design* aerodinâmico do rotor, no entanto, neste estudo é aplicado um modelo matemático baseado no conceito de momento de elemento da pá (Radi & Djebli, 2022).

O artigo científico desenvolvido por Radi e Djebli (2022), aplica o método da teoria de elemento de momento da pá na sua abordagem para determinar a melhor distribuição do ângulo de torsão e da corda ao longo do comprimento de uma pá de turbina eólica.

Este método foi sugerido por Glauret (1935) e é aplicado no design de rotores de turbinas de vento, devido a sua simplicidade em comparação com outros métodos.

O aerofólio utilizado durante o estudo foi o S809 que pertence a classe NREL, o valor do ângulo de ataque foi escolhido como sendo aquele que maximiza a relação sustentação/arrasto. O grande destaque deste artigo reside no facto de este proporcionar uma boa abordagem para ter em conta os efeitos tridimensionais de ponta de asa, que ocorrem devido à diferença de pressão entre as superfícies superior e inferior da pá, através da introdução de um coeficiente de correcção. Um estudo semelhante foi realizado por TENGHIRI et al. (2018), este estudo sobressai pelo facto de estimar o valor da potência produzida com a variação da velocidade do vento para a pá otimizada, no entanto ainda existem algumas limitações pelo facto deste método não poder levar em consideração os efeitos tridimensionais que ocorrem quando um escoamento passa sobre as pás das turbinas. As análises CFD são uma forma bastante robusta para solucionar estes problemas.

Em ambos artigos os autores aplicam a teoria do rotor ótimo para realizar o dimensionamento preliminar das pás e comparar com o método BEM.

2.1.4. Simulação de Dinâmica dos Fluidos Computacionais

A simulação CFD 2D é mais simples em comparação com a CFD 3D, mas ao mesmo tempo, é menos precisa para casos de fluxos complexos e é limitada a um caso de um único plano. Uma simulação CFD 3D fornece uma predição precisa do campo de fluxo, mas requer um longo tempo de computação e grande armazenamento de dados. (MENASRI, ZERGANE, AIMEUR & AMOUR, 2023).

Neste artigo Menasri et al. (2023) fornece uma metodologia para a simulação de uma turbina eólica de eixo horizontal (HAWT). Através da engenharia reversa os autores extraíram as características geométricas do modelo físico de uma pá em diferentes ângulos usando um scanner devido a falta de um modelo 3D virtual. O processo de scan foi realizado utilizando uma máquina de medição de coordenadas (CMM) para assegurar fiabilidade geométrica.

Após a geração do modelo tridimensional Menasri et al. (2023) realizou a exportação deste para o Ansys Spaceclaim onde foi criado o volume de controle, no entanto os autores destacam que devido a recursos computacionais apenas 1/3 do modelo foi

testado através do método de simetria. Com o modelo pronto, foi gerada a malha computacional no Ansys Fluent e através do módulo CFX foi realizado o processo de simulação em regime permanente seguido por uma simulação em regime transiente. A velocidade de rotação do domínio simétrico correspondia a 400 RPM com uma velocidade de entrada de 8 m/s.

Os autores concluíram que a pressão no lado de sucção das pás é significativamente menor que a pressão e a velocidade no lado de pressão para diferentes pontos de tempo utilizados os autores também concluíram que o coeficiente de pressão permanece quase inalterado durante os 3 pontos de tempo usados.

2.1.5. Optimização do aerofólio

A optimização do formato aerodinâmico representa uma etapa fundamental no desenvolvimento de pás de turbinas eólicas, especialmente diante dos avanços contínuos no campo da engenharia aeroespacial e mecânica. Conforme apresentado por Akram e Kim (2021), diferentes metodologias podem ser empregues para aprimorar o desempenho dos aerofólios em regimes subsónicos e transónicos.

No estudo em questão, foram explorados dois métodos principais para a optimização dos perfis aerodinâmicos: o método de parametrização CST (Class Shape Transformation) e os algoritmos genéticos. O método CST destaca-se pela sua capacidade de modelar eficientemente formatos aerodinâmicos, tanto bidimensionais como tridimensionais, utilizando um número reduzido de parâmetros, o que facilita a análise e comparação entre diferentes soluções. Por outro lado, os algoritmos genéticos, inspirados no processo de selecção natural, procuram de forma iterativa as melhores configurações possíveis entre os aerofólios gerados, visando maximizar a relação sustentação/arrasto.

Ao aplicar essas abordagens ao aerofólio subsónico NREL S-821 e ao transónico RAE-2822, o objectivo central manteve-se na obtenção da configuração que proporcionasse a maior eficiência aerodinâmica possível. A análise demonstrou que o método CST exige menos parâmetros para efectuar a optimização em comparação com os algoritmos genéticos, tornando o processo mais ágil e directo. No entanto, a busca conduzida pelos algoritmos genéticos permitiu uma exploração mais ampla do espaço de soluções, potencializando o alcance de resultados optimizados.

A discussão evidencia a importância de seleccionar adequadamente o método de optimização conforme as necessidades do projecto e recursos disponíveis. O conhecimento das vantagens e limitações de cada abordagem é essencial para a obtenção de resultados coerentes e adequados à aplicação pretendida, servindo como base para a adaptação posterior da metodologia e superação de eventuais limitações identificadas durante a revisão da literatura.

O objectivo desta optimização foi o de obter o maior valor da relação sustentação/arrasto, o primeiro método é designado parametrização CST do aerofólio, de acordo com Akram e Kim (2021), este método é relativamente poderoso e capaz de modelar formatos aerodinâmicos bidimensionais e tridimensionais. O segundo método de optimização é feito por algoritmos genéticos, que se baseiam no processo de selecção natural, o processo de optimização por meio de algoritmos genéticos tem como objectivo buscar a melhor solução entre os diferentes aerofólios gerados.

Uma das conclusões deste estudo aponta para o facto do método CST analisar os aerofólios usando menos parâmetros do que o método de algoritmos genéticos.

Durante a revisão da literatura, foram abordados diversos tópicos essenciais que embasaram a condução deste estudo. Cada subtítulo apresentou etapas distintas, contemplando o conteúdo necessário para o desenvolvimento do trabalho e destacando os aspectos que orientam a metodologia adoptada.

Com a revisão concluída, tornou-se possível ajustar a abordagem metodológica do projecto, considerando as limitações identificadas em cada artigo analisado. Este processo de adaptação visa implementar métodos adequados que superem as dificuldades encontradas, garantindo maior coerência e robustez aos resultados obtidos.

O conhecimento das limitações e potencialidades dos métodos estudados serve como base para aprimorar a metodologia, permitindo a escolha de estratégias mais eficazes para alcançar os objectivos propostos. Assim, a estrutura metodológica do trabalho é fortalecida, assegurando maior precisão e relevância na análise dos resultados.

Capítulo 3 - Materiais e Métodos

O desenho de pesquisa utilizado neste estudo é experimental, realizado através de simulação computacional, com o objectivo de analisar o comportamento das pás de turbinas eólicas por meio da Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD). O estudo ocorreu em ambiente virtual, envolvendo a construção de um modelo tridimensional das pás e a geração de uma malha computacional que possibilita resolver as equações que descrevem o escoamento do ar. As condições de contorno foram estabelecidas de acordo com parâmetros reais de simulação. Essa metodologia foi seleccionada devido à sua capacidade de testar diferentes hipóteses relacionadas ao desempenho aerodinâmico das pás sem necessidade de ensaios físicos, permitindo a redução de custos e riscos experimentais.

Este trabalho adopta um estudo do tipo quantitativo e experimental, pois este visa simular e analisar numericamente o comportamento aerodinâmico das pás das turbinas eólicas utilizando o CFD. Trata-se de um desenho de pesquisa quantitativo uma vez que os resultados obtidos a partir das simulações são tratados numericamente, nomeadamente a distribuição da velocidade ao longo das pás, a distribuição da pressão, distribuição da turbulência entre outros.

Este estudo também se caracteriza por ser do tipo experimental pelo facto de se basear na manipulação de variáveis independentes como a velocidade do vento incidente e o ângulo de ataque, para observar o efeito sobre as variáveis dependentes citadas no paragrafo anterior.

A escolha por uma abordagem quantitativa se justifica pela natureza do estudo, que exige precisão e rigor na análise dos resultados. As simulações numéricas permitem a observação dos efeitos de várias condições de operação.

A adopção de um delineamento de pesquisa experimental é fundamentada na sua capacidade de viabilizar a análise dos efeitos de diferentes variáveis sobre o comportamento aerodinâmico das pás. Mesmo que a investigação seja conduzida por meio de simulações computacionais, a abordagem permanece alinhada aos princípios do método experimental.

3.1. Materiais e Equipamentos

Para a realização da simulação, foi utilizado um extenso número de ferramentas computacionais (Softwares), cada uma dessas ferramentas possui uma função distinta e ideal para a sua aplicação que vai desde a geração de perfis (aerofólios) otimizados até a realização da própria simulação.

3.1.1. XOPTFOIL

O XOPTFOIL é um *software* desenvolvido pelo professor Daniel Prosser, que é utilizado para a optimização de perfis aerodinâmicos e tem como base o motor do XOPTFOIL que é outra ferramenta que permite a análise de diferentes tipos de perfis, gerando gráficos de coeficiente de sustentação e de coeficiente de pressão entre outras grandezas aerodinâmicas.

De acordo com Source Forge (2019), o programa utiliza o motor XFOIL, reconhecido na área, para optimizar perfis aerodinâmicos. O processo começa com um perfil inicial e, a partir dele, o XFOIL emprega métodos como enxame de partículas, algoritmos genéticos e busca directa para ajustar a geometria, buscando melhores resultados. O usuário selecciona os pontos de operação que deseja optimizar, define as restrições necessárias e o sistema conduz automaticamente todas as etapas da optimização.

O *software* permite configurar múltiplos pontos de operação e aplicar diferentes métodos de optimização, tais como o algoritmo genético, o algoritmo de Nelder-Mead (Simplex) e a optimização por enxame de partículas (PSO), com o objectivo de alterar iterativamente a geometria do perfil buscando um melhor desempenho aerodinâmico.

Para a optimização de perfis o XOPTFOIL tem como base os coeficientes de sustentação e de arrasto que são dados pelas seguintes equações:

$$C_L = \frac{F_y}{0.5 \cdot \rho \cdot C \cdot L \cdot U_\infty^2} \quad (3.1)$$

$$C_D = \frac{F_x}{0.5 \cdot \rho \cdot C \cdot L \cdot U_\infty^2} \quad (3.2)$$

Onde L representa a força de sustentação (N), D representa a força de arrasto (N), C representa o comprimento da corda (m), L representa a largura do aerofólio medida

longitudinalmente (m), U_{∞} é a velocidade de escoamento livre (m/s) e ρ é a densidade do ar (kg/m³).

3.1.2. QBlade

“O QBlade é um código multifísico de última geração que cobre toda a gama de aspectos necessários para a simulação aero-servo-hidro-elástica de turbinas eólicas de eixo horizontal ou vertical. Este *software*, desenvolvido desde 2010, é implementado como um sistema modular de solucionadores aerodinâmicos, dinâmicos estruturais e hidrodinâmicos de alta eficiência dentro de uma moderna estrutura orientada a objectos em C++” (Qblade Documentation, 2025).

O Qblade é um *software* muito importante para a análise de turbinas eólicas, que incorpora o XFOIL no seu núcleo de cálculo aerodinâmico, o que permite a geração das curvas do coeficiente de sustentação, de arrasto, e de momento.

3.1.3. Fusion 360

O Fusion 360 é um *software* de modelagem tridimensional que integra funcionalidades de modelagem paramétrica, simulação e documentação técnica. Desenvolvido pela Autodesk em 2013. O Fusion 360 opera com base na nuvem e adopta uma abordagem *top-down*, permitindo ao usuário criar estruturas complexas que podem ser decompostas em componentes menores. Essa metodologia facilita a personalização e o ajuste individual de cada parte, de acordo com os requisitos específicos do projecto. (Novatr, 2022).

A modelagem tridimensional das pás foi executada utilizando o software Fusion 360, que disponibiliza recursos avançados para prototipagem rápida por meio de suas ferramentas especializadas.



Figura 2: Representação do rotor de uma turbina de eólica de eixo horizontal (HAWT) com as respectivas pás.

3.1.4. Microsoft Word e Excel

O Microsoft Excel foi utilizado para o processamento de dados numéricos, construção de gráficos e execução de cálculos auxiliares referentes às variáveis analisadas. Essa ferramenta proporcionou uma organização eficiente dos resultados e favoreceu a apresentação clara das informações.

3.1.5. Ansys

De acordo com MR CFD (2024) o Ansys “é um conjunto abrangente de *softwares* de engenharia assistida por computador (CAE) que permite aos engenheiros simular, analisar e otimizar projectos de engenharia em diversos domínios da física. Fundada em 1970, a Ansys evoluiu para se tornar o padrão da indústria em simulação de engenharia, oferecendo soluções que abrangem dinâmica dos fluidos, mecânica estrutural, electromagnetismo e acoplamento multifísico.”

Em *softwares* como o Ansys através do modulo Fluent as equações fundamentais que governam a mecânica dos fluidos são resolvidas de forma numérica, através do método

de volumes finitos (FVM), estas equações são nomeadamente: a equação da conservação de massa ou equação da continuidade, as equações de Navier-Stokes também conhecidas como equações da segunda lei de Newton para a mecânica dos fluidos e a equação da energia.

A equação de continuidade acima mencionada é representada através da seguinte forma diferencial:

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho \nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (3.3)$$

Onde ρ é a densidade do fluido (kg/m^3), t representa o tempo (s) e $\vec{V}$ é o vector velocidade do escoamento (m/s).

As equações de Navier-Stokes para escoamento 3D dimensional tem as seguintes formas diferenciais:

$$\rho \left(\frac{\partial U}{\partial t} + U \frac{\partial U}{\partial x} + V \frac{\partial U}{\partial y} + W \frac{\partial U}{\partial z} \right) = - \frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x + \mu \left(\frac{\partial^2 U}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial z^2} \right) \quad (3.4)$$

$$\rho \left(\frac{\partial V}{\partial t} + U \frac{\partial V}{\partial x} + V \frac{\partial V}{\partial y} + W \frac{\partial V}{\partial z} \right) = - \frac{\partial P}{\partial y} + \rho g_y + \mu \left(\frac{\partial^2 V}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V}{\partial z^2} \right) \quad (3.5)$$

$$\rho \left(\frac{\partial W}{\partial t} + U \frac{\partial W}{\partial x} + V \frac{\partial W}{\partial y} + W \frac{\partial W}{\partial z} \right) = - \frac{\partial P}{\partial z} + \rho g_z + \mu \left(\frac{\partial^2 W}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 W}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 W}{\partial z^2} \right) \quad (3.6)$$

Onde U representa a velocidade de escoamento ao longo do eixo x (m/s), V representa a velocidade do escoamento ao longo do eixo y (m/s), W representa a velocidade do escoamento ao longo do eixo Z (m/s), μ é a viscosidade dinâmica do fluido (N.s/m^2), P é a pressão do fluido (N/m^2), ρ é a densidade do fluido (kg/m^3) e g_x, g_y, g_z representam os valores da aceleração de gravidade nos respectivos eixos x, y e z (m/s^2).

A última equação fundamental a ser representada é a equação da energia dada na forma diferencial e conservativa por:

$$\begin{aligned}
\frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \right] + \nabla \cdot \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \vec{V} \right) \right] = \rho \dot{q} + \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) \\
- \frac{\partial (UP)}{\partial x} - \frac{\partial (VP)}{\partial y} - \frac{\partial (WP)}{\partial z} + \frac{\partial (U\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial (U\tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial (U\tau_{zx})}{\partial z} + \frac{\partial (V\tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial (V\tau_{yy})}{\partial y} + \\
\frac{\partial (V\tau_{zy})}{\partial z} + \frac{\partial (W\tau_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial (W\tau_{yz})}{\partial y} + \frac{\partial (W\tau_{zz})}{\partial z} + \rho \vec{g} \cdot \vec{V}
\end{aligned} \quad (3.7)$$

Onde ρ representa a densidade do fluido (kg/m^3), $\frac{V^2}{2}$ é a energia cinética por unidade de massa (J/Kg), $\vec{V}$ é o vector velocidade (m/s), K a condutibilidade térmica do fluido ($\text{W/m} \cdot \text{K}$), e representa a energia interna específica (J/Kg), T a temperatura (K), $\dot{q}$ a taxa de geração de calor (W/m^3), t o tempo (s), τ_{ij} representa os componentes do tensor de tensões viscosas, U , V e W representam os componentes da velocidade nos respectivos eixos x , y , e z (m/s), e $\vec{g}$ representa a aceleração de gravidade (m/s^2).

Para ilustrar o princípio de funcionamento do método de volumes finitos pode-se observar a seguinte figura abaixo:

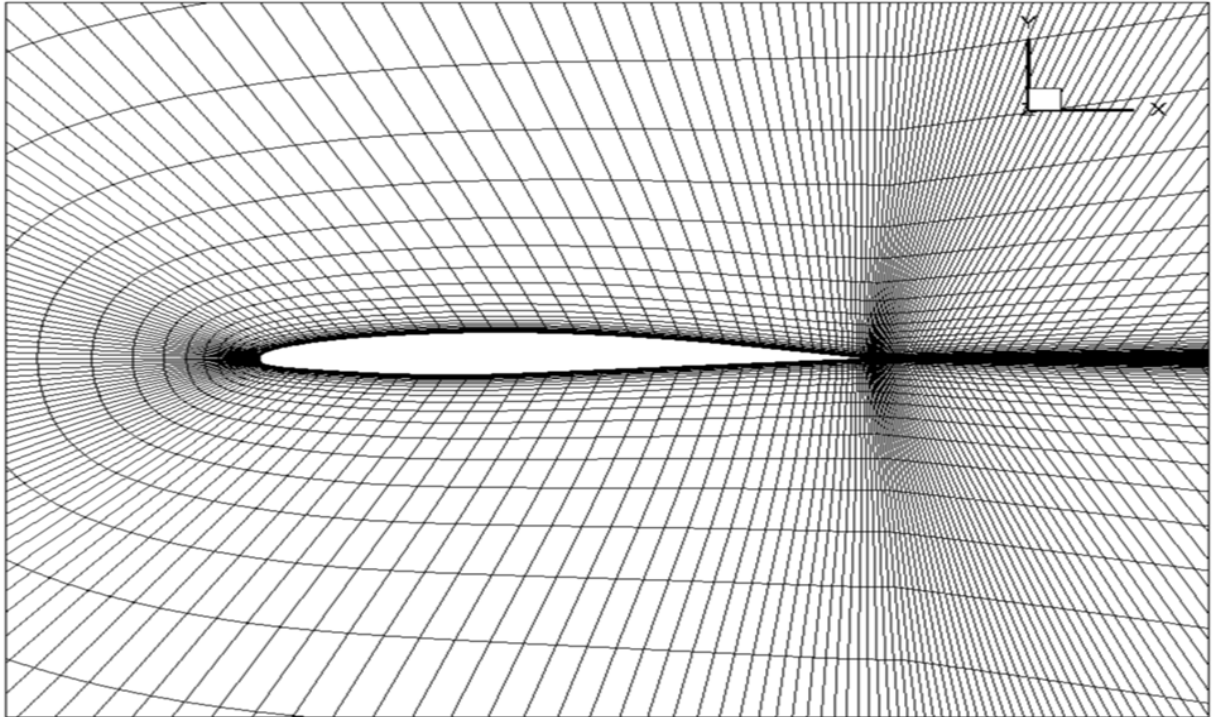


Figura 3: Representação detalhada da malha computacional estruturada ao redor de um aerofólio bidimensional utilizada em simulações numéricas de escoamento. Reproduzido de Polewski (2021).

Observando o aerofólio acima com a sua malha bidimensional, é possível notar que esta é constituída por vários quadriláteros. Segundo Bhaskaran e Collins (n.d), no método de volumes finitos, os quadriláteros são normalmente referidos como células e um ponto na malha é chamado de nó, em uma malha bidimensional os elementos também podem ser representados por células triangulares. Em uma malha tridimensional as células podem ser hexaédricas, tetraédricas ou prismáticas.

Na abordagem de volume finito, aplicam-se as equações de conservação em sua forma integral a volumes de controle associados às células, de modo a obter as equações discretizadas correspondentes (Bhaskaran & Collins, n.d.).

A integral de superfície da equação de continuidade para um escoamento incompressível e em regime permanente é dada por:

$$\oint \vec{V} \cdot \hat{n} \, dS = 0 \quad (3.8)$$

Onde S representa a superfície da célula (m^2) que pode ser bidimensional ou tridimensional sobre a qual ocorre a integração, $\hat{n}$ representa o vector normal e $\vec{V}$ o vector velocidade (m/s).

A equação acima indica que a vazão volumétrica líquida dentro no volume de controle é igual a zero. A figura abaixo ilustra a aplicação deste conceito onde para cada face da célula é aplicada a equação da continuidade onde o volume líquido total será zero.

