

UNIVERSIDADE FEDERAL DE GOIÁS
ESCOLA DE ENGENHARIA ELÉTRICA, MECÂNICA E DA COMPUTAÇÃO

JOSÉ SOBREIRA FERREIRA

**ESTUDOS DE FORMAS DE AEROFÓLIOS PARA TURBINAS EÓLICAS DE
PEQUENO PORTE**

GOIÂNIA

2026



UNIVERSIDADE FEDERAL DE GOIÁS
ESCOLA DE ENGENHARIA ELÉTRICA, MECÂNICA E DE COMPUTAÇÃO

TERMO DE CIÊNCIA E DE AUTORIZAÇÃO PARA DISPONIBILIZAR VERSÕES ELETRÔNICAS DE TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO DE GRADUAÇÃO NO REPOSITÓRIO INSTITUCIONAL DA UFG

Na qualidade de titular dos direitos de autor, autorizo a Universidade Federal de Goiás (UFG) a disponibilizar, gratuitamente, por meio do Repositório Institucional (RI/UFG), regulamentado pela Resolução CEPEC no 1240/2014, sem ressarcimento dos direitos autorais, de acordo com a Lei no 9.610/98, o documento conforme permissões assinaladas abaixo, para fins de leitura, impressão e/ou download, a título de divulgação da produção científica brasileira, a partir desta data.

O conteúdo dos Trabalhos de Conclusão dos Cursos de Graduação disponibilizado no RI/UFG é de responsabilidade exclusiva dos autores. Ao encaminhar(em) o produto final, o(s) autor(a)(es)(as) e o(a) orientador(a) firmam o compromisso de que o trabalho não contém nenhuma violação de quaisquer direitos autorais ou outro direito de terceiros.

1. Identificação do Trabalho de Conclusão de Curso de Graduação (TCCG)

Nome(s) completo(s) do(a)(s) autor(a)(es)(as): **José Sobreira Ferreira**

Título do trabalho: **Estudos de formas de aerofólios para turbinas eólicas de pequeno porte**

2. Informações de acesso ao documento (este campo deve ser preenchido pelo orientador) Concorda com a liberação total do documento ☒ SIM ☐ NÃO¹

[1] Neste caso o documento será embargado por até um ano a partir da data de defesa. Após esse período, a possível disponibilização ocorrerá apenas mediante: a) consulta ao(a)(s) autor(a)(es)(as) e ao(a) orientador(a); b) novo Termo de Ciência e de Autorização (TECA) assinado e inserido no arquivo do TCCG. O documento não será disponibilizado durante o período de embargo.

Casos de embargo:

- Solicitação de registro de patente;
- Submissão de artigo em revista científica;
- Publicação como capítulo de livro.

Obs.: Este termo deve ser assinado no SEI pelo orientador e pelo autor.



Documento assinado eletronicamente por **Felipe Pamplona Mariano, Professor do Magistério Superior**, em 09/07/2026, às 08:49, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **José Sobreira Ferreira, Discente**, em 09/07/2026, às 08:52, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site https://sei.ufg.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0, informando o código verificador **6301735** e o código CRC **55B78157**.

JOSÉ SOBREIRA FERREIRA

**ESTUDOS DE FORMAS DE AEROFÓLIOS PARA TURBINAS EÓLICAS DE
PEQUENO PORTE**

Projeto Final de Curso apresentado à Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação da Universidade Federal de Goiás, como requisito para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Felipe Pamplona Mariano

GOIÂNIA

2026

Ficha de identificação da obra elaborada pelo autor, através do Programa de Geração Automática do Sistema de Bibliotecas da UFG.

Ferreira, José Sobreira

ESTUDOS DE FORMAS DE AEROFÓLIOS PARA TURBINAS
EÓLICAS DE PEQUENO PORTE [Manuscrito] / José Sobreira Ferreira. - 2026.

LIX, 59 f.:

Orientador: Prof. Dr. Felipe Pamplona Mariano

Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) - Universidade Federal
de Goiás, Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação (EMC),
Engenharia Mecânica, Goiânia, 2026.

Anexo.

Apêndice.

Inclui: siglas, símbolos, tabelas, gráfico, lista de figuras, lista de
tabelas.

1. Aerofólio. 2. Eólica. 3. Openfoam. 4. Freecad.

I. Mariano, Felipe Pamplona, orient. II. Título.

CDU 621



UNIVERSIDADE FEDERAL DE GOIÁS
ESCOLA DE ENGENHARIA ELÉTRICA, MECÂNICA E DE COMPUTAÇÃO

ATA DE DEFESA DE TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

Aos dois dias do mês de julho do ano de dois mil e vinte seis iniciou-se a sessão pública de defesa do Projeto Final de Curso (PFC) intitulado “**Estudos de formas de aerofólios para turbinas eólicas de pequeno porte**”, de autoria de **José Sobreira Ferreira**, do curso de Graduação em Engenharia Mecânica, da Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação (EMC) da Universidade Federal de Goiás (UFG). Os trabalhos foram instalados pelo professor Felipe Pamplona Mariano (EMC/UFG) com a participação dos demais membros da Banca Examinadora: Thiago Fernando Santiago de Freitas (UFU) e Júlio Modesto Beghelli (SENAI). Após a apresentação, a banca examinadora realizou a arguição do estudante. Posteriormente, de forma reservada, a Banca Examinadora atribuiu a nota final de **8,0**, tendo sido o PFC considerado **aprovado**.

Proclamados os resultados, os trabalhos foram encerrados e, para constar, lavrou-se a presente ata que segue assinada pelos Membros da Banca Examinadora.



Documento assinado eletronicamente por **Felipe Pamplona Mariano, Professor do Magistério Superior**, em 02/07/2026, às 11:10, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Júlio Modesto Beghelli, Usuário Externo**, em 02/07/2026, às 11:11, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Thiago Fernando Santiago De Freitas, Usuário Externo**, em 02/07/2026, às 12:48, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site https://sei.ufg.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0, informando o código verificador **6301682** e o código CRC **32A4FC10**.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, agradeço a Deus, que sempre esteve ao meu lado, concedendo-me força, sabedoria e perseverança para superar os desafios enfrentados ao longo desta caminhada.

À minha mãe, Eliene Ferreira, por ser minha maior incentivadora, acreditando em meu potencial em todos os momentos e oferecendo apoio incondicional durante toda a minha graduação.

À minha família, que, mesmo à distância, esteve sempre presente por meio de palavras de incentivo, carinho e apoio, fortalecendo-me para seguir em frente e alcançar meus objetivos.

Aos meus amigos e colegas de curso, que compartilharam comigo os desafios, aprendizados e conquistas desta jornada, contribuindo para meu crescimento pessoal e profissional.

Também agradeço às pessoas que, de alguma forma, duvidaram da minha capacidade. As dificuldades e os desafios impostos serviram como motivação para que eu me dedicasse ainda mais à realização deste sonho.

Agradeço, por fim, a mim mesmo, por não ter desistido diante das dificuldades, por manter a determinação e a confiança necessárias para concluir esta importante etapa da minha vida.

RESUMO

Este trabalho apresenta um estudo aerodinâmico de aerofólios aplicáveis em turbinas eólicas de pequeno porte, com foco nos perfis E423 e S809. A análise foi realizada por meio de simulações de Dinâmica dos Fluidos Computacional, utilizando FreeCAD e cfMesh para construção do domínio computacional e geração da malha, OpenFOAM para solução computacional e ParaView para o pós-processamento, todos são programas livres, de código aberto e gratuitos. Além disso, são utilizados em conjunto, em uma mesma plataforma denominada CfdOF, integrada no FreeCAD. Inicialmente, a metodologia foi validada com o aerofólio E423 em número de Reynolds igual a 300.000, comparando os coeficientes aerodinâmicos obtidos com dados numéricos e experimentais disponíveis na literatura. O estudo de refinamento de malha indicou que a malha com tamanho característico de 4,0 mm apresentou maior coerência com os dados de referência. Com essa malha, foram simulados os ângulos de ataque de 0° , 4° , 8° e 12° , observando-se aumento do coeficiente de sustentação com o acréscimo do ângulo de ataque e elevação mais expressiva do arrasto em 12° . A comparação com os dados experimentais apresentou desvio médio de aproximadamente 1,93% para o coeficiente de sustentação, indicando boa aproximação dos resultados. Após a validação, a metodologia foi aplicada ao aerofólio S809, desenvolvido para aplicações em turbinas eólicas, permitindo analisar qualitativamente os campos de pressão e velocidade. Os resultados indicam que a metodologia adotada é adequada para análises preliminares de aerofólios aplicados a turbinas eólicas de pequeno porte.

Palavras-chave: aerofólios; turbinas eólicas de pequeno porte; CFD; OpenFOAM; E423; S809.

ABSTRACT

This work presents an aerodynamic study of airfoils applicable to small wind turbines, focusing on the E423 and S809 profiles. The analysis was carried out through Computational Fluid Dynamics simulations, using FreeCAD and cfMesh for the construction of the computational domain and mesh generation, OpenFOAM for the numerical solution, and ParaView for post-processing, all of them are free, open-source software packages. Furthermore, they are used together within a unified platform called CfdOF, which is integrated into FreeCAD. Initially, the methodology was validated with the E423 airfoil at a Reynolds number of 300.000, comparing the aerodynamic coefficients obtained with numerical and experimental data available in the literature. The mesh refinement study indicated that the mesh with a characteristic size of 4.0 mm presented better agreement with the reference data. Using this mesh, angles of attack of 0° , 4° , 8° , and 12° were simulated, showing an increase in the lift coefficient with angle of attack and a more pronounced drag increase at 12° . The comparison an average deviation of approximately 1.93% for the lift coefficient, indicating good agreement between the numerical and experimental results. After validation, the methodology was applied to the S809 airfoil, developed for wind turbine applications, allowing a qualitative analysis of pressure and velocity fields. The results indicate that the adopted methodology is suitable for preliminary analyses of airfoils applied to small wind turbines.

Keywords: airfoils; small wind turbines; CFD; OpenFOAM; E423; S809.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Aerofólios ao longo de uma pá eólica.	4
Figura 2 – Aerofólio E423.	5
Figura 3 – Aerofólio S809.	7
Figura 4 – Características geométricas de um aerofólio	9
Figura 5 – Forças aerodinâmicas e ângulo de ataque em um aerofólio.	10
Figura 6 – Curva típica de CL em função do ângulo de ataque.	12
Figura 7 – Fronteiras do domínio computacional: inlet, outlet, airfoil, front e back.	18
Figura 8 - Malhas formadas a) Malha 1, b) Malha 2, c) Malha 3 e d) Malha 4	19
Figura 9 – Variação dos coeficientes CL e CD em função do refinamento da malha.	22
Figura 10 – Campos de pressão (esquerda) e velocidade (direita) para o E423 em $\alpha = 12^\circ$ com diferentes refinamentos de malha.	22
Figura 11 – Campos de pressão e velocidade para o E423 em diferentes ângulos de ataque.	24
Figura 12 – Comparação do coeficiente de sustentação do aerofólio E423 com dados de referência de Calixtrato (2022) e Selig <i>et al.</i> (1996).	26
Figura 13 – Coeficiente de arrasto do E423 em função do ângulo de ataque.	26
Figura 14 – Razão CL/CD do E423 em função do ângulo de ataque.	27
Figura 15 – Campos de pressão e velocidade para o S809 em diferentes ângulos de ataque.	28
Figura 16 – Coeficiente de sustentação	29
Figura 17 – Coeficiente de arrasto do S809 em função do ângulo de ataque.	30

LISTA DE SÍMBOLOS

- A – Área varrida pelo rotor m^2
- c – Corda do aerofólio m
- CD – Coeficiente de arrasto –
- CL – Coeficiente de sustentação –
- CL/CD – Razão entre coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto –
- D – Força de arrasto por unidade de envergadura N/m
- L – Força de sustentação por unidade de envergadura N/m
- p – Pressão local Pa
- p_∞ – Pressão da corrente livre Pa
- P – Potência disponível no vento W
- R – Raio do rotor m
- Re – Número de Reynolds
- t – Tempo s
- U – Velocidade de entrada do escoamento m/s
- u, v, w – Componentes da velocidade nas direções x, y e z m/s
- V – Velocidade do vento incidente m/s
- V_∞ – Velocidade da corrente livre m/s
- α – Ângulo de ataque $^\circ$
- λ – Razão de velocidade de ponta –
- μ – Viscosidade dinâmica do fluido $Pa \cdot s$
- ν – Viscosidade cinemática m^2/s
- ν_t – Viscosidade cinemática turbulenta m^2/s
- ν_{ef} – Viscosidade cinemática efetiva m^2/s
- ρ – Massa específica do ar kg/m^3
- ω – Velocidade angular do rotor rad/s

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Refinamentos de malha utilizados nas simulações.	18
Tabela 2 – Coeficientes aerodinâmicos obtidos para diferentes refinamentos de malha em $\alpha=12^\circ$.	21
Tabela 3 – Coeficientes aerodinâmicos obtidos para o aerofólio E423 com malha de 4 mm.	23
Tabela 4 – Comparação dos valores de CL obtidos neste trabalho com dados de referência.	25
Tabela 5 – Desvios percentuais dos valores de CL em relação aos dados de referência.	25
Tabela 6 – Razão CL/CD para o aerofólio E423.	27
Tabela 7 – Coeficientes aerodinâmicos obtidos para o aerofólio S809 com malha de 4 mm.	29

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	1
1.2 OBJETIVOS	2
1.2.1 Objetivo Geral	2
1.2.2 Objetivos Específicos	2
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	4
3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	7
3.1 Aerodinâmica de aerofólios	9
3.2 Ângulo de ataque, estol e eficiência aerodinâmica	11
4 METODOLOGIA	12
4.1 Pré-processamento e geração da malha	12
4.2 Dinâmica dos Fluido Computacional	15
4.2.1 Modelagem da turbulência	16
4.3 Configurações numéricas	19
4.4 Validação e aplicação ao S809	19
5 RESULTADOS	20
5.1 Avaliação do refinamento da malha	20
5.2 Coeficientes aerodinâmicos em função do ângulo de ataque	22
5.3 Análise qualitativa do aerofólio S809	27
7 CONCLUSÃO	30
REFERÊNCIAS	31
APÊNDICES	32
ANEXOS	55

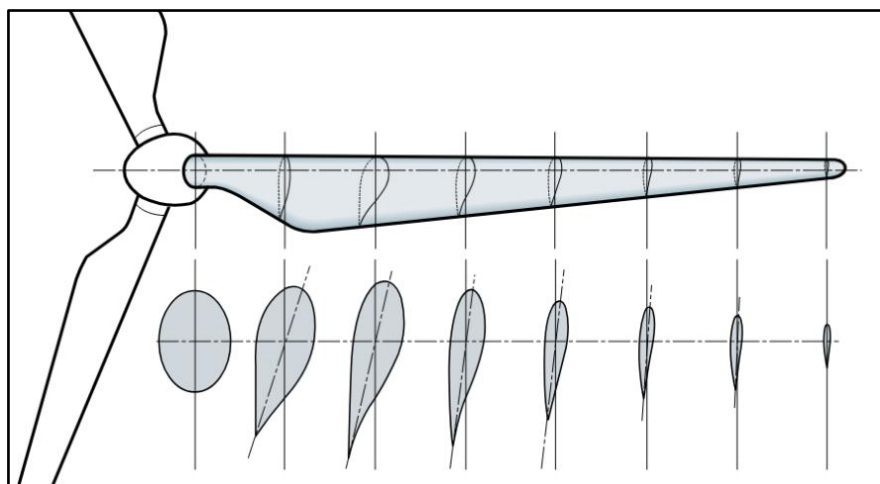
1 INTRODUÇÃO

A crescente demanda mundial por energia elétrica, associada à necessidade de redução das emissões de gases de efeito estufa, impulsionou o desenvolvimento de tecnologias voltadas à geração de energia a partir de fontes renováveis. Entre essas fontes, a energia eólica destaca-se por apresentar baixo impacto ambiental e elevado potencial de expansão em diversas regiões do mundo.

