



UNIVERSIDADE FEDERAL DE PERNAMBUCO
CENTRO DE TECNOLOGIA E GEOCIÊNCIAS
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

LUANN MARCOS GONDIM LOPES

**ANÁLISE DE GERADORES DE VÓRTICES PARA CONTROLE DE CAMADA
LIMITE EM PÁS DE TURBINAS EÓLICAS DE PEQUENO PORTE**

Recife

2022

LUANN MARCOS GONDIM LOPES

**ANÁLISE DE GERADORES DE VÓRTICES PARA CONTROLE DE CAMADA
LIMITE EM PÁS DE TURBINAS EÓLICAS DE PEQUENO PORTE**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Pernambuco, como requisito parcial para a obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica. Área de concentração: Energia.

Orientador: Prof. Dr. Alex Maurício Araújo

Coorientador: Prof. Dr. Guilherme Barbosa Lopes Júnior

Recife

2022

Catálogo na fonte:
Bibliotecário Josias Machado, CRB-4 / 1690

L864a Lopes, Luann Marcos Gondim.
Análise de geradores de vórtices para controle de camada limite em pás de turbinas eólicas de pequeno porte / Luann Marcos Gondim Lopes. – 2022.
155 f.: il., figs., tabs., abrev. e sigl.

Orientador: Prof. Dr. Alex Maurício Araújo.

Coorientador: Prof. Dr. Guilherme Barbosa Lopes Junior

Dissertação (mestrado) – Universidade Federal de Pernambuco. CTG.
Programa de pós-graduação em Engenharia Mecânica, Recife, 2022.

Inclui referências.

1. Engenharia Mecânica. 2. escoamento turbulento 3. Aerodinâmica. 4. NACA 4415. 5. Interação fluido-estrutura. I. Araújo, Alex Maurício (Orientador). II. Lopes Junior, Guilherme Barbosa (coorientador) III. Título.

LUANN MARCOS GONDIM LOPES

**ANÁLISE DE GERADORES DE VÓRTICES PARA CONTROLE DE CAMADA
LIMITE EM PÁS DE TURBINAS EÓLICAS DE PEQUENO PORTE**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Pernambuco, como requisito parcial para a obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

APROVADA EM: 01 / 03 / 2022.

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Alex Maurício Araújo (Orientador)

Universidade Federal de Pernambuco

Prof. Dr. Guilherme Barbosa Lopes Júnior (Coorientador)

Universidade Federal de Pernambuco

Prof. Dr. José Ângelo Peixoto da Costa (Examinador Interno)

Universidade Federal de Pernambuco

Prof. Dr. Eduardo Guy Perpétuo Bock (Examinador Externo)

Instituto Federal de São Paulo

À minha família e amigos, pelo incentivo e
compreensão nos momentos de ausência.

AGRADECIMENTOS

À Deus por me garantir saúde e força para conseguir superar todas as dificuldades que surgiram no caminho durante toda a minha trajetória até aqui.

Aos meus pais, Cleudemarcos Lopes Feitoza e Adalrinete Maia Gondim, que sempre me incentivaram e me apoiaram na busca pelos meus sonhos. Obrigado por todo apoio, amor, carinho e dedicação depositados em mim.

Aos meus irmãos, Lucas Renan Gondim Lopes e Levi Natan Gondim Lopes, e toda a minha família, por sempre entenderem a necessidade da constante dedicação no presente para garantir um futuro mais promissor.

À Clayson Pereira da Silva, pelo seu companheirismo, apoio, conselhos, atenção e vibração com as minhas vitórias.

Ao meu orientador e coorientador, Alex Maurício Araújo e Guilherme Barbosa Lopes Júnior, pelas orientações, sugestões, disponibilidade, incentivos, paciência e dedicação, sempre buscando o melhor resultado para este trabalho.

À Périclles Barbosa, colega de laboratório, pela amizade e parceria formada durante a realização desse trabalho.

À Rafael Luz Espindola, pelas suas orientações e direcionamentos durante a graduação que guiaram, principalmente, no início desse novo caminho.

Aos meus amigos da graduação, como Pâmela Larissa, Fernanda Beatriz, Jéssica Rafaelly e outros, que se fizeram presentes durante a graduação e tornaram-se grandes amigos.

À Cia Kátia Campos, pelo acolhimento, companheirismo, apoio, amizades e bons momentos proporcionados durante minha estadia em Recife-PE. Que estas amizades formadas perdurem por muitos anos.

À CAPES (Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal do Ensino Superior), pelo auxílio financeiro necessário para a concretização deste trabalho.

À UFPE, pelo acolhimento e ensinamentos transmitidos durante o mestrado.

À todos que direta ou indiretamente fizeram parte da minha formação, o meu muito obrigado.

“Concentre todos seus pensamentos na tarefa que está realizando. Os raios de sol não queimam até que sejam colocados em foco.”

(Alexander Graham Bell)

RESUMO

Conhecendo a importância da energia eólica no mundo e a necessidade de torná-la também cada vez mais acessível para a geração individual de energia por pequenos consumidores, se faz necessário buscar mecanismos capazes de melhorar a eficiência desses equipamentos de modo a facilitar ainda mais seu acesso em regiões com características de vento distintos. Nesse sentido, os *Vortex Generators* (VGs) surgem como uma possível alternativa capaz de melhorar a capacidade de utilização dessa tecnologia pois são capazes de gerar perturbações no escoamento de forma controlada e transportar quantidades de movimento de regiões mais distantes para regiões mais próximas à superfície aerodinâmica estudada. Assim, este trabalho tem por objetivo analisar a influência desses dispositivos na aerodinâmica das pás de turbinas eólicas de pequeno porte, utilizando como base o perfil NACA 4415. Para isto, três modelos de turbulência ($k-\omega$ SST, Spalart-Allmaras e KE RNG) foram testados para escolher o modelo mais adequado para o estudo. Além disso, a densidade de malha utilizada nesta pesquisa foi definida a partir da análise da dependência de malha que testou diversas malhas com densidades de malha diferentes. Os parâmetros numéricos escolhidos foram validados a partir da comparação dos resultados em CFD com os resultados experimentais encontrados na literatura. Em seguida, VGs retangulares do tipo *vane* foram inseridos no extradorso do perfil e testados nas posições 10%, 30%, 50%, 70% e 90% da corda. Os resultados mostraram que as situações com VGs em 30%, 70% e 90% da corda possibilitaram um aumento no desempenho aerodinâmico do perfil. Porém, estas duas últimas citadas estão submergidas na esteira aerodinâmica, impossibilitando dizer que este efeito positivo é devido ao uso dos VGs. Portanto, este trabalho indica que a alocação dos VGs na posição 30% da corda é a mais indicada para se conseguir o melhor ganho de eficiência buscada.

Palavras-Chave: Escoamento turbulento; aerodinâmica; NACA 4415; interação fluido-estrutura.

ABSTRACT

Knowing the importance of wind energy in the world and the need to also make it increasingly accessible for the individual generation of energy by small consumers, it is necessary to look for devices to improve the efficiency of this equipment in order to further facilitate its access in regions with distinct wind characteristics. In this sense, Vortex Generators appear as a possible alternative capable of improving the capacity to use this technology, as they are capable of generating disturbances in the flow in a controlled manner and transporting movement quantities from more distant regions to regions closer to the studied aerodynamic surface. Thus, this work aims to analyze the influence of these devices on the aerodynamics of small wind turbine blades, using the NACA 4415 profile as a basis. For this, turbulence models ($k-\omega$ SST, Spalart-Allmaras and KE RNG) were tested to choose the most suitable model for the study. Furthermore, the mesh density used in this research was defined from the mesh dependence analysis that tested several meshes with different mesh densities. The chosen numerical parameters were validated from the comparison of the results in CFD with the experimental results found in the literature. Next, rectangular vane-type VGs were inserted into the upper surface of the profile and tested at the 10%, 30%, 50%, 70% and 90% chord positions. The results showed that situations with VGs at 30%, 70% and 90% of the chord allowed an increase in the aerodynamic performance of the profile. However, these last two mentioned are submerged in the aerodynamic wake, making it impossible to say that this positive effect is due to the use of VGs. Therefore, this work indicates that the allocation of VGs in the position 30% of the chord is the most indicated to obtain the best efficiency gain sought.