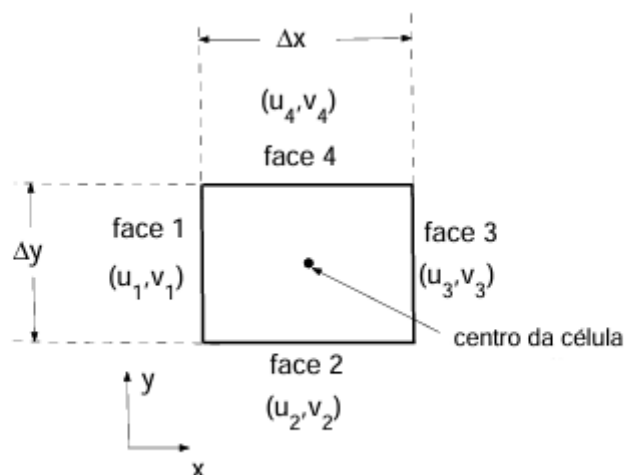


Figura 4: Esquema ilustrativo de uma célula com as respectivas faces onde são aplicadas as condições de contorno. Adaptado de Bhaskaran e Collins (n.d.).

Aplica-se a equação de conservação de massa para o volume de controle representado pela célula da Figura 3.3 tem-se:

$$-u_1 \Delta y - v_2 \Delta x + u_3 \Delta y + v_3 \Delta x = 0 \quad (3.9)$$

Os valores de velocidade são determinados de forma iterativa até que seja satisfeita a condição de conservação; neste contexto, afirma-se que as soluções convergiram. Contudo, é fundamental reconhecer que o balanço líquido estará sempre sujeito a um erro residual, resultante tanto do processo de linearização quanto do procedimento iterativo. Esse erro, conhecido como resíduo, tende a diminuir à medida que as soluções se aproximam do resultado ideal.

$$-u_1 \Delta y - v_2 \Delta x + u_3 \Delta y + v_3 \Delta x = R_s \quad (3.10)$$

Neste caso R_s representa o resíduo do processo de solução iterativa do método de volumes finitos. O método de volumes finitos é estendido a todas as células do volume de controle, formando assim um sistema de equação que inclui as equações de continuidade, Navier-Stokes e da energia.

Durante a realização deste trabalho, o módulo Ansys Discovery Enterprise foi empregue para a preparação final da geometria através da inspecção e reparação de defeitos geométricos existentes no modelo, bem como para a geração do volume de controle da região de escoamento livre e região rotativa ao redor das pás do rotor.

O módulo Ansys Mechanical foi utilizado para a geração da malha computacional ao redor do modelo, a geração da malha computacional é um passo essencial para a aplicação das equações de continuidade, de energia, e equações de Navier-Stokes.

O último módulo usado para as fases de *Setup*, resultados, e diagnóstico foi o Fluent, neste módulo as equações foram resolvidas após a determinação das condições de contorno na fase do *Setup*. A fase de diagnósticos consiste na avaliação dos resultados, na investigação de possíveis contradições e validação.

3.2. Amostra

A amostra deste estudo consiste no modelo tridimensional de um rotor de uma turbina eólica de eixo horizontal, com as suas pás bem representadas para a respectiva simulação aerodinâmica. A geometria foi criada no *software* de modelagem tridimensional Fusion 360 com base nos dados obtidos durante a realização dos cálculos para criação da geometria ideal e perfil aerodinâmico otimizado do NACA 0024 com o *software* XOPTFOIL.

O rotor da turbina eólica de eixo horizontal simulado apresenta 3 pás, com o diâmetro de 6 m e área de varredura de 28 m². Estes parâmetros são compatíveis com os das turbinas eólicas de pequeno porte utilizadas em áreas rurais e urbanas, que normalmente apresentam velocidades de vento baixas e médias.

Os critérios de inclusão utilizados para a selecção da amostra foram os seguintes: a simplicidade geométrica das pás, com o objectivo de evitar erros durante a geração da malha computacional; a escolha de perfis aerodinâmicos bem conhecidos e amplamente documentados, com base em informações disponíveis no site <http://airfoiltools.com>. Foram excluídos os modelos que apresentavam detalhamento geométrico excessivo, devido à dificuldade em gerar malhas computacionais de qualidade e a posterior construção do rotor. Além disso, durante a selecção de um perfil através da optimização por algoritmos genéticos, descartaram-se aerofólios com baixo desempenho aerodinâmico, considerando especialmente a razão entre o coeficiente de sustentação e o coeficiente de arrasto.

Para a selecção de diferentes modelos foi utilizada uma amostragem do tipo não probabilística. De acordo com Mettzer (2023) “A amostragem não probabilística é usada quando as probabilidades de conhecimento e selecção de sua amostra são desconhecidas, e não existe uma base para cálculo do universo e erro da amostra.”

Neste caso específico, diferentes amostras foram seleccionadas e posteriormente descartadas devido à complexidade geométrica. Não houve uma base probabilística para descrever que geometrias teriam maior probabilidade de serem rejeitadas pelos algoritmos de geração da malha computacional, uma vez que essa rejeição depende fortemente de factores técnicos e comportamentais dos algoritmos, que variam conforme a complexidade do modelo. O tamanho da amostra consistiu em um único rotor de uma turbina eólica modelada tridimensionalmente

3.3. Procedimentos

Para realizar as simulações com o modelo, vários procedimentos para a sua construção tiveram de ser adoptados, cada procedimento focou-se em uma fase específica que complementou a fase anterior. Nesse contexto, a representação gráfica dessas fases, por meio de um fluxograma, torna-se relevante para ilustrar o percurso metodológico adoptado e facilitar a compreensão das inter-relações entre os processos executados ao longo do estudo. Essa abordagem contribui directamente para o alcance dos objectivos propostos, assegurando uma fundamentação sólida para a análise aerodinâmica desenvolvida.

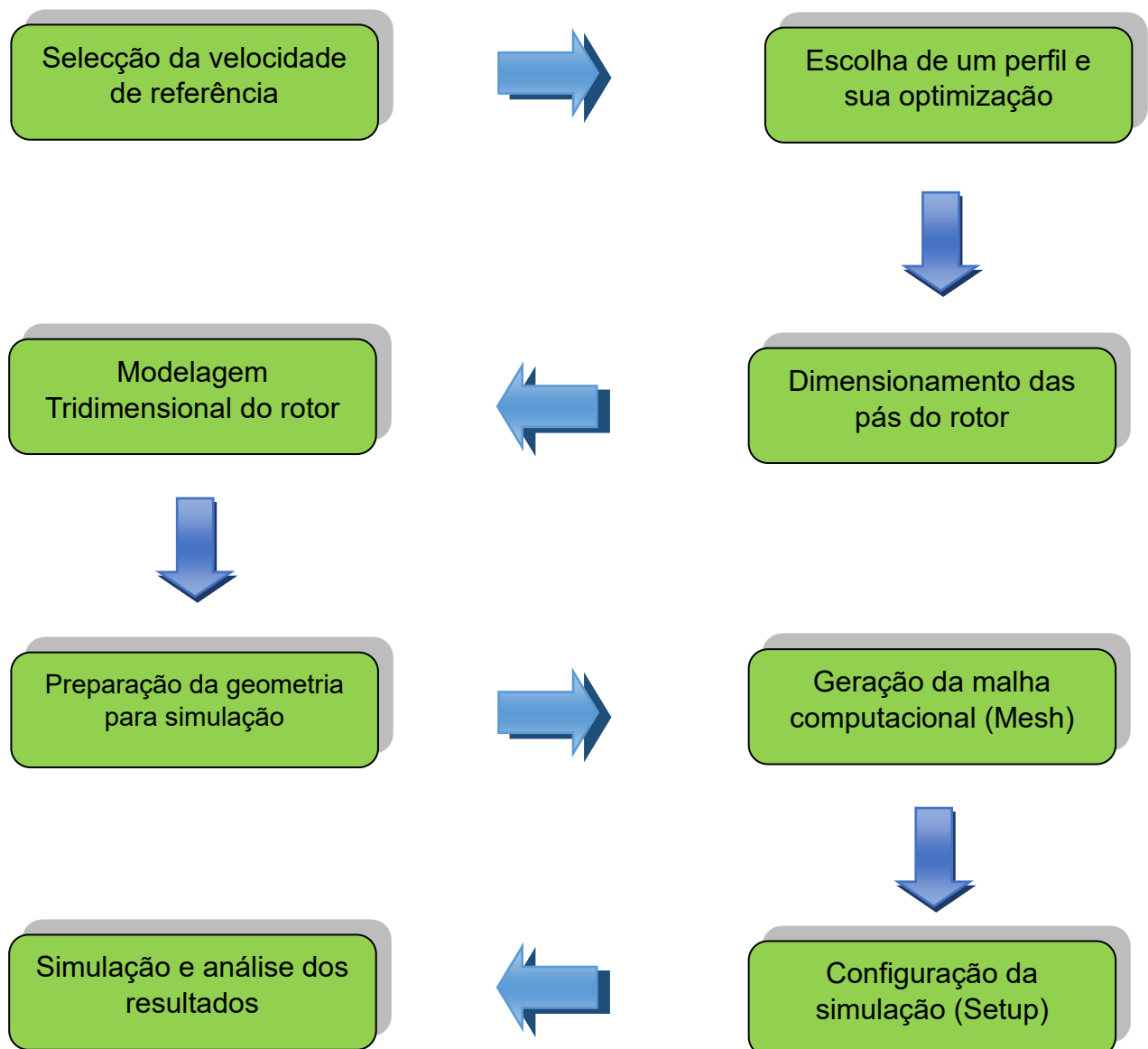


Figura 5: Fluxograma representativo das diferentes fases do trabalho

3.3.1. Selecção da velocidade de referência

A selecção da velocidade do vento representativa das condições de uma determinada região é indispensável. Neste trabalho, foi considerada a região costeira da província de Maputo, seleccionada com base nos dados do Atlas de Energias Renováveis de Moçambique (FUNAE, 2014), que a identificam como sendo uma região com elevado potencial eólico.

Para determinar a velocidade do vento a 10 metros de altura, utilizou-se a plataforma Global Wind Atlas. Para validação dos dados obtidos, foi extraído também o valor da velocidade do vento em outra altitude para a mesma região. A partir da aplicação da lei exponencial de Hellmann, recalculou-se a velocidade correspondente à altura de 10 metros, resultando em um valor compatível com aquele informado pela plataforma.

A lei exponencial de Hellmann é definida pela seguinte equação:

$$V_h = V_{10} \cdot \left(\frac{h}{10}\right)^\alpha \quad (3.11)$$

Onde V_h é a velocidade do vento a altura h (m/s), V_{10} é a velocidade do vento a 10 metros de altura (m/s) e α é o expoente de Hellmann que varia com a rugosidade do terreno.

3.3.2. Escolha de um perfil e sua optimização

Nesta fase, foi seleccionado o aerofólio NACA 0024, cujas propriedades geométricas e aerodinâmicas foram extraídas da base de dados disponível no AirfoilTools. No entanto para a optimização deste perfil são necessários dados de entrada tais como: ângulo de ataque ideal, número de Reynolds que representa a relação entre as forças inerciais e viscosas e número de Mach que representa a relação entre a velocidade do vento e a velocidade do som.

O ângulo de ataque ideal representa o ângulo no qual o aerofólio gera a sua maior relação entre coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto, que é 10° para o NACA 0024 que serviu de base.

Para a determinação do número de Reynolds a velocidade de referencial foi a velocidade real do vento, ou seja, a velocidade que é sentida em cada secção de uma pá do rotor. Abaixo é feita uma ilustração:

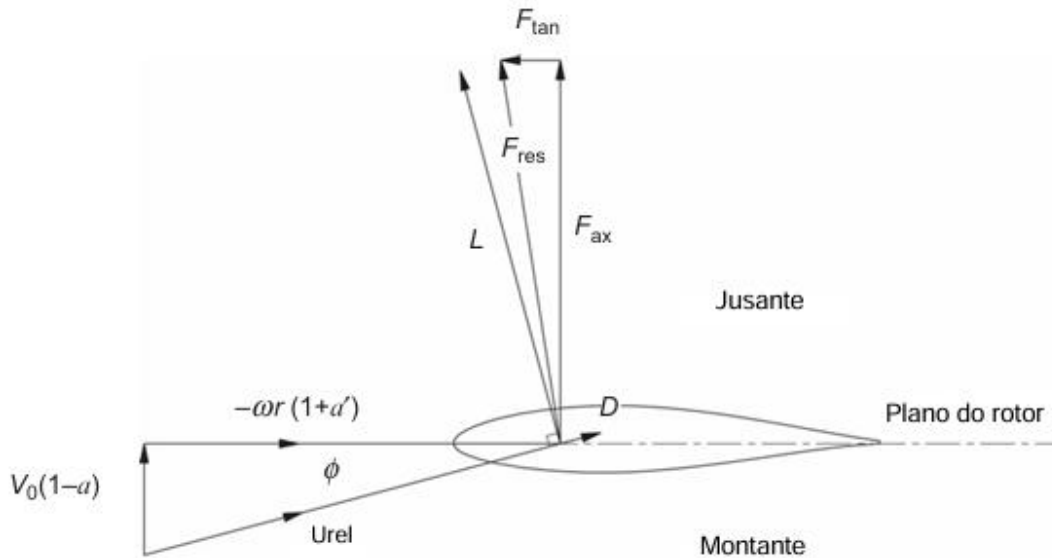


Figura 6: Representação de um elemento aerodinâmico (aerofólio) de uma pá com a respectiva velocidade de real U_{rel} . Adaptado de Wind Turbines Theory and Practice (Anderson, 2025, p. XX).

Na imagem acima $V_0(1 - a)$ representa velocidade axial, $-\omega r (1 + a')$ a componente da velocidade radial, L representa a força de sustentação, F_{res} a força resultante, F_{ax} a força axial, F_{tan} a força tangencial, D representa a força de arrasto e ϕ representa o ângulo entre as componentes da velocidade axial e radial.

Antes de cálculo da velocidade relativa do vento, parâmetros como o raio do rotor e o coeficiente de avanço local tiveram de ser calculados, a fórmula para o cálculo do raio do rotor é dada por:

$$R = \sqrt{\frac{2 \cdot P}{\rho \cdot \pi \cdot V_{10}^3 \cdot C_P}} \quad (3.12)$$

Onde P representa a potência extraída do vento (W), c_p é o valor do coeficiente de potência, e ρ é o valor da densidade do ar (kg / m^3).

De acordo com o Amrita Virtual Lab (2025), as turbinas eólicas reais não atingem o limite teórico de eficiência previsto pela Lei de Betz. No entanto, sistemas bem projectados podem alcançar coeficientes de potência entre 0.4 e 0.5. Para este estudo, o coeficiente de potência inicial foi estimado em 0.48, com uma potência nominal definida como 1200 W.

A fórmula para a determinação do coeficiente de avanço local é dada por:

$$\lambda_r = \lambda \cdot \left(\frac{r}{R} \right) \quad (3.13)$$

Onde r é o raio local ao redor da pá, R é o valor do raio do rotor (m) e λ é o coeficiente de avanço global (graus).

O coeficiente de avanço local desempenha um papel importante para a determinação da velocidade relativa do ar em uma secção específica da pá, segundo L TENGHIRI et al. (2018) para coeficientes de avanço relativamente altos o coeficiente de avanço pode ser aproximado pela equação:

$$U_{rel} = \lambda_{0.5} \cdot V_{design} \quad (3.14)$$

Onde $\lambda_{0.5}$ representa o valor do coeficiente de avanço na secção média da pá e V_{design} a velocidade de *design* (m/s).

Neste estudo, a velocidade de *design* é igual à velocidade média anual do vento para a região escolhida. A partir da velocidade relativa do vento e da corda para a secção média da pá foi possível extrair o valor do número de Reynolds:

$$Re = \frac{\rho \cdot U_{rel} \cdot C}{\mu} \quad (3.15)$$

Onde C representa o valor da corda na secção média da pá (m), ρ representa o valor da densidade do ar (kg / m^3), μ representa o valor da viscosidade dinâmica ($\text{N} \cdot \text{s} / \text{m}^2$) do ar e U_{rel} representa o valor da velocidade relativa do ar na secção média da pá (m/s).

O comprimento da corda representa a distância entre o bordo de ataque e o bordo de fuga de um aerofólio (secção da pá) utilizado para o cálculo do número de Reynolds é de 0,25 m. Segundo L TENGHIRI et al. (2018), esse valor representa uma média baseada na literatura.

Como demonstrado acima, o número de Reynolds foi obtido considerando a velocidade real do vento. O último dado de entrada para a otimização por meio do uso do software XOPTFOIL é o número de Mach, que obtido através da seguinte expressão:

$$M = \frac{U_{\text{real}}}{a} \quad (3.16)$$

Onde U_{rel} representa o valor da velocidade relativa do ar na secção média da pá (m/s) e a representa a velocidade do som no ar (m/s).

Apos a determinação do ângulo de ataque ideal, do número de Reynolds e do número de Mach procedeu-se à geração de um perfil otimizado utilizando o *software* XOPTFOIL. Para isso, diferentes conjuntos de dados foram inseridos no arquivo input.txt, que foi processado por meio do terminal. A cada iteração realizada, o programa gerava um novo modelo de aerofólio, sendo os perfis com baixo desempenho descartados com base na função objectivo, que corresponde à maximização da razão entre o coeficiente de sustentação (C_L) e o coeficiente de arrasto (C_D). Ao término das iterações, o aerofólio com melhor desempenho teve suas coordenadas exportadas em formato .dat, prontas para serem integradas no processo de modelagem tridimensional.

O coeficiente de potência escolhido para calcular o raio do rotor a partir da Fórmula 3.10 foi uma estimativa inicial, portanto foi necessário verificar que para um aerofólio otimizado com uma determinada relação entre coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto, um determinado número de pás e coeficiente de avanço global, este valor de coeficiente de potência é possível.

De acordo com TENGHIRI et al. (2018), a expressão para o cálculo do coeficiente de potência máximo de um rotor de turbina com número finito de pás é dada por:

$$C_{P_{\text{max}}} = \left(\frac{16}{27}\right) \cdot \lambda \cdot \left[\lambda + \frac{1.32 + \left(\frac{\lambda - 8}{20}\right)^2}{B^{\frac{2}{3}}} \right]^{-1} - \frac{0.57 \cdot \lambda^2}{\frac{C_L}{C_D} \cdot \left(\lambda + \frac{1}{2B}\right)} \quad (3.17)$$

Onde B representa o número de pás que é igual a 3, λ representa o coeficiente de avanço global e o quociente C_L/C_D é a relação entre o coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto.

Um dos parâmetros extraído em diferentes secções das pás do rotor foi o coeficiente de pressão, o coeficiente de pressão é um número adimensional que descreve a pressão relativa através de um campo de fluxo em dinâmica de fluidos. A fórmula para o cálculo do coeficiente de pressão é dada por:

$$C_{\text{pressão}} = \frac{P - P_{\infty}}{0.5 \cdot \rho \cdot U_{\infty}^2} \quad (3.18)$$

Onde P é a pressão estática do fluido no ponto em que o coeficiente de pressão é avaliado (N/m^2), P_{∞} é a pressão do escoamento livre (N/m^2), U_{∞} é a velocidade do escoamento livre do fluido (m/s) e ρ é a densidade do ar (Kg/m^3).

3.3.3. Dimensionamento das pás do Rotor

O projecto aerodinâmico de pás de rotor óptimas, a partir de um tipo de perfil aerodinâmico bem conhecido, consiste na determinação dos parâmetros geométricos, tais como a distribuição do comprimento da corda e a distribuição da torção ao longo do comprimento da pá, para uma determinada razão de velocidade na extremidade, em que o coeficiente de potência do rotor é máximo. Ao dividir-se o comprimento da lâmina em N elementos, pode-se calcular a razão de velocidade local na extremidade para cada elemento da pá. (Radi & Djebli, 2022)

Para o *design* aerodinâmico das pás da turbina, a teoria do rotor óptimo (para o *design* da forma da pá) e a teoria BEM (para a previsão de desempenho) são amplamente utilizadas. L TENGHIRI et al. (2018)

De acordo com a Teoria do Rotor Óptimo, é possível determinar o ângulo ideal de entrada do fluxo de ar, a distribuição ideal da corda ao longo do raio da pá, bem como o perfil de torção necessários para maximizar a eficiência aerodinâmica do rotor. As equações correspondentes são apresentadas a seguir:

$$\phi_{opt} = \left(\frac{2}{3}\right) \cdot \tan^{-1} \left(\frac{1}{\lambda_r}\right) \quad (3.19)$$

$$C_r = \frac{8 \cdot \pi \cdot r}{B \cdot C_{Ldesign}} \cdot (1 - \cos \phi_{opt}) \quad (320)$$

$$\theta = \phi_{opt} - \alpha_{design} \quad (3.21)$$

Onde λ_r é o coeficiente de avanço local, r é o raio local da pá (m), B é o número de pás $C_{Ldesign}$ é o coeficiente de sustentação de projecto das pás, α_{design} é o ângulo de ataque de projecto (°) no qual $C_{Ldesign}$ é obtido.

Para a execução dos cálculos geométricos da pá, o *software* Microsoft Excel desempenhou um papel fundamental, permitindo a organização dos dados numéricos, a implementação das fórmulas e a geração automática de gráficos que facilitam a análise e interpretação dos resultados.