Além dos grandes parques eólicos, as turbinas eólicas de pequeno porte vêm ganhando importância devido à possibilidade de utilização em sistemas autônomos, propriedades rurais, comunidades isoladas e aplicações que demandam baixa potência elétrica. Segundo Burton *et al.* (2011), essas turbinas representam uma alternativa viável para descentralização da geração de energia, especialmente em locais remotos onde o acesso à rede elétrica é limitado.

O desempenho de uma turbina eólica, além de outros fatores, está diretamente relacionado às características aerodinâmicas dos aerofólios utilizados nas pás do rotor. Os aerofólios são perfis com geometria projetada para gerar sustentação e minimizar o arrasto quando submetidos ao escoamento de um fluido, sendo responsáveis por converter a energia cinética do vento em força aerodinâmica. A geometria do perfil influencia parâmetros fundamentais como sustentação, arrasto e eficiência aerodinâmica, impactando diretamente a capacidade de conversão da energia cinética do vento em energia mecânica.

Figura 1 – Aerofólios ao longo de uma pá eólica.



Fonte: Adaptado de Windustry, “Main Components of Wind Turbine”.

Tradicionalmente, análises aerodinâmicas eram realizadas experimentalmente em túneis de vento. Entretanto, o avanço da Dinâmica dos Fluidos Computacional (Computational Fluid Dynamics – CFD) possibilita a realização de simulações numéricas capazes de reproduzir fenômenos complexos do escoamento com elevada precisão e menor custo operacional.

Segundo White (2018), a CFD permite resolver numericamente as equações fundamentais da mecânica dos fluidos, fornecendo informações detalhadas sobre campos de velocidade, distribuição de pressão e estruturas turbulentas e no pós-processamento obtém-se, entre outras variáveis, forças e tensões sobre estruturas imersas no escoamento.

Nesse contexto, softwares de código aberto (*open source*) como o OpenFOAM vêm sendo amplamente utilizados em pesquisas acadêmicas e aplicações industriais devido à elevada flexibilidade e ausência de custos de licenciamento. Além disso, ferramentas de modelagem geométrica como o FreeCAD permitem a construção de geometrias computacionais, também, de maneira gratuita e eficiente.

O modelo Spalart–Allmaras, desenvolvido originalmente para aplicações de aerodinâmica externa, é amplamente empregado em simulações envolvendo aerofólios devido à sua boa relação entre precisão e baixo custo computacional. Conforme Spalart e Allmaras (1992), trata-se de um modelo de uma equação capaz de representar adequadamente os efeitos turbulentos na camada limite, especialmente em escoamentos aderidos ou com separações moderadas, o que o torna uma alternativa eficiente para estudos aerodinâmicos em perfis de pás e turbinas eólicas.

Dessa forma, o presente trabalho propõe investigar o comportamento aerodinâmico de diferentes aerofólios aplicáveis a turbinas eólicas de pequeno porte por meio de simulações computacionais utilizando OpenFOAM. Inicialmente será analisado o aerofólio Eppler 423

(E423), utilizando seus coeficientes aerodinâmicos como referência para a validação do uso do conjunto de programas computacionais adotados no presente trabalho. Posteriormente, será estudado o aerofólio NREL S809, desenvolvido especificamente para aplicações em turbinas eólicas.

O aerofólio S809 foi escolhido devido à sua ampla utilização em estudos voltados à pás eólicas e por apresentar elevado desempenho em baixos números de Reynolds, condição característica de turbinas de pequeno porte. Além disso, o perfil apresenta boa relação entre sustentação e arrasto, tornando-se adequado para aplicações de conversão de energia.

Serão avaliados parâmetros aerodinâmicos como coeficiente de sustentação, coeficiente de arrasto, razão sustentação-arrasto (CL/CD) e comportamento do escoamento em diferentes regimes de número de Reynolds característicos de turbinas de baixa potência.

Com isso, espera-se comparar perfis aerodinâmicos que conciliam elevado desempenho aerodinâmico e viabilidade de fabricação, contribuindo para o desenvolvimento de soluções mais eficientes e acessíveis para transformação de energia elétrica a partir da energia eólica.

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Objetivo Geral

Assim, o presente trabalho tem como objetivo investigar o comportamento aerodinâmico de aerofólios aplicáveis a turbinas eólicas de pequeno porte utilizando simulações computacionais de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) por meio dos softwares OpenFOAM e FreeCAD.

1.2.2 Objetivos Específicos

- Simular computacionalmente os escoamentos sobre o aerofólio E423;
- Avaliar os coeficientes aerodinâmicos de sustentação e arrasto;
- Validar a metodologia comparando com as referências de Calixtrato (2022) e Selig et al (1996);
- Determinar a razão aerodinâmica CL/CD dos aerofólios;
- Simular computacionalmente os escoamentos sobre o aerofólio S809;
- Comparar o desempenho aerodinâmico entre os aerofólios estudados;
- Verificar a aplicabilidade do aerofólio S809 em turbinas eólicas de pequeno porte.

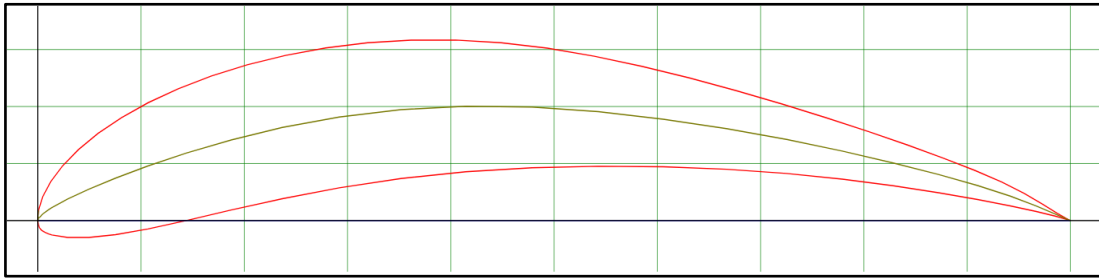
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

O estudo numérico de escoamentos sobre aerofólios tem sido amplamente empregado na análise de desempenho aerodinâmico, principalmente em situações nas quais se deseja comparar diferentes geometrias e avaliar sua aplicabilidade em sistemas de conversão de energia, como turbinas eólicas. A utilização da Dinâmica dos Fluidos Computacional permite estimar coeficientes aerodinâmicos, visualizar campos de pressão e velocidade e comparar os resultados obtidos com dados experimentais disponíveis na literatura.

Selig *et al.* (1996) realizaram ensaios experimentais em túnel de vento para diversos aerofólios em baixos números de Reynolds, disponibilizando dados de coeficiente de sustentação e arrasto para diferentes condições de escoamento. Entre os perfis avaliados pelos autores encontra-se o aerofólio E423, ensaiado em faixas de Reynolds compatíveis com aplicações em turbinas eólicas de pequeno porte. Esses dados experimentais são frequentemente utilizados como referência para validação de simulações computacionais, pois permitem verificar se o modelo computacional é capaz de reproduzir adequadamente o comportamento aerodinâmico observado em laboratório.

O aerofólio E423, desenvolvido por Richard Eppler, é caracterizado por sua geometria de elevada curvatura e por apresentar alta capacidade de sustentação em baixos números de Reynolds. O desenvolvimento de perfis da série Eppler está associado ao uso de métodos computacionais de projeto aerodinâmico baseados na distribuição de velocidades, solução do escoamento potencial e posterior avaliação da camada limite, conforme descrito por Eppler em sua obra *Airfoil Design and Data* (EPPLER, 1990). Devido a essas características, o E423 é comumente empregado em aplicações nas quais se busca maior geração de sustentação em baixas velocidades, como aeronaves de pequeno porte, aeromodelos e projetos de aerodesign. Essa condição torna o E423 um perfil adequado para estudos de validação computacional, principalmente quando se deseja avaliar a capacidade do modelo numérico em representar fenômenos como crescimento da sustentação, aumento do arrasto e início do estol. O desenho esquemático do E423 está apresentado na Figura 2.

Figura 2 – Aerofólio E423.



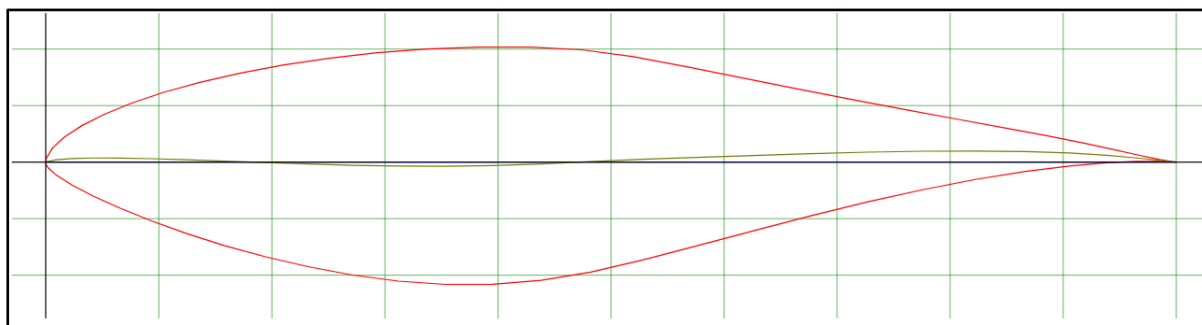
Fonte: Airfoil Tools.

Calixtrato (2022) também avaliou numericamente o comportamento aerodinâmico do aerofólio E423, utilizando simulações computacionais no OpenFOAM com malha não estruturada gerada no Salome-Meca. Em seu estudo, o autor simulou o escoamento para $Re = 300.000$, considerando diferentes ângulos de ataque, e comparou os coeficientes de sustentação obtidos com os dados experimentais de Selig et al. (1996) e com resultados calculados pelo XFLR5, via método dos painéis. O trabalho de Calixtrato (2022) é importante para a presente pesquisa porque fornece uma referência numérica recente para o mesmo aerofólio utilizado na etapa de validação, além de demonstrar que os resultados obtidos via CFD apresentaram maior aproximação com os dados experimentais do que aqueles obtidos pelo método dos painéis. Dessa forma, a comparação entre os resultados obtidos neste estudo, os dados de Calixtrato (2022) e os dados experimentais de Selig et al. (1996), para $Re = 300.000$, permite verificar a coerência da metodologia numérica adotada.

A validação computacional de escoamentos sobre o aerofólio E423 é uma etapa necessária antes da aplicação da metodologia ao aerofólio S809. Esse procedimento é adotado porque o E423 possui dados experimentais consolidados na literatura para baixos números de Reynolds, possibilitando a comparação direta entre simulação e experimento. Após essa verificação, o modelo numérico pode ser aplicado com maior confiabilidade ao estudo de outro perfil, neste caso o S809.

O aerofólio S809, vide Figura 2, foi desenvolvido pelo *National Renewable Energy Laboratory* para aplicação em turbinas eólicas de eixo horizontal. Por ter sido concebido especificamente para rotores eólicos, o perfil apresenta características geométricas e aerodinâmicas voltadas à transformação de energia, diferenciando-se de aerofólios originalmente projetados para aeronaves. Somers (1997) apresentou o projeto e os resultados experimentais do S809, tornando esse perfil uma das principais referências em estudos de aerodinâmica aplicada a turbinas eólicas.

Figura 3 – Aerofólio S809.



Fonte: Airfoil Tools.

No campo da modelagem numérica, Spalart e Allmaras (1992) propuseram um modelo de turbulência de uma equação para o problema de fechamento das equações de Navier–Stokes Médias de Reynolds (RANS), no qual a viscosidade turbulenta é obtida pela solução de uma única equação de transporte, sendo originalmente desenvolvido para aplicações aerodinâmicas. Esse modelo apresenta baixo custo computacional e boa capacidade de representação da camada limite em escoamentos externos, sendo amplamente utilizado em simulações de aerofólios. Por esse motivo, o modelo Spalart-Allmaras é adotado neste trabalho para representar os efeitos turbulentos no escoamento ao redor dos perfis analisados.

Além do modelo de turbulência, o algoritmo de acoplamento pressão-velocidade exerce papel importante na solução numérica. Neste trabalho, será utilizado o algoritmo SIMPLE (*Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations*), já disponibilizado no OpenFOAM. O SIMPLE é um método iterativo utilizado para acoplar os campos de pressão e velocidade em escoamentos incompressíveis, nos quais a pressão atua como variável de correção para garantir o atendimento da equação da continuidade. O algoritmo parte de uma estimativa inicial de pressão, calcula o campo de velocidades e, posteriormente, aplica correções sucessivas de pressão e velocidade até que a conservação de massa seja satisfeita. Sua utilização se justifica pelo fato de o presente estudo tratar de escoamentos incompressíveis, turbulentos e em regime permanente sobre aerofólios, condição compatível com a aplicação do SIMPLE. Além disso, Calixtrato (2022) também utilizou esse algoritmo no OpenFOAM para resolver escoamentos incompressíveis e em regime permanente, associado ao modelo de turbulência Spalart-Allmaras.