Keywords: Turbulent flow; aerodynamic; NACA 4415; fluid-structure interaction.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 –	Mapa eólico brasileiro a 50 m de altura em relação ao solo.	23
Figura 2 –	Matriz Elétrica Brasileira.	24
Figura 3 –	Capacidade Eólica <i>on-shore</i> Total Instalada.	24
Figura 4 –	Desenvolvimento da camada limite no escoamento sobre uma placa plana.	45
Figura 5 –	Espessura da camada limite utilizando a definição de espessura de perturbação.	45
Figura 6 –	Espessura da camada limite de acordo com a variação do gradiente de pressão.	46
Figura 7 –	Distribuição geral das regiões de baixa e alta pressão no planeta terra.	47
Figura 8 –	Esquema da altura da camada limite atmosférica para diferentes rugosidades de solo.	48
Figura 9 –	Esquema: a) Turbinas Eólicas de Eixo Horizontal (HAWT); b) Turbinas Eólicas de Eixo Vertical (VAWT)	49
Figura 10 –	Classificação das HAWT quanto à localização, à incidência do vento, ao posicionamento e ao número de pás.	50
Figura 11 –	Componentes principais de uma Turbina Eólica de Eixo Horizontal.	50
Figura 12 –	Tendência de eficiência para alguns equipamentos eólicos versus a razão de velocidade periférica.	52
Figura 13 –	Principais partes de um perfil aerodinâmico.	53
Figura 14 –	Carregamentos que atuam em um perfil aerodinâmico.	54
Figura 15 –	Divisões da pá eólica e identificação da característica predominante em cada sítio.	55
Figura 16 –	Exemplo de aerofólio da família NREL, o S818.	56
Figura 17 –	Exemplo de aerofólio da família Delft, o DU-97-W-300.	57
Figura 18 –	Exemplo de aerofólio da família NACA, o 4415.	57
Figura 19 –	Esquema do microVG utilizado por Yao <i>et al.</i> (2002) e Martínez-Filgueira <i>et al.</i> (2017).	59
Figura 20 –	Alteração da camada limite causada por um VG tipo <i>vane</i> inserido em uma placa plana.	59
Figura 21 –	VGs tipo <i>vane</i> com matriz <i>counter-rotating</i> e <i>co-rotating</i>	60

Figura 22 – Exemplos da utilização de VGs nos dias atuais.	62
Figura 23 – Tratamentos próximo a parede, no Ansys FLUENT.	80
Figura 24 – Fluxograma da metodologia utilizada.	83
Figura 25 – Modelagem 3D, identificação e inclinação (ângulo de torção) das seções definidas no projeto da pá.	84
Figura 26 – Diagrama de velocidades para identificar a velocidade de vento relativa.	85
Figura 27 – Geometria dos <i>Vortex Generators</i>	87
Figura 28 – Esquema geral do domínio da simulação.	89
Figura 29 – Esquema geral do <i>box</i> de refinamento da simulação.	89
Figura 30 – Definição das condições de contorno das simulações.	90
Figura 31 – Exemplo de gráfico de resíduo gerado pela simulação do perfil NACA 4415 com VGs.	90
Figura 32 – Malha computacional para a simulação de validação baseada no artigo de Fouatih et al. (2016) para o perfil NACA 4415 sem VGs.	91
Figura 33 – Região de refinamento da malha computacional para a simulação de validação baseada no artigo de Fouatih <i>et al.</i> (2016) para o perfil NACA 4415 sem VGs.	92
Figura 34 – Malha computacional para a simulação de validação baseada no artigo de Fouatih <i>et al.</i> (2016) para o perfil NACA 4415 com VGs triangulares.	92
Figura 35 – Região de refinamento da malha computacional para a simulação de validação baseada no artigo de Fouatih <i>et al.</i> (2016) para o perfil NACA 4415 com VGs triangulares.	93
Figura 36 – Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência K- ϵ RNG e a malha G8.	103
Figura 37 – Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência Spalart Allmaras e malha G8.	103
Figura 38 – Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência K- ω SST e malha G8.	104
Figura 39 – Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência K- ϵ RNG e malha G9.	104
Figura 40 – Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência Spalart Allmaras e malha G9.	105

Figura 41 – Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência K- ω SST e malha G9.....	105
Figura 42 – Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência K- ϵ RNG e malha G10.....	106
Figura 43 – Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência Spalart Allmaras e malha G10.....	106
Figura 44 – Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência K- ω SST e malha G10.....	106
Figura 45 – Curva de crescimento das densidades de malha utilizadas na análise de independência de malha.	108
Figura 46 – Relação entre densidade de malha e C_L para a análise de independência de malha.	109
Figura 47 – Relação entre densidade de malha e C_D para a análise de independência de malha.	109
Figura 48 – Curva de $C_L \times \alpha$ e $C_D \times \alpha$ experimentais para $Re = 5 \times 10^4$ do perfil NACA 0010, retirada do BD da NASA.	110
Figura 49 – Distribuição de velocidades para o perfil NACA 0010, sem VG e $\alpha = 8^\circ$ (a partir do BD da NASA).	111
Figura 50 – Distribuição de pressões para o perfil NACA 0010, sem VG e $\alpha = 8^\circ$ (a partir do BD da NASA).....	111
Figura 51 – Curva de $C_L \times \alpha$ experimental para $Re = 2,5 \times 10^5$ do perfil NACA 4412 (<i>Report</i> N° 613).	112
Figura 52 – Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4412, sem VG e $\alpha = 8^\circ$ (a partir do <i>Report</i> N° 613).....	113
Figura 53 – Distribuição de pressões para o perfil NACA 4412, sem VG e $\alpha = 8^\circ$ (a partir do <i>Report</i> N° 613).....	113
Figura 54 – Curva de $C_L \times \alpha$ e $C_D \times \alpha$ experimentais para $Re = 3,2 \times 10^6$ do perfil NACA 4412 (<i>Report</i> N° 460).....	114
Figura 55 – Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4412, sem VG e $\alpha = 4^\circ$ (a partir do <i>Report</i> N° 460).....	115
Figura 56 – Distribuição de pressões para o perfil NACA 4412, sem VG e $\alpha = 4^\circ$ (a partir do <i>Report</i> N° 460).....	115

Figura 57 – Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4412, sem VG e $\alpha = 8^\circ$ (a partir do <i>Report</i> N° 460).....	116
Figura 58 – Distribuição de pressões para o perfil NACA 4412, sem VG e $\alpha = 8^\circ$ (a partir do <i>Report</i> N° 460).....	116
Figura 59 – Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4412, sem VG e $\alpha = 24^\circ$ (a partir do <i>Report</i> N° 460).	118
Figura 60 – Distribuição de pressões para o perfil NACA 4412, sem VG e $\alpha = 24^\circ$ (a partir do <i>Report</i> N° 460).....	118
Figura 61 – Curva de $C_L \times \alpha$ e $C_D \times \alpha$ experimentais para $Re = 2,5 \times 10^4$ do perfil NACA 4412 (Artigo de Genç <i>et al.</i>).	119
Figura 62 – Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4412, sem VG, $\alpha = 8^\circ$ e $V = 3,77$ m/s (a partir do artigo de Genç <i>et al.</i>).	120
Figura 63 – Distribuição de pressões para o perfil NACA 4412, sem VG, $\alpha = 8^\circ$ e $V = 3,77$ m/s (a partir do artigo de Genç <i>et al.</i>).	120
Figura 64 – Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4412, sem VG, $\alpha = 8^\circ$ e $V = 0,7545$ m/s (a partir do artigo de Genç <i>et al.</i>).	121
Figura 65 – Distribuição de pressões para o perfil NACA 4412, sem VG, $\alpha = 8^\circ$ e $V = 0,7545$ m/s (a partir do artigo de Genç <i>et al.</i>).	122
Figura 66 – Curva de $C_L \times \alpha$ e $C_D \times \alpha$ experimentais para $Re = 2 \times 10^5$ do perfil NACA 4415 sem VGs (artigo de Fouatih <i>et al.</i>).	123
Figura 67 – Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, sem VG e $\alpha = 8^\circ$ (a partir do artigo de Fouatih <i>et al.</i>).	124
Figura 68 – Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, sem VG e $\alpha = 16^\circ$ (a partir do artigo de Fouatih <i>et al.</i>).	124
Figura 69 – Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, sem VG, $\alpha = 16^\circ$ e $I = 0,1\%$ (a partir do artigo de Fouatih <i>et al.</i>).....	125
Figura 70 – Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, sem VG, $\alpha = 16^\circ$ e $I = 0,1\%$ (a partir do artigo de Fouatih <i>et al.</i>).....	126
Figura 71 – Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, sem VG, $\alpha = 16^\circ$, $I = 0,1\%$ e sem modificação na malha (a partir do artigo de Fouatih <i>et al.</i>).	127
Figura 72 – Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, sem VG, $\alpha = 16^\circ$, $I = 0,1\%$ e sem modificação na malha (a partir do artigo de Fouatih <i>et al.</i>).	127

Figura 73 – Curva de $C_L \times \alpha$ e $C_D \times \alpha$ experimentais para $Re = 2 \times 10^5$ do perfil NACA 4415 com VGs triangulares (artigo de Fouatih <i>et al.</i>).....	128
Figura 74 – Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, com VG e $\alpha = 8^\circ$ (a partir do artigo de Fouatih <i>et al.</i>).	129
Figura 75 – Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, com VG e $\alpha = 16^\circ$ (a partir do artigo de Fouatih <i>et al.</i>).	129
Figura 76 – Distribuição do y^+ para as simulações sem VGs e com VGs em 30% da corda.....	134
Figura 77 – Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, sem VGs.....	135
Figura 78 – Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, sem VGs.....	135
Figura 79 – Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, com VGs em 10% da corda.....	136
Figura 80 – Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, com VGs em 10% da corda.	136
Figura 81 – Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, com VGs em 30% da corda.....	137
Figura 82 – Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, com VGs em 30% da corda.	138
Figura 83 – Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, com VGs em 50% da corda.....	139
Figura 84 – Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, com VGs em 50% da corda.	139
Figura 85 – Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, com VGs em 70% da corda.....	140
Figura 86 – Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, com VGs em 70% da corda.	140
Figura 87 – Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, com VGs em 90% da corda.....	141
Figura 88 – Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, com VGs em 90% da corda.	142