3.3.4. Modelagem Tridimensional

Com a obtenção dos dados referentes às características geométricas, tornou-se possível iniciar a modelagem das pás do rotor. A modelação foi realizada no *software* Fusion 360, permitindo representar com precisão o rotor e suas respectivas pás. As secções das pás foram desenhadas com base no perfil aerodinâmico otimizado. Para importar as coordenadas do aerofólio para o Fusion 360, recorreu-se a um *script* conhecido como Airfoil DAT to Spline, o qual possibilita a selecção do comprimento da corda e do ângulo de inclinação do aerofólio em relação a um eixo definido. Este recurso mostrou-se particularmente vantajoso, dado que as pás apresentam variações geométricas descritas pelas Equações (20) e (21).

Após a importação das coordenadas dos aerofólios ao longo do eixo especificado, foi necessário gerar uma superfície sólida que interligasse os diferentes perfis. Para isso, utilizou-se o comando Loft, que permitiu a criação de uma pá sólida. A partir dessa pá, geraram-se outras duas cópias idênticas, orientadas de modo a formar entre si ângulos de 120°. As três pás foram então unidas ao hub (corpo com formato aproximadamente cilíndrico) por meio do comando Align.

Concluída a modelagem do rotor (conjunto de pás e hub), procedeu-se à verificação de interferências entre os elementos, com o objectivo de evitar erros de *overlapping* no Ansys Discovery Enterprise. Confirmada a inexistência de interferências, o rotor foi exportado em formato SAT para posterior tratamento no Ansys.

3.3.5. Preparação da geometria para simulação

A preparação da geometria para simulação foi realizada na plataforma Ansys Discovery Enterprise, um dos módulos integrantes do ecossistema Ansys, desenvolvido para auxiliar na inspecção, modificação e preparação de modelos para análise computacional.

Durante esta fase de preparação da geometria procedeu-se à verificação da integridade geométrica com o objectivo de garantir a compatibilidade com os algoritmos de geração da malha computacional. Erros topológicos, como geometria mal definida, faces duplicadas, bordas imprecisas e descontinuidades foram identificados e corrigidos automaticamente ou manualmente. A correcção destes defeitos é fundamental, pois tais irregularidades comprometem a qualidade da malha gerada e podem impedir a correcta solução das equações de escoamento.

Ainda no Ansys Discovery Enterprise, foram gerados o volume de controle ao redor das pás e o volume de escoamento livre como demonstrado abaixo:

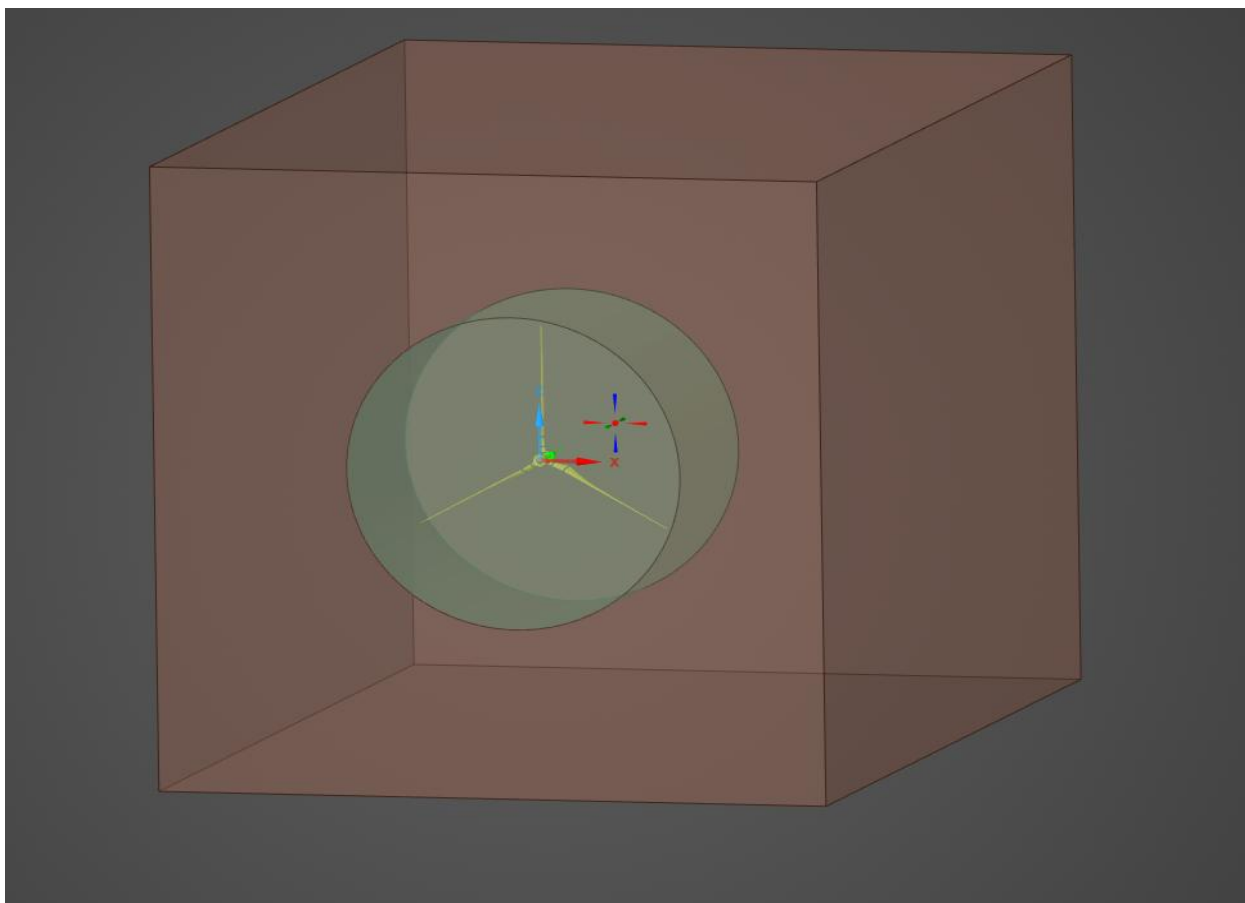


Figura 7: Representação do rotor de turbina eólica no interior do volume de controle rotativo (região cilíndrica).

Na figura acima, observa-se a presença de dois volumes de controle: o volume maior, de formato paralelepípedo, denominado volume de controle da região estacionária, e o volume menor, de formato cilíndrico, denominado volume de controle da região rotativa. No interior deste último encontra-se a cavidade definida pela geometria das pás e do hub. Essa configuração ocorre porque a geometria sólida não é considerada sob a perspectiva de uma análise estrutural. Neste estudo, a superfície da cavidade foi denominada Wall-Rotor.

A face frontal da região estacionária observada na Figura 6 recebe a designação de *Inlet* (entrada) e parte traseira paralela a esta face é designada por *Outlet* (saída). Quando o volume de controle da região rotativa gira a uma determinada velocidade angular a superfície interior (cavidade) segue a rotação.

3.3.6. Geração da malha computacional

A geração da malha computacional foi realizada no Ansys Mecânicas, uma das plataformas integradas no ecossistema da Ansys. Este processo só foi possível após a simplificação da geometria do modelo no Ansys, reduzindo ao máximo a complexidade das superfícies para garantir a suavidade das transições geométricas.

Antes de ser realizada a operação de geração da malha computacional tridimensional dos volumes de controle incluído a superfície da cavidade, foi necessário calcular o número de camadas de inflação a serem aplicadas. De acordo com Gonzales (2023) as camadas de inflação são uma técnica utilizada para capturar a camada limite de forma precisa.

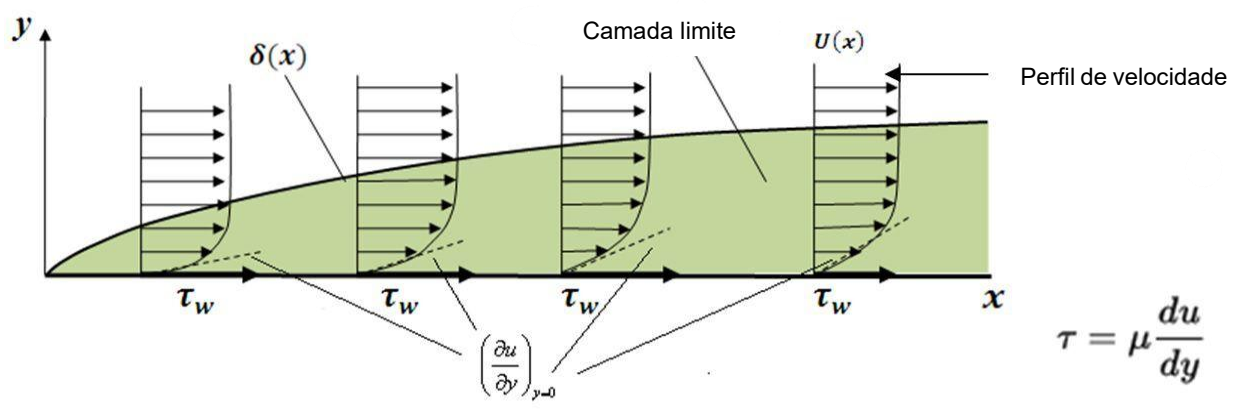


Figura 8: Representação da camada limite de um determinado escoamento. Adaptado de Engenharia Aeronáutica (2020).

As camadas de inflação servem para representar a camada limite desenvolvida durante o escoamento de um fluido. De acordo com Gonzales (2023) a equação para o cálculo da altura da primeira camada de inflação é dada por:

$$y_1 = \frac{y^+ \cdot \mu}{U_\tau \cdot \rho} \quad (3.22)$$

Onde y^+ é um número adimensional que representa a distância entre a superfície e o centro da primeira célula, μ representa a viscosidade dinâmica do ar ($\text{N}\cdot\text{s}/\text{m}^2$), U_τ representa a velocidade de fricção (m/s) e ρ representa a densidade do ar (Kg/m^3).

A velocidade de fricção é calculada pela seguinte equação:

$$U_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (3.23)$$

Onde τ_w representa a tensão de cisalhamento na parede (N/m^2) e ρ representa a densidade do ar (Kg/m^3).

A tensão de cisalhamento na parede é calculada pela seguinte equação:

$$\tau_w = \frac{1}{2} \cdot C_f \cdot \rho \cdot U_\infty^2 \quad (3.24)$$

Onde C_f representa o coeficiente de fricção, ρ representa a densidade do ar (Kg/m^3) e U_∞ representa a velocidade de escoamento livre do ar (m/s).

O coeficiente de fricção é calculado pela seguinte fórmula:

$$C_f = [2 \cdot \log_{10}(\text{Re}_x) - 0.65]^{-2.3} \quad (3.25)$$

Onde Re_x representa o número de Reynolds na direcção x.

O número de camadas de inflação é calculado pela equação:

$$N = \frac{\log\left[1 - \frac{\delta}{y_1} \cdot (1 - g_r)\right]}{\log(g_r)} - 1 \quad (3.26)$$

Onde δ representa a espessura da camada limite (m), g_r representa a taxa de crescimento das camadas de inflação e y_1 representa a altura da primeira camada de inflação (m);

Segundo Gonzales (2023) a espessura da camada limite pode ser calculada de acordo com a equação de Schlichting (2016):

$$\delta = 0.14 \frac{\nu}{U_\infty} \frac{\text{Re}_x}{\ln \text{Re}_x} G(\ln \text{Re}_x) \quad (3.27)$$

Onde ν representa a viscosidade cinemática (m^2/s), Re_x representa o número de Reynolds na direcção x, U_∞ representa a velocidade de escoamento livre (m/s) e $G(\ln \text{Re}_x)$ representa uma função de correcção empírica, cujo valor é 1.5.

Após várias tentativas de geração da malha computacional, a qualidade desta mostrou-se adequada ao tipo de análise proposta, o número total de células geradas durante o processo de criação da malha computacional foi de 7018306 e o número de nós chegou a 2496383. O desempenho na geração da malha foi directamente influenciado pelas especificações do sistema computacional utilizado, composto por uma GPU Nvidia T1000 de 8 GB e um processador Intel(R) Core (TM) i7-12700 de 12ª geração.

3.3.7. Configuração da simulação (Setup)

A configuração da simulação foi realizada no Ansys Fluent e consistiu na definição do tipo de escoamento, do modelo de turbulência, da velocidade de rotação do rotor através do sliding mesh, das condições de contorno nas faces do volume de controle estacionário, da definição do reporte, da inicialização e do respectivo início de cálculo.

Abaixo é ilustrada uma tabela com os respectivos valores de entrada no Ansys Fluent:

Tabela 1: Demonstração dos valores de entrada no Ansys Fluent.

Parâmetros de entrada no Ansys Fluent	Valor definido
Velocidade de entrada do vento (Inlet)	5.36 (m/s)
Pressão de saída (Outlet)	101.325 KPa
Velocidade de rotação do rotor	136 RPM
Modelo de turbulência	Transition SST

A fórmula para o cálculo da velocidade de rotação de um rotor de uma turbina eólica é dada por:

$$\Omega = \frac{60.(\lambda V_{\text{design}})}{2.\pi.R} \quad (3.28)$$

Onde R representa o raio do rotor (m), V_{design} representa a velocidade de *design* (m/s) e λ representa o coeficiente de avanço global.

Optou-se pelo modelo de turbulência Transition SST, desenvolvido por Menter et al. (2006), por ser adequado para escoamentos com transição laminar-turbulento sobre superfícies com parede, como é o caso das pás do rotor. Este modelo é particularmente

eficaz em ambientes com baixa intensidade de turbulência no escoamento livre, sendo recomendado para aplicações aerodinâmicas nas quais a transição influencia significativamente o desempenho do sistema. Segundo os autores, o modelo foi validado com sucesso em uma pá de turbina de grande escala do tipo Genoa, demonstrando boa capacidade de previsão da transição e do comportamento da camada limite.

No modelo de transição baseado em variáveis locais proposto por Menter et al. (2006), a equação de transporte da energia cinética turbulenta k foi adaptada para incluir os efeitos da transição laminar–turbulenta por meio da variável de intermitência γ . Essa modificação assegura que a produção de turbulência ocorra apenas nas regiões onde o escoamento efectivamente se torna turbulento, evitando a geração prematura de energia turbulenta em zonas ainda laminares. A equação resultante é expressa por:

$$\frac{\partial(\rho K_t)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j K_t)}{\partial x_j} = \tilde{P}_k - \tilde{D}_k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial K_t}{\partial x_j} \right] \quad (3.29)$$

Onde ρ representa a densidade do fluido (Kg/m^3), t representa o tempo (s), k representa a energia cinética turbulenta (J/kg), u_j representa a componente da velocidade na direcção j (m/s), σ_k representa a constante do modelo, μ_t representa a viscosidade de Eddy (N.s/m^2), $\tilde{P}_k$ representa o termo de produção da energia cinética (m^2/s^3) e $\tilde{D}_k$ representa o termo de destruição da energia cinética (m^2/s^3).

3.3.8. Simulação e análise dos resultados

Com a configuração da simulação terminada, a fase de simulação e análise de dados foi iniciada, esta fase consistiu na realização de simulações numéricas que resolvem todas as equações aplicadas. O número total de passos de tempo resolvidos nesta fase foi igual a 100, para um respectivo passo de tempo com tamanho igual a 0.1, cada passo de tempo foi constituído de 20 iterações o que assegurou uma boa redução na dimensão dos resíduos, com a ordem máxima de redução sendo superior a 10^{-6} para o valor da intermitência.

O pós-processamento permitiu a visualização de diversas variáveis, como a distribuição da pressão ao longo das pás do rotor, o contorno da velocidade em diferentes instantes de tempo, a análise do gráfico do coeficiente de potência em distintas seções das pás e a avaliação do contorno de pressão do ar na superfície.

Foi realizado um processo de animação para ilustrar a variação dinâmica da velocidade conforme a rotação do rotor, com duração total de 10 segundos. Essa animação foi obtida por meio da compilação dos diversos intervalos temporais simulados.

Capítulo 4 – Resultados

Este capítulo apresenta os resultados alcançados ao longo deste estudo. A pesquisa foi estruturada em diversas etapas, iniciando-se com a colecta de dados oriundos de múltiplas fontes, que fundamentaram as fases seguintes e culminaram na execução da simulação CFD propriamente dita.

A primeira fase deste processo inicia-se com a determinação da velocidade média anual do vento na região costeira da província de Maputo, conforme descrito a seguir.

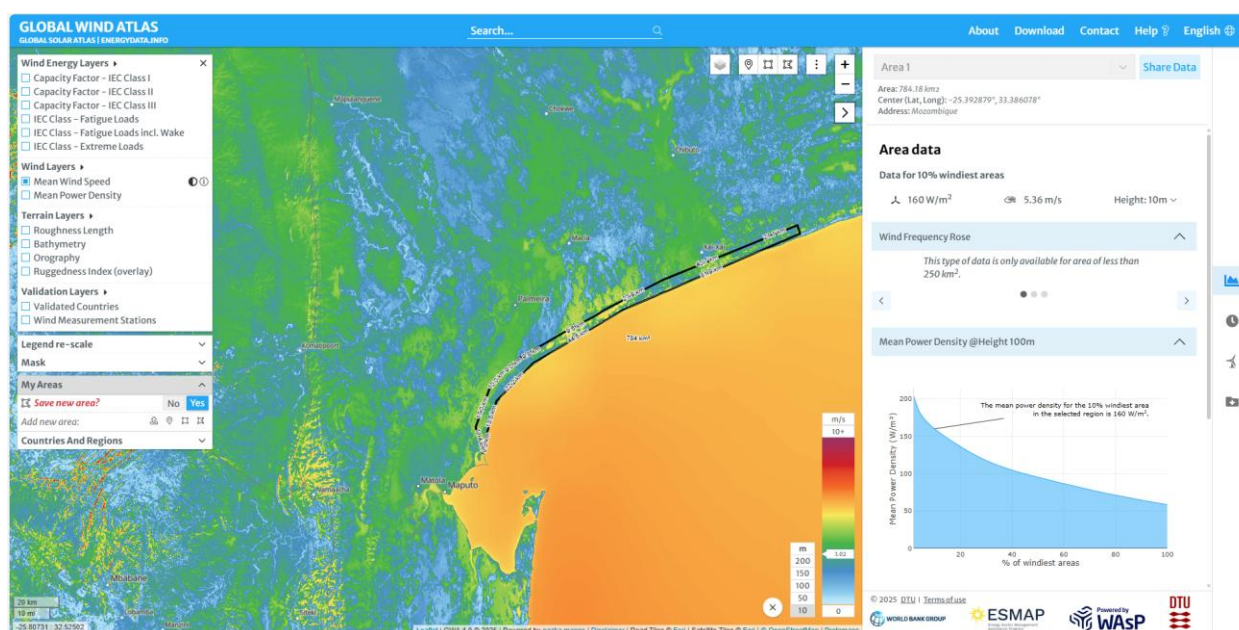


Figura 9: Representação da velocidade media anual costeira para a província de Maputo. Adaptado de Global Wind Atlas (2025).

A partir da lei exponencial de Hellmann, foi possível comparar o resultado obtido no Wind Global Atlas com o resultado dos cálculos teóricos da velocidade:

Tabela 2: Representação comparativa da velocidade do vento extraída de duas fontes diferentes.

Wind Global Atlas	Lei de Hellmann
5.36 (m/s)	5.36 (m/s)

A partir da velocidade do vento (velocidade de *design*) os outros parâmetros definidos no Ponto 3.3.2 foram devidamente calculados e escolhidos considerando todas as propriedades do ar como densidade, viscosidade cinemática e viscosidade dinâmica a temperatura de referência igual a 20°C.

Tabela 3: Representação da magnitude dos parâmetros calculados e definidos no Ponto 3.3.2.

Parâmetro	Magnitude
Raio do rotor	3 m
Coeficiente de avanço global	8
Velocidade real do vento na secção média	21.44 m/s
Número de Reynolds	352438
Número de Mach	0.06
Coeficiente de potência máximo calculado	0,49
Coeficiente de Hellmann	0.14

O valor do coeficiente de avanço adoptado foi 8, escolhido com base no gráfico que relaciona esse parâmetro ao coeficiente de potência máximo.