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

A energia eólica consiste no aproveitamento da energia cinética contida no escoamento do ar atmosférico. Esse recurso energético é resultado, principalmente, do aquecimento desigual da superfície terrestre pela radiação solar, que provoca diferenças de pressão e, conseqüentemente, o deslocamento de massas de ar. Em turbinas eólicas, parte dessa energia cinética é convertida inicialmente em energia mecânica de rotação no rotor e, posteriormente, em energia elétrica por meio de um gerador.

Outro parâmetro relevante para o desempenho de turbinas eólicas é a razão de velocidade de ponta (λ), definida como a relação entre a velocidade tangencial na ponta da pá e a velocidade do vento incidente:

$$\lambda = \frac{\omega \cdot R}{V} \quad (1)$$

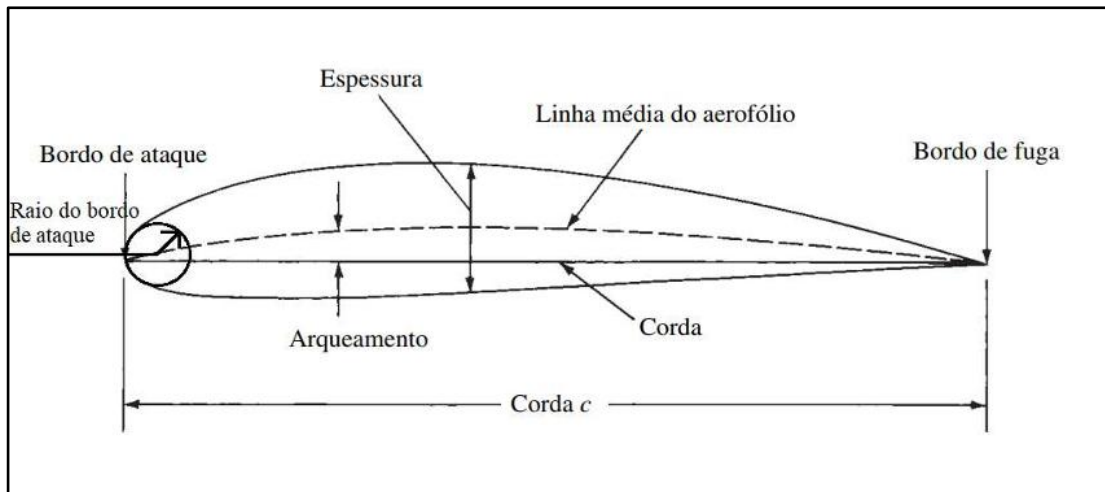
em que ω é a velocidade angular do rotor [rad/s]. A razão de velocidade de ponta influencia diretamente o ângulo de ataque local das seções da pá e, conseqüentemente, os coeficientes de sustentação e arrasto gerados pelos aerofólios. No presente trabalho, a análise é direcionada ao comportamento aerodinâmico dos perfis E423 e S809, que representam seções bidimensionais de pás de turbinas eólicas de pequeno porte.

3.1 Aerodinâmica de aerofólios

Aerofólios são geometrias bidimensionais utilizadas para modificar o campo de escoamento ao seu redor, produzindo forças aerodinâmicas devido à distribuição de pressão e às tensões de cisalhamento produzidas sobre a sua superfície. Em turbinas eólicas, os aerofólios compõem as seções transversais das pás e são responsáveis por gerar a força aerodinâmica que produz torque no rotor.

As principais características geométricas de um aerofólio, apresentadas na Figura 4, são a corda, o bordo de ataque, o bordo de fuga, o extradorso, o intradorso, a linha média, o arqueamento e a espessura. A corda, representada por c , é a linha reta que liga o bordo de ataque ao bordo de fuga. O extradorso corresponde à superfície superior do perfil, enquanto o intradorso corresponde à superfície inferior. A linha média é formada pelos pontos médios entre o extradorso e o intradorso e o arqueamento representa a maior distância entre essa linha média e a corda.

Figura 4: Características geométricas de um aerofólio

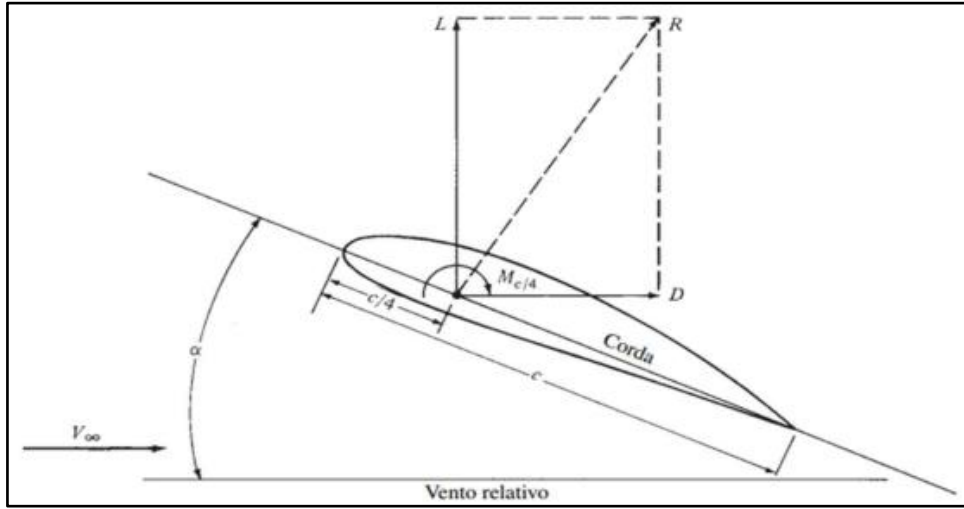


Fonte: Adaptado de Anderson (2015).

A geometria do aerofólio influencia diretamente a distribuição de pressão ao longo da superfície. Em geral, o escoamento sobre o extradorso apresenta maior velocidade e menor pressão, enquanto o intradorso apresenta maior pressão relativa. A diferença de pressão entre as duas superfícies gera a força de sustentação. Além disso, a viscosidade do fluido provoca tensões de cisalhamento junto à parede, contribuindo, na sua maior parte, para a geração do arrasto.

Quando um aerofólio é submetido a um escoamento com velocidade de corrente livre V , surge uma força aerodinâmica resultante. Essa força pode ser decomposta em duas componentes principais: sustentação e arrasto. A sustentação, L , é definida como a componente perpendicular à direção do vento relativo, enquanto o arrasto, D , é a componente paralela ao escoamento. O ângulo formado entre a corda do aerofólio e a direção do vento relativo é denominado ângulo de ataque, α .

Figura 5: Forças aerodinâmicas e ângulo de ataque em um aerofólio.



Fonte: Adaptado de Anderson (2015).

Para aerofólios bidimensionais, as forças por unidade de envergadura da pá são definidas pelas Equações 5 e 6:

$$C_L \equiv \frac{L}{(1/2) \cdot \rho \cdot V^2 \cdot c'} \quad (2)$$

$$C_D \equiv \frac{D}{(1/2) \cdot \rho \cdot V^2 \cdot c'} \quad (3)$$

em que C_L e C_D são os respectivos coeficientes de sustentação e arrasto, L e D são as forças de sustentação e arrasto por comprimento de envergadura, respectivamente, em $[N/m]$ e c é a corda do aerofólio em $[m]$. A razão entre o coeficiente de sustentação e o coeficiente de arrasto é um dos principais indicadores da eficiência aerodinâmica do aerofólio:

$$\eta = C_L/C_D \quad (4)$$

Quanto maior for essa razão, maior será a capacidade do aerofólio de gerar sustentação com menor penalização por arrasto. Em turbinas eólicas de eixo horizontal, essa relação é particularmente importante, pois perfis com elevada eficiência aerodinâmica contribuem para maior geração de torque e melhor aproveitamento da energia disponível no vento.

No caso de turbinas eólicas de pequeno porte, a escolha do aerofólio deve considerar não apenas valores elevados de C_L , mas também baixos valores de C_D , comportamento estável

em baixos números de Reynolds e ângulos de estol mais altos. Esses fatores influenciam diretamente a partida da turbina, a estabilidade operacional e a eficiência de conversão de energia.

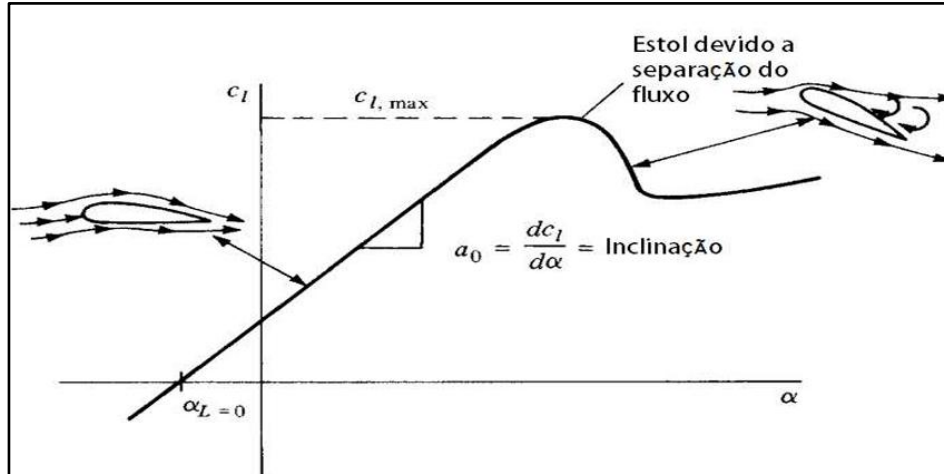
3.2 Ângulo de ataque, estol e eficiência aerodinâmica

O ângulo de ataque, α , é uma das variáveis mais importantes no comportamento aerodinâmico de um aerofólio. O coeficiente de sustentação tende a crescer aproximadamente de forma linear com o aumento do ângulo de ataque. Nessa condição, o escoamento permanece predominantemente aderido à superfície do aerofólio, favorecendo a geração de sustentação.

À medida que o ângulo de ataque aumenta, o gradiente adverso de pressão no extradorso torna-se mais intenso. Esse gradiente dificulta o avanço das partículas de fluido próximas à parede, que já possuem menor quantidade de movimento devido aos efeitos viscosos. Quando a camada limite não consegue mais vencer esse gradiente adverso, ocorre a separação do escoamento. Como consequência, a sustentação deixa de crescer, atinge um valor máximo e, em seguida, sofre uma queda acentuada, vide Figura 6. Esse fenômeno é denominado estol. O estol é acompanhado pelo aumento significativo do arrasto, principalmente devido à formação de regiões de recirculação e ao aumento do arrasto de pressão.

Para turbinas eólicas, esse fenômeno é usado como mecanismos de controle passivo para controlar a rotação da pá em ventos acima da faixa de rotação nominal da turbina eólica, pois quando submetida à velocidades mais altas de vento, para um dado ângulo de ataque, ocorre o estol, logo, a turbina perde sustentação, por consequência, reduz a velocidade de rotação. Ao reduzir a velocidade a camada limite volta a colar sobre a superfície das pás, ganhando sustentação novamente, como consequência a turbina volta a aumentar a rotação. Esse fenômeno faz com que a turbina eólica, para velocidades de vento acima da nominal, funcione praticamente em rotação constante.

Figura 6: Curva típica de CL em função do ângulo de ataque.



Fonte: Adaptado de Anderson (2015).

De toda forma, o estol provoca oscilações nas cargas aerodinâmicas exigindo um projeto estrutural adequado. Em turbinas de pequeno porte, esse fenômeno é mais relevante, pois os baixos números de Reynolds favorecem a ocorrência de separação da camada limite, alterando o desempenho do perfil.

Dessa forma, a análise das curvas $CL \times \alpha$, $CD \times \alpha$ e $CL/CD \times \alpha$ é fundamental para determinar a faixa de operação mais eficiente do aerofólio. No presente trabalho, essas curvas permitem comparar o desempenho dos perfis E423 e S809, identificando os ângulos de ataque nos quais cada aerofólio apresenta melhor relação entre sustentação e arrasto.

O número de Reynolds é um parâmetro adimensional que relaciona as forças inerciais e viscosas presentes em um escoamento. Para o escoamento sobre aerofólios, o número de Reynolds pode ser definido por:

$$Re = (V \cdot c)/\nu, \quad (5)$$

em que ν é o coeficiente de viscosidade cinemática do fluido, em $[m^2/s]$.

Esse parâmetro é essencial para a análise aerodinâmica, pois influencia o desenvolvimento da camada limite, a transição entre escoamento laminar e turbulento, a separação do escoamento e os coeficientes aerodinâmicos. Para escoamentos sobre aerofólios e Reynolds ($Re < 5,0 \cdot 10^5$), os efeitos viscosos tornam-se mais significativos em relação aos efeitos inerciais. Como consequência, há maior tendência à separação da camada limite, aumento do arrasto e redução da eficiência aerodinâmica.

Nas turbinas eólicas de pequeno porte, o número de Reynolds costuma ser inferior ao observado em turbinas de grande porte, devido às menores dimensões das pás e às menores velocidades relativas em determinadas regiões do rotor. Essa condição torna a seleção do aerofólio ainda mais importante, pois nem todos os perfis apresentam bom desempenho em regimes de baixo número de Reynolds.

O aerofólio E423 é frequentemente associado a aplicações em baixos números de Reynolds, apresentando boa capacidade de geração de sustentação nessa condição. Já o aerofólio S809, desenvolvido para aplicações em turbinas eólicas, é analisado devido à sua relevância em estudos de geração eólica e ao seu comportamento aerodinâmico favorável em condições típicas de operação de rotores.

No contexto do presente trabalho, o número de Reynolds (Re) permite definir as condições de simulação e comparar os resultados obtidos por CFD com dados disponíveis na literatura. Assim, a análise em função de Re contribui para verificar se o modelo numérico adotado é adequado para representar o comportamento aerodinâmico dos aerofólios estudados.