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 –	Valores definidos para as constantes de fechamento do modelo de turbulência K- ϵ padrão.....	70
Tabela 2 –	Valores definidos para as constantes de fechamento do modelo de turbulência K- ϵ RNG.	72
Tabela 3 –	Valores definidos para as constantes de fechamento do modelo de turbulência K- ω padrão.	74
Tabela 4 –	Valores definidos para as constantes de fechamento do modelo de turbulência K- ω SST.	75
Tabela 5 –	Valores definidos para as constantes de fechamento do modelo de turbulência Spalart-Allmaras.	78
Tabela 6 –	Características da pá eólica de Morais (2018).	84
Tabela 7 –	Parâmetros para o dimensionamento dos <i>Vortex Generators</i> e as posições utilizadas.....	87
Tabela 8 –	Resumo da modelagem matemática.....	87
Tabela 9 –	Parâmetros utilizados para a geração da malha computacional.	91
Tabela 10 –	Densidades de malha utilizadas na escolha do modelo de turbulência... ..	93
Tabela 11 –	Identificação das densidades de malha utilizadas no estudo da independência de malha.	94
Tabela 12 –	Parâmetros utilizados para definição do Número Crítico.	97
Tabela 13 –	Características gerais para a simulação com o BD da NASA.....	97
Tabela 14 –	Características gerais para a simulação com o <i>Report</i> N° 613.....	98
Tabela 15 –	Características gerais para a simulação com base no <i>Report</i> N° 460.....	99
Tabela 16 –	Características gerais para a simulação com base no artigo de Genç <i>et. al</i> (2016).....	100
Tabela 17 –	Características gerais para a simulação com o base no artigo de Fouatih <i>et. al</i> (2016).	101
Tabela 18 –	Dimensões dos VGs triangulares com o base no artigo de Fouatih <i>et. al</i> (2016).	102
Tabela 19 –	Características da simulação e resultados obtidos nas simulações para a análise de independência de malha.	107

Tabela 20 – Comparação dos coeficientes aerodinâmicos obtidos para os perfis NACA 4412 e NACA 4415.	131
Tabela 21 – Características geométricas e definição do perfil aerodinâmico e velocidades do vento aplicadas neste trabalho.	132
Tabela 22 – Identificação das densidades de malha utilizadas no estudo da independência de malha.	133
Tabela 23 – Resultado geral da análise do efeito dos VGs no perfil NACA 4415.	143

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ABEEólica	-	Associação Brasileira de Energia Eólica
BEM	-	<i>Blade Element Momentum</i>
CEPEL	-	Centro de Pesquisas de Energia Elétrica
CFD	-	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
DES	-	<i>Detached Eddy Simulation</i>
DNS	-	<i>Direct Numerical Simulation</i>
DU	-	<i>Delft University</i>
FVM	-	<i>Finite Volume Method</i>
GWEC	-	<i>Global Wind Energy Council</i>
HAWT	-	<i>Horizontal Axis Wind Turbine</i>
LEGR	-	<i>Leading Edge Grit Roughness</i>
LES	-	<i>Large Eddy Simulation</i>
NACA	-	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
NREL	-	<i>National Renewable Energy Laboratory</i>
PIV	-	<i>Stereo Particle Image Velocimetry</i>
RANS	-	<i>Reynolds Avaraged Navier Stokes</i>
RNG	-	<i>Renormalization Group Theory</i>
SIMPLEC	-	<i>Semi Implicit Linked Equations - Consistent</i>
SST	-	<i>Shear Stress Transport</i>
URANS	-	<i>Unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes equations</i>
VAWT	-	<i>Vertical Axis Wind Turbine</i>
VG	-	<i>Vortex Generator</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

τ_{yx}	- Tensão de cisalhamento
du/dy	- Taxa de deformação causada pela tensão
μ	- Viscosidade absoluta (ou dinâmica)
Re	- Número de Reynolds
ρ	- Massa específica
V	- Velocidade do escoamento
L	- Comprimento característico
ν	- Viscosidade cinemática
M	- Número de Mach
C	- Velocidade do som
U	- Componente da velocidade na direção x da corrente livre
p	- Pressão
u	- Velocidade local do escoamento na direção x
δ	- Altura da camada limite
x	- Posição da placa plana onde se está medindo δ , na direção do escoamento
c_p	- Coeficiente de potência
c	- Comprimento da corda do perfil
F_L	- Força de sustentação
F_D	- Força de arrasto
C_L	- Coeficiente de sustentação
C_D	- Coeficiente de arrasto
A_{ref}	- Área de referência
V_∞	- Velocidade do vento livre
H	- Altura do VG
L	- Comprimento do VG
$\Delta 1$	- Distância entre VG do mesmo par
$\Delta 2$	- Distância entre pares de VG
γ	- Ângulo de ataque do VG em relação à direção do escoamento
x_{VG}	- Posição do VG em relação a corda
e	- Espessura do VG

\bar{u}_i	-	Componente média da velocidade na direção x
u'_i	-	Componente flutuante da velocidade na direção x
t	-	Tempo
u_i, u_j	-	Vetores da velocidade
x_i, x_j	-	Dimensões espaciais
t_{ji}	-	Tensor de tensões viscosas
s_{ij}	-	Tensor da taxa de deformação
$\overline{u'_j u'_i}$	-	Tensor específico da tensão de Reynolds
u', v', w'	-	Componentes x, y e z da flutuação da velocidade
K	-	Energia Cinética Turbulenta
ϵ	-	Taxa de dissipação
ϑ	-	Escala de velocidade
ℓ	-	Escala de comprimento
ν_t	-	Viscosidade cinemática turbulenta
σ_k	-	Número de Prandtl para a energia cinética turbulenta
σ_ϵ	-	Número de Prandtl para a taxa de dissipação
$C_\mu, \sigma_k, \sigma_\epsilon, C_{\epsilon 1},$	-	Constantes do modelo K- ϵ padrão e K- ϵ RNG
$C_{\epsilon 2}, \beta, \lambda_0$		
I	-	Intensidade de turbulência
L_c	-	Comprimento característico
ω	-	Frequência turbulenta
$\beta^*, \sigma_k, \gamma, \beta,$	-	Constantes do modelo K- ω padrão
σ_ω	21	
$\gamma_2, \beta_2, \sigma_{\omega 2}$	-	Constantes do modelo K- ω SST
$\tilde{\nu}$	-	Viscosidade cinemática turbulenta modificada
d	-	Distância da parede
f_{v_1}, f_{v_2}, f_w	-	Funções de amortecimento de parede
Ω	-	Vorticidade Média
$\tilde{\Omega}$	-	Vorticidade Média Local
k	-	Constante de Von Kármán
$C_{b_1}, C_{b_2}, C_{v_1}, \sigma_v,$	-	Constantes do modelo Spalart-Allmaras
$C_{\omega_1}, C_{\omega_2}, C_{\omega_3}$		

f	- Face do elemento
N_{faces}	- Número de faces do elemento
J_f	- Fluxo de massa na face f
A_f	- Área da face
p^*	- Campo de pressão
p'	- Correção da pressão da célula
α	- Ângulo de ataque do perfil
V_{rot}	- Velocidade de rotação
V_{rot12}	- Velocidade de rotação na seção 12 da pá eólica
V_{rel}	- Velocidade relativa
V_{rel12}	- Velocidade relativa na seção 12 da pá eólica
β	- Ângulo de <i>pitch</i>
Φ	- Ângulo de fluxo
r	- Distância radial (raio da seção da pá)
ω_{rotor}	- Velocidade angular do rotor
NCr	- Número Crítico

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	22
1.1	OBJETIVO GERAL	25
1.2	OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	25
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	26
2.1	METODOLOGIA	26
2.2	O ESTADO DA ARTE.....	28
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	40
3.1	O ESCOAMENTO	40
3.1.1	Características viscosas.....	40
3.1.2	Compressibilidade	42
3.1.3	Escoamentos internos e externos.....	43
3.1.4	A camada limite de velocidade	43
3.2	ASPECTOS GERAIS SOBRE ENERGIA EÓLICA	47
3.2.1	O vento.....	47
3.2.2	A camada limite Atmosférica	47
3.2.3	Turbinas eólicas.....	48
3.3	VORTEX GENERATORS	58
3.4	ASPECTOS GERAIS SOBRE FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL.....	62
3.4.1	Equações de Navier-Stokes com Médias de Reynolds	64
3.4.2	Os modelos de turbulência.....	68
3.4.3	Distância adimensional da parede	78
3.4.4	Sistema de acoplamento pressão-velocidade - SIMPLEC	80
4	METODOLOGIA	83
4.1	ESCOLHA INICIAL DO PERFIL AERODINÂMICO.....	83
4.2	ESCOLHA DO TIPO DE <i>VORTEX GENERATOR</i> E SEU POSICIONAMENTO..	86
4.3	SETUP COMPUTACIONAL.....	87
4.3.1	Domínio Computacional e Box de Refinamento, Condições de Contorno e Critério de convergência	88
4.3.2	Malha computacional.....	91
4.3.3	Escolha do Modelo de Turbulência	93

4.3.4	Estudo da independência de malha	94
4.3.5	Métodos de solução.....	95
4.4	VALIDAÇÃO DOS RESULTADOS	95
4.4.1	O Banco de dados da NASA – Perfil NACA 0010	96
4.4.2	O <i>Report</i> N° 613 – Perfil NACA 4412	98
4.4.3	O <i>Report</i> N° 460 – Perfil NACA 4412	99
4.4.4	O artigo de Genç <i>et. al</i> – Perfil NACA 4412.....	100
4.4.5	O artigo de Fouatih <i>et al.</i> – Perfil NACA 4415	101
5	RESULTADOS E DISCUSSÕES	103
5.1	SETUP COMPUTACIONAL.....	103
5.1.1	Escolha do modelo de turbulência	103
5.1.2	Estudo da independência de malha	107
5.2	VALIDAÇÃO DOS RESULTADOS	110
5.2.1	O Banco de dados da NASA – Perfil NACA 0010	110
5.2.2	O <i>Report</i> N° 613 – Perfil NACA 4412	112
5.2.3	O <i>Report</i> N° 460 – Perfil NACA 4412	114
5.2.4	O artigo de Genç <i>et. al</i> – Perfil NACA 4412.....	119
5.2.5	O artigo de Fouatih <i>et al.</i> – Perfil NACA 4415	123
5.2.6	Resultado Geral da validação.....	130
5.3	ANÁLISE DO ESCOAMENTO DO PERFIL NACA 4415 EM CONDIÇÕES DE ESCOAMENTO DAS HAWT	133
6	CONSIDERAÇÕES FINAIS.....	144
6.1	SUGESTÃO DE TRABALHOS FUTUROS	145
	REFERÊNCIAS	146

1 INTRODUÇÃO

A palavra eólica vem do latim *aeolicus*, que pertence ou é relativo a *Eólis*, o Deus dos ventos na mitologia grega (RODRIGUES, 2011). Acredita-se que os primeiros equipamentos que visavam aproveitar a energia proveniente dos ventos eram utilizados para bombeamento de água ou moagem de grão, porém, existem vários vieses na história que se contrapõem e geram incertezas na datação do início de sua invenção e utilização (PINTO, 2013).