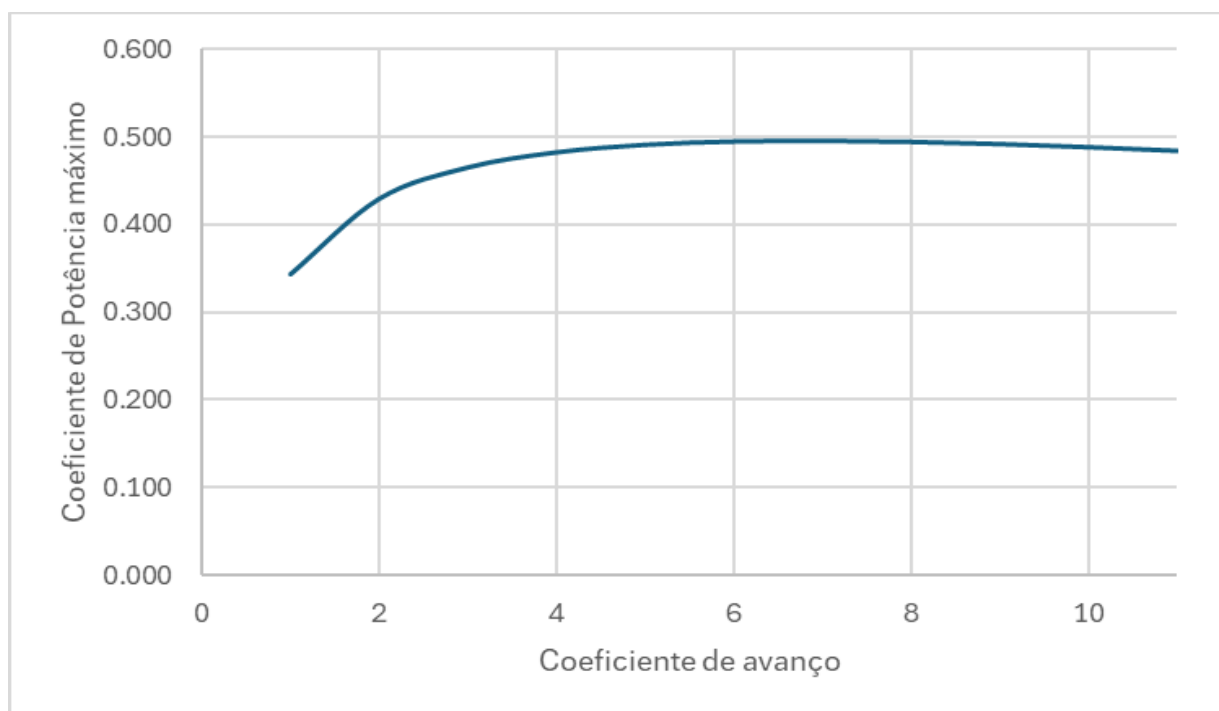


Gráfico 1: Representação do gráfico do coeficiente de potência máximo em função do coeficiente de avanço.

Os valores do número de Reynolds e do número de Mach serviram de base para a otimização do perfil NACA 0024 a partir do XOPTFOIL, com a figura abaixo obtida a partir da biblioteca Matplotlib do Python é possível observar o perfil otimizado:

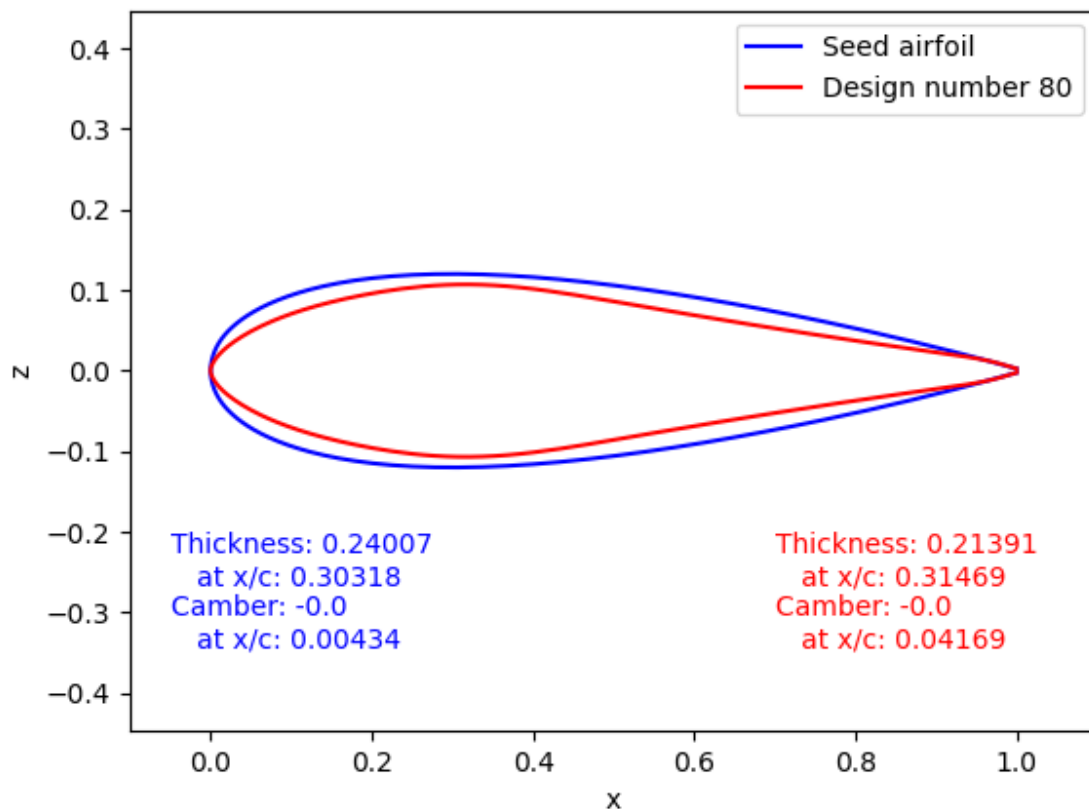


Figura 10: A vermelho é possível observar o aerofólio otimizado com as respectivas coordenadas indicadas abaixo, a azul o aerofólio base é ilustrado.

No estudo realizado por Akram e Kim (2021), foi demonstrada a eficácia da técnica de otimização baseada em algoritmos genéticos, evidenciada pelo aumento na razão entre os coeficientes de sustentação e arrasto em 7,4% e 15,9% para os aerofólios subsônico NREL S-821 e transônico ERA-2822, respectivamente, operando sob números de Mach de 0,1 e 0,7. Em comparação, a otimização do aerofólio de referência NACA 0024, também utilizando algoritmos genéticos, proporcionou um aprimoramento de 42,78% nessa mesma razão, conforme os dados apresentados no arquivo Optimal Airfoil Performance Summary gerado pelo XOPTFOIL. Após a otimização, o coeficiente de sustentação obtido foi de 1,1994 para um ângulo de ataque de 10°, valor que corresponde ao coeficiente de sustentação de projeto apresentado na Equação (3.20).

O gráfico da respectiva relação entre o coeficiente de sustentação e de arrasto em função do ângulo de ataque para os dois aerofólios é abaixo destacado:

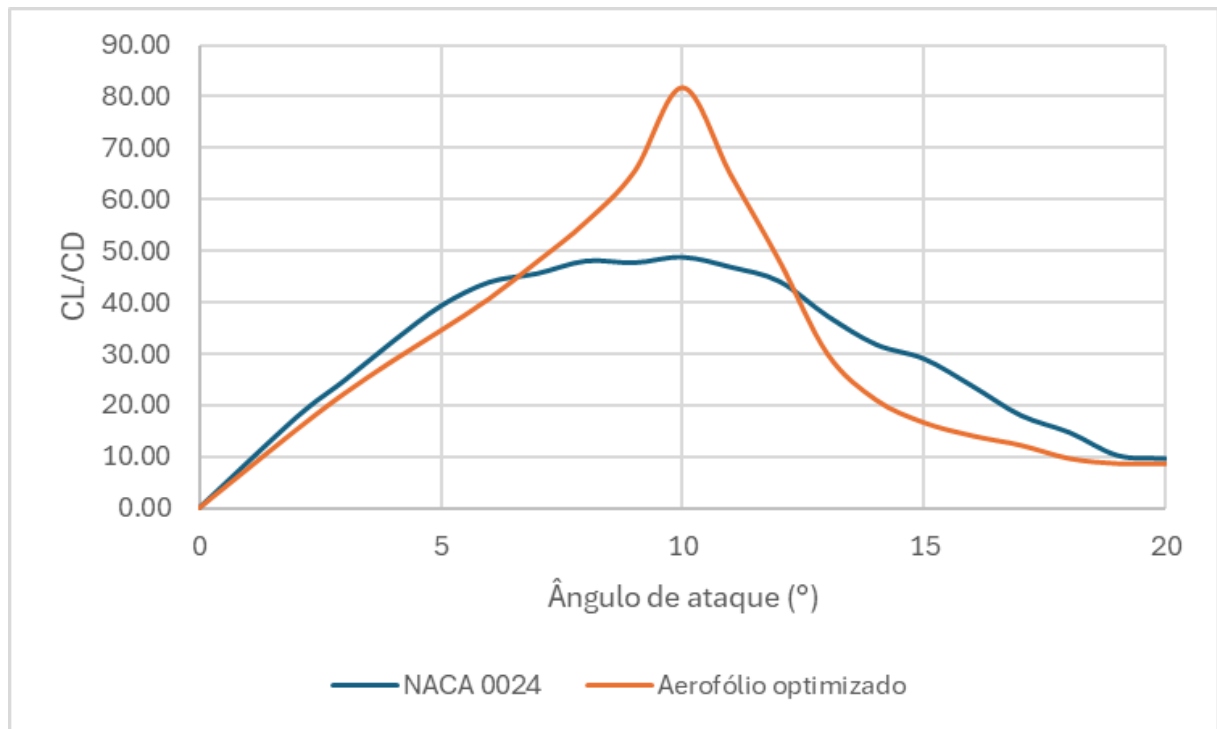


Gráfico 2: Representação comparativa da relação entre o coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para os dois aerofólios.

Ao observar o gráfico acima, nota-se que a razão entre o coeficiente de sustentação e o coeficiente de arrasto, para um ângulo de ataque de 10° , é maior no caso do aerofólio otimizado. Tal resultado deve-se directamente ao processo de optimização por meio de algoritmos genéticos através do *software* XOPTFOIL. Os dados foram extraídos do *software* QBlade, e os respectivos gráficos foram gerados no Microsoft Excel.

Os dados extraídos a partir do Ponto 3.3.2 serviram de base para o cálculo da distribuição da corda e do ângulo de torsão como demonstrado abaixo:

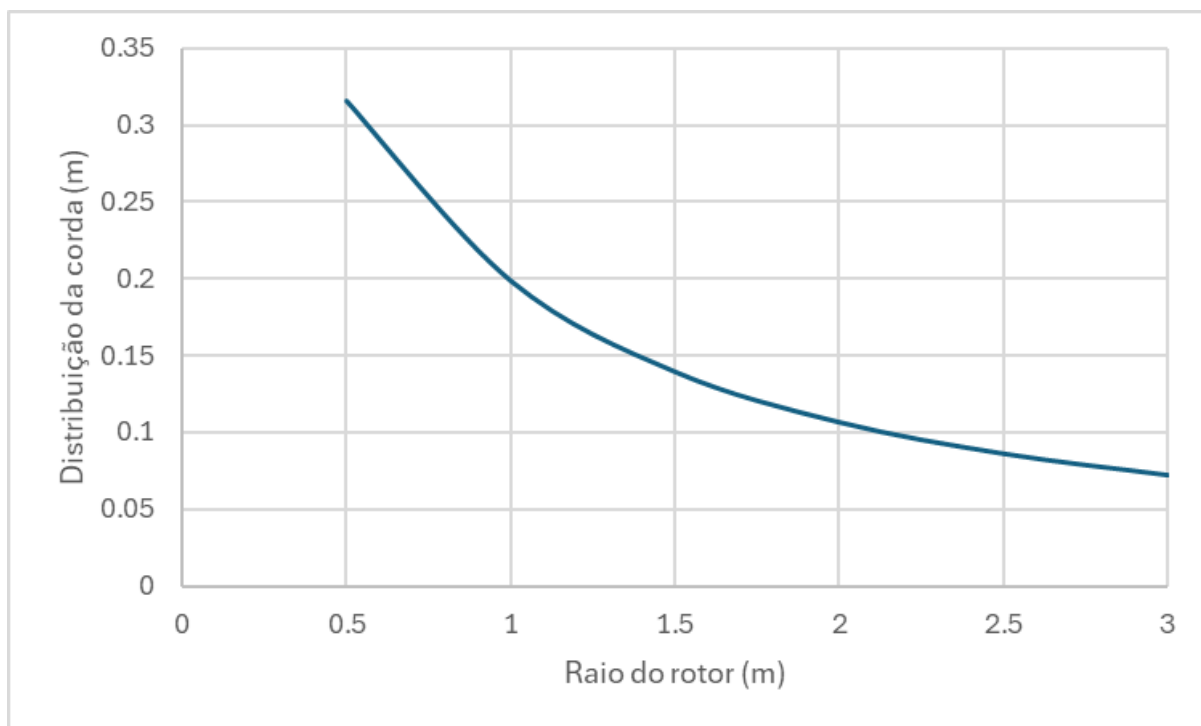


Gráfico 3: Representação da distribuição da corda em função do raio do rotor.

O gráfico apresentado ilustra a distribuição do comprimento da corda da pá em função do raio do rotor. Conforme observado na Figura 2, verifica-se que o comprimento da corda de cada seção das pás apresenta variação ao longo do raio.

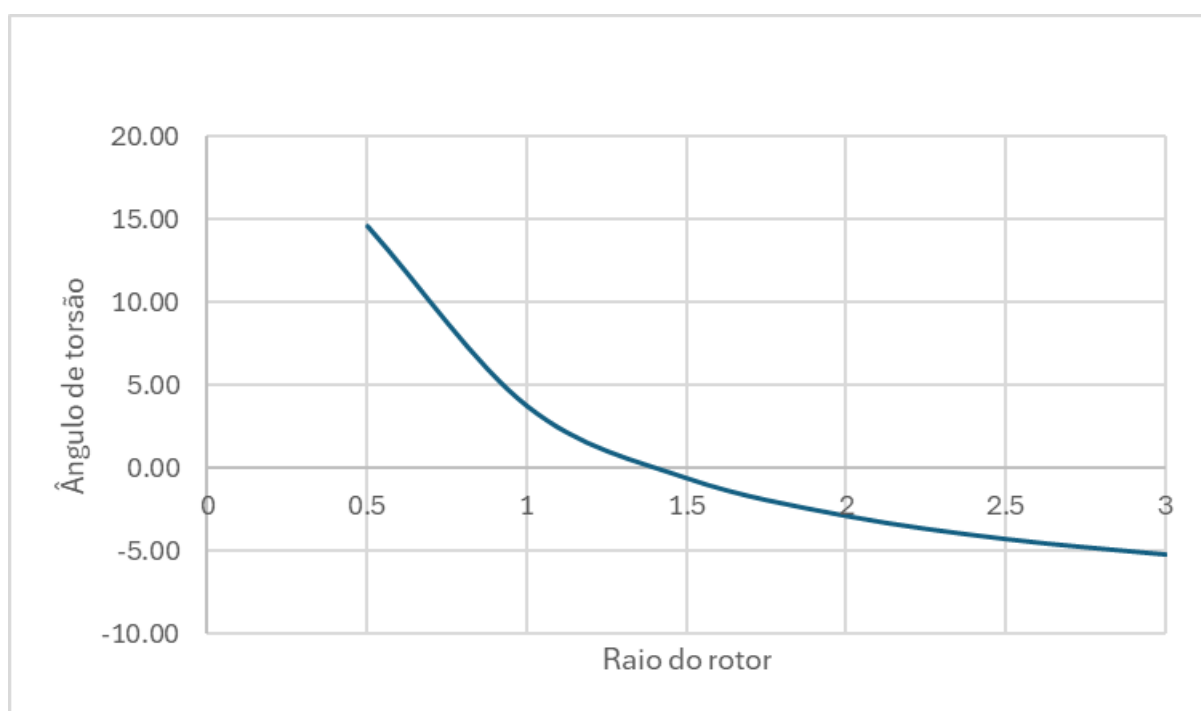


Gráfico 4: Representação da distribuição do ângulo de torsão em função do raio do rotor.

A análise do gráfico apresentado permite identificar a distribuição do ângulo de torsão em cada seção da pá. Observa-se que a região inicial, situada próxima ao *hub*, apresenta maior torsão, a qual diminui progressivamente em direcção à extremidade da pá.

A geração da malha computacional foi viabilizada após o cálculo dos parâmetros descritos no Ponto 3.3.5. Estes parâmetros encontram-se resumidos na tabela a seguir:

Tabela 4: Representação da magnitude dos parâmetros calculados e definidos no Ponto 3.3.5.

Parâmetro	Magnitude
Altura da primeira camada de inflação	0.00001490 m
Velocidade de fricção	1.02 m/s
Tensão de cisalhamento na parede	1.25 Pa
Coeficiente de fricção	0.0045
Número de camadas de inflação	21
Espessura da camada limite	0.004
Taxa de crescimento das camadas de inflação	1.2

Com os valores de parâmetros acima definidos, o resultado da geração da malha com elementos hexaédricos e prismáticos no Ansys Mechanical é mostrada abaixo:

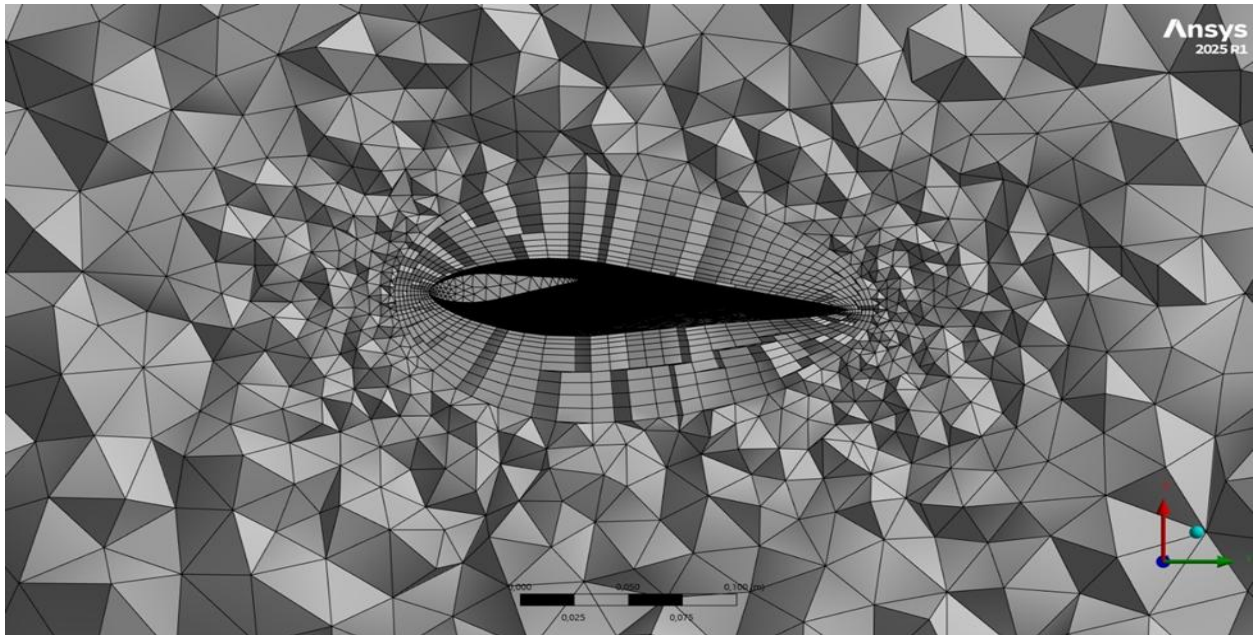


Figura 11: Ilustração da malha gerada composta pelas respectivas camadas de inflação prismáticas e células tridimensionais hexaédricos.

A malha apresentada ilustra um corte transversal do volume de controle rotativo, revelando a cavidade interna e a geometria otimizada do perfil das pás. A análise da qualidade da malha, pautada pelo elemento skewness (distorção do elemento), indicou valores inferiores ao mínimo exigido para a realização de simulações adequadas, sendo 1,95 o valor máximo de skewness permitido sem ocorrência de células com volume negativo.