4 METODOLOGIA

A metodologia adotada neste trabalho consistiu na realização de simulações computacionais de escoamentos ao redor dos aerofólios E423 e S809, utilizando a “bancada” CfdOF, a qual integra o FreeCAD com ferramentas do OpenFOAM. Além de ter disponível softwares de geração da malha, especificamente, no presente trabalho foi utilizado o cfMesh, e um elo direto para realizar o pós-processamento com o ParaView.

Primeiramente, foi realizada a validação da metodologia com o aerofólio E423, considerando número de Reynolds igual a $Re = 300.000$. Os resultados obtidos foram comparados com os dados de Calixtrato (2022) e com os dados experimentais de Selig *et al.* (1996). Após essa etapa, o mesmo procedimento foi aplicado ao aerofólio S809, com o objetivo de avaliar seu desempenho aerodinâmico para aplicação em turbinas eólicas de pequeno porte.

4.1 Pré-processamento e geração da malha

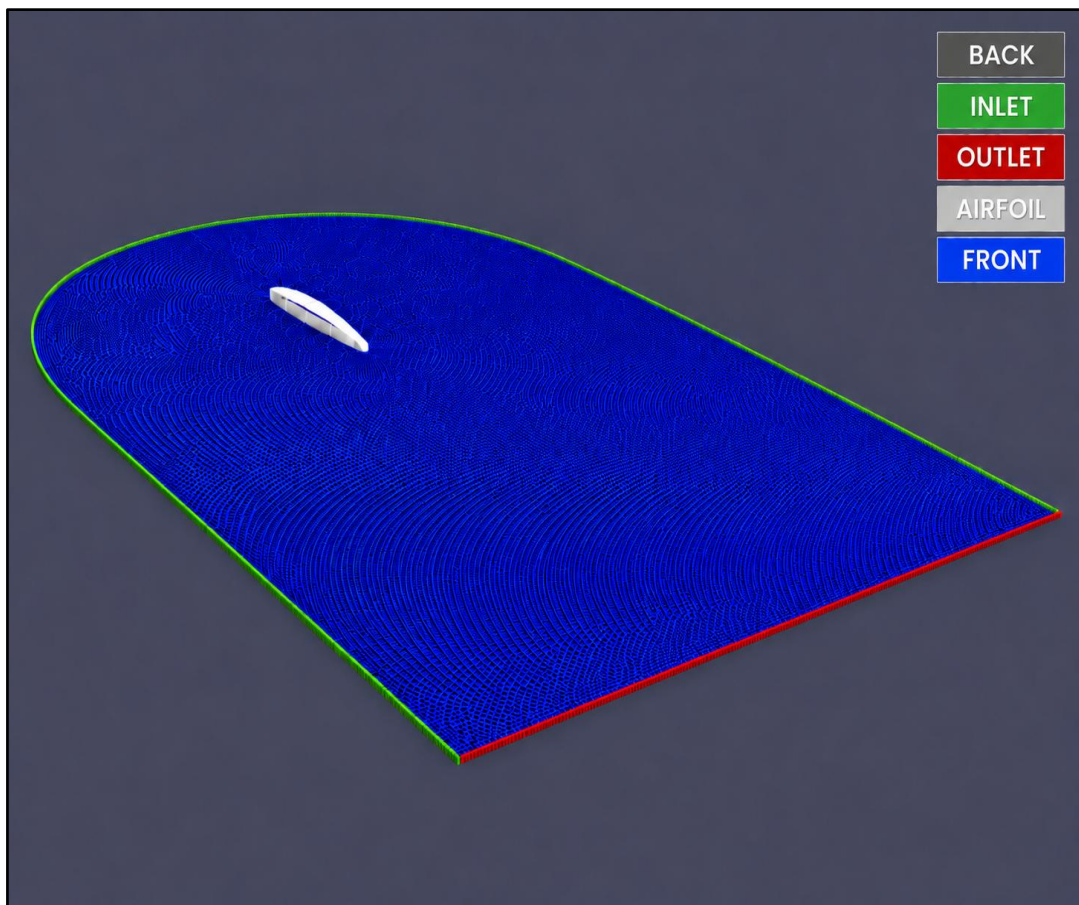
O pré-processamento foi iniciado com a construção do domínio computacional no FreeCAD. O domínio foi formado pela união de uma região circular com diâmetro de 10 m e uma região retangular com dimensões de 10 m $\times$ 20 m. Essa configuração foi adotada para representar a região de escoamento ao redor do aerofólio, contemplando a entrada do escoamento, a região próxima ao perfil e a região de esteira a jusante, como pode ser observado na Figura 7.

A geometria do aerofólio foi inserida no interior do domínio, com um aerofólio, E423 ou S809, de corda 1,0 m, e posteriormente subtraída da região de fluido. Assim, o domínio resultante corresponde apenas ao volume ocupado pelo fluido, enquanto a superfície do aerofólio representa uma parede sólida para imposição das condições de contorno.

A variação do ângulo de ataque foi realizada por meio da rotação geométrica do aerofólio dentro do domínio computacional. Dessa forma, para cada ângulo simulado, o perfil foi rotacionado em relação à direção principal do escoamento, mantendo-se constante a direção da velocidade de entrada.

As fronteiras do domínio foram definidas na bancada CfdOF como “*inlet*”, “*outlet*”, “*airfoil*”, “*front*” e “*back*”. A fronteira “*inlet*” corresponde à entrada do escoamento, enquanto “*outlet*” representa a saída. A região “*airfoil*” corresponde à superfície do aerofólio, configurada como parede. As faces “*front*” e “*back*” delimitam a espessura do domínio e foram configuradas de modo compatível com a representação bidimensional da simulação.

Figura 7 – Fronteiras do domínio computacional: inlet, outlet, airfoil, front e back.



Fonte: Próprio autor.

A malha computacional foi gerada utilizando o cfMesh. Foram avaliados quatro níveis de refinamento, com tamanhos de $\Delta x/ \Delta y$ característicos de 80 mm, 56 mm, 24 mm e 4 mm (Tabela 1). O refinamento foi inicialmente verificado para o ângulo de ataque de 12°, considerado a condição mais crítica entre os casos analisados.

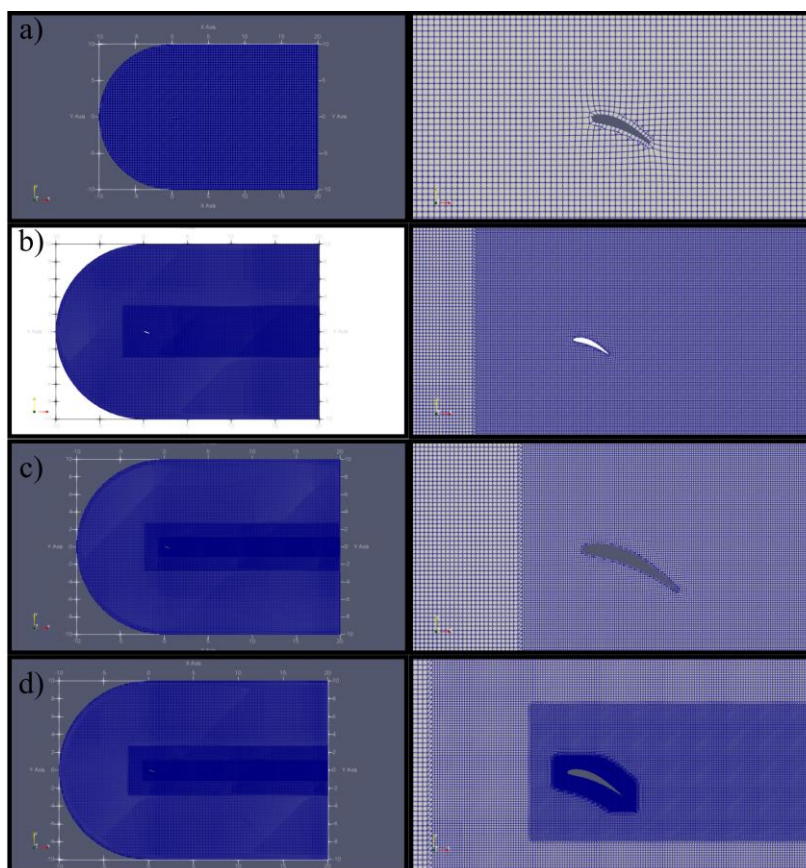
Tabela 1 – Refinamentos de malha utilizados nas simulações.

Malha	Tamanho característico $\Delta x/ \Delta y$
Malha 1	80 mm
Malha 2	56 mm
Malha 3	24 mm
Malha 4	4 mm

Fonte: Próprio autor.

As malhas, as quais estão apresentadas na Figura 8, tiveram refinamento de 70%, 30% e 5 % respectivamente através de áreas menores de retângulos e ao redor do corpo do aerofólio com distanciamento de 200 mm.

Figura 8 - Malhas formadas a) Malha 1, b) Malha 2, c) Malha 3 e d) Malha 4



Fonte: Próprio autor.

4.2 Dinâmica dos Fluidos Computacional

A Dinâmica dos Fluidos Computacional, conhecida pela sigla CFD, é uma ferramenta numérica utilizada para resolver problemas envolvendo escoamentos de fluidos e fenômenos associados. A CFD baseia-se na discretização do domínio físico e na solução aproximada das equações que governam o movimento dos fluidos, permitindo obter campos de velocidade, pressão, viscosidade e demais variáveis de interesse.

No presente estudo, a CFD é utilizada para analisar o comportamento aerodinâmico dos aerofólios E423 e S809. A partir das simulações, são obtidos parâmetros como CL , CD , razão CL/CD , distribuição de pressão e características do escoamento ao redor dos perfis. Esses resultados possibilitam avaliar a adequação dos aerofólios para aplicação em turbinas eólicas de pequeno porte.

As principais equações utilizadas para modelar o escoamento incompressível são a equação da continuidade e as equações de Navier-Stokes:

$$\begin{aligned} \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \dots \\ = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[v \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[v \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[v \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right], \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \dots \\ = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left[v \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[v \left(\frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[v \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \right], \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \dots \\ = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x} \left[v \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[v \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[v \left(\frac{\partial w}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) \right], \end{aligned} \quad (8)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (9)$$

onde, u, v e w são as componentes do campo de velocidade, em [m/s] nas direções x, y e z , respectivamente, p é a pressão do escoamento, em [Pa] e t é o tempo em [s].

Para a análise de escoamentos sobre aerofólios em regime permanente, como no presente trabalho, considera-se que as propriedades médias do escoamento não variam com o tempo. Além disso, o perfil é avaliado como uma seção bidimensional, o domínio de cálculo é, então, simplificado para duas dimensões. Essas simplificações reduzem o custo computacional e permitem avaliar, de forma eficiente, a influência do ângulo de ataque, do número de Reynolds e da geometria do perfil sobre os coeficientes aerodinâmicos. As equações resultantes ficam:

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[v \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[v \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] \quad (10)$$

$$u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left[v \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[v \left(\frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \right] \quad (11)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (12)$$

4.2.2 Modelagem da turbulência

Em muitos problemas de engenharia, o escoamento apresenta comportamento turbulento, caracterizado por flutuações de velocidade, mistura intensa e aumento da difusão de quantidade de movimento. A simulação direta de todas as escalas turbulentas exige elevado

custo computacional, o que torna essa abordagem impraticável para grande parte das aplicações de engenharia.

Uma alternativa amplamente utilizada é a formulação RANS, do inglês Reynolds-Averaged Navier-Stokes e em português Equações de Navier Stokes Médias de Reynolds. Nessa abordagem, as variáveis do escoamento são decompostas em uma componente média e uma componente flutuante. A aplicação dessa decomposição às equações de Navier-Stokes gera termos adicionais conhecidos como tensões de Reynolds. Como essas tensões são desconhecidas, torna-se necessário utilizar modelos de turbulência para fechar o sistema de equações. Gera-se, então, o conceito de viscosidade efetiva (ν_{ef}) que é a soma da viscosidade molecular com a viscosidade turbulenta (ν_t), permitindo representar os efeitos da turbulência sobre o escoamento médio:

$$\nu_{ef} = \nu + \nu_t \quad (13)$$

Entre os modelos de turbulência disponíveis para calcular ν_t , o modelo Spalart-Allmaras destaca-se por apresentar baixo custo computacional e boa estabilidade numérica em aplicações aerodinâmicas externas. Sendo que esse modelo resolve uma única equação diferencial de transporte, que fica, para escoamento bidimensional, permanente e viscosidade molecular constante (sem efeitos térmicos):

$$\begin{aligned} u \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x} + v \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial y} = & C_{b1} \tilde{S} \tilde{\nu} \dots \\ + \frac{1}{\sigma} \left[(\nu + \tilde{\nu}) \left(\frac{\partial^2 \tilde{\nu}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \tilde{\nu}}{\partial y^2} \right) + (1 + C_{b2}) \left(\left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial y} \right)^2 \right) \right] \dots \\ & - C_{\omega 1} f_w \frac{\tilde{\nu}^2}{d^2}, \end{aligned} \quad (14)$$

onde:

$$\nu_t = \tilde{\nu} f_{v1}, \quad (15)$$

em que:

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3}, \quad (16)$$

e,

$$\chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu}, \quad (17)$$

sendo, ν_t : viscosidade cinemática turbulenta; $\tilde{\nu}$: variável transportada pelo modelo; ν a viscosidade cinemática molecular; e $c_{v1} = 7.1$: constante do modelo original.

O modelo Spalart-Allmaras foi originalmente desenvolvido para aplicações aeronáuticas e apresenta bom desempenho na previsão de camadas limite turbulentas submetidas a gradientes de pressão. Por isso, é frequentemente aplicado em simulações de aerofólios, asas e corpos aerodinâmicos. No contexto deste trabalho, sua utilização é adequada devido ao objetivo de avaliar o comportamento aerodinâmico dos perfis E423 e S809 com custo computacional reduzido.

Apesar de suas vantagens, o modelo possui limitações. Em condições de separação intensa, estol profundo ou transição laminar turbulenta relevante, a previsão dos coeficientes aerodinâmicos pode apresentar diferenças em relação a resultados experimentais. Essa observação é importante para turbinas eólicas de pequeno porte, pois baixos números de Reynolds podem favorecer a formação de zonas de recirculação. Dessa forma, os resultados obtidos devem ser analisados considerando as hipóteses do modelo numérico adotado.