Com o avanço das tecnologias e a busca por mecanismos e equipamentos que auxiliassem o homem em diversas atividades, os moinhos de vento começaram a ganhar força e visibilidade. Foram os estudos do inventor e professor dinamarquês Poul La Cour que permitiram o início da união entre os princípios científicos e tecnologia dos moinhos de vento, um marco importante que representou a transição dos antigos moinhos de vento para as novas tecnologias da geração de energia eólica (RIVKIN, TOOMEY e SILK, 2013).

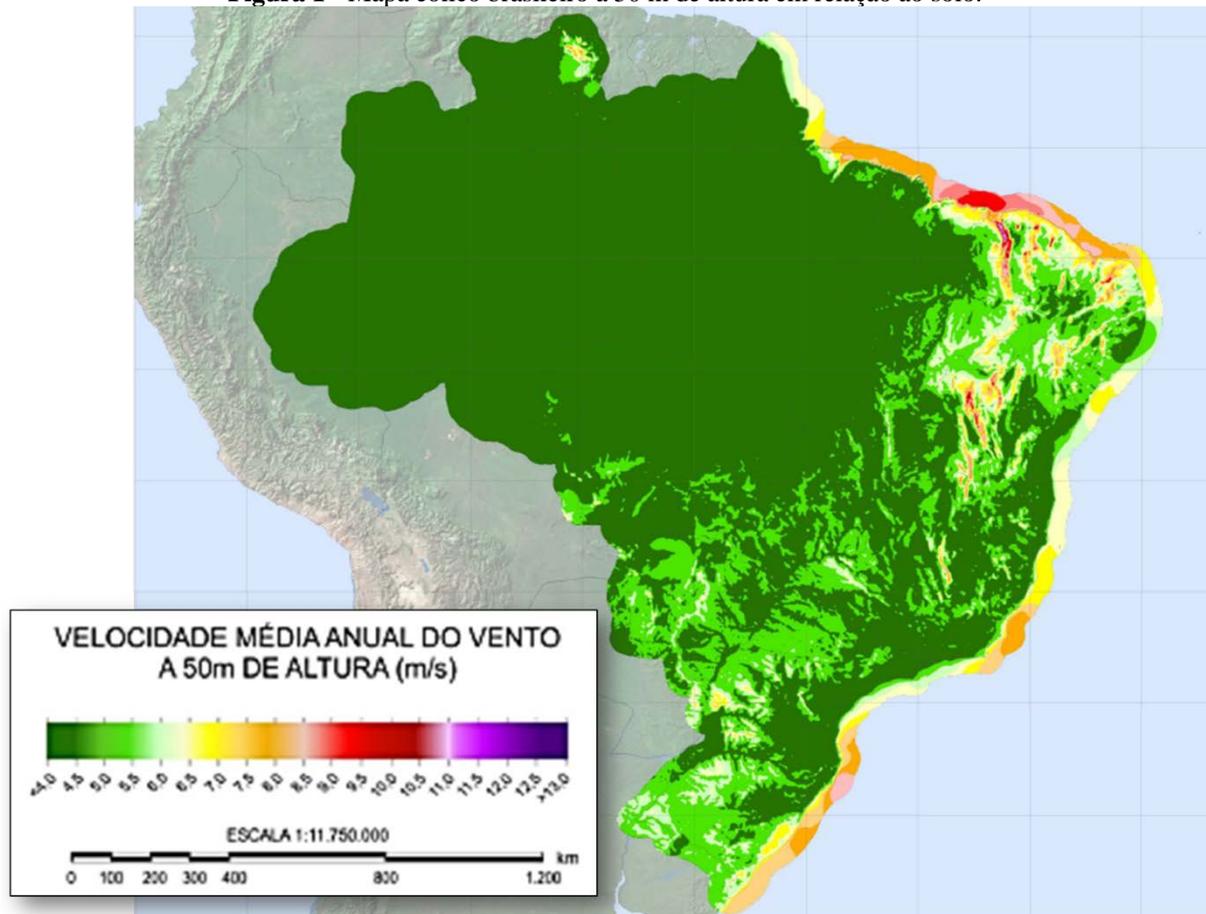
Poul La Cour também descobriu que o modelo tradicional dos moinhos de vento, com múltiplas pás, não possuía a melhor eficiência possível para a produção de energia e concluiu que a utilização de poucas pás nestas máquinas tornaria o processo mais efetivo (RIVKIN, TOOMEY e SILK, 2013).

Foi por volta de 1970, com a crise do petróleo, que o mercado voltou a abrir espaço para outras fontes de energia. Desde então, este tipo de energia vem avançando significativamente. Os engenhosos moinhos de vento do início de sua história deram lugar a majestosos aerogeradores que estão cada vez maiores e gerando cada vez mais potência (FERREIRA e SOUZA, 2010) (PINTO, 2013).

No Brasil, assim como no resto do mundo, a energia eólica iniciou como combustível para o bombeamento de água e moagem de grão em regiões mais isoladas. Ela também garantiu o acesso a certos confortos para regiões rurais, longe dos grandes centros e das redes de distribuição elétrica (FERREIRA e SOUZA, 2010).

O potencial eólico brasileiro é algo que vem sendo estudado desde os anos de 1970, demonstrando ser uma ótima opção para produção de energia limpa, o que torna o país atrativo para o investimento de grandes empresas do ramo (RODRIGUES, 2011). A **Figura 1** mostra o mapa eólico brasileiro, considerando a altura de 50 m em relação ao solo, referente ao ano 2013 e elaborado pelo CEPTEL - Centro de Pesquisas de Energia Elétrica (2017).

Figura 1 - Mapa eólico brasileiro a 50 m de altura em relação ao solo.

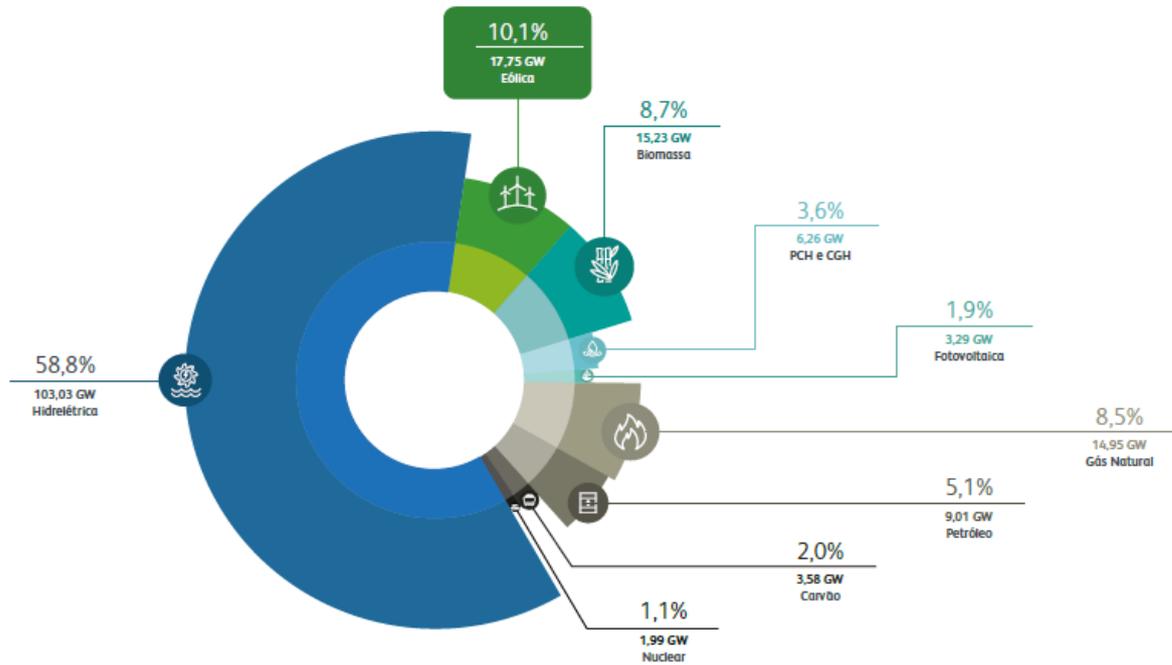


Fonte: CEPEL (2017).