Com a malha gerada, todas as condições foram criadas para a realização da simulação em regime transiente no Ansys Fluent e o respectivo pós-processamento. A análise do contorno de pressão ao redor do rotor da turbina para o instante 0.1s é representada abaixo:

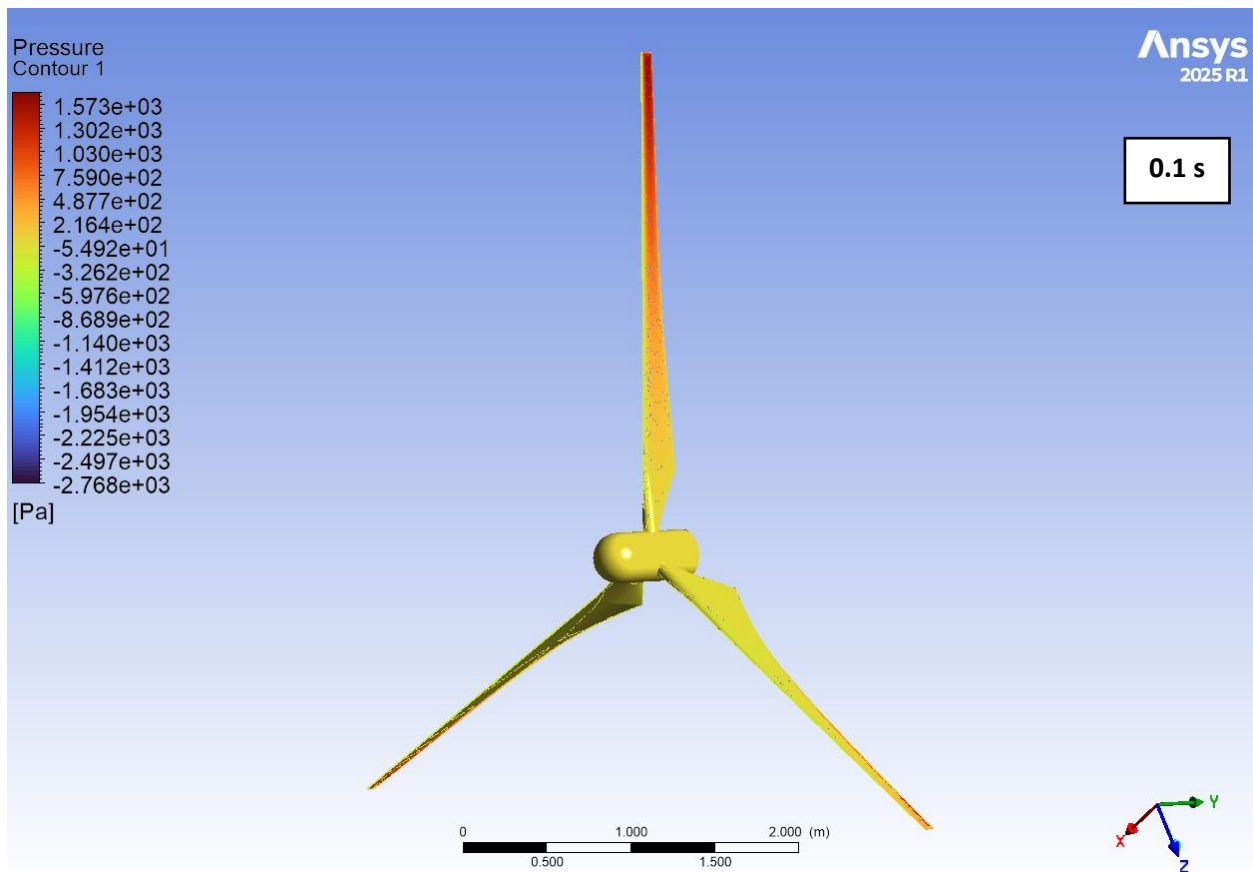


Figura 12: Representação do contorno de pressão ao redor do rotor para o instante de 0.1s.

No momento de 0,1 s, verifica-se que o maior valor de pressão estática se concentra no lado de pressão próximo à extremidade das pás, evidenciado pelas tonalidades em vermelho. Este comportamento resulta da elevada velocidade tangencial nesta região, juntamente com o escoamento comprimido contra a superfície da pá, o que contribui para o aumento da pressão estática local. O gradiente de pressão ao longo da pá está directamente relacionado à geração de sustentação e torque do rotor. Observa-se ainda que a formação do vórtice de ponta pode influenciar esse padrão, alterando a distribuição de pressão nas extremidades das pás. Em relação ao *hub* (corpo cilíndrico de formato aproximadamente cónico), conforme ilustrado na Figura 12, destaca-se que o escoamento de ar não sofre estagnação nessa região. Tal fato é evidenciado pela ausência de um contorno de maior pressão, visto que tanto as pás quanto o *hub* encontram-se em movimento rotativo, promovendo a aceleração do ar ao entrar em contacto com suas superfícies.

Uma representação do contorno das pás para observar regiões de alta e baixa pressão para os tempos 0.1s, 0.2s, 0.3s e 0.4s é realizada, tendo em conta que o rotor leva aproximadamente 0.4s para realizar uma volta completa:

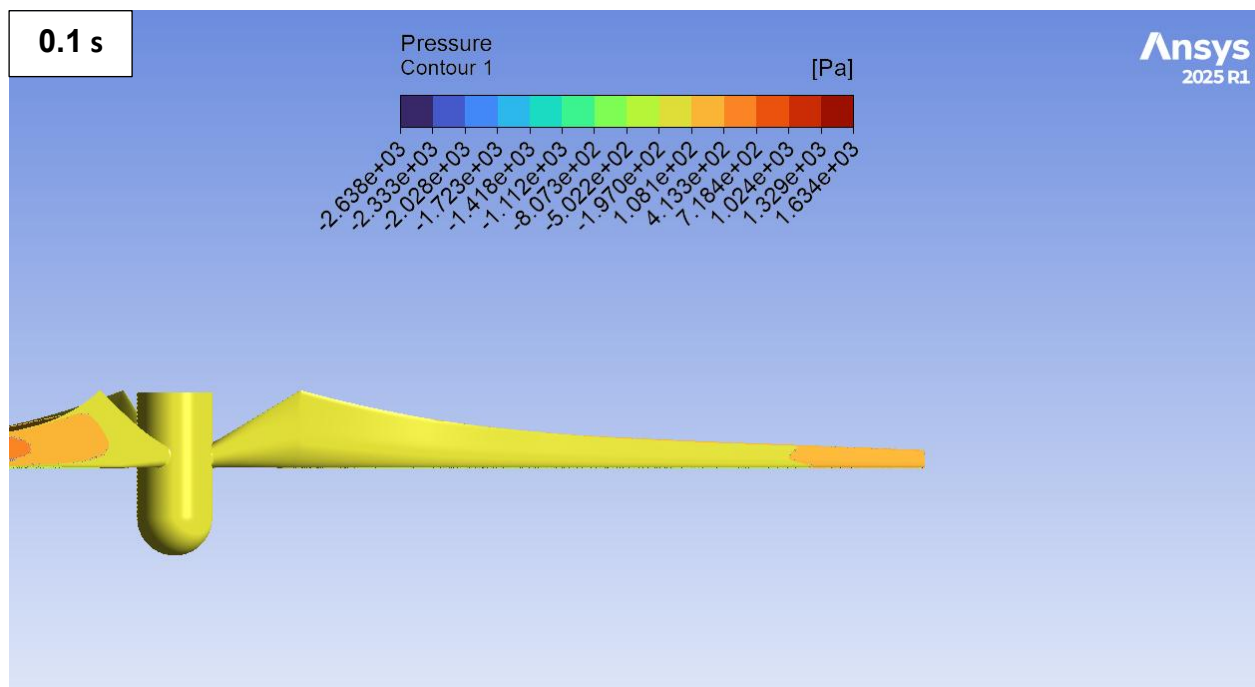


Figura 13: Contorno de pressão no lado de sucção de uma das pás a 0.1s.

Constata-se que, durante os primeiros 0,1 segundos, há uma alteração significativa no contorno de pressão na superfície de sucção de uma das pás do rotor. Na área próxima à extremidade, observa-se um gradiente de pressão estática mais pronunciado, resultado esperado devido à menor velocidade local em relação às demais regiões da pá. Conforme estabelecido pela lei de Bernoulli, velocidades inferiores implicam pressões estáticas superiores, o que explica o padrão identificado.

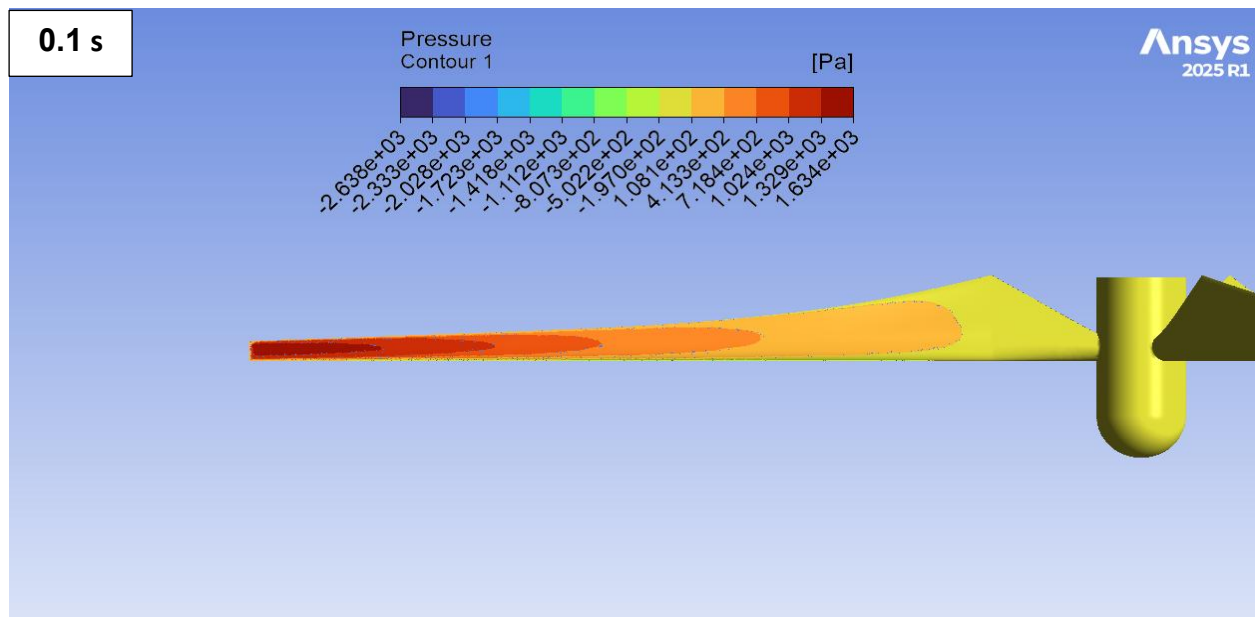


Figura 14: Contorno de pressão no lado de pressão de uma das pás a 0.1s.

Ao analisar a Figura 14 no instante de 0,1s, observa-se que o contorno de pressão exibe valores mais elevados no lado de pressão de uma das pás do rotor. Esse fenômeno pode ser explicado pelo princípio de Bernoulli, sendo a diferença de pressão entre os lados de sucção e pressão o fundamento para a geração de sustentação.

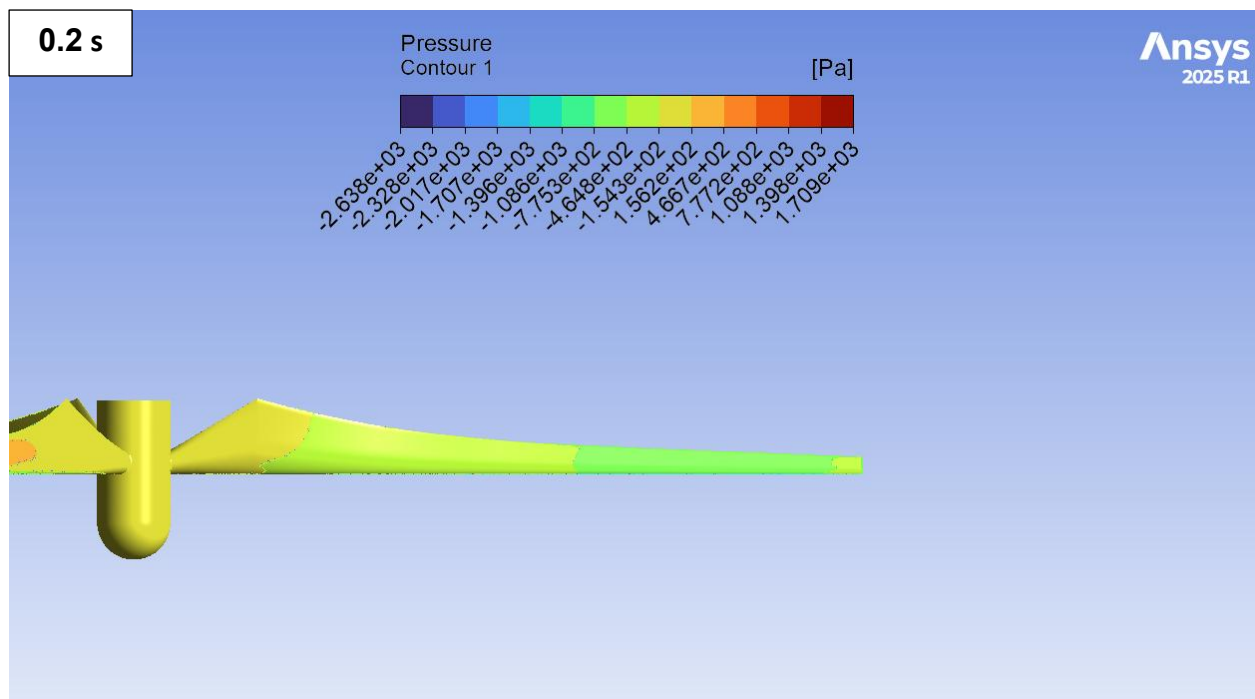


Figura 15: Contorno de pressão no lado de sucção de uma das pás a 0.2s.

A Figura 15 ilustra o contorno de pressão no lado de sucção de uma das pás no instante 0,2 s. Ao comparar esse resultado com o obtido para o instante 0,1 s, também no lado

de sucção, verifica-se uma expressiva redução nos valores de pressão, os quais se apresentam negativos ao longo da pá, conforme previsto. Essas variações decorrem do regime transiente do escoamento, em que as variáveis relevantes sofrem alterações temporais.

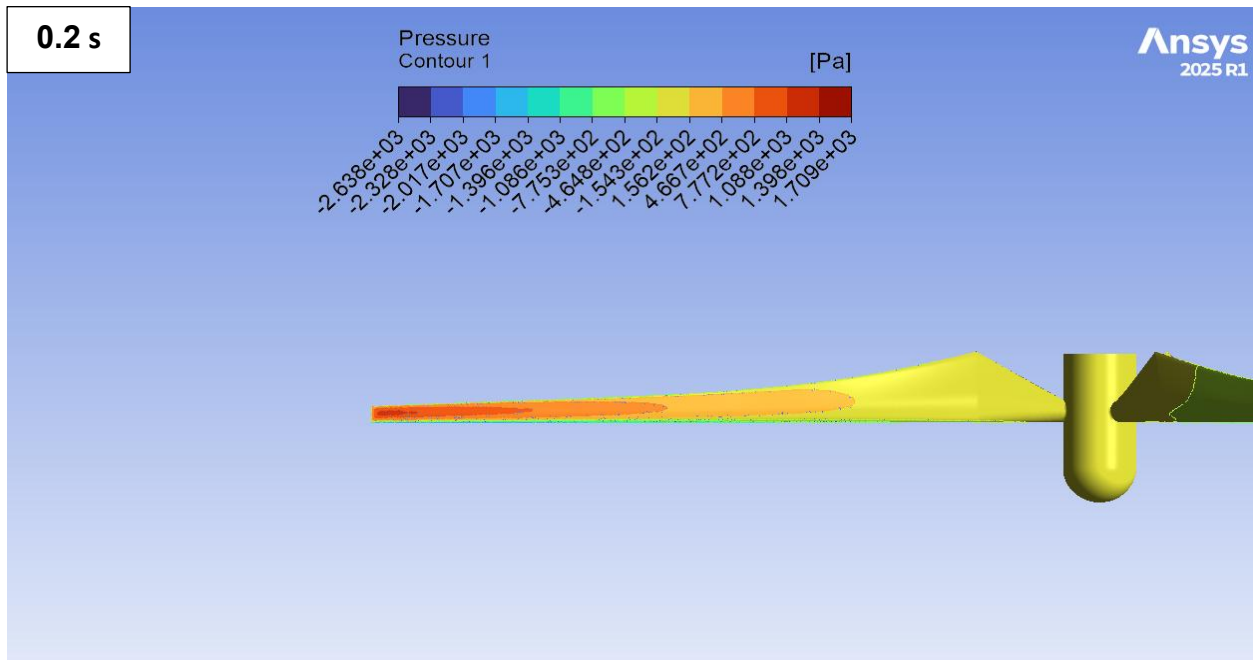


Figura 16: Contorno de pressão no lado de pressão de uma das pás a 0.2s.

A Figura 16 apresenta o contorno de pressão na superfície de pressão de uma das pás do rotor no tempo de 0,2 s. Nota-se uma leve variação na coloração do contorno, evidenciada pelas cores destacadas, em comparação à situação mostrada na Figura 15. Nesse momento, os valores da pressão estática na superfície de pressão são inferiores, conforme o esperado. De modo semelhante, a pressão na superfície de sucção também apresenta redução em 0,2 s em relação ao valor observado em 0,1 s.

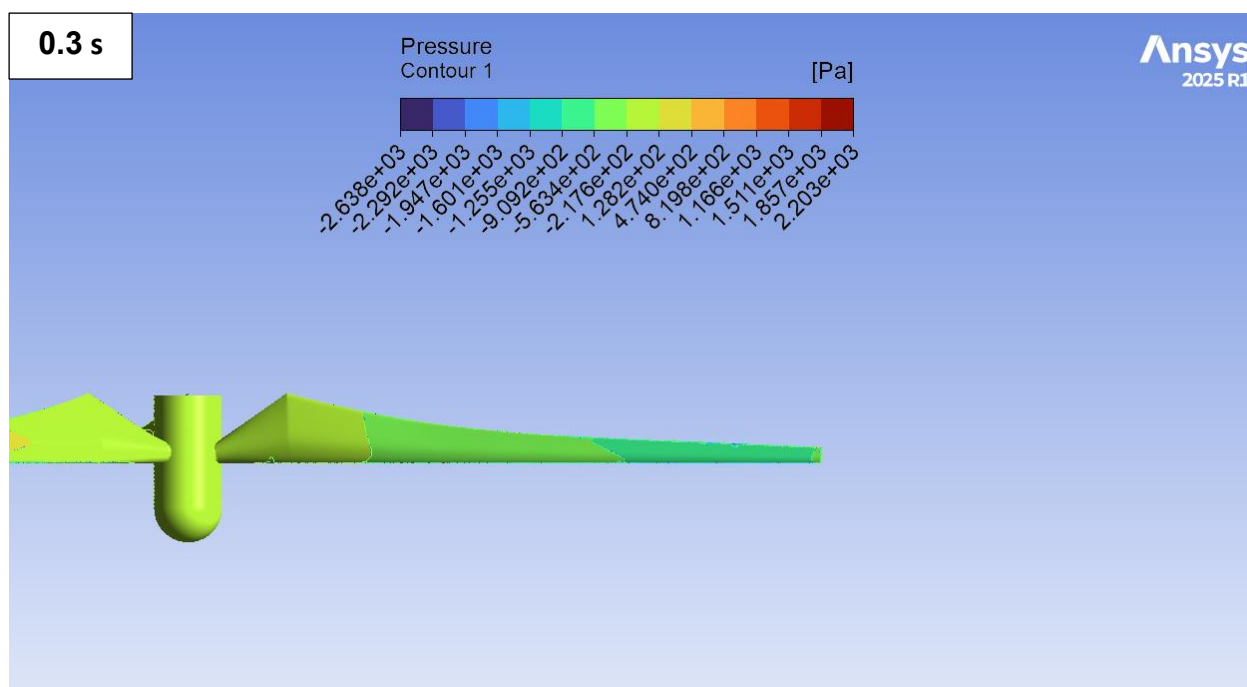


Figura 17: Contorno de pressão no lado de sucção de uma das pás a 0.3s.

Ao comparar-se o contorno de pressão no lado de sucção aos 0,3 s com o observado aos 0,2 s, conforme ilustrado na Figura 15, verifica-se uma tendência contínua de redução nos valores de pressão estática, que passam a registar níveis ainda mais baixos.

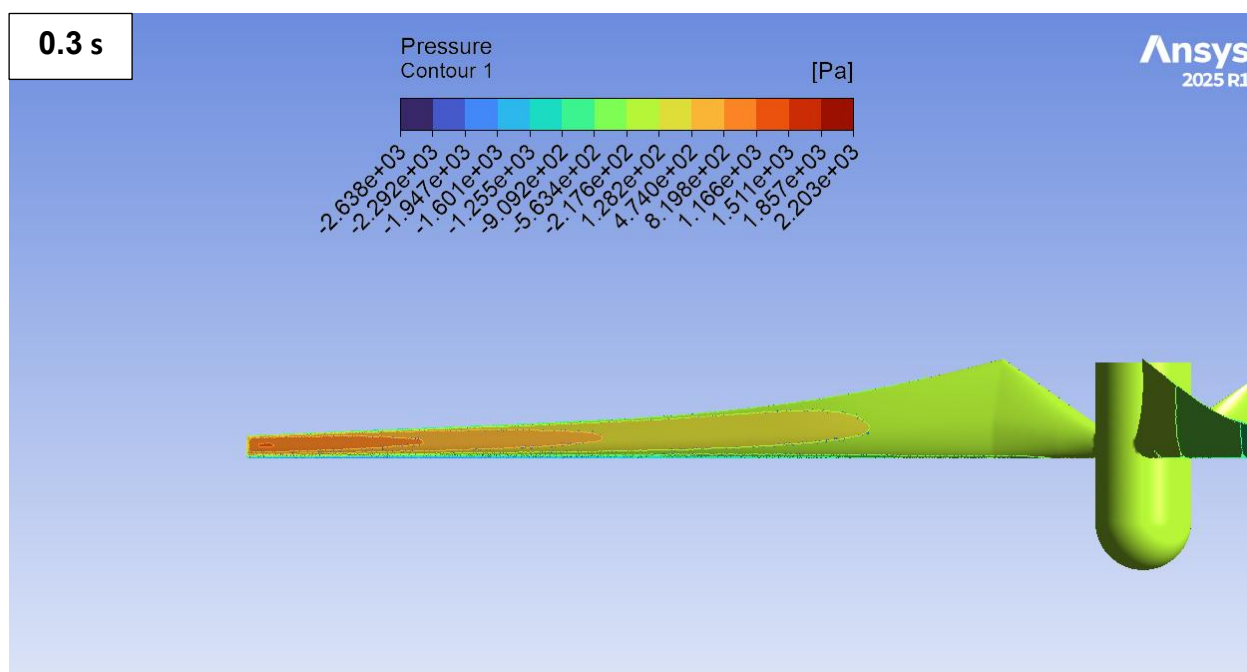


Figura 18: Contorno de pressão no lado de pressão de uma das pás a 0.3s.