Ainda assim, o modelo Spalart-Allmaras permite avaliar de forma consistente tendências aerodinâmicas, como aumento de sustentação com o ângulo de ataque, crescimento do arrasto, início de separação e variação da eficiência CL/CD . Por esse motivo, ele é adotado neste trabalho como modelo de turbulência para as simulações computacionais dos aerofólios.

4.3 Configurações numéricas

As simulações foram configuradas considerando escoamento incompressível, permanente e regime turbulento. Para a etapa de validação com o aerofólio E423, adotou-se $Re=300.000$. A velocidade de corrente livre foi definida como $U = 1,0$ m/s; A viscosidade cinemática foi definida como $\nu = 3,333 \times 10^{-6}$ m²/s, sendo que esse valor foi obtido pela Equação 8, sabendo que a corda é $c = 1,0$ m.

As simulações foram solucionadas no OpenFOAM utilizando o algoritmo SIMPLE para o acoplamento pressão-velocidade. No arquivo de parâmetros da simulação, foi definido o parâmetro “*endTime*” igual a 5000, utilizado como limite máximo de iterações. Cabe destacar que, apesar do nome, quando se escolhe o método de acoplamento SIMPLE, que resolve as equações em regime permanente, o parâmetro “*endTime*” representa o número máximo de iterações e o parâmetro “*deltaT*” tem que ser ajustado para a unidade.

A velocidade foi imposta na fronteira “*inlet*”, com magnitude de 1,0 m/s, enquanto a superfície “*airfoil*” foi configurada como parede sem deslizamento. A fronteira “*outlet*” foi definida como saída do escoamento e as faces “*front*” e “*back*” foram configuradas de modo compatível com a análise bidimensional. Por fim, foram extraídos os coeficientes de sustentação, CL e arrasto, CD .

4.4 Validação e aplicação ao S809

A verificação do refinamento de malha foi realizada inicialmente com o aerofólio E423 no ângulo de ataque de 12°. Após essa etapa, foram realizadas simulações para os ângulos de ataque de 0°, 4°, 8° e 12°, permitindo a comparação dos coeficientes aerodinâmicos obtidos com os dados disponíveis na literatura.

Com a metodologia validada para o E423, o mesmo procedimento foi aplicado ao aerofólio S809. Para ambos os aerofólios, foram analisados os coeficientes CL , CD em $c/4$ e a razão CL/CD . Os resultados foram organizados em tabelas e gráficos a partir dos dados extraídos no pós-processamento realizado no ParaView.

5 RESULTADOS

Nesta seção são apresentados os resultados obtidos nas simulações numéricas realizadas para o aerofólio E423, considerando número de Reynolds igual a $Re = 300.000$. Inicialmente, avaliou-se a influência do refinamento da malha sobre os coeficientes aerodinâmicos no ângulo de ataque de 12° . Em seguida, com a malha definida, foram simulados os ângulos de ataque de 0° , 4° , 8° e 12° , permitindo a comparação dos resultados com dados disponíveis na literatura. Por fim, é apresentada uma análise qualitativa dos campos obtidos para o S809.

5.1 Avaliação do refinamento da malha

A verificação do refinamento da malha foi realizada para o ângulo de ataque de 12° , por representar a condição mais crítica entre os casos analisados para o aerofólio E423. Nessa condição, o escoamento tende a apresentar maiores gradientes de pressão e velocidade, principalmente nas proximidades do bordo de ataque, bordo de fuga e região de esteira. Dessa forma, esse ângulo foi adotado como referência para avaliar a influência da malha nos coeficientes de sustentação e arrasto apresentados na Tabela 2 e na Figura 9.

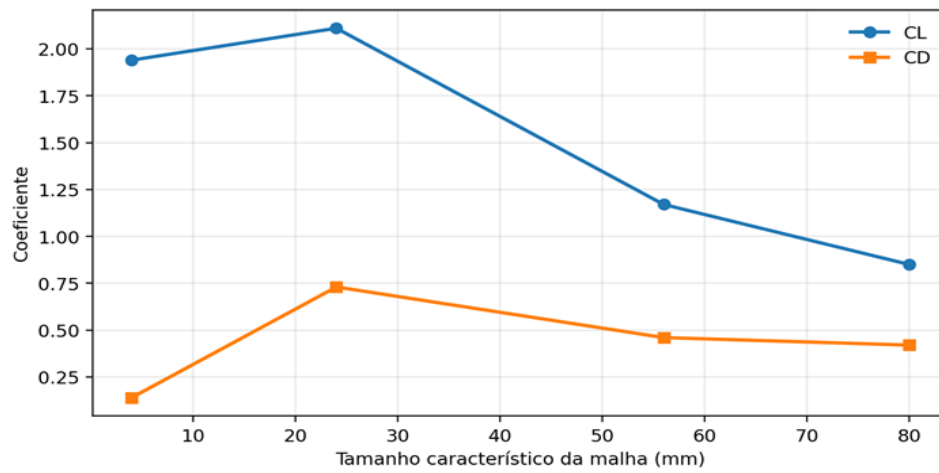
Tabela 2 – Coeficientes aerodinâmicos obtidos para diferentes refinamentos de malha em $\alpha=12^\circ$.

Refinamento [mm]	CL	CD
80	0,85	0,42
56	1,17	0,46
24	2,11	0,73
4	1,94	0,14

Fonte: Próprio autor.

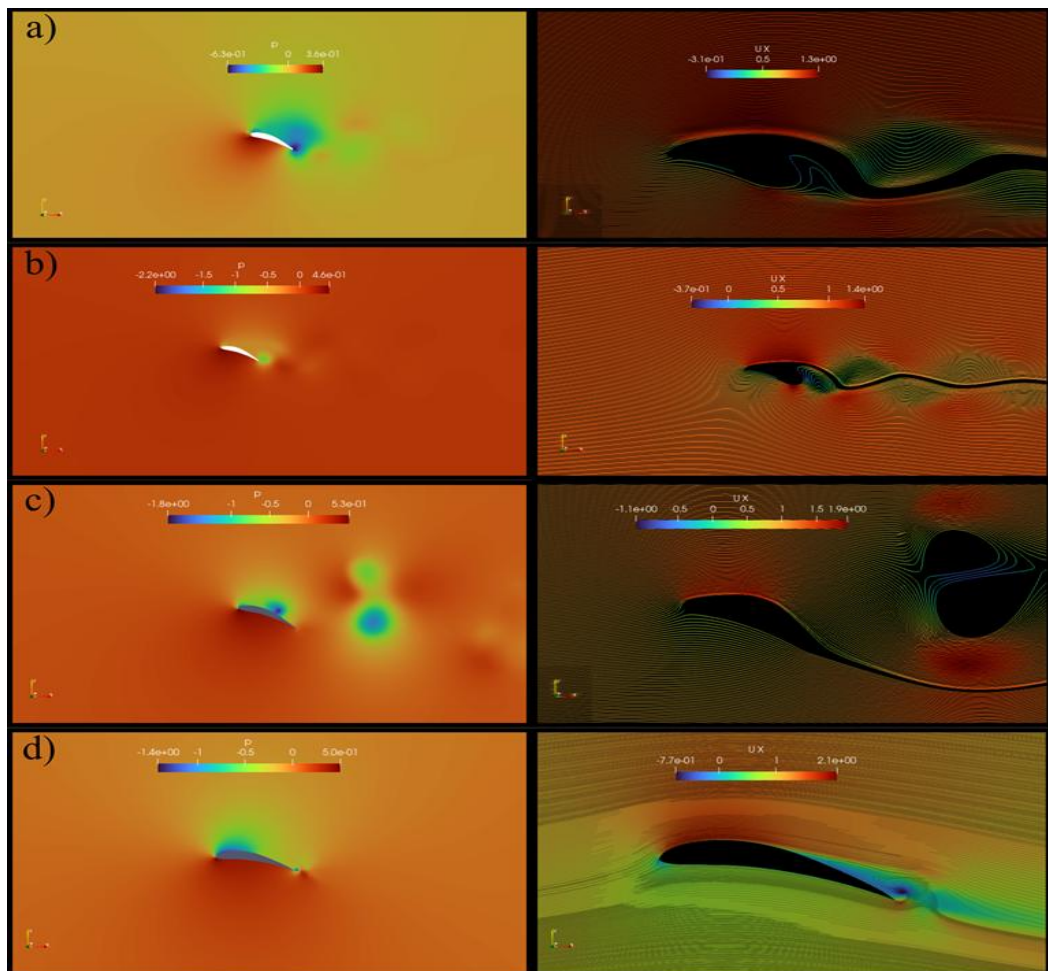
Observa-se que os resultados apresentaram variação significativa com o refinamento da malha. Para as malhas de 80 mm e 56 mm, os valores de CL foram inferiores aos obtidos nas malhas mais refinadas, indicando menor capacidade de representação dos efeitos aerodinâmicos próximos ao aerofólio. Com o refinamento para 24 mm, houve aumento expressivo do coeficiente de sustentação, porém acompanhado de elevado coeficiente de arrasto. Ao refinar a malha para 4 mm, obteve-se $CL = 1,94$ e $CD = 0,14$, valores mais coerentes com os dados de referência utilizados para o aerofólio E423 em $Re = 300.000$.

Figura 9 – Variação dos coeficientes CL e CD em função do refinamento da malha.



Fonte: Elaboração própria.

Figura 10 – Campos de pressão (esquerda) e velocidade (direita) para o E423 em $\alpha = 12^\circ$ com diferentes refinamentos de malha.



Fonte: Próprio autor.

Na Figura 10 apresenta-se os campos de pressão (à esquerda) e da componente de velocidade x sobreposto pelas linha de corrente (à direita), obtidos para o caso de $\alpha = 12^\circ$ com diferentes refinamentos.

De forma qualitativa, observa-se que as malhas menos refinadas apresentam maior dificuldade para representar a região próxima ao aerofólio e a esteira. Com o aumento do refinamento, os campos de pressão e as linhas de corrente tornam-se mais definidos, especialmente nas proximidades do bordo de fuga e da região de separação. Esse comportamento reforça a escolha da malha de 4,0 mm para as simulações posteriores.

5.2 Coeficientes aerodinâmicos em função do ângulo de ataque

Após a definição da malha de 4,0 mm, foram realizadas simulações para os ângulos de ataque de 0° , 4° , 8° e 12° . Na Tabela 3 apresentam-se os coeficientes de sustentação e arrasto obtidos para o aerofólio E423.

Tabela 3 – Coeficientes aerodinâmicos obtidos para o aerofólio E423 com malha de 4 mm.

α [°]	CL	CD
0	0,96	0,025
4	1,34	0,028
8	1,69	0,050
12	1,94	0,140

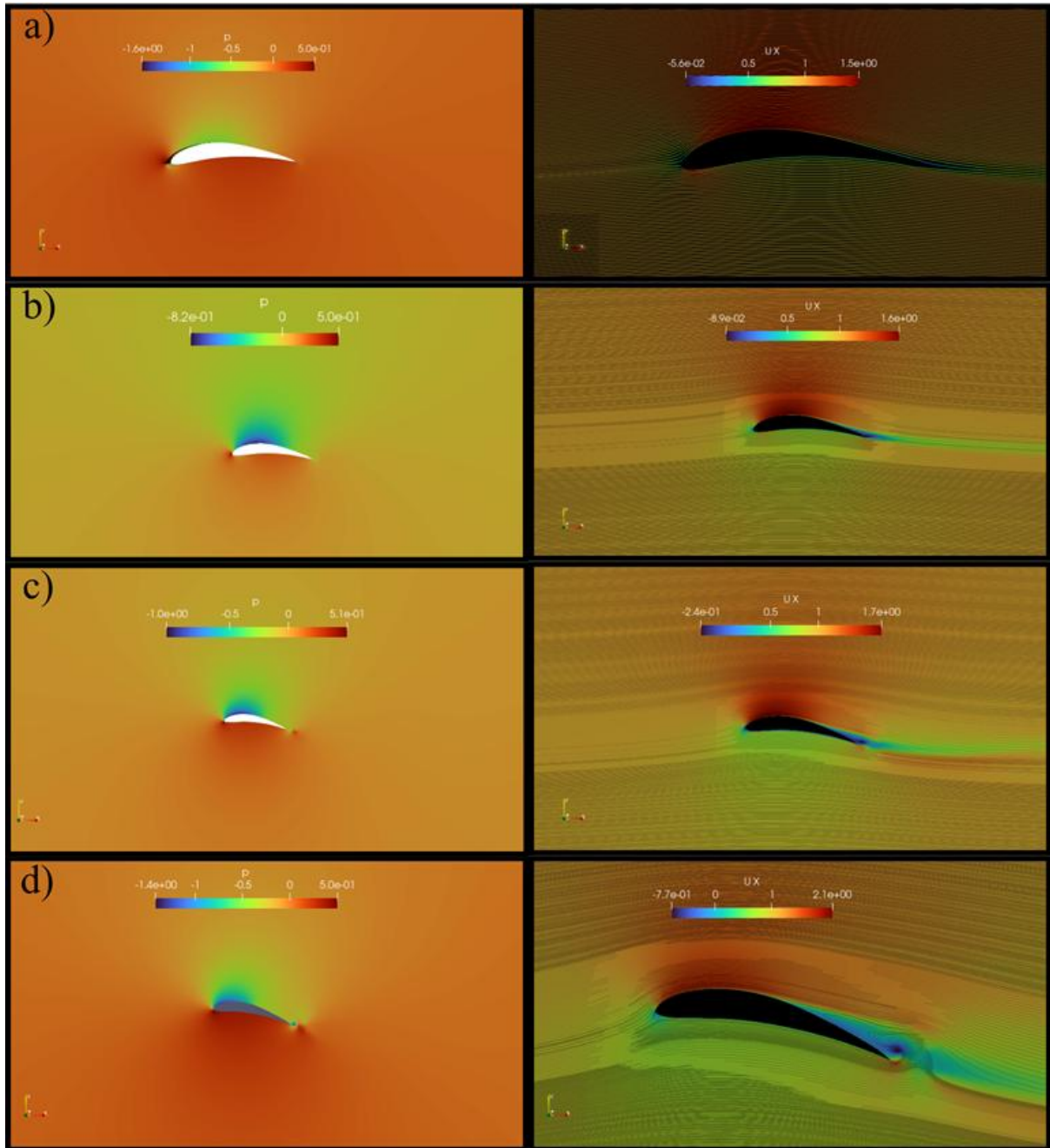
Fonte: Próprio autor.