Atualmente, a energia produzida através dos ventos representa 10,1% da matriz elétrica brasileira, correspondente a 17,75 GW de potência. Mesmo com essa participação discreta à primeira vista, a energia eólica ocupa a 2ª posição dentre as principais formas de captação de energia presentes na matriz elétrica brasileira, como é possível observar no gráfico da **Figura 2**, retirado do Boletim Anual de Geração Eólica de 2020 e elaborado pela ABEEólica - Associação Brasileira de Energia Eólica (2021).

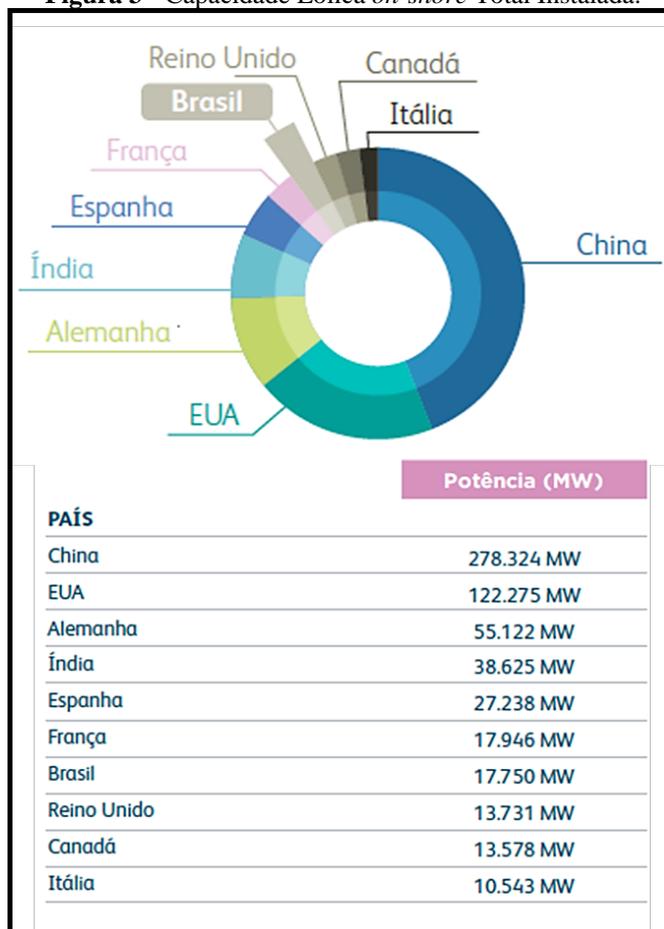
O Boletim Anual de Geração eólica de 2020 (2021) também mostra que, segundo o GWEC (*Global Wind Energy Council*), o Brasil vem aumentando sua produção de energia por meio dos ventos, um crescimento de 14,89% em relação ao ano anterior. Em 2020, o país, ocupou a 7ª posição no Ranking Mundial de capacidade eólica acumulada *on-shore*, estando a frente de países desenvolvidos como o Canadá, como mostra o gráfico da **Figura 3**.

Figura 2 - Matriz Elétrica Brasileira.



Fonte: ABEEolica (2021).

Figura 3 - Capacidade Eólica on-shore Total Instalada.



Fonte: ABEEolica (2021).

Desse modo, é notório que o mercado eólico está em constante crescimento devido a sua capacidade de produzir energia por meio de uma fonte limpa. No entanto, se faz necessário também novos estudos que possibilitem encontrar mecanismos capazes de garantir uma melhor eficiência desses equipamentos de modo a aumentar sua gama de aplicações.

O uso dos *Vortex Generators*, dispositivo capaz de aumentar o desempenho aerodinâmico de uma superfície aerodinâmica, já é uma realidade no mundo eólico de grande porte, porém, ainda existem poucos estudos para avaliar se estes dispositivos podem também representar uma forma de melhorar a eficiência de turbinas eólicas com capacidades de produção menores (REVE - SPANISH INITIALS THAT STAND FOR WIND ENERGY AND ELECTRIC VEHICLE MAGAZINE, 2014) (EDF RENEWABLES, 2018) (PES - POWER AND ENERGY SOLUTIONS, 2021).

Incluído neste contexto, buscando contribuir para o crescimento deste setor através da investigação de mecanismos capazes de melhorar a produção de energia de equipamentos eólicos, este trabalho procura responder o seguinte questionamento: “Qual a influência dos *Vortex Generators* na aerodinâmica das pás de turbinas eólicas de pequeno porte?”.

1.1 OBJETIVO GERAL

Analisar a influência dos *Vortex Generators* na aerodinâmica das pás de turbinas eólicas de pequeno porte através da dinâmica dos fluidos computacional.

1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Identificar as características do escoamento a ser testado;
- Validar os parâmetros utilizados nas simulações;
- Analisar a camada limite do perfil NACA 4415 nas situações com e sem *Vortex Generators*;
- Investigar os coeficientes de sustentação e arrasto analisados nas situações com e sem *Vortex Generators*;
- Verificar o surgimento do fenômeno de *stall* nos escoamentos estudados;
- Comparar os resultados obtidos do escoamento do perfil NACA 4415 nas situações com e sem *Vortex Generators*;

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

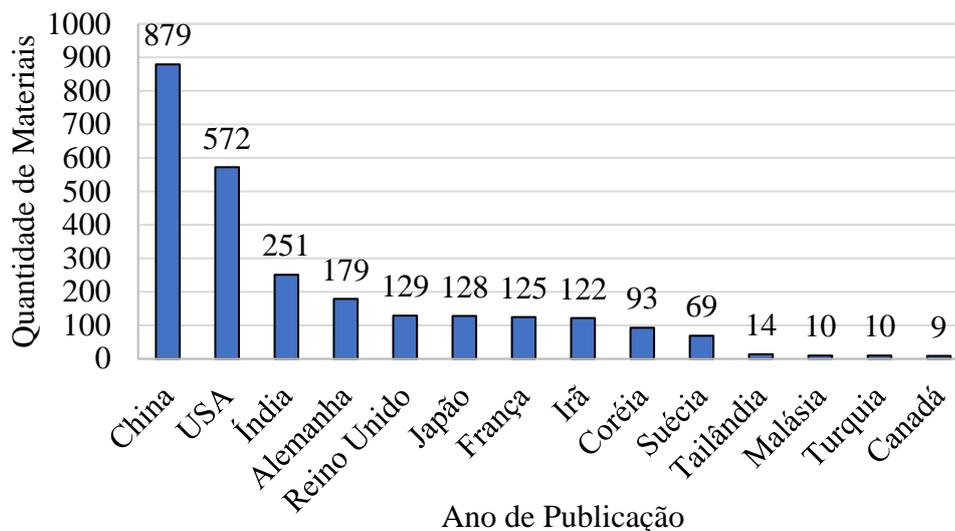
2.1 METODOLOGIA

Para a elaboração dessa seção, utilizou-se como banco de dados as plataformas de pesquisa de artigos *Web of Sciences* e *Scopus*. Nelas, a expressão-chave “*vortex generators*” foi utilizada a obter a primeira seleção de artigos sobre o tema. Após a pesquisa, cada plataforma gerou um arquivo com as informações referentes aos materiais que corresponderam à expressão-chave pesquisada. Dentre tais materiais estão artigos de periódicos, capítulos de livros, artigos de eventos científicos, relatórios técnicos, etc. Os arquivos gerados pelas plataformas listaram, respectivamente, 2503 e 3902 materiais, totalizando 6405 artigos. Além do título, os arquivos gerados também retiveram informações como resumo, palavras-chave, local de publicação, ano de publicação, idioma, total de citações, e índices de impacto como, por exemplo, o qualis. Vale ressaltar que esta pesquisa nas plataformas citadas foi realizada no dia 10 de abril de 2022.

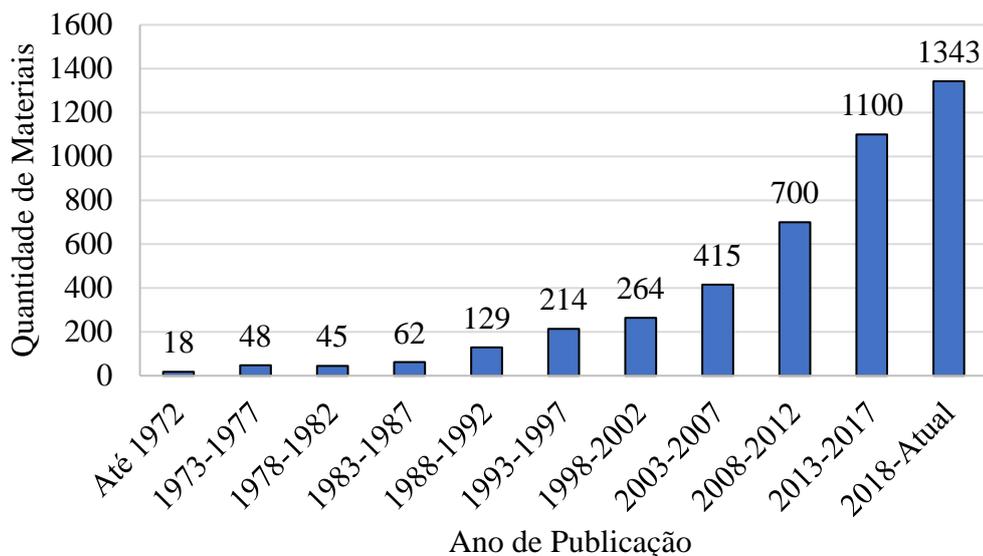
Para a união dessas listagens de artigos geradas pelos bancos de dados utilizou-se um *script* disponibilizado no “*Science Mapping (bibliometria): Workshop on line*” (2020), evento que ocorreu no dia 06 de outubro de 2020 de forma online. Em seguida, com o objetivo de organizar as informações armazenadas, remover artigos duplicados e facilitar as análises e refinamento necessário, foi utilizada a planilha também disponibilizada no “*Science Mapping (bibliometria): Workshop on line*” (2020), e que foi elaborada por (BALDAM, 2020). Ao final da remoção dos artigos duplicados, obteve-se um total de 4380 artigos diferentes. O **Gráfico 1** mostra a distribuição de autores por país, encontrados na busca.