A Figura 18 apresenta o contorno de pressão de uma das pás no lado de pressão no instante de 0,3s. Comparando esta figura com a Figura 16, observa-se uma queda significativa da pressão estática nas proximidades do *hub*. Contudo, devido ao seu formato, o *hub* não contribui para a geração de sustentação.

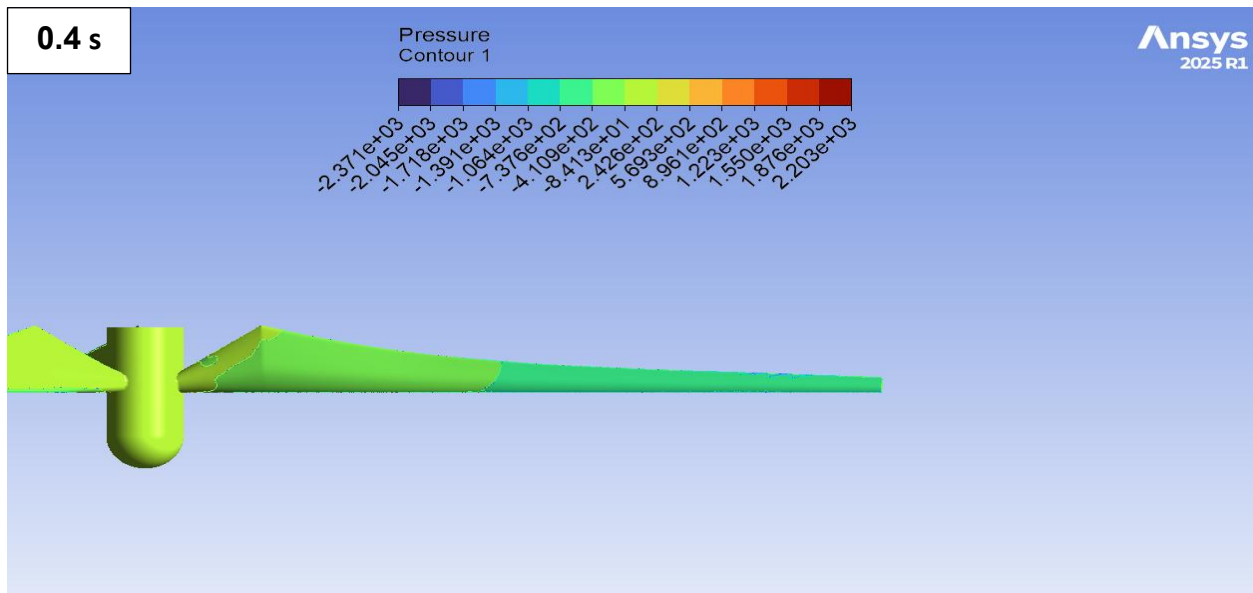


Figura 19: Contorno de pressão no lado de sucção de uma das pás a 0.4s.

Conforme ilustrado na Figura 19, a pressão estática no lado de sucção no instante de 0,4s apresenta variação pouco significativa em relação à Figura 17. Tal comportamento pode ser atribuído à estabilização observada no regime transiente da simulação.

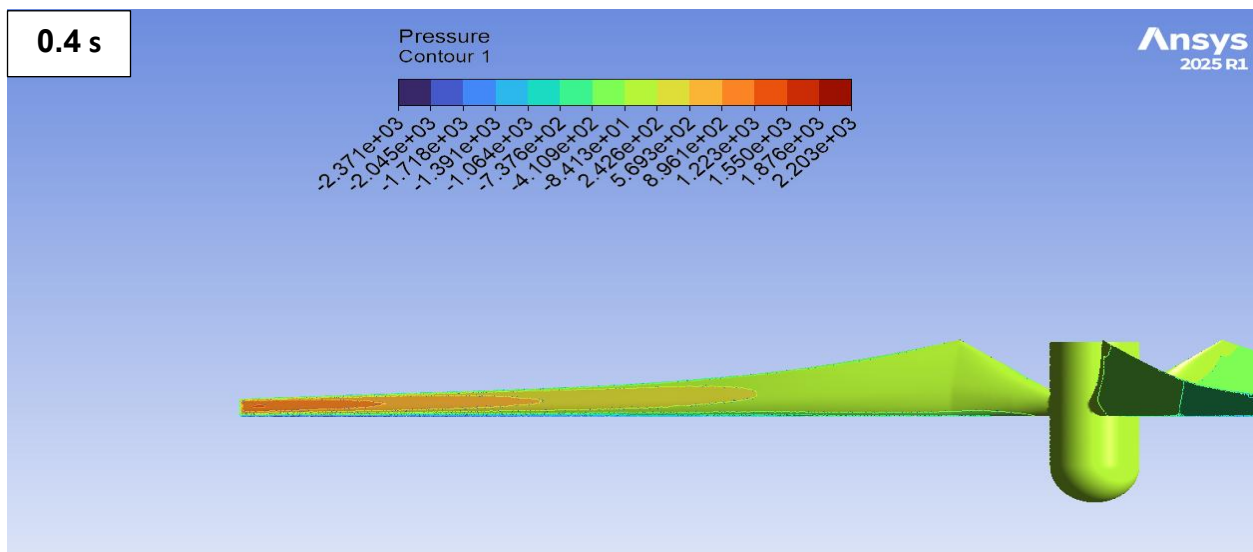


Figura 20: Contorno de pressão no lado de pressão de uma das pás a 0.4s.

A análise da Figura 20 indica que o contorno de pressão estática no lado de pressão, em comparação com a Figura 18, apresenta variações marginais de magnitude. Esse comportamento é análogo ao observado entre as Figuras 19 e 17, evidenciando a consolidação das forças aerodinâmicas.

Em todas as simulações conduzidas, o *hub* — componente de geometria aproximadamente cilíndrica — exibe um contorno de pressão estática uniforme ao longo de sua superfície. A principal função desse elemento é conectar as pás ao rotor, sendo seu formato cilíndrico frequentemente adotado para reduzir a geração de arrasto. Ao longo do tempo de simulação, verifica-se que as pás mantêm uma variação de pressão que não sofre influência significativa pela presença do *hub*.

O comportamento do ar nas proximidades das pás apresenta características específicas que justificam uma análise detalhada. Para estudar o movimento do ar nas extremidades das pás nos intervalos de 0,1s, 0,2s, 0,3s e 0,4s, definiu-se um plano no eixo YZ, posicionado na origem do sistema de coordenadas e estendendo-se por 3 metros ao longo do eixo do rotor. Os resultados dessa avaliação encontram-se apresentados a seguir:

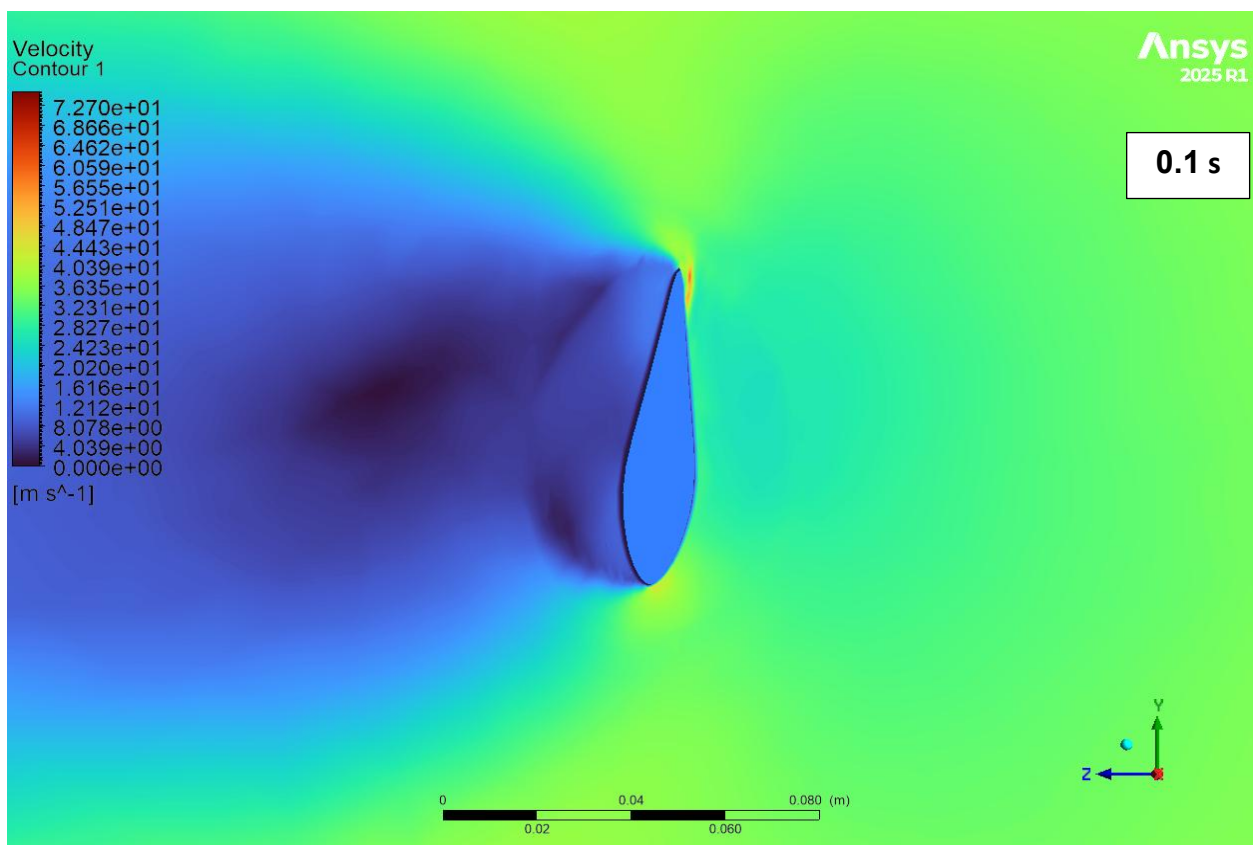


Figura 21: Representação do contorno de velocidade do ar na ponta de uma das pás a

0.1s, caracterizado por um forte gradiente de velocidade no bordo de ataque e no bordo de fuga da respectiva secção.

Já nos primeiros 0,1 segundos de simulação, observa-se uma intensa turbulência do ar na parte superior do perfil (região destacada em azul). Tal fenómeno resulta do início do arranque do rotor, momento em que a camada de ar sobre a superfície superior sofre separação inicial. Nessa área, a velocidade do escoamento é significativamente reduzida, favorecendo a formação de vórtices (correntes de Eddy). Contudo, o fluxo turbulento retorna à superfície, promovendo uma adesão temporária até que ocorra uma separação definitiva no bordo de fuga. Em contrapartida, na superfície inferior do perfil (lado de sucção), o escoamento permanece predominantemente laminar e estável, sem a presença de gradientes adversos de velocidade relevantes.

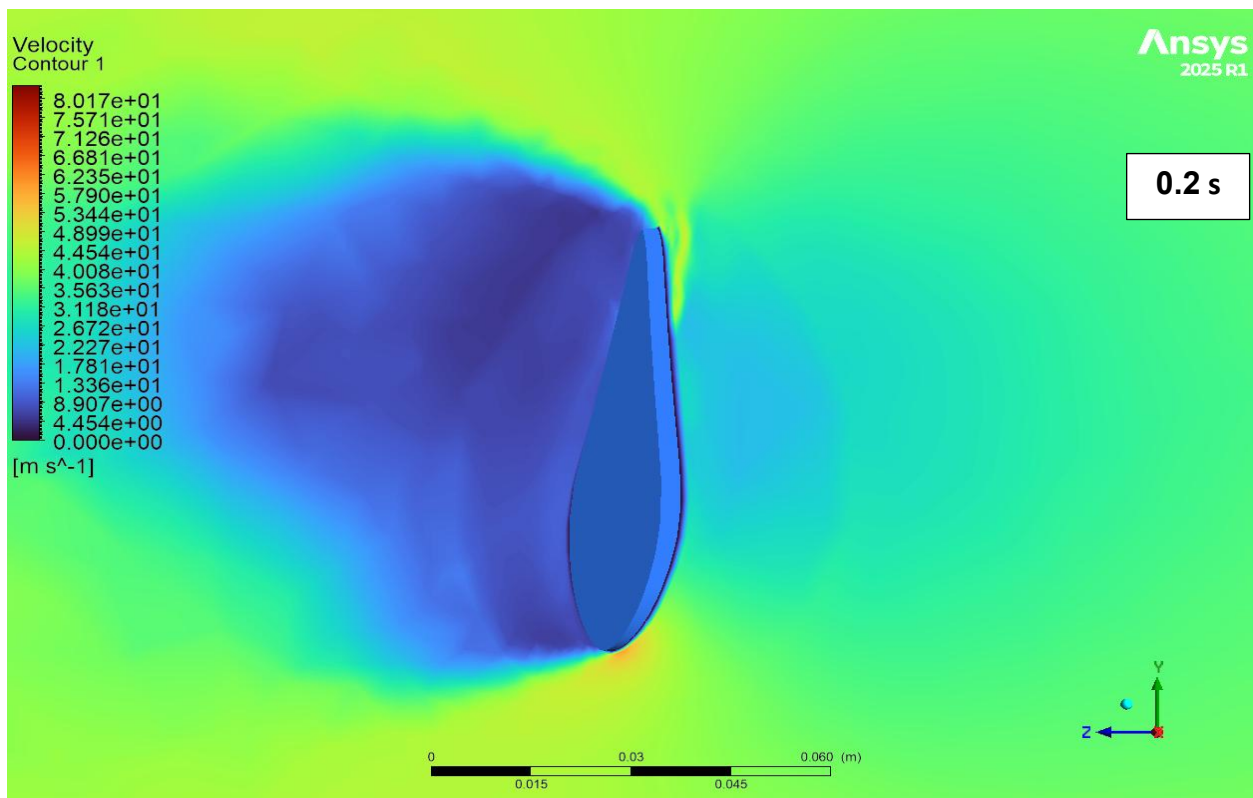


Figura 22: Representação do contorno de velocidade do ar na ponta de uma das pás a 0.2s, caracterizado pelo início da estabilização do ar na região superior.

Em 0,2 segundos observa-se que a região superior (lado de pressão) ainda apresenta perturbações causadas pela turbulência. Contudo, esse fluxo turbulento tende a se estabilizar em comparação com a Figura 21, na qual são evidenciadas fortes variações de velocidade, perceptíveis pelas tonalidades do contorno.

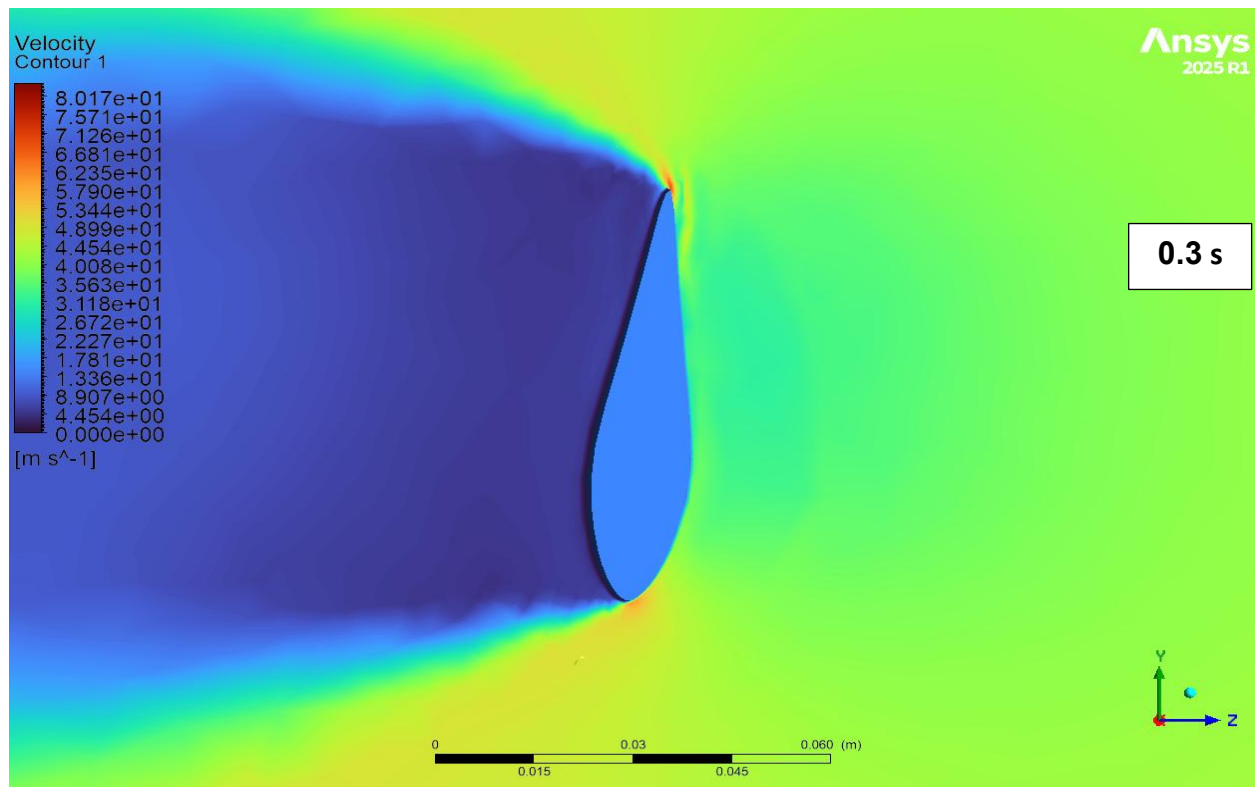


Figura 23: Representação do contorno de velocidade do ar na ponta de uma das pás a 0.3s, caracterizado pelo início da estabilização do ar na região superior.

A Figura 23 ilustra o comportamento da velocidade do ar no instante de 0,3 s para o rotor em operação. Neste estágio, a variação de velocidade anteriormente identificada na região superior (lado de pressão) torna-se praticamente imperceptível. Observa-se que o escoamento se estabiliza, apresentando características predominantemente laminares, sem evidências de separação de fluxo. Esses resultados indicam que a geometria do perfil é adequada, combinando curvatura moderada e ângulo de ataque apropriado.

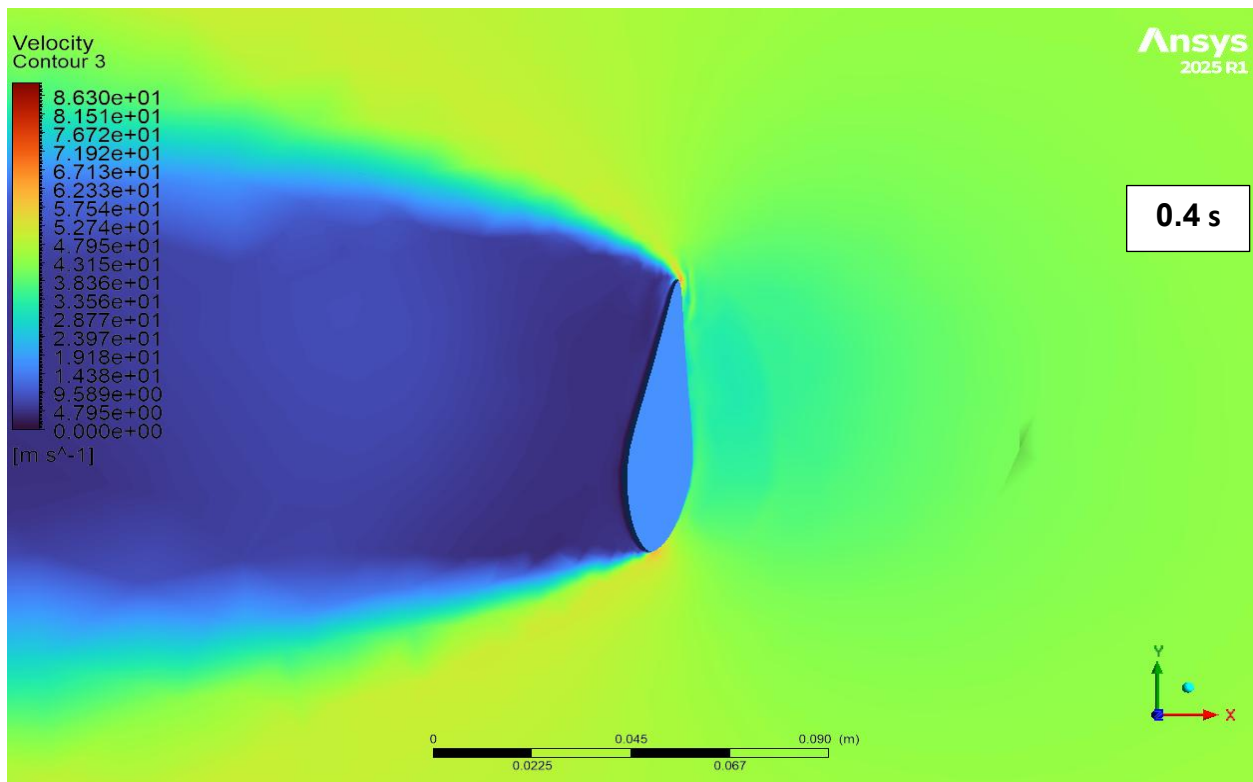


Figura 24: Representação do contorno de velocidade do ar na ponta de uma das pás a 0.4s, caracterizado por uma estabilização completa de fluxo de ar no lado de sucção.