Pela Tabela 3, observa-se que o coeficiente de sustentação aumentou com o acréscimo do ângulo de ataque. Para $\alpha = 0^\circ$, obteve-se $CL = 0,96$, enquanto para $\alpha = 12^\circ$ o valor aumentou para $CL = 1,94$. Esse comportamento é esperado para aerofólios arqueados, nos quais há geração de sustentação mesmo em ângulo de ataque nulo. O coeficiente de arrasto também aumentou com o crescimento do ângulo de ataque, com elevação mais acentuada em 12° , condição em que CD atingiu 0,140.

Na Figura 11 mostra a evolução qualitativa do escoamento sobre o E423 com o aumento do ângulo de ataque. Em 0° e 4° , os campos apresentam comportamento mais regular e escoamento predominantemente aderido. Para 8° , intensifica-se a diferença de pressão entre intradorso e extradorso. Em 12° , nota-se maior perturbação na região de esteira e aumento da

influência do bordo de fuga, o que está de acordo com o aumento dos coeficientes tanto de sustentação quanto de arrasto, observado na Tabela 3.

Figura 11 – Campos de pressão e velocidade para o E423 em diferentes ângulos de ataque a) 0° , b) 4° , c) 8° e d) 12° .



Fonte: Próprio autor.

A fim de verificar a coerência dos resultados quantitativos obtidos, os coeficientes de sustentação obtidos no presente trabalho foram comparados com resultados computacionais de

Calixtrato (2022) e com os dados experimentais de Selig *et al.* (1996). Na Tabela 4 e Figura 12 apresenta-se essa comparação e na Tabela 5 apresentam-se os devidos relativos.

Tabela 4 – Comparação dos valores de CL obtidos neste trabalho com dados de referência.

α	Presente trabalho	Calixtrato (2022)	Selig et al. (1996)
0°	0,96	1,00	0,95
4°	1,34	1,38	1,32
8°	1,69	1,70	1,64
12°	1,94	2,08	1,90

Fonte: Elaboração própria.

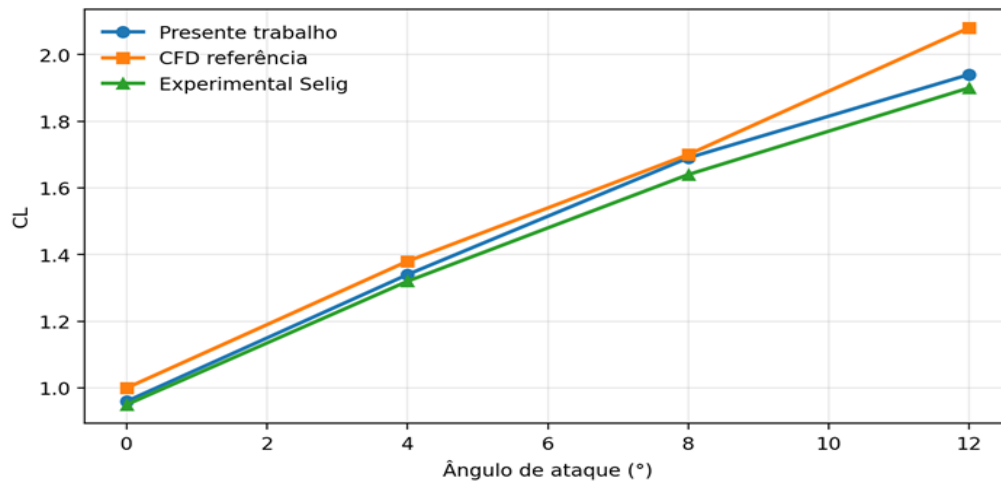
Tabela 5 – Desvios percentuais dos valores de CL em relação aos dados de referência.

α	Desvio em relação a Calixtrato (2022)	Desvio em relação a Selig et al. (1996)
0°	4,00%	1,05%
4°	2,90%	1,52%
8°	0,59%	3,05%
12°	6,73%	2,11%
Média	3,55%	1,93%
Máximo	6,73%	3,05%

Fonte: Elaboração própria.

Pela Tabela 5 e pela Figura 12, nota-se que os valores de CL obtidos neste trabalho acompanharam a tendência dos dados de referência. Em todos os casos analisados, o coeficiente de sustentação aumentou com o crescimento do ângulo de ataque. Em relação aos dados experimentais de Selig *et al.* (1996), o desvio médio foi de aproximadamente 1,93%, com desvio máximo de 3,05%, indicando boa aproximação entre os resultados numéricos obtidos e os dados experimentais.

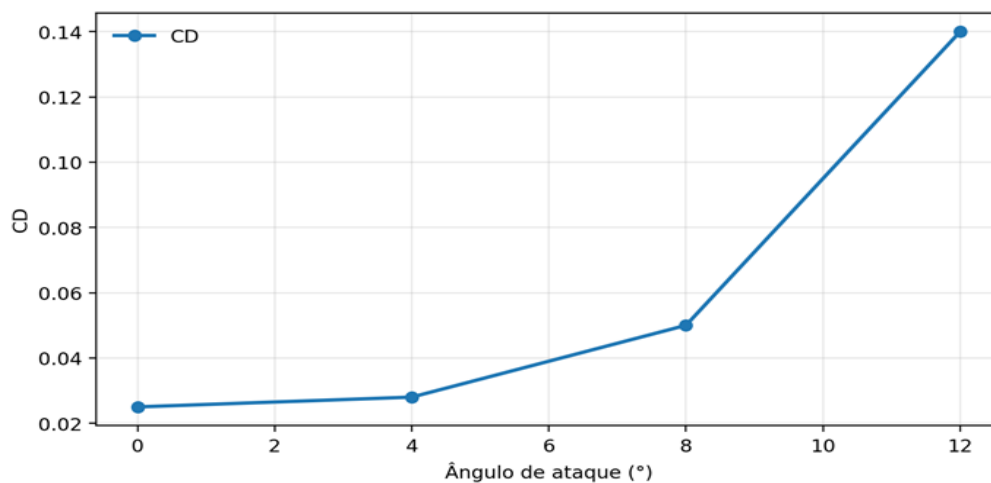
Figura 12 – Comparação do coeficiente de sustentação do aerofólio E423 com dados de referência de Calixtrato (2022) e Selig *et al.* (1996).



Fonte: Próprio autor.

Essa aproximação é importante para a continuidade do presente trabalho, pois permite utilizar a metodologia validada para simulações posteriores com o aerofólio S809. Dessa forma, a etapa com o E423 funcionou como a validação do aprendizado e dos parâmetros escolhidos para as simulações computacionais. Ainda é apresentado na Figura 13 o coeficiente de arrasto por ângulo de ataque.

Figura 13 – Coeficiente de arrasto do E423 em função do ângulo de ataque.



Fonte: Próprio autor.

A eficiência aerodinâmica (Equação 7) foi calculada para avaliar a eficiência aerodinâmica do perfil nos ângulos simulados. Os valores obtidos são apresentados na Tabela 6.

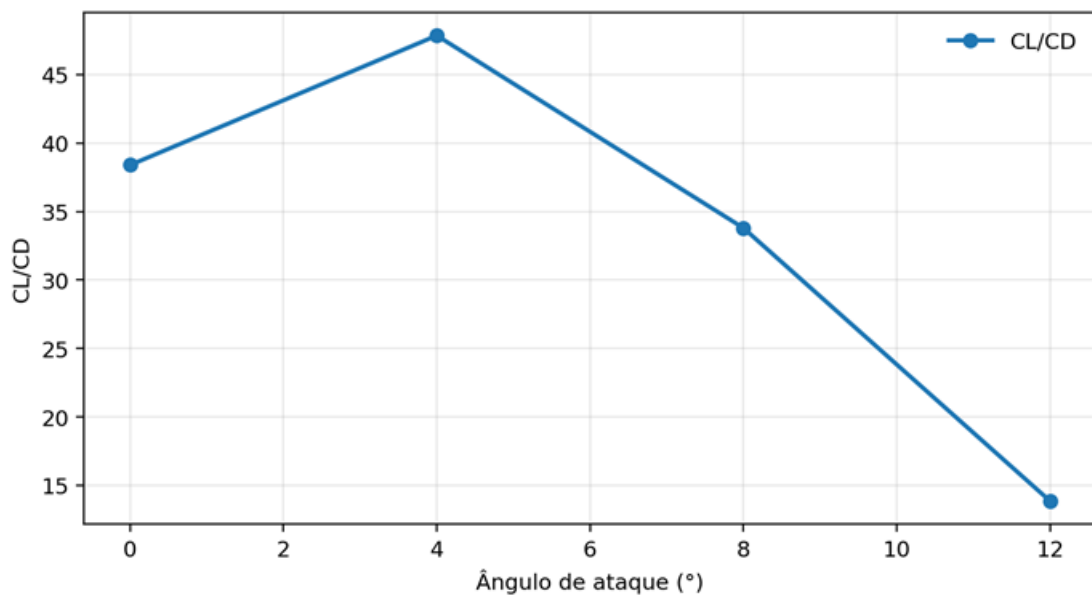
Observa-se que a maior razão CL/CD ocorreu em $\alpha = 4^\circ$, com valor igual a 47,86. Isso indica que, entre os ângulos avaliados, essa condição apresentou a melhor relação entre sustentação gerada e arrasto produzido. Embora o maior valor de CL tenha ocorrido em 12° , a elevação significativa do arrasto reduziu a eficiência aerodinâmica nessa condição.

Tabela 6 – Razão CL/CD para o aerofólio E423.

α	CL	CD	CL/CD
0°	0,96	0,025	38,40
4°	1,34	0,028	47,86
8°	1,69	0,050	33,80
12°	1,94	0,140	13,86

Fonte: Próprio autor.

Figura 14 – Razão CL/CD do E423 em função do ângulo de ataque.



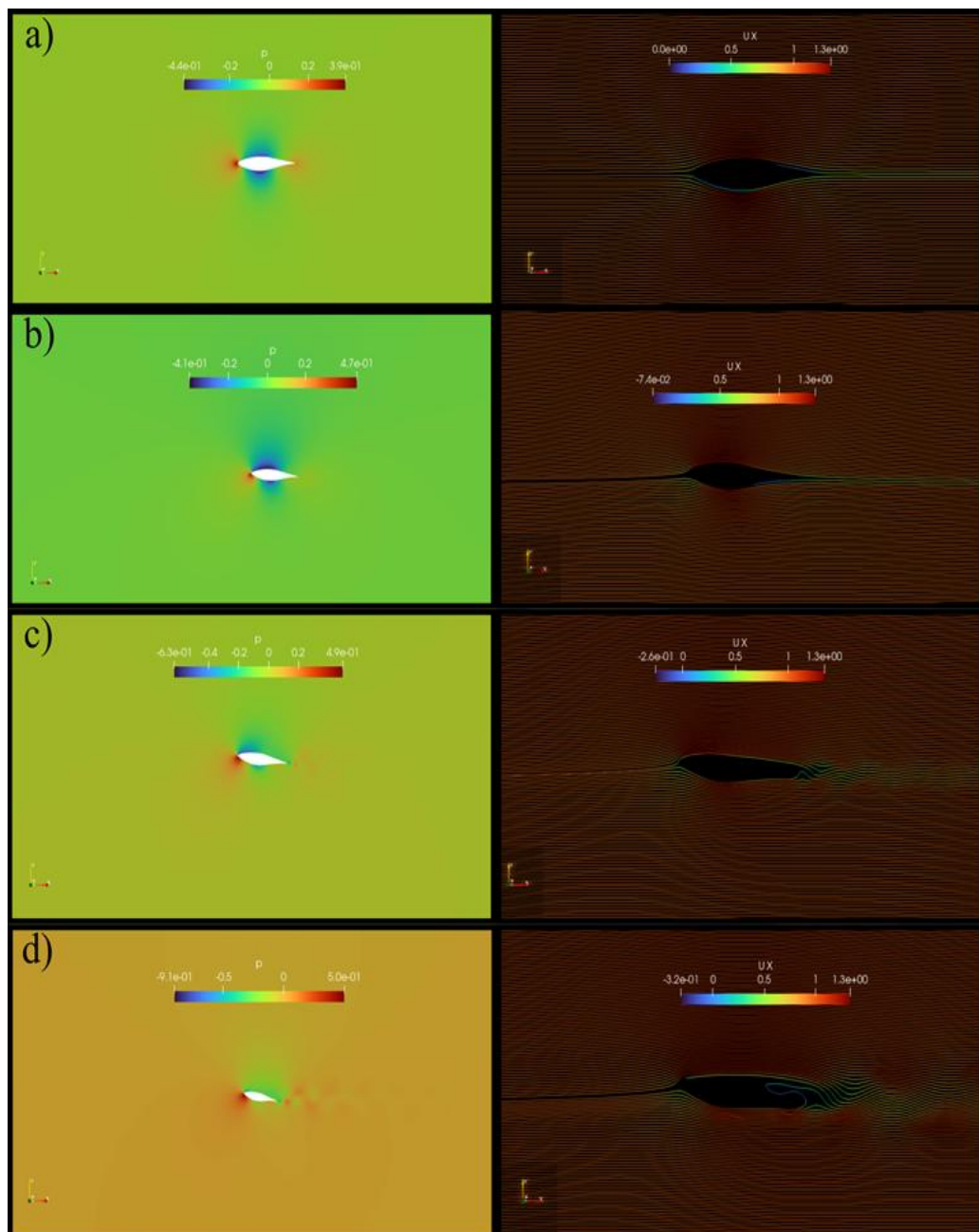
Fonte: Próprio autor.

5.3 Análise qualitativa do aerofólio S809

Após a validação da metodologia com o E423, simulações de escoamentos sobre o aerofólio S809 foram realizadas. Na Figura 15 apresentam-se os campos de pressão e velocidade obtidos para o S809 nos ângulos simulados. Observa-se que, para os menores ângulos de ataque, o escoamento ao redor do S809 apresenta comportamento mais regular, com linhas de corrente contornando o perfil e esteira reduzida.

Figura 15 – Campos de pressão e velocidade para o S809 em diferentes ângulos de ataque.

a) 0°, b) 4°, c) 8° e d) 12°.



Fonte: Próprio autor.