Em seguida, o **Gráfico 2** mostra a distribuição dos materiais encontrados por ano de publicação, excetuando materiais sem datas de publicação como artigos manuscritos que ainda não foram publicados, resumos de reuniões, erratas, etc., que totalizam 42 arquivos.

Na planilha citada, buscando refinar ainda mais a quantidade de artigos relacionados ao tema desta pesquisa, foram utilizadas as seguintes expressões/palavras chave: “*airfoil*” e “*wind turbine*”. A busca por estas palavras é realizada no título, no resumo e nas palavras-chave do resumo dos artigos listados. Com este refinamento, a lista de artigos relacionados ao tema foi reduzida para 133. Em seguida, também foram removidos da lista os eventos científicos e os artigos com idioma diferente do inglês, sintetizando a quantidade de artigos para 120 exemplares.

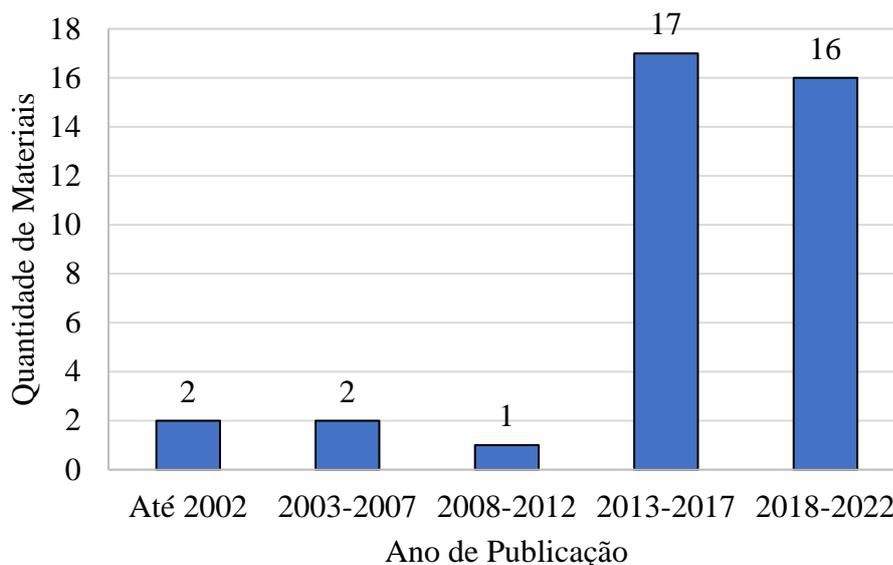
Gráfico 1 - Quantidade de autores por país encontrados na pesquisa.

Fonte: O Autor (2022).

Gráfico 2 - Distribuição dos materiais encontrados por ano de publicação.

Fonte: O Autor (2022).

Na etapa seguinte de refinamento, foi removido todos os artigos em que o acesso ao exemplar não foi possível, o que reduziu a lista para 102 artigos. O autor realizou ainda uma análise manual no título e no resumo dos artigos, removendo os artigos que estudavam situações em escoamento interno, culminando numa lista de 71 artigos. Por fim, também foi descartado os materiais referentes a artigos de revisão, modelos alternativos de *Vortex Generators*, totalizando 38 artigos a serem analisados de forma mais detalhada. O **Gráfico 3** mostra a distribuição dos materiais escolhidos após o refinamento por ano de publicação.

Gráfico 3 - Distribuição dos materiais encontrados por ano de publicação, após o refinamento.

Fonte: O Autor (2022).

A partir dos artigos selecionados, um estudo mais detalhado foi realizado, identificando as principais características *Vortex Generators*, os VGs, quando aplicados a análises aerodinâmicas. A seguir, serão mostradas as informações mais relevantes acerca dos trabalhos selecionados a partir desta metodologia aplicada. É importante dizer que todos os artigos selecionados nesta seção foram escritos no idioma inglês

2.2 O ESTADO DA ARTE

Nickerson Júnior (1986) estudou de forma experimental o efeito de *Vortex Generators* aplicados a seções de pás eólicas mais espessas localizadas próximo ao cubo do rotor, região caracterizada por baixos Números de Reynolds. Para isto, VGs do tipo *vane* trapezoidais com matriz *co-rotating* foram instalados no extradorso do perfil NACA 0024 nas posições 5% e 7,5% da corda em relação ao bordo de ataque e testados em túnel de vento utilizando 3 Números de Reynolds distintos e ângulos de ataque. Ele percebeu que o ângulo de *stall* sofreu um aumento expressivo, porém, o coeficiente de sustentação máximo foi reduzido.

Nyland (1987) estudou os efeitos causados pela inserção dos VGs no extradorso de pás de 3 turbinas eólicas Mod-2 de 2500 kW, localizadas em Washington, quando o movimento de *pitch* é acionado. Ele instalou 29 medidores de pressão ao redor da pá eólica para obter valores de pressão de superfície e analisou as variações na pressão em uma faixa de velocidade considerada adequada para o experimento. Os resultados *in loco*, com utilização dos VGs, mostraram que estes dispositivos foram capazes de modificar as curvas dos coeficientes de pressão, ampliando os valores dos picos de pressão e retardando a separação do fluxo. O

conjunto de dados obtidos também foi capaz de mostrar a rápida separação do fluxo e, em seguida, a reconexão com a superfície da pá.

Van Rooij e Timmer (2003) revisaram o efeito da rugosidade em diversas famílias de aerofólios (DU, FFA, S8xx, AH, Risø e NACA) com espessuras entre 25% e 30%. Para isto, eles utilizaram o código RFOIL que se acredita ser capaz de aproximar melhor os efeitos rotacionais, mesmo em análises 2D. Eles verificaram que a sensibilidade em relação a rugosidade pode ser atingida a partir da adequação do projeto ou pelo uso dos VGs no extradorso do perfil. No caso do uso dos VGs, eles perceberam que a utilização destes dispositivos é capaz de melhorar a sustentação máxima do aerofólio e a relação sustentação-arrasto em situações de superfícies mais ásperas. Vale ressaltar que os VGs utilizados em seus testes foram do tipo *vane* triangular em matriz *counter-rotating*. Eles ressaltaram ainda que os VGs são frequentemente instalados em regiões da pá eólica onde o aerofólio utilizado é espesso (próximo a raiz ou na região central da pá) e, principalmente, quando os aerogeradores são controlados por *stall*.

Nikolaou, Politis e Chaviaropoulos (2005) propuseram um novo modelo computacional para definir as características dos *Vortex Generators*, focando principalmente nas situações onde o perfil aerodinâmico se encontra em condições próximo ou após o fenômeno de *stall*. No modelo, as equações de Navier-Stokes tridimensionais que descrevem o fluxo complexo ao redor da pá eólica e dos VGs são aplicadas, seguidas por um procedimento de média na direção da envergadura, gerando um conjunto de equações bidimensionais equivalentes e com termos fonte adicionais que são modelados a partir da teoria do fluxo de vórtice elementar. Vale salientar ainda que esta proposição utilizou as equações RANS (do inglês *Reynolds Averaged Navier–Stokes*) com o modelo de turbulência K- ω SST. O novo modelo é validado a partir da comparação entre o resultado da simulação do perfil aerodinâmico FFA-W3-241 com e sem VGs do tipo *vane* triangular com matriz *counter-rotating* e os dados experimentais encontrados na literatura. Além disso, para verificar sua sensibilidade quanto as polares do perfil em relação a geometria do VG, Nikolaou e Politis (2005) também apresentaram outras 9 análises de configurações diferentes de VGS.

Yang, Zhang e Xu (2010) investigaram, a partir de simulações CFD utilizando o código RFOIL, o efeito causado pelo uso de VGs e bordos de fuga “cegos” em diversos ângulos de ataque. Para isto, eles realizaram 4 simulações diferentes: a primeira delas foi o perfil DU 91-W2-250 sem modificação, que foi utilizada na validação do método numérico e nos resultados da pesquisa; a segunda se referiu ao perfil DU 91-W2-250 com bordo de fuga “cedo” de 6% da corda, denominado DU 91-W2-250-6; a terceira e a quarta simulação analisaram,

respectivamente, o escoamento dos perfis DU 91-W2-250 e DU 91-W2-250-6 com VGs do tipo *vane* triangular com matriz *counter-rotating* instalados em seus extradorsos. As simulações utilizaram as equações RANS com o modelo de turbulência Spalart-Allmaras e Número de Reynolds de 2×10^6 . Ao final do trabalho, eles concluíram que o uso dos VGs melhorou o desempenho aerodinâmico em ambos os perfis e retardou o fenômeno de *stall*. Eles perceberam ainda que, em pequenos ângulos de ataque, o efeito dos VGs se misturava com efeitos do bordo de fuga, enquanto que, em altos ângulos de ataque, seus efeitos interagem com o vórtice de separação do escoamento.