Ao comparar a Figura 24 com a Figura 23, não se identificam diferenças significativas, resultado atribuído à estabilização do fluxo de ar, que passa a apresentar comportamento laminar, sem variações expressivas na velocidade do escoamento na região de pressão. Os dados apresentados nas Figuras 21 e 22 reforçam a eficácia do modelo de turbulência proposto por Menter et al. (2006) na caracterização do desempenho aerodinâmico das pás de turbinas eólicas, conforme discutido no referido artigo.

O coeficiente de pressão (3.18) descreve a variação da pressão em pontos distintos ao longo da superfície da turbina, em diferentes secções, relativamente à pressão local. A integral desse coeficiente possibilita também a determinação da sustentação gerada pelas pás. Além disso, o coeficiente de pressão informa a razão entre a pressão local e a pressão atmosférica. Diante disso, destaca-se a importância de investigar o comportamento do coeficiente de pressão em três regiões específicas: início da região de transição, região central da pá e ponta da pá.

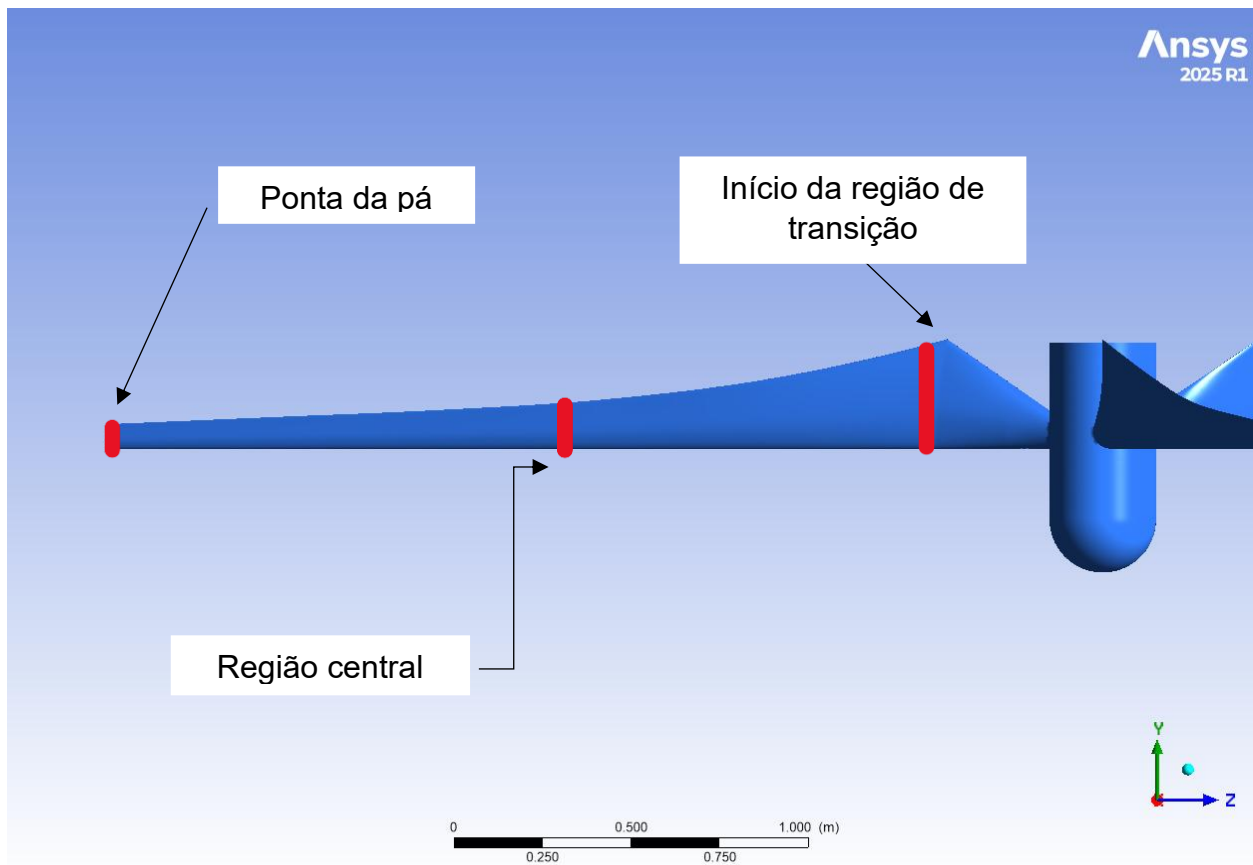


Figura 25: Ilustração de diferentes regiões da pá do rotor.

A figura acima ilustra três regiões distintas: a região de início de transição, a região central e a região da ponta da pá. A região de transição conecta cada pá do rotor ao cubo, apresentando uma estrutura mais robusta e menos otimizada aerodinamicamente. A região central destaca-se por sua alta eficiência aerodinâmica, resultado do equilíbrio entre a área superficial e a velocidade relativa. Finalmente, a região da ponta da pá está sujeita às maiores velocidades tangenciais; essa região possui a menor corda de perfil, o que contribui para a redução dos efeitos dos vórtices de ponta gerados pela diferença de pressão.

A análise do comportamento do coeficiente de pressão nas 3 regiões mencionadas na Figura 25 durante os 0.1s, tendo em consideração a velocidade de entrada é efectuada abaixo:

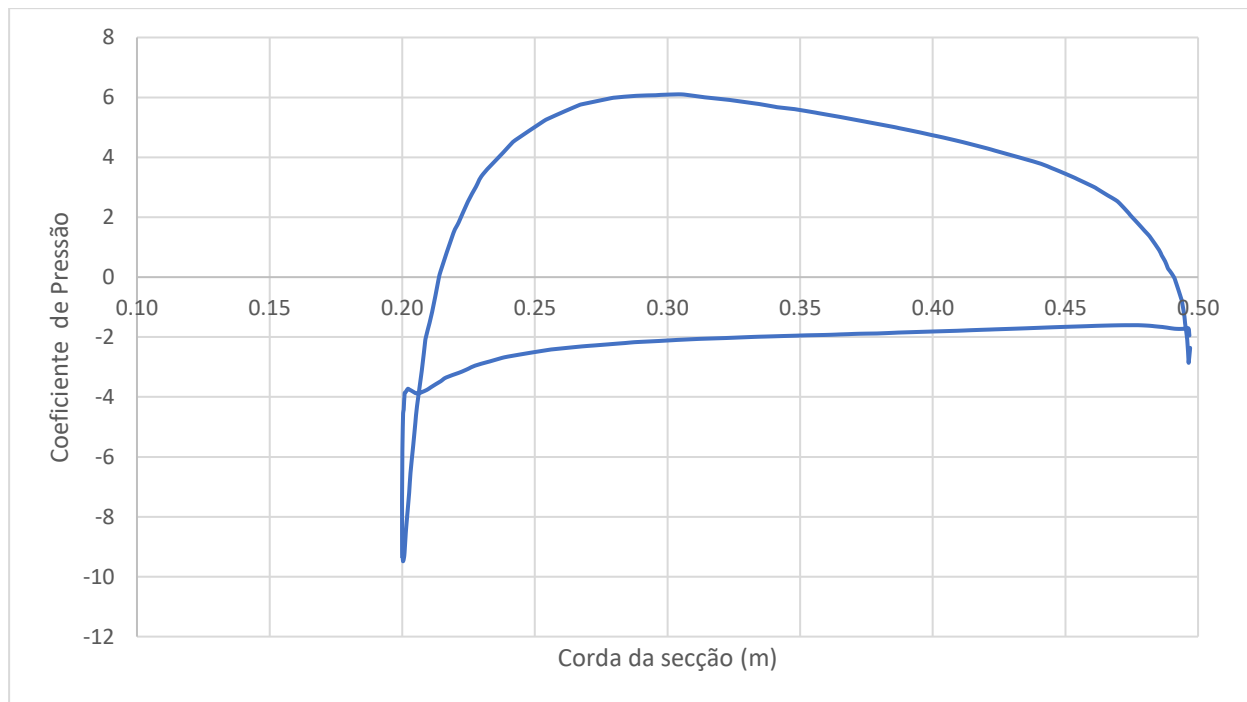


Gráfico 5: Representação do coeficiente de pressão em função do comprimento da corda no início da região de transição da pá para os primeiros 0.1s.

O Gráfico 5 apresenta a variação do coeficiente de pressão no início da região de transição de uma das pás do rotor para o instante de 0,1 s. Observa-se que, nesse período e região, os valores do coeficiente de pressão são comparáveis aos reportados por Menasri et al. (2023).

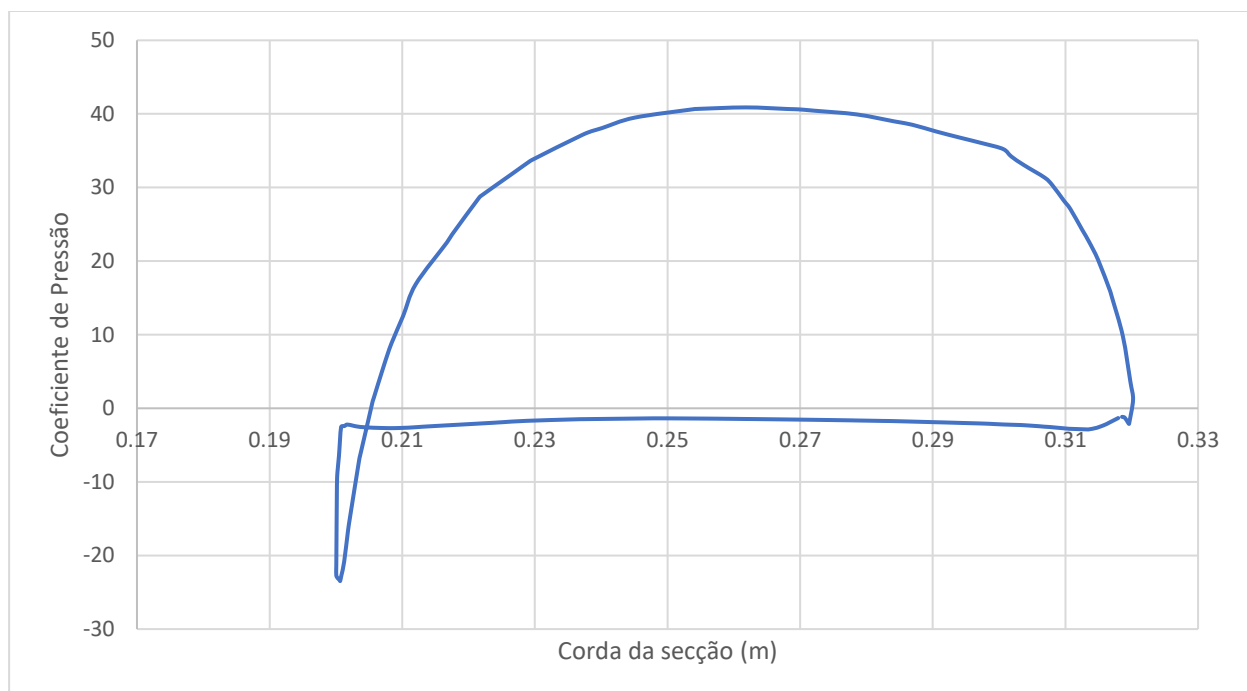


Gráfico 6: Representação do coeficiente de pressão em função do comprimento da corda na região central da pá para os primeiros 0.1s.

O Gráfico 6 ilustra um aumento expressivo no valor do coeficiente de pressão, fenómeno directamente associado à maior eficiência aerodinâmica observada nessa região.

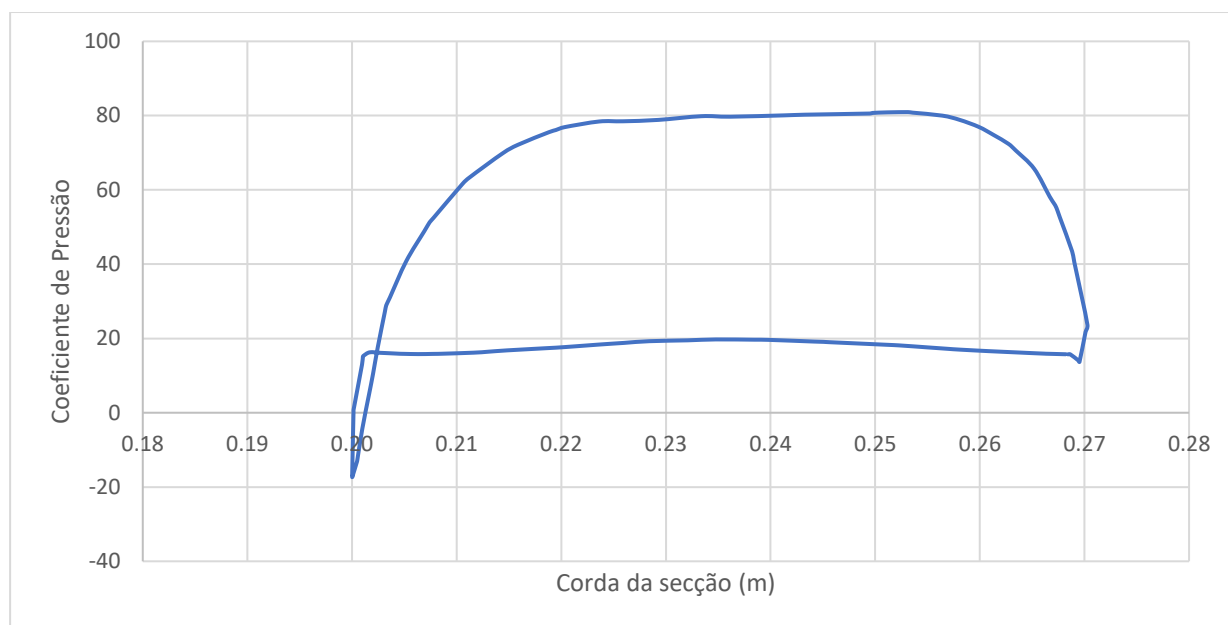


Gráfico 7: Representação do coeficiente de pressão em função do comprimento da corda na ponta da pá para os primeiros 0.1s.

O valor máximo do coeficiente de pressão é observado na região da ponta da pá. Ao comparar o coeficiente de pressão nas três regiões analisadas durante os primeiros 0,1 s, identifica-se uma variação significativa deste parâmetro. Essa diferença resulta principalmente das baixas pressões registadas no lado de sucção das pás em todas as regiões, indicando que a pressão local nessas áreas é substancialmente inferior à pressão atmosférica. Tal comportamento evidencia que a região da ponta da pá apresenta maior eficiência aerodinâmica.

Os contornos de velocidade apresentam tendências similares às curvas do coeficiente de pressão em todos os instantes avaliados.

Capítulo 5 – Discussão

No Capítulo 4 foram apresentados os resultados relativos aos cálculos realizados neste trabalho, ao processo de optimização e à respectiva simulação de dinâmica dos fluidos computacional. Um dos principais destaques está no processo de optimização do aerofólio NACA 0024 por meio da aplicação de algoritmos genéticos, técnica que proporcionou uma melhoria superior a 40% na relação entre coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto. Esses resultados superam os valores obtidos por Akram e Kim (2021), que conduziram um estudo semelhante, e são comparáveis aos alcançados por Boundis et al. (2022), que utilizaram método baseado em gradiente.

No artigo Optimum design of a small wind turbine blade for maximum power production, L TENGHIRI et al. (2018) fornece uma abordagem bem estruturada para o design das pás de turbinas eólicas de pequenas dimensões, é possível observar que quanto maior for a relação entre o coeficiente de sustentação e o coeficiente de arrasto maior é o coeficiente de avanço ideal para uma turbina eólica.

Outro aspecto relevante da análise refere-se aos valores elevados do coeficiente de pressão observados neste estudo. Embora esses valores sejam expressivos, estão em concordância com dados encontrados na literatura. No artigo de MENASRI et al. (2023), no qual foi realizada uma simulação de uma pá utilizando o método de periodicidade, os autores obtiveram coeficientes de pressão variando entre 10 e -6. Apesar de os valores reportados por esses autores serem inferiores aos alcançados no presente trabalho, é importante salientar que, neste estudo, foi simulada uma turbina completa em regime transiente, sem a aplicação da técnica de periodicidade. Esse factor pode justificar a discrepância nos valores obtidos, uma vez que a modelação completa do domínio tende a capturar efeitos mais complexos e realistas do escoamento.

Outra observação importante é referente aos contornos de pressão obtidos, os valores de contorno de pressão condizem com uma situação física real, onde o lado de pressão possui valores superiores de pressão relativamente ao lado de sucção, facto que também é destacado por MENASRI et al. (2023).

Capítulo 6 - Conclusões e Recomendações

Conclusões

O presente estudo proporcionou uma análise detalhada do comportamento aerodinâmico das pás de turbinas eólicas de eixo horizontal, utilizando simulações numéricas no ANSYS Fluent. A selecção de uma velocidade média de vento adequada para uma região de elevado potencial eólico permitiu estabelecer as condições de contorno necessárias ao dimensionamento do rotor. O perfil aerodinâmico escolhido e otimizado apresentou melhorias significativas nos valores do coeficiente de sustentação (C_L) e na relação C_L/C_D , favorecendo o aumento da eficiência da turbina.

A modelagem do rotor realizada no Fusion 360, abrangendo tanto as pás quanto o *hub*, resultou em uma geometria precisa e adequada para integração nas simulações de dinâmica dos fluidos computacional. As análises efectuadas no ANSYS Fluent demonstraram um fluxo de ar uniforme e distribuído ao longo das pás, promovendo eficiente conversão da energia cinética do vento em potência mecânica pelo rotor.

Os resultados obtidos evidenciam que a optimização do perfil aerodinâmico contribui significativamente para o desempenho global da turbina, reduzindo perdas por arrasto e maximizando o aproveitamento energético. Dessa forma, este estudo destaca a relevância da selecção criteriosa do perfil, bem como da modelagem e simulação apropriadas, como etapas fundamentais para o desenvolvimento de turbinas eólicas de elevada eficiência.

Recomendações

Com base nos resultados obtidos e nas análises realizadas, recomenda-se:

Proceder-se à realização de ensaios em túnel de vento para validar os resultados numéricos obtidos no ANSYS Fluent, permitindo o ajuste do modelo e a confirmação do desempenho real do perfil optimizado.

Repetir as simulações para distintas velocidades e direcções de vento, avaliando a resposta aerodinâmica e o desempenho da turbina em condições variáveis, mais próximas da operação real.

Complementar as simulações aerodinâmicas com análises estruturais, utilizando o método dos elementos finitos, para verificar tensões, deformações e estimar a vida útil das pás sob variados regimes de carga.

Adoptar métodos de optimização acoplados (aerodinâmica e estrutura) com o objectivo de identificar soluções que maximizem a eficiência sem comprometer a integridade mecânica.

Estimar a energia anual produzida pela turbina, considerando dados históricos de vento da região, possibilitando determinar o ganho energético efectivo do perfil optimizado ao longo do tempo.

- Analisar a aplicação do perfil optimizado em rotores de diferentes dimensões, verificando como o desempenho se ajusta a turbinas de variados portes..