Com o aumento do ângulo de ataque, a diferença de pressão entre as superfícies do aerofólio torna-se mais evidente e passam a ocorrer perturbações mais intensas a jusante do perfil. Para o maior ângulo analisado (Figura 15 d)), nota-se maior deformação das linhas de corrente e indícios de separação na região posterior, comportamento compatível com o aumento das solicitações aerodinâmicas em ângulos de ataque elevados.

Complementarmente à análise qualitativa, os coeficientes aerodinâmicos obtidos para o aerofólio S809 foram organizados na Tabela 7 e gráficos dispostos nas Figuras 16 e 17, permitindo visualizar a influência do ângulo de ataque sobre os parâmetros CL, CD e CL/CD.

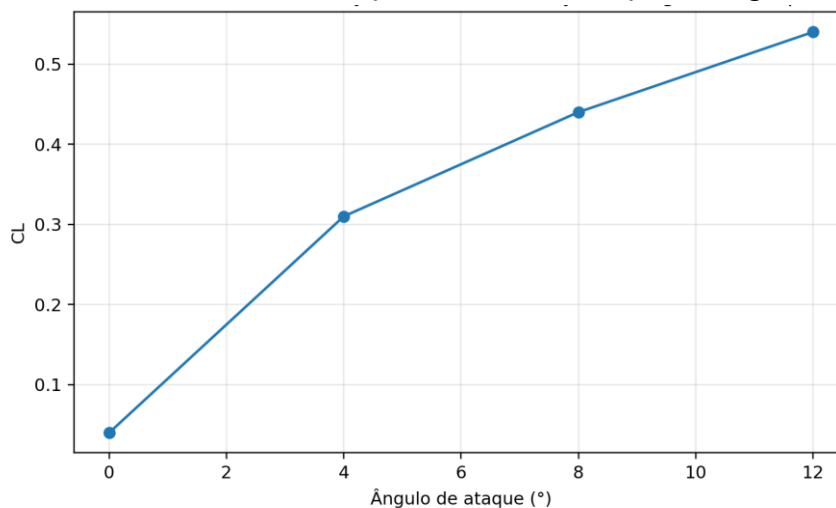
Tabela 7 – Coeficientes aerodinâmicos obtidos para o aerofólio S809 com malha de 4 mm.

α	Refinamento [mm]	CL	CD	CL/CD
0°	4	0,04	0,024	1,67
4°	4	0,31	0,023	13,5
8°	4	0,44	0,057	7,72
12°	4	0,54	0,140	3,86

Fonte: Próprio autor.

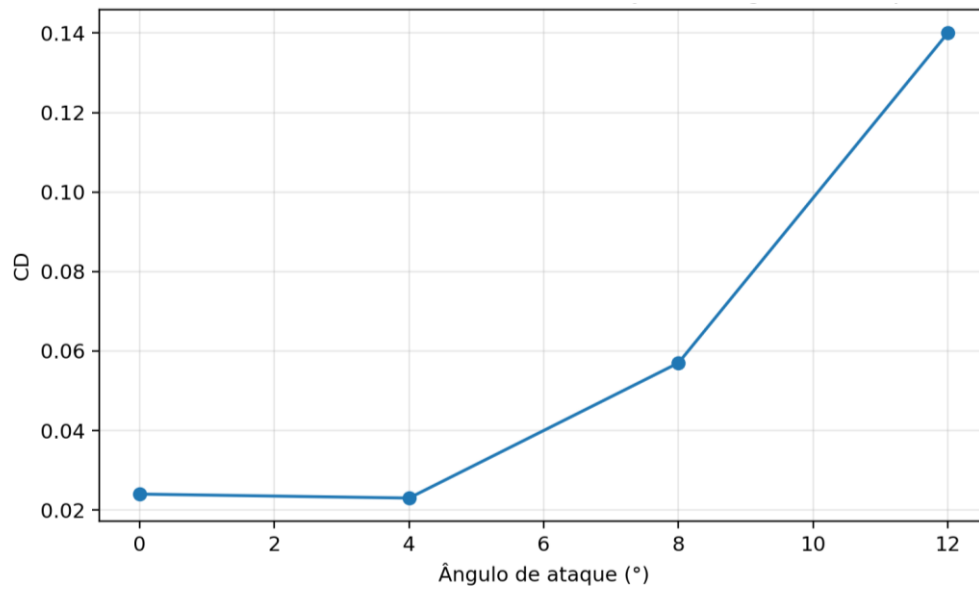
Observa-se na Tabela 7 que o coeficiente de sustentação do S809 aumentou progressivamente com o acréscimo do ângulo de ataque, passando de CL = 0,04 em 0° para o valor de CL = 0,54 em 12°. O coeficiente de arrasto apresentou valor mínimo em 4°, o que coincide com o valor de máxima eficiência aerodinâmica (CL/CD=13,5) e crescimento mais acentuado a partir de 8°, atingindo CD = 0,140 em 12°. Esse comportamento indica que, embora o aumento do ângulo de ataque favoreça a geração de sustentação, ele também amplia as perdas aerodinâmicas associadas ao arrasto e à esteira.

Figura 16 – Coeficiente de sustentação do S809 em função do ângulo de ataque.



Fonte: Próprio autor.

Figura 17 – Coeficiente de arrasto do S809 em função do ângulo de ataque.



Fonte: Elaboração própria.

A comparação entre os campos do E423 e do S809 permitem observar que a geometria do perfil influencia diretamente a distribuição de pressão, o desenvolvimento da esteira e a organização das linhas de corrente. Esses resultados complementam a análise quantitativa dos coeficientes aerodinâmicos e contribuem para avaliar a aplicabilidade do S809 em turbinas eólicas de pequeno porte.

7 CONCLUSÃO

No presente trabalho foi analisado o comportamento aerodinâmico dos aerofólios E423 e S809 por meio de simulações computacionais, utilizando OpenFOAM e ParaView vinculados ao FreeCAD. A metodologia foi inicialmente validada com o aerofólio E423 em $Re = 300.000$ e $\nu = 3,333 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$, comparando-se os resultados obtidos com dados numéricos e experimentais disponíveis na literatura.

O estudo de refinamento de malha mostrou que a discretização influencia diretamente os coeficientes aerodinâmicos. Entre as malhas avaliadas, a com comprimento característico de 4,0 mm apresentou resultados mais coerentes com as referências adotadas, sendo utilizada nas demais simulações.

Com a malha definida, observou-se que o coeficiente de sustentação do E423 aumentou com o acréscimo do ângulo de ataque, passando de $CL = 0,96$, em 0° , para $CL = 1,94$, em 12° . O coeficiente de arrasto também aumentou, principalmente em 12° , indicando maior perturbação do escoamento e intensificação da esteira.

A comparação com os dados experimentais de Selig et al. (1996) apresentou boa concordância, com desvio médio de aproximadamente 1,93% e desvio máximo de 3,05% para CL . Esse resultado indica que a metodologia numérica adotada foi capaz de representar adequadamente o comportamento aerodinâmico do E423 nas condições avaliadas.

A análise da razão CL/CD indicou que o melhor desempenho aerodinâmico do E423 ocorreu em 4° , ângulo no qual foi obtida a maior relação entre sustentação e arrasto. Embora o maior valor de sustentação tenha ocorrido em 12° , o aumento do arrasto reduziu a eficiência aerodinâmica nessa condição.

Após a validação, a metodologia foi aplicada ao aerofólio S809. A análise qualitativa dos campos de pressão e velocidade mostrou que o perfil apresenta comportamento compatível com aplicações em turbinas eólicas, com alteração progressiva da esteira e da distribuição de pressão conforme o aumento do ângulo de ataque.

Conclui-se que a metodologia utilizada é adequada para análises preliminares de aerofólios aplicados a turbinas eólicas de pequeno porte. O E423 mostrou-se eficiente para validação numérica, enquanto o S809 apresentou características favoráveis para aplicações eólicas. Como continuidade do presente trabalho, recomenda-se ampliar a faixa de ângulos simulados, avaliar outros números de Reynolds e comparar os resultados do S809 com dados experimentais específicos.

REFERÊNCIAS

- AIRFOIL TOOLS. E423 airfoil. Disponível em: <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=e423-il>>. Acesso em: 26 junho. 2026
- AIRFOIL TOOLS. S809 airfoil. Disponível em: <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=s809-nr>>. Acesso em: 26 junho. 2026
- ANDERSON, J. D. Fundamentals of Aerodynamics. 6. ed. New York: McGraw-Hill Education, 2015.
- BURTON, T.; JENKINS, N.; SHARPE, D.; BOSSANYI, E. Wind Energy Handbook. 2. ed. Chichester: Wiley, 2011.
- CALIXTRATO, M. P.; Simulação de Escoamentos sobre Aerofólios utilizando malha não estruturada no OPENFOAM®. 2022.
- CFDOF. CfdOF: Computational Fluid Dynamics workbench for FreeCAD. Disponível em: <<https://github.com/jaheyns/CfdOF>>.
- FREECAD. FreeCAD documentation. Disponível em: <<https://wiki.freecad.org/>>.
- OPENCFD LTD. OpenFOAM User Guide. Disponível em: <<https://www.openfoam.com/documentation/user-guide>>. Acesso em: 28 jun. 2026.
- PARAVIEW. ParaView Guide. Disponível em: <<https://docs.paraview.org/>>. Acesso em: 28 jun. 2026.
- SELIG, M. S.; LYON, C. A.; GIGUÈRE, P.; NINHAM, C. P.; GUGLIELMO, J. J. Summary of Low-Speed Airfoil Data. Volume 2. Virginia Beach: SoarTech Publications, 1996.
- SOMERS, D. M. Design and Experimental Results for the S809 Airfoil. Golden: National Renewable Energy Laboratory, 1997.
- SPALART, P. R.; ALLMARAS, S. R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. AIAA Paper 92-0439, 1992.
- WHITE, F. M. Fluid Mechanics. 8. ed. New York: McGraw-Hill Education, 2018.
- EPPLER, Richard. Airfoil Design and Data. Berlin: Springer-Verlag, 1990.

APÊNDICE

APÊNDICE A - Arquivo TransportProperties (Re = 300.000)

```
/*-----*- C++ -*-----*
-----*\
|
|
|          Generated by the CfdOF workbench for FreeCAD
|
|          https://github.com/jaheyns/CfdOF
|
|
\*-----*
-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    object       transportProperties;
}
// * * * * *
* * //

transportModel  Newtonian;

nu              [0 2 -1 0 0 0 0] 3.333e-06;

//
*****
* //
```

APÊNDICE B - Arquivo TurbulenceProperties

```
/*-----*- C++ -*-----*
-----*\
|
|
|           Generated by the CfdOF workbench for FreeCAD
|
|           https://github.com/jaheyns/CfdOF
|
|
|
\*-----*
-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    object       turbulenceProperties;
}
// * * * * *
* * //

simulationType RAS;

RAS
{
    RASModel      SpalartAllmaras;

    turbulence     on;

    printCoeffs    on;
}
```

APÊNDICE C - Arquivo MomentumTransporties

```
/*-----*- C++ -*-----
-----*\
|
|          Generated by the CfdOF workbench for FreeCAD
|
|          https://github.com/jaheyns/CfdOF
|
\*-----
-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    object       momentumTransport;
}
// * * * * *
* * //

#include "turbulenceProperties"
```


APÊNDICE D - Arquivo Polymesh Boundary

```

/*-----*- C++ -*-----
-----*\
=====
\\      /  F ield      | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
\\      /  O peration  | Website:  https://openfoam.org
\\      /  A nd        | Version:  13
  \\    /  M anipulation |
\*-----
-----*/
FoamFile
{
    format      ascii;
    class       polyBoundaryMesh;
    location    "constant/polyMesh";
    object      boundary;
}
// * * * * *
* * //

7
(
    patch_4_1
    {
        type          empty;
        inGroups      List<word> 1(empty);
        nFaces        0;
        startFace     722159;
    }
    Airfoil
    {
        type          wall;
        inGroups      List<word> 1(wall);
        nFaces        1026;
        startFace     722159;
    }
    inlet
    {
        type          patch;
        nFaces        1000;
        startFace     723185;
    }
    outlet
    {
        type          patch;
        nFaces        378;
        startFace     724185;
    }
    constraint
    {
        type          symmetry;
        inGroups      List<word> 1(symmetry);
        nFaces        0;
        startFace     724563;
    }
    defaultFaces

```

```

    {
        type          patch;
        nFaces        0;
        startFace     724563;
    }
    Extrusão
    {
        type          empty;
        inGroups      List<word> 1(empty);
        nFaces        722138;
        startFace     724563;
    }
)

//
*****
* //

```

APÊNDICE E - Arquivo MeshMetalDict

```

/*-----*- C++ -*------
-----*\
=====
\\      /  F i e l d      | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
\\      /  O p e r a t i o n | Website:  https://openfoam.org
\\      /  A n d           | Version:   13
  \\    /  M a n i p u l a t i o n |
\*-----
-----*/
FoamFile
{
    format      ascii;
    class       dictionary;
    location    "constant/polyMesh";
    object      meshMetaDict;
}
// * * * * *
* * //

surfaceFile      "Cut_Geometry.fms";

surfaceMeta
{
    nPoints      230;
    nFacets      460;
    nPatches     5;
    nFeatureEdges 233;
    patches
    {
        patch_1_2
        {
            type      empty;
            nFacets    142;
        }
        patch_2_0
        {
            type      empty;
            nFacets    86;
        }
        patch_3_0
        {
            type      empty;
            nFacets    2;
        }
        patch_4_0
        {
            type      empty;
            nFacets    115;
        }
        patch_4_1
        {
            type      empty;
            nFacets    115;
        }
    }
    pointSubsets

```

```
{  
  }  
  facetSubsets  
  {  
  }  
  featureEdgeSubsets  
  {  
  }  
}
```