Sørensen et al. (2014) propuseram um método de simulação CFD utilizando o *software* DTU EllipSys3D para resolver o escoamento de uma seção de aerofólio com *Vortex Generator*, utilizando as equações RANS com o modelo de turbulência K- ω SST e Número de Reynolds de 3×10^6 . Eles simularam uma seção dos perfis FFAW3-301 e FFA-W3-360 com e sem VGs do tipo *vane* triangular e matriz *counter-rotating*. Os VGs possuíam altura equivalente a 1% do comprimento da corda e foram posicionados em 15%, 20% e 30% da corda, para o perfil FFAW3-301 e em 15% e 20%, para o perfil FFA-W3-360. Com o objetivo de reduzir o custo computacional, a largura da seção foi definida de modo a incluir apenas um VG na simulação. O método foi validado comparando os resultados obtidos com resultados experimentais encontrados na literatura e se mostrou capaz de prever de forma qualitativa o efeito dos VGs pois consegue capturar de forma eficiente os efeitos de sustentação nas regiões analisadas, além das modificações no escoamento causados pela modificação das posições dos VGs, no entanto, não consegue identificar precisamente o início do fenômeno de *stall*.

Gau et al. (2014) investigaram o efeito causado pelo uso de VGs do tipo *vane* triangular com matriz *counter-rotating* posicionados a 20% da corda e bordos de fuga “cegos” em diversos ângulos de ataque a partir de simulações CFD. Foi simulado o escoamento sobre o perfil DU 97-W-300 com quatro configurações. As simulações utilizaram as equações RANS com o modelo de turbulência K- ω SST e Número de Reynolds de 3×10^6 . Como resultado, eles concluíram que o uso simultâneo dos VGs e bordo de fuga “cego” mostrou-se mais eficiente do que se usados separadamente pois a sustentação obtida foi superior a gerada pelos mecanismos separados e o arrasto obtido pelo conjunto foi menor que o produzido individualmente.

Dai et al. (2014), investigaram o efeito de 4 disposições diferentes de VGs do tipo *vane* triangular e retangular com matriz *counter-rotating* e *co-rotating* posicionados em 20% da corda e instalados no extradorso do perfil DU 97-W-300 a partir de simulações em CFD. As simulações utilizaram as equações RANS com o modelo de turbulência K- ω SST e Número de

Reynolds de 2×10^6 . Dentre os resultados obtidos, eles perceberam que diferentes VGs com matriz *counter-rotating* podem gerar efeitos semelhantes, causando o atraso do fenômeno de *stall* e aumentando o coeficiente de sustentação. Enquanto isso, os VGs com matriz *co-rotating* causam pequenas influências no coeficiente de sustentação.

O trabalho de Zhao *et al.* (2015) buscou analisar a influência dos modelos de transição em simulações CFD do escoamento de uma seção de turbina eólica composta pelo perfil aerodinâmico DU-W2-250 com 5 pares de VGs do tipo *vane* triangular com matriz *counter-rotating*. As simulações foram conduzidas utilizando as equações RANS, aplicando o modelo de turbulência K- ω SST e o modelo de transição Gamma-theta separadamente, e utilizando o Número de Reynolds de 2×10^6 . O procedimento numérico foi validado comparando as simulações com os valores experimentais encontrados na literatura. Eles analisaram os erros obtidos nos coeficientes de sustentação, arrasto, pressão e de resistência ao atrito, além da relação sustentação-arrasto, e perceberam que o modelo de transição se mostrou mais preciso que o modelo de turbulência.

Manolesos e Voutsinas (2015) investigaram através de experimentos em túnel de vento e simulações em CFD o escoamento, com Número de Reynolds de $8,7 \times 10^5$, sobre o perfil NTUA-t18 com VGs do tipo *vane* triangular com matriz *counter-rotating* instalados em seu extradorso com o objetivo de verificar se estes dispositivos eram capazes de controlar a formação de células de *stall*. É importante dizer que os VGs utilizados possuíam uma altura equivalente à altura da camada limite e foram instalados em 30% da corda. Para a obtenção dos resultados, um aparato experimental para aplicação do método PIV (do inglês *Stereo Particle Image Velocimetry*) foi posicionado no interior do túnel de vento. As simulações dos testes do perfil com e sem VGs foram comparados. Observou-se que os VGs foram capazes de retardar o aparecimento das células de *stall*, porém, em baixos ângulos de ataque, obteve-se um baixo aumento do arrasto induzido. Percebeu-se que o escoamento apresentou momentos em que houve uma amplificação na sustentação, porém, em momentos menos frequentes, o mesmo escoamento também apresentou um comportamento caracterizado pela redução da sustentação e formação de uma célula de *stall*. As duas situações do escoamento intercalavam entre si à medida que o tempo de teste passava.

Gao *et al.* (2015) analisaram através de simulações em CFD como as dimensões e os espaçamentos entre os VGs do tipo *vane* e matriz *counter-rotating* instalados em 20% da corda, no extradorso do perfil “cego” DU 97-W-300, influenciam no escoamento. As simulações utilizaram as equações RANS com o modelo de turbulência Spalart-Allmaras e Número de Reynolds de 3×10^6 . Foram simulados 4 arranjos diferentes de VGs. Como resultado,

constatou-se que os VGs foram capazes de melhorar a eficiência aerodinâmica do perfil. O aumento da altura do VG foi capaz de gerar maior impulso nos vórtices gerados, provocando um aumento na sustentação e no coeficiente de sustentação máximo, mas com um aumento no arrasto, o que interfere na relação arrasto-sustentação. O aumento do comprimento dos VGs se mostrou prejudicial tanto na sustentação quanto no arrasto. O aumento adequado nas distâncias entre os VGs também foi capaz de melhorar a eficiência aerodinâmica do perfil pois foi capaz de manter os vórtices próximo a superfície.

Troldborg e Zahle (2015) analisaram o escoamento de uma pá da turbina eólica DTU de 10 MW com e sem VGs do tipo *vane* e matriz *counter-rotating* instalados na região entre 5 m e 30 m de raio da pá eólica, utilizando simulações CFD. Para discretização do domínio computacional, o modelo BAY com algumas modificações foi aplicado. Este modelo substitui a malha no local de instalação dos VGs pela inserção de uma força de sustentação adicional que representa os efeitos causados por estes dispositivos no escoamento. As simulações foram conduzidas utilizando as equações RANS, com o modelo de turbulência K- ω SST e 3 velocidades diferentes. O estudo mostrou que o modelo BAY é eficaz pois apresentou resultados coerentes com os obtidos experimentalmente e por simulações com malhas totalmente discretizadas. Além disso, os VGs se mostraram capazes de melhorar a eficiência do escoamento na turbina eólica, porém, é necessário um estudo detalhado sobre sua geometria e posicionamento para evitar o surgimento de cargas excessivas no rotor.

Como continuação dos seus achados, Zhao *et al.* (2016) publicou um novo trabalho. Eles aplicaram a mesma metodologia que foi utilizada em seu trabalho anterior (ZHAO, LI, *et al.*, 2015), modificando apenas o espaçamento entre os VGs. Assim como no seu trabalho anterior, as simulações utilizando o modelo de transição se mostraram mais precisos do que as simulações utilizando o modelo de turbulência e identificaram a formação de vórtices mais fortes produzidos pelos VGs.

Zhang *et al.* (2016) investigaram, a partir de análises em dois túneis de vento diferentes, os efeitos causados pelos VGs do tipo *vane* e matriz *counter-rotating* no escoamento dos perfis aerodinâmicos CAS-W2-350, CAS-W2-400 e CAS-W1-450 com bordo de fuga “cego” e Número de Reynolds de 1×10^6 . O primeiro túnel de vento foi utilizado para observar apenas uma configuração de VGs, focando no desempenho geral destes dispositivos. O segundo túnel de vento foi utilizado para analisar mais duas configurações de VGs, focando na influência das dimensões e posicionamentos dos VGs no escoamento, incluindo a utilização de duas filas de VGs na direção *spanwise*. Os resultados mostraram que os VGs podem melhorar a eficiência

aerodinâmica do escoamento. Além disso, o uso de duas filas de VGs podem melhorar ainda mais o escoamento, porém, o torna mais sensível a possíveis efeitos negativos gerados por eles.

Choudhry, Arjomandi e Kelso (2016) estudaram de forma experimental em túnel de vento três métodos diferentes para controle de *stall* dinâmico: os VGs do tipo *vane* e matriz *counter-rotating*, o fio colocado à frente do perfil, e a cavidade circular localizado no extradorso do perfil. Os métodos de controle foram testados na superfície do perfil NACA 0012, com um Número de Reynolds de 5×10^4 . Para a obtenção de dados, foram instalados 17 sensores para captar a distribuição de pressão na superfície do aerofólio, principalmente próximo ao bordo de ataque. Todos os métodos se mostraram eficazes contra o fenômeno de *stall* dinâmico, porém, o efeito positivo diminuiu à medida que o ângulo de ataque crescia, no entanto, a cavidade circular não apresentou influência no escoamento pós *stall*.

Manolesos *et al.* (2016) compararam resultados 2D obtidos através de simulações RANS e por experimentos (método PIV) para escoamentos utilizando VGs e $Re = 0,87 \times 10^6$. Os VGs do tipo *vane* triangulares com altura equivalente à altura da camada limite foram utilizados e posicionados em 30% da corda. Nas simulações, os VGs foram modelados utilizando duas técnicas diferentes (modelo BAY e modelo totalmente resolvido), simulados por três softwares distintos (EllipSys3D, MaPFlow e OpenFOAM) e utilizando dois modelos de turbulência (Spalart-Allmaras e $K\omega$ -SST). Os resultados obtidos mostraram que as simulações utilizando a modelagem numérica, principalmente quando aplicada a abordagem totalmente resolvida do VG, apresentaram boa concordância quando o escoamento possuía características bidimensionais.