7. Referências Bibliográficas

1. Airfoil Tools. (n.d.). Coordenadas e informações de perfis aerodinâmicos. Acessado em 1 de Julho de 2025, de <https://airfoiltools.com>
2. Akram, M. T., & Kim, M. H. (2021). CFD analysis and shape optimization of airfoils using class shape transformation and genetic algorithm—Part I. *Applied Sciences (Switzerland)*, 11(9). <https://doi.org/10.3390/app11093791>
3. Amrita Virtual Lab. (2025). Laboratório virtual de energia eólica. Amrita Vishwa Vidyapeetham. <https://vlab.amrita.edu/?brch=297&sub=77>
4. Anderson, C. (2025). *Wind turbines: Theory and practice* (2nd ed.). Cambridge University Press. <https://doi.org/10.1017/9781009499040>
5. Boudis, A., Hamane, D., Guerri, O., & Bayeul-Lainé, A. C. (2023). *Airfoil shape optimization of a horizontal axis wind turbine blade using a discrete adjoint solver. Journal of Applied Fluid Mechanics*, 16(4). <https://doi.org/10.47176/jafm.16.04.1493>
6. Bhaskaran, R., & Collins, L. (n.d.). *Introduction to CFD basics*. Cornell University. Retrieved July 24, 2025, from <https://dragonfly.tam.cornell.edu/teaching/mae5230-cfd-intro-notes.pdf>
7. Batu, T., Lemu, H. G., Negash, B., Beyene, E., Tirfe, D., Hailemichael, E., & Alemneh, S. (2024). Optimal airfoil selection for small horizontal axis wind turbine blades: A multi-criteria approach. *Advances in Mechanical and Materials Engineering*, 41, Article 6. <https://doi.org/10.7862/rm.2024.6>
8. Engenharia Aeronáutica. (2020). *Camada limite: projeto e otimização*. <https://engenhariaaeronautica.com.br/curiosidades-engenharia-aeronautica/camada-limite-projeto-e-otimizacao/>
9. FUNAE – Fundo de Energia. (2013). *Atlas de energias renováveis de Moçambique* (1.^a ed.). Maputo, Moçambique: FUNAE.
10. Global Wind Atlas. (n.d.). Ferramenta interactiva e mapas de recurso eólico. Acessado em 1 de Julho de 2025, de <https://globalwindatlas.info/>

11. Gonzales, J. (2023, April 10). *How to use inflation layers for boundary layer mesh*. Retrieved July 31, 2025, from <https://www.jeffgonzales.co.uk/how-to-setup-boundary-layer-mesh/>
13. Li, Y., Yang, S., Feng, F., & Tagawa, K. (2023). A review on numerical simulation based on CFD technology of aerodynamic characteristics of straight-bladed vertical axis wind turbines. *Energy Reports*, 9, 4360–4379. <https://doi.org/10.1016/j.egy.2023.03.082>
14. Menasri, N., Zergane, S., Aimeur, N., & Amour, A. (2023). 3D CFD model for the analysis of the flow field through a horizontal axis wind turbine (HAWT). *Acta Polytechnica*, 63(4), 250–257. <https://doi.org/10.14311/AP.2023.63.0250>
15. Menter, F. R., Langtry, R. B., Likki, S. R., Suzen, Y. B., Huang, P. G., & Völker, S. (2006). A correlation-based transition model using local variables - Part I: Model formulation. *Journal of Turbomachinery*, 128(3), 413–422. <https://doi.org/10.1115/1.2184352>
16. Mettzer. (2023). *Mettzer: Plataforma de trabalhos académicos*. <https://www.mettzer.com/>
15. MR-CFD. (n.d.). What is Ansys? Features, application and benefits of Ansys. *MR CFD*. <https://www.mr-cfd.com/what-is-ansys/>
17. Novatr. (2023, June 15). What is Fusion 360? Features, benefits & how to learn Fusion 360. *Novatr*. <https://www.novatr.com/blog/what-is-fusion-360>
18. Pleitner, F. (2019). Xoptfoil: Airfoil optimization using Xfoil engine [Software]. SourceForge. <https://sourceforge.net/projects/xoptfoil/>
19. Polewski, M. D., & Cizmas, P. G. A. (2021). Several cases for the validation of turbulence models implementation. *Applied Sciences*, 11(8), 3377. <https://doi.org/10.3390/app11083377>
20. QBlade Documentation. (2025). *QBlade user manual*. TU Berlin. <https://qblade.org>
21. Salgado, V., Troya, C., Moreno, G., & Molina, J. (2016). Airfoil selection methodology for small wind turbines. *International Journal of Renewable Energy Research*, 6(4), 1410–1415. <https://doi.org/10.20508/ijrer.v6i4.4642.g6930>

22. Sumner, J., Watters, C. S., & Masson, C. (2010). CFD in wind energy: The virtual, multiscale wind tunnel. *Energies*, 3(5), 989–1006. <https://doi.org/10.3390/en3050989>
23. TENGHIRI, L., KHALIL, Y., ABDI, F., & BENTAMY, A. (2018). Optimum design of a small wind turbine blade for maximum power production. *IOP Conference Series: Earth and Environmental Science*, 161(1), 012008. <https://doi.org/10.1088/1755-1315/161/1/012008>
24. Radi, J., & Djebli, A. (2022). Optimal design of a horizontal axis wind turbine using blade element momentum theory. *E3S Web of Conferences*, 336, 00008. <https://doi.org/10.1051/e3sconf/202233600008>

8. Anexos

Anexo A

Tabela das propriedades do ar:

Ar

$T, ^\circ\text{C}$	$\rho, \text{kg/m}^3$	$\mu, \text{N} \cdot \text{s/m}^2$	$\nu, \text{m}^2/\text{s}$	$T, ^\circ\text{F}$	$\rho, \text{slug/ft}^3$	$\mu, \text{lb} \cdot \text{s/ft}^2$	$\nu, \text{ft}^2/\text{s}$
-40	1.52	1.51 E-5	0.99 E-5	-40	2.94 E-3	3.16 E-7	1.07 E-4
0	1.29	1.71 E-5	1.33 E-5	32	2.51 E-3	3.58 E-7	1.43 E-4
20	1.20	1.80 E-5	1.50 E-5	68	2.34 E-3	3.76 E-7	1.61 E-4
50	1.09	1.95 E-5	1.79 E-5	122	2.12 E-3	4.08 E-7	1.93 E-4
100	0.946	2.17 E-5	2.30 E-5	212	1.84 E-3	4.54 E-7	2.47 E-4
150	0.835	2.38 E-5	2.85 E-5	302	1.62 E-3	4.97 E-7	3.07 E-4
200	0.746	2.57 E-5	3.45 E-5	392	1.45 E-3	5.37 E-7	3.71 E-4
250	0.675	2.75 E-5	4.08 E-5	482	1.31 E-3	5.75 E-7	4.39 E-4
300	0.616	2.93 E-5	4.75 E-5	572	1.20 E-3	6.11 E-7	5.12 E-4
400	0.525	3.25 E-5	6.20 E-5	752	1.02 E-3	6.79 E-7	6.67 E-4
500	0.457	3.55 E-5	7.77 E-5	932	0.89 E-3	7.41 E-7	8.37 E-4

Anexo B

Tabela dos valores do expoente de Hellmann em função da rugosidade do terreno

Lugares planos com gelo	$\alpha = 0,08$ a $0,12$
Lugares planos (mar, costa)	$\alpha = 0,13$ a $0,16$
Terrenos pouco acidentados	$\alpha = 0,2$ a $0,26$
Zonas rusticas	$\alpha = 0,25$ a $0,4$
Terrenos acidentados ou bosques	$\alpha = 0,2$
Terrenos muito acidentados ou cidades	$\alpha = 0,25$ a $0,4$
Areia, superfície do oceano	$\alpha = 0,10$
Capim/relva baixa, terreno descoberto	$\alpha = 0,16$
Capim alto ou culturas de Alturas baixas	$\alpha = 0,18$
Culturas de Alturas elevadas ou florestas baixas	$\alpha = 0,20$
Florestas altas	$\alpha = 0,30$
Subúrbios arborizados e pequenas cidades	$\alpha = 0,45$

Anexo C

Código de entrada do XOPTFOIL.

&optimization_options

search_type = 'global'

global_search = 'genetic_algorithm'

seed_airfoil = 'from_file'

airfoil_file = 'NACA 0024.dat'

shape_functions = 'hicks-henne'

nfunctions_top = 11 ! Increased for better shape control

nfunctions_bot = 9 ! Balanced for both surfaces

restart = .false.

/

&operating_conditions

noppoint = 1

op_mode(1) = 'spec-al'

op_point(1) = 10.0

reynolds(1) = 352438 ! Slightly increased for more stability

mach(1) = 0.06

optimization_type(1) = 'max-glide'

/

&constraints

symmetrical = .false.

min_te_angle = 1 ! Small positive value for better trailing edge handling


```
max_thickness = 1000 ! Slightly reduced for smoother transitions  
min_thickness = 0.2 ! Maintained for structural concerns  
check_curvature = .true.  
max_curv_reverse_top = 1 !Max number of allowed curv. reversals top surface  
max_curv_reverse_bot = 1 !Max number of allowed curv. reversals bot surface  
curv_threshold = 0.10 !Curvature threshold for detecting reversals  
symmetrical = .true.
```

```
/
```

```
&genetic_algorithm_options
```

```
ga_pop = 150 ! Increased population for more diversity  
ga_maxit = 300 ! More iterations for better convergence  
parent_fraction = 0.5 ! Increased to retain better solutions  
mutation_range_factor = 0.05 ! Reduced to avoid excessive deformations  
mutant_probability = 0.1 ! Lower probability for disruptive mutations
```

```
/
```

```
&xfoil_run_options
```

```
ncrit = 9.0 ! Freestream turbulence parameter  
viscous_mode = .true.  
xtript = 1.0 ! Trip location: top  
xtripb = 1.0 ! Trip location: bottom
```

```
/
```

Anexo D

Coordenadas X e Y do aerofólio NACA 0024.

NACA 0024

1.000000	0.002520
0.950000	0.016130
0.900000	0.028960
0.800000	0.052470
0.700000	0.073280
0.600000	0.091270
0.500000	0.105880
0.400000	0.116070
0.300000	0.120040
0.250000	0.118830
0.200000	0.114750
0.150000	0.106910
0.100000	0.093650
0.075000	0.084000
0.050000	0.071090
0.025000	0.052290

0.012500 0.037880

0.000000 0.000000

0.012500 -0.037880

0.025000 -0.052290

0.050000 -0.071090

0.075000 -0.084000

0.100000 -0.093650

0.150000 -0.106910

0.200000 -0.114750

0.250000 -0.118830

0.300000 -0.120040

0.400000 -0.116070

0.500000 -0.105880

0.600000 -0.091270

0.700000 -0.073280

0.800000 -0.052470

0.900000 -0.028960

0.950000 -0.016130

1.000000 -0.002520

Anexo E

Coordenadas X e Y do aerofólio Optimizado.

Optfoil

1.0000000000000000	2.5200000000000001E-003
0.99045522284340748	5.3594991163868934E-003
0.97863686139426498	8.8399029239216199E-003
0.96586850145597525	1.2045014563823222E-002
0.95210067767778461	1.4841386641330324E-002
0.93734954722208741	1.7322981501130881E-002
0.92171128205858666	1.9657956103339487E-002
0.90532794088280044	2.1983785558931237E-002
0.88834116180424838	2.4374445282813503E-002
0.87086725117356456	2.6853706599911955E-002
0.85302035256170194	2.9416176447393912E-002
0.83490885710007756	3.2046363307596540E-002
0.81662235144999940	3.4729757425053645E-002
0.79822178983055592	3.7457446061424371E-002
0.77973592077066012	4.0226513135451197E-002
0.76117858708941655	4.3035946953274146E-002

0.74256493292796777	4.5884678903296082E-002
0.72391259734319113	4.8771239432304922E-002
0.70524160989796547	5.1693661488968291E-002
0.68657412458779998	5.4649456371198731E-002
0.66793250292824469	5.7634509431895777E-002
0.64933654459701218	6.0644664440089917E-002
0.63080298094893428	6.3677038292887622E-002
0.61234546525491862	6.6729983428844786E-002
0.59397464815252354	6.9802691180412699E-002
0.57569903335110684	7.2893368984048384E-002
0.55752811381675449	7.5997150652522091E-002
0.53947359851896859	7.9106027188008410E-002
0.52154911413909166	8.2207637201049441E-002
0.50376982663510872	8.5284063342149108E-002
0.48615199941434051	8.8310650566230595E-002
0.46871172602489714	9.1253570789385938E-002
0.45146315962042444	9.4072266516105452E-002
0.43441824154089720	9.6722100429381300E-002
0.41758679854071251	9.9156347366213954E-002

0.40097667183326707	0.10132874148347548
0.38459451417464530	0.10319561170953090
0.36845112747017589	0.10471600460669153
0.35256402178443963	0.10585720031573974
0.33695550181666450	0.10659884561577915
0.32165061561399594	0.10693498873379501
0.30667518656539416	0.10687460663790958
0.29205405471528401	0.10644036400061886
0.27780970224468504	0.10566335891338173
0.26395955481784572	0.10458042307611752
0.25051489294525203	0.10323292822359106
0.23748226478463652	0.10166296160632175
0.22487064678688168	9.9910303253965146E-002
0.21269348070288052	9.8012283944389295E-002
0.20096464179091489	9.6002680661473883E-002
0.18969553865379621	9.3909891639329529E-002
0.17889353657513418	9.1753550158843719E-002
0.16855916755891162	8.9548004927970160E-002
0.15868632443091704	8.7304272339188332E-002

0.14926351446947053	8.5030775448767693E-002
0.14027679821732725	8.2733393811864009E-002
0.13171645599219745	8.0415684961721454E-002
0.12357483423107958	7.8082327410820565E-002
0.11584334916530857	7.5739262745506006E-002
0.10851120375167629	7.3393192031499604E-002
0.10156501350065134	7.1051124562384077E-002
9.4989288139409059E-002	6.8719659294361232E-002
8.8768283585723654E-002	6.6402292542364183E-002
8.2884163623855242E-002	6.4100988459421429E-002
7.7317190864289689E-002	6.1817634977633075E-002
7.2047159674520342E-002	5.9553985312427483E-002
6.7055862235154723E-002	5.7310507142489413E-002
6.2327589028543726E-002	5.5087329559069032E-002
5.7847758427577660E-002	5.2885417062061048E-002
5.3602623009048576E-002	5.0706317319500857E-002
4.9579130322960921E-002	4.8551957445379677E-002
4.5766095970537379E-002	4.6424443210597535E-002
4.2155670064720048E-002	4.4325505964617290E-002

3.8739530238440664E-002	4.2256265430659939E-002
3.5508765194360331E-002	4.0217424935310789E-002
3.2454348855602645E-002	3.8209449069230683E-002
2.9567440954126868E-002	3.6232704730100693E-002
2.6839568223517903E-002	3.4287577909426978E-002
2.4262748419022921E-002	3.2374553638315214E-002
2.1831457554192704E-002	3.0492505434532698E-002
1.9544182849587432E-002	2.8638065434587523E-002
1.7400210089700739E-002	2.6808895877919698E-002
1.5398866918892770E-002	2.5003697176403172E-002
1.3539209111789545E-002	2.3221926631688556E-002
1.1819802747309406E-002	2.1463680090777638E-002
1.0238168990425220E-002	1.9733169735135166E-002
8.7901948884257855E-003	1.8038164846780828E-002
7.4707854283547828E-003	1.6384624008472060E-002
6.2744662197526200E-003	1.4776861413877613E-002
5.1957852474052010E-003	1.3218013995192115E-002
4.2295733192359280E-003	1.1710432670469749E-002
3.3711056105623174E-003	1.0256010990714753E-002

2.6161975904120316E-003	8.8564718895671642E-003
1.9612599772838692E-003	7.5136382975677556E-003
1.4033304377081648E-003	6.2297198344912616E-003
9.4009469008493173E-004	5.0076583705276926E-003
5.6990629197358291E-004	3.8515863340021989E-003
2.9181237759383968E-004	2.7674022079250101E-003
1.0559174181924095E-004	1.7626873922104039E-003
1.1811826276092387E-005	8.3037871623940903E-004
5.3486506261340544E-008	1.3552527156068805E-018
1.1811826276092387E-005	-8.3037871623940643E-004
1.0559174181924095E-004	-1.7626873922104013E-003
2.9181237759383968E-004	-2.7674022079250075E-003
5.6990629197358291E-004	-3.8515863340021963E-003
9.4009469008493173E-004	-5.0076583705276892E-003
1.4033304377081648E-003	-6.2297198344912581E-003
1.9612599772838692E-003	-7.5136382975677521E-003
2.6161975904120316E-003	-8.8564718895671607E-003
3.3711056105623174E-003	-1.0256010990714749E-002
4.2295733192359280E-003	-1.1710432670469745E-002

5.1957852474052010E-003	-1.3218013995192112E-002
6.2744662197526200E-003	-1.4776861413877610E-002
7.4707854283547828E-003	-1.6384624008472060E-002
8.7901948884257855E-003	-1.8038164846780828E-002
1.0238168990425220E-002	-1.9733169735135166E-002
1.1819802747309406E-002	-2.1463680090777638E-002
1.3539209111789545E-002	-2.3221926631688556E-002
1.5398866918892770E-002	-2.5003697176403172E-002
1.7400210089700739E-002	-2.6808895877919698E-002
1.9544182849587432E-002	-2.8638065434587523E-002
2.1831457554192704E-002	-3.0492505434532698E-002
2.4262748419022921E-002	-3.2374553638315214E-002
2.6839568223517903E-002	-3.4287577909426978E-002
2.9567440954126868E-002	-3.6232704730100693E-002
3.2454348855602645E-002	-3.8209449069230683E-002
3.5508765194360331E-002	-4.0217424935310789E-002
3.8739530238440664E-002	-4.2256265430659939E-002
4.2155670064720048E-002	-4.4325505964617290E-002
4.5766095970537379E-002	-4.6424443210597535E-002

4.9579130322960921E-002	-4.8551957445379677E-002
5.3602623009048576E-002	-5.0706317319500857E-002
5.7847758427577660E-002	-5.2885417062061048E-002
6.2327589028543726E-002	-5.5087329559069032E-002
6.7055862235154723E-002	-5.7310507142489413E-002
7.2047159674520342E-002	-5.9553985312427483E-002
7.7317190864289689E-002	-6.1817634977633075E-002
8.2884163623855242E-002	-6.4100988459421429E-002
8.8768283585723654E-002	-6.6402292542364183E-002
9.4989288139409059E-002	-6.8719659294361232E-002
0.10156501350065134	-7.1051124562384077E-002
0.10851120375167629	-7.3393192031499604E-002
0.11584334916530857	-7.5739262745506006E-002
0.12357483423107958	-7.8082327410820565E-002
0.13171645599219745	-8.0415684961721454E-002
0.14027679821732725	-8.2733393811864009E-002
0.14926351446947053	-8.5030775448767693E-002
0.15868632443091704	-8.7304272339188332E-002
0.16855916755891162	-8.9548004927970160E-002

0.17889353657513418	-9.1753550158843719E-002
0.18969553865379621	-9.3909891639329529E-002
0.20096464179091489	-9.6002680661473883E-002
0.21269348070288052	-9.8012283944389295E-002
0.22487064678688168	-9.9910303253965146E-002
0.23748226478463652	-0.10166296160632175
0.25051489294525203	-0.10323292822359106
0.26395955481784572	-0.10458042307611752
0.27780970224468504	-0.10566335891338173
0.29205405471528401	-0.10644036400061886
0.30667518656539416	-0.10687460663790958
0.32165061561399594	-0.10693498873379501
0.33695550181666450	-0.10659884561577915
0.35256402178443963	-0.10585720031573974
0.36845112747017589	-0.10471600460669153
0.38459451417464530	-0.10319561170953090
0.40097667183326707	-0.10132874148347548
0.41758679854071251	-9.9156347366213954E-002
0.43441824154089720	-9.6722100429381300E-002

0.45146315962042444	-9.4072266516105452E-002
0.46871172602489714	-9.1253570789385938E-002
0.48615199941434051	-8.8310650566230595E-002
0.50376982663510872	-8.5284063342149108E-002
0.52154911413909166	-8.2207637201049441E-002
0.53947359851896859	-7.9106027188008410E-002
0.55752811381675449	-7.5997150652522091E-002
0.57569903335110684	-7.2893368984048384E-002
0.59397464815252354	-6.9802691180412699E-002
0.61234546525491862	-6.6729983428844786E-002
0.63080298094893428	-6.3677038292887622E-002
0.64933654459701218	-6.0644664440089917E-002
0.66793250292824469	-5.7634509431895777E-002
0.68657412458779998	-5.4649456371198731E-002
0.70524160989796547	-5.1693661488968291E-002
0.72391259734319113	-4.8771239432304922E-002
0.74256493292796777	-4.5884678903296082E-002
0.76117858708941655	-4.3035946953274146E-002
0.77973592077066012	-4.0226513135451197E-002

0.79822178983055592	-3.7457446061424371E-002
0.81662235144999940	-3.4729757425053645E-002
0.83490885710007756	-3.2046363307596540E-002
0.85302035256170194	-2.9416176447393912E-002
0.87086725117356456	-2.6853706599911955E-002
0.88834116180424838	-2.4374445282813503E-002
0.90532794088280044	-2.1983785558931237E-002
0.92171128205858666	-1.9657956103339487E-002
0.93734954722208741	-1.7322981501130881E-002
0.95210067767778461	-1.4841386641330320E-002
0.96586850145597525	-1.2045014563823219E-002
0.97863686139426498	-8.8399029239216165E-003
0.99045522284340748	-5.3594991163868899E-003
1.0000000000000000	-2.5199999999999975E-003

Anexo F

Dados de performance do XOPTFOIL

Optimal airfoil performance summary

Operating point 1

Reynolds number: 3.524E+05

Mach number: 0.06000

ncrit: 9.00000

Angle of attack: 10.00000

Lift coefficient: 1.1994

Drag coefficient: 0.01469

Moment coefficient: -0.02125

Top transition x/c: 0.33463

Bottom transition x/c: 1.00000

Objective function improvement over seed: 42.7760%