APÊNDICE F - Arquivo FvSchemes

```
/*-----*- C++ -*-----
-----*\
|
|
|           Generated by the CfdOF workbench for FreeCAD
|
|           https://github.com/jaheyns/CfdOF
|
|
|
\*-----
-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format        ascii;
    class         dictionary;
    object        fvSchemes;
}
// * * * * *
* * //

ddtSchemes
{
    default      steadyState;
}

divSchemes
{
    default      none;
    // Use second-order accurate convection
    // Bounded schemes for steady-state solution
    div(phi,U)    bounded Gauss linearUpwindV grad(U);
    div((nuEff*dev2(T(grad(U)))) Gauss linear;
    div(div(phi,U)) Gauss linear;
    div(phi,nuTilda) bounded Gauss upwind;
}

gradSchemes
{
    // Limit gradient to improve stability when bad cells encountered
    // (0 = no limiting; 1 = do not exceed surrounding cells)
    default      cellLimited Gauss linear 0.95;
    grad(p)      Gauss linear;
    grad(p_rgh)  Gauss linear;
    grad(nuTilda) cellLimited Gauss linear 0.9;
}

laplacianSchemes
{
    // Limited explicit correction to the surface normal gradient,
    // for stability in highly non-orthogonal cells.
    // (0 = uncorrected, fully implicit; 1 = full correction)
```

```

        default                Gauss linear limited 0.3;
        laplacian(DnuTildaEff,nuTilda)  Gauss linear uncorrected;
    }

    interpolationSchemes
    {
        default                linear;
    }

    snGradSchemes
    {
        // Limited explicit correction to the surface normal gradient,
        // for stability in highly non-orthogonal cells.
        // (0 = uncorrected, fully implicit; 1 = full correction)
        default                limited 0.3;
    }

    wallDist
    {
        method meshWave;
    }

    //
    *****
    * //

```

APÊNDICE G - Arquivo ControlDict

```
/*-----*- C++ -*-----
-----*\
|
|
|           Generated by the CfdOF workbench for FreeCAD
|
|           https://github.com/jaheyns/CfdOF
|
|
|
\*-----
-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    object       controlDict;
}
// * * * * *
* * //

application      simpleFoam;

startFrom        startTime;

startTime        0;

stopAt           endTime;

deltaT           1;

endTime          5000;

writeControl     timeStep;

writeInterval    50;

purgeWrite       0;

writeFormat      ascii;

writePrecision   15;

runTimeModifiable true;

libs
(
    // Needed for availability of porous baffle boundary in
    potentialFoam
    #include "turbulenceLib"
);

functions
{
```

```

ReportingFunction
{
    type                forceCoeffs;
    libs                ("libforces.so");
    log                 true;

    patches              ( Airfoil );
    p                   p;
    U                   U;
    rho                 rhoInf;
    rhoInf              1.0;
    pRef                0.0;
    porosity             false;
    writeFields          true;
    CofR                ( 0.25 0.0 0.0 );
    liftDir              ( 0.0 1.0 0.0 );
    dragDir              ( 1.0 0.0 0.0 );
    pitchAxis            ( 0.0 0.0 -1.0 );

    magUInf              1.0;

    lRef                1.0;
    Aref                0.2;

    binData
    {
        nBin            20;
        direction        ( 1.0 0.0 0.0 );
        cumulative        true;
    }
}

yPlus
{
    type                yPlus;
    libs                ("libfieldFunctionObjects.so");

    executeControl       writeTime;
    writeControl          writeTime;
}

}

//
*****
* //

```


APÊNDICE H - Arquivo FvSolution

```
/*-----*- C++ -*-----
-----*\
|
|
|           Generated by the CfdOF workbench for FreeCAD
|
|           https://github.com/jaheyns/CfdOF
|
|
|
\*-----
-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    object       fvSolution;
}
// * * * * *
* * //

SIMPLE
{
    // Non-orthogonal correctors for robustness on tet meshes. Porous
    baffles require a
    // higher number of corrections.
    nNonOrthogonalCorrectors 5;
    consistent no; // Setting this impairs stability of porous baffles

    residualControl
    {
        "(p|p_rgh)" 0.001;
        U 0.001;
        "(k|epsilon|omega|f|v2|nuTilda|gammaInt|ReThetat)" 0.001;
    }
    pRefValue 0;
    pRefCell 0;
}

potentialFlow
{
    nNonOrthogonalCorrectors 8;

    PhiRefValue 0;
    PhiRefCell 0;
}

solvers
{
    "(p|p_rgh|pcorr)"
    {
        solver          GAMG;
    }
}
```

```

        tolerance      1e-8;
        relTol         0.01;
        smoother       symGaussSeidel;
        nPreSweeps     0;
        nPostSweeps    2;
        cacheAgglomeration on;
        agglomerator    faceAreaPair;
        nCellsInCoarsestLevel 10;
        mergeLevels     1;
        maxIter         20;
    }

    "(pFinal|p_rghFinal|pcorrFinal)"
    {
        $p;
        relTol         0;
    }

    U
    {
        solver          smoothSolver;
        smoother        symGaussSeidel;
        tolerance       1e-8;
        relTol          0.1;
        nSweeps         1;
    }

    UFinal
    {
        $U;
        relTol          0;
    }

    "(k|omega|epsilon|nuTilda|gammaInt|ReThetat)"
    {
        solver          smoothSolver;
        smoother        GaussSeidel;
        tolerance       1e-8;
        relTol          0.1;
        nSweeps         1;
        minIter         1;
    }

    "(k|omega|epsilon|nuTilda|gammaInt|ReThetat)Final"
    {
        $k;
        relTol          0;
    }

    Phi
    {
        solver          GAMG;
        tolerance       1e-7;
        relTol          0.01;
        smoother        GaussSeidel;
        nPreSweeps     0;
        nPostSweeps    2;
        cacheAgglomeration on;
    }

```

```

        agglomerator      faceAreaPair;
        nCellsInCoarsestLevel 10;
        mergeLevels       1;
    }
}

relaxationFactors
{
    equations
    {
        U                0.7;
        nuTilda           0.7;
    }

    fields
    {
        p                0.3;
    }
}

cache
{
    grad(U);
}

//
*****
* //

```

APÊNDICE I - Arquivo p.

```
/*-----*- C++ -*-----
-----*\
|
|
|           Generated by the CfdOF workbench for FreeCAD
|
|           https://github.com/jaheyns/CfdOF
|
|
\*-----
-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format        ascii;
    class        volScalarField;
    object        p;
}
// * * * * *
* * //

dimensions      [0 2 -2 0 0 0 0];

internalField    uniform 0.0;

boundaryField
{
    Airfoil
    {
        type      zeroGradient;
    }

    inlet
    {
        type      zeroGradient;
    }

    outlet
    {
        type      totalPressure;
        p0        uniform 0.0;
        value      $internalField;
    }

    constraint
    {
        type      symmetry;
        value      $internalField;
    }

    defaultFaces
    {
        type      zeroGradient;
    }
}
```

```

    }

    Extrusão
    {
        type          empty;
    }

    ExtrusãoBackFace
    {
        type          empty;
    }
}

//
*****
* //

```

APÊNDICE J - Arquivo U.

```
/*-----*- C++ -*-----
-----*\
|
|
|           Generated by the CfdOF workbench for FreeCAD
|
|           https://github.com/jaheyns/CfdOF
|
|
\*-----
-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volVectorField;
    object       U;
}
// * * * * *
* * //

dimensions      [0 1 -1 0 0 0 0];

internalField    uniform (1.0 0.0 0.0);

boundaryField
{
    Airfoil
    {
        // movingWallVelocity reduces to fixedValue if the mesh is not
moving
        type      movingWallVelocity;
        value      uniform (0 0 0);
    }

    inlet
    {
        // Fix all three components of velocity on inflow and only the
normal component on outflow,
        // in order to be well-posed if there are some faces on the
patch which are actually outflows.
        type      fixedNormalInletOutletVelocity;
        fixTangentialInflow yes;
        normalVelocity
        {
            type      fixedValue;
            value      uniform ( 1.0 0.0 0.0 );
        }
        value      uniform ( 1.0 0.0 0.0 );
    }

    outlet
    {

```

```

        type      pressureInletOutletVelocity;
        value     $internalField;
    }

    constraint
    {
        type      symmetry;
        value     $internalField;
    }

    defaultFaces
    {
        type      slip;
        value     $internalField;
    }

    Extrusão
    {
        type      empty;
    }

    ExtrusãoBackFace
    {
        type      empty;
    }
}

//
*****
* //

```

APÊNDICE K - Arquivo Nut.

```
/*-----*- C++ -*-----
-----*\
|
|
|           Generated by the CfdOF workbench for FreeCAD
|
|           https://github.com/jaheyns/CfdOF
|
|
|
\*-----
-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format        ascii;
    class        volScalarField;
    object        nut;
}
// * * * * *
* * //

dimensions      [0 2 -1 0 0 0 0];

internalField    uniform 9.3132091237e-17;

boundaryField
{
    Airfoil
    {
        type      nutUSpaldingWallFunction;
        value      uniform 0;
    }

    inlet
    {
        type      calculated;
        value      $internalField;
    }

    outlet
    {
        type      calculated;
        value      $internalField;
    }

    constraint
    {
        type      symmetry;
        value      $internalField;
    }

    defaultFaces
    {
        type      zeroGradient;
    }
}
```



```

    }

    Extrusão
    {
        type          empty;
    }

    ExtrusãoBackFace
    {
        type          empty;
    }
}

//
*****
* //

```

APÊNDICE L - Arquivo Nutilda.

```
/*-----*- C++ -*-----
-----*\
|
|
|           Generated by the CfdOF workbench for FreeCAD
|
|           https://github.com/jaheyns/CfdOF
|
|
\*-----
-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volScalarField;
    object       omega;
}
// * * * * *
* * //

dimensions      [0 2 -1 0 0 0 0];

internalField    uniform 3.3333000000000000e-08;

boundaryField
{
    Airfoil
    {
        type      fixedValue;
        value      uniform 0;
    }

    inlet
    {
        type      inletOutlet;
        inletValue uniform 3.33333e-08;
        value      $internalField;
    }

    outlet
    {
        type      inletOutlet;
        inletValue $internalField;
        value      $internalField;
    }

    constraint
    {
        type      symmetry;
        value      $internalField;
    }
}
```

```

defaultFaces
{
    type          zeroGradient;
}

Extrusão
{
    type          empty;
}

ExtrusãoBackFace
{
    type          empty;
}

}

//
*****
* //

```

ANEXOS

Anexo A - Arquivo Coordenadas Eppler 423.

E423		
x	y	z
100.000	0.00000	0
0.99655	0.00159	0
0.98706	0.00650	0
0.97304	0.01434	0
0.95530	0.02381	0
0.93358	0.03376	0
0.90734	0.04400	0
0.87671	0.05481	0
0.84221	0.06620	0
0.80436	0.07803	0
0.76373	0.09010	0
0.72090	0.10215	0
0.67644	0.11391	0
0.63092	0.12506	0
0.58491	0.13524	0
0.53893	0.14410	0
0.49347	0.15116	0
0.44870	0.15593	0
0.40464	0.15828	0
0.36149	0.15824	0
0.31947	0.15590	0
0.27885	0.15138	0
0.23987	0.14485	0
0.20286	0.13657	0
0.16816	0.12676	0
0.13611	0.11562	0
0.10700	0.10337	0
0.08106	0.09023	0
0.05852	0.07646	0
0.03953	0.06232	0
0.02421	0.04812	0
0.01262	0.03419	0
0.00481	0.02093	0
0.00071	0.00879	0
0.00002	0.00088	0
0.00033	-0.00192	0
0.00071	-0.00362	0
0.00125	-0.00518	0
0.00157	-0.00590	0
0.00194	-0.00656	0
0.00237	-0.00717	0

0.00288	-0.00771	0
0.00348	-0.00823	0
0.00415	-0.00874	0
0.00571	-0.00969	0
0.00751	-0.01057	0
0.01065	-0.01177	0
0.01365	-0.01266	0
0.02892	-0.01485	0
0.04947	-0.01482	0
0.07533	-0.01236	0
0.10670	-0.00740	0
0.14385	-0.00002	0
0.18727	0.00922	0
0.23688	0.01913	0
0.29196	0.02865	0
0.35163	0.03687	0
0.41449	0.04283	0
0.47867	0.04626	0
0.54275	0.04760	0
0.60579	0.04715	0
0.66690	0.04501	0
0.72503	0.04126	0
0.77912	0.03625	0
0.82836	0.03050	0
0.87219	0.02444	0
0.91012	0.01844	0
0.94179	0.01286	0
0.96692	0.00794	0
0.98519	0.00390	0
0.99629	0.00106	0
100.000	0.00000	0

Anexo B – Arquivo Coordenadas NREL-S809.

S809		
x	y	z
1,000000	0,000000	0,000000
0,996200	0,000490	0
0,985190	0,002370	0
0,967840	0,005960	0
0,945070	0,011020	0
0,917490	0,017030	0
0,885290	0,023460	0
0,848460	0,030280	0
0,807470	0,037770	0
0,763040	0,045970	0
0,715950	0,054870	0
0,667060	0,064350	0
0,617330	0,074210	0
0,567830	0,084100	0
0,519830	0,093270	0
0,474240	0,099390	0
0,428460	0,101760	0
0,382610	0,101840	0
0,337260	0,100070	0
0,292970	0,096700	0
0,250250	0,091910	0
0,209580	0,085850	0
0,171410	0,078690	0
0,136170	0,070580	0
0,104260	0,061700	0
0,076040	0,052220	0
0,051820	0,042350	0
0,031910	0,032300	0
0,016590	0,022290	0
0,006030	0,012610	0
0,000660	0,003720	0
0,000200	0,001940	0
0,000000	-0,000020	0
0,000210	-0,001790	0
0,001050	-0,003480	0
0,001210	-0,003720	0
0,002400	-0,005270	0
0,009310	-0,011500	0
0,023230	-0,020400	0
0,042320	-0,030270	0

0,065880	-0,040820	0
0,093430	-0,051920	0
0,124110	-0,063080	0
0,157650	-0,073730	0
0,193740	-0,083570	0
0,231910	-0,092440	0
0,271440	-0,099900	0
0,311970	-0,105280	0
0,353370	-0,108180	0
0,395330	-0,108010	0
0,438270	-0,104550	0
0,481920	-0,097350	0
0,527930	-0,086570	0
0,576210	-0,073980	0
0,626090	-0,060640	0
0,676740	-0,047440	0
0,727210	-0,035100	0
0,776430	-0,024200	0
0,823280	-0,015160	0
0,866630	-0,008200	0
0,905360	-0,003360	0
0,938470	-0,000490	0
0,965090	0,000740	0
0,984480	0,000780	0
0,996140	0,000290	0
1,000000	0,000000	0