Tian, Corson e Baker (2016) analisaram o uso de VGs triangulares de matriz *counter-rotating* em turbinas eólicas de grande porte para o controle da separação do fluxo e a redução dos problemas causados pela sujeira nas pás eólicas utilizando CFD e consideraram uma velocidade de vento de 47 m/s e Re de $1,5 \times 10^6$ (baseado no comprimento de corda). Para isto, os perfis NACA 4415 e NREL S814 foram simulados. O efeito *Leading Edge Grit Roughness* (LEGR) foi aplicado no bordo de ataque desses aerofólios para replicar o efeito da contaminação da pá. Como resultado, eles concluíram que os VGs, nas condições certas, podem reduzir o efeito da rugosidade causada pela sujeira até certo ponto e aumentar a produção de energia anual, no entanto, a técnica RANS não é suficiente para obter ótimos resultados na região pós-*stall* devido à instabilidade do fenômeno, sendo necessário a utilização de técnicas mais avançadas como a LES (do inglês *Large Eddy Simulation*) e o DES (do inglês *Detached Eddy Simulation*).

Zhao *et al.* (2017) estudaram a influência do espaçamento entre pares de VGs tipo *vane* triangulares e matriz *counter-rotating* em placa plana e no aerofólio DU 91-W2-250 utilizando simulações CFD, modelo de turbulência $K\omega$ -SST e velocidade de 16m/s. Os VGs foram posicionados a 20% da corda e seus efeitos no escoamento foram definidos aplicando o modelo BAY. Eles perceberam que o espaçamento dos pares de VGs têm influência direta na recirculação gerada por estes dispositivos e a coerência dos resultados entre as simulações e os experimentais são maiores quando se utiliza pares de VGs ao invés de um único VG.

Fernandez-Gamiz *et al.* (2017) investigaram o efeito de dois dispositivos (VGs e *Gurney flaps*) para controle de escoamento em uma turbina eólica com 5MW de potência utilizando um *solver* melhorado com base no Momento do Elemento da Pá (do inglês *Blade Element Momentum* - BEM), velocidade de vento entre 5 e 10 m/s e $Re = 2 \times 10^6$. No estudo, foram utilizados os perfis DU 97-W-300, DU 91-W(2)-250 e DU 93-W 210, com VGs inseridos em diversas posições. Os resultados das análises com e sem VGs, e com e sem *Gurney flaps* foram comparados para avaliar o efeito causado por estes dispositivos. Eles mostraram que todas as configurações testadas foram capazes de melhorar a potência média da turbina eólica e propuseram uma configuração com melhor desempenho dentre as testadas. Vale ressaltar que houve também um aumento do momento fletor, mas este foi considerado aceitável.

Holst *et al.* (2017) analisaram o efeito de dispositivos para controle de *stall* passivo (VGs do tipo *vane* com matriz *conter-rotating* e *Gurney flaps*) no *retrofitting* de turbinas eólicas de pequeno porte através de testes em túnel de vento e simulações computacionais no software QBLADE (aplica um código de quantidade de movimento do elemento de pá - BEM) do perfil FX 63-137. Foram testados a utilização de *Gurney flaps* e diversas posições de VGs em vários Re . Seus resultados mostraram que os *Gurney flaps* apresentaram bons resultados em situações de velocidades mais altas, enquanto que os VGs apresentaram bom desempenho em Re menores (situação importante para a partida da máquina) e podem ainda reduzir a sensibilidade por contaminação na superfície da pá.

Yashodhar *et al.* (2017) realizaram simulações CFD (com o modelo de turbulência Spalart-Allmaras) do escoamento 3D sobre o perfil S809 aplicado a turbinas eólicas de grande porte com e sem microVGs do tipo *vane* triangulares com matriz *counter-rotating* para estudar o efeito causado por estes dispositivos no controle de fluxo. Para isto, foram testadas três velocidades diferentes. Seus resultados mostraram que os VGs foram capazes de retardar a separação da camada limite e aumentar o ângulo de *stall* do aerofólio.

Wang *et al.* (2017) também investigaram os efeitos aerodinâmicos causados pelos VGs tipo *vane* retangulares com matriz *counter-rotating* no escoamento 3D sobre o perfil S809

a partir de simulações CFD utilizando o modelo de turbulência $K\omega$ -SST. A altura dos VGs foi definida baseando-se na corda do perfil. As simulações foram conduzidas para diversas configurações de posição dos VGs, incluindo o uso de arranjos duplos, utilizando $Re = 1 \times 10^6$. Assim como nos estudos de Yashodhar et al. (2017), os resultados mostraram que os VGs são capazes de reduzir a camada limite e retardar a separação do fluxo, melhorando a eficiência da máquina. Além disso, eles perceberam ainda que arranjos duplos de VGs se mostraram ainda mais eficientes que o arranjo simples.

Baldacchino *et al.* (2018) realizaram um estudo experimental paramétrico em túnel de vento das características dos VGs aplicados ao perfil DU97-W-300. Nos testes, foi considerado $Re = 2 \times 10^6$ e aplicada a técnica de visualização por fluxo de óleo. Para isto, 41 projetos de VGs foram testados, modificando parâmetros como, por exemplo, a posição do dispositivo no perfil, o tipo de matriz usada e a altura dos VGs. Os resultados mostraram que o posicionamento na direção da corda e a altura dos VGs são dois dos parâmetros mais influentes no escoamento. Assim como os outros trabalhos já citados, os VGs se mostraram capazes de retardar a separação do fluxo, mas é necessária uma análise detalhada e específica para cada situação pois eles podem também acarretar na perda de eficiência aerodinâmica se forem mal dimensionados.

Manolesos, Papadakis e Voutsinas (2018) estudaram o uso do modelo BAY para representar o efeito dos VGs tipo *vane* triangulares com matriz *counter-rotating* em simulações CFD, como modelo de turbulência $K\omega$ -SST, sobre o perfil NTUA t18 considerando $Re = 0,87 \times 10^6$. Eles compararam o resultado das simulações utilizando o modelo BAY com os resultados obtidos pelas simulações com o escoamento totalmente resolvido e com testes experimentais realizados em túnel de vento. Os resultados mostraram que, apesar de possuírem uma simples e fácil implementação, as simulações com o modelo BAY apresentaram vórtices mais fracos que os obtidos pelas simulações totalmente resolvidas, um erro gerado pela própria deficiência do modelo. Além disso, o modelo também indicou uma forte dependência da densidade e da arquitetura da malha, o que aumenta o custo computacional em determinadas situações.

Bak *et al.* (2018) realizaram estudos em túnel de vento sobre o uso de VGs do tipo *vane* triangulares com matriz *counter-rotating* no perfil NACA 63(3)-418. Eles testaram situações de baixa e alta rugosidade atrelados à variação da altura e da posição dos VGs para verificar o efeito causado por estes dispositivos e a influência desses parâmetros geométricos em um escoamento com velocidade de 75 m/s. Os seus resultados mostraram o uso de VGs pode compensar o efeito negativo causado pela rugosidade. Além disso, em altos ângulos de

ataque, se projetado corretamente, pode reduzir o arrasto ao mesmo tempo que aumenta a sustentação. Notou-se também que, para produzir o mesmo ganho aerodinâmico, a relação entre o posicionamento e a altura do VG devem ser avaliados.

Zhu *et al.* (2019) investigaram, a partir de simulações CFD com modelo de turbulência $K\omega$ -SST, o efeito dos VGs tipo *vane* triangulares com matriz *counter-rotating* no controle de *stall* dinâmico do perfil NREL S809. Neste trabalho foram realizadas três simulações: duas com arranjo simples e VGs e uma contendo arranjo duplo de VGs. Seus resultados mostraram que os VGs foram capazes de retardar o início do *stall* dinâmico e de aumentar o coeficiente de sustentação máximo. As simulações utilizando duas fileiras de VGs mostraram que ela consegue ampliar ainda mais o efeito dos VGs no controle de fluxo. Eles constataram ainda que arranjos duplos de VGs podem aumentar ainda mais o desempenho aerodinâmico do perfil.

Li *et al.* (2019) investigaram o efeito 3D do espaçamento de VGs tipo *vane* triangular com matriz *counter-rotating* via CFD (velocidade de entrada de 82 m/s e $Re = 3 \times 10^4$, baseado na altura do VG) e teste em túnel de vento (velocidade de entrada de 18,2 m/s e $Re = 1 \times 10^6$). As simulações dos VGs foram conduzidas, inicialmente, em placa plana para comparar a distância dos núcleos dos vórtices gerados, a energia cinética da camada limite e o coeficiente de diferença de pressão. Em seguida, testes em túnel de vento do perfil DU 93-W-210, com e sem VGs, foram realizados para analisar o efeito do espaçamento e da relação sustentação-arrasto. Foram testados 4 espaçamentos de VGs diferentes. Os resultados mostraram que o crescimento da energia cinética é inversamente proporcional ao espaçamento dos VGs, no entanto, pequenos espaçamentos podem resultar na formação de vórtices que se deslocam para longe da parede.

Mereu, Passoni e Inzoli (2019) avaliaram o uso de abordagens mais avançadas para melhorar a precisão dos resultados numéricos. Para isto, eles realizaram simulações CFD utilizando o método *Scale-Resolving* do escoamento do perfil aerodinâmico DU97-W-300 com e sem VGs do tipo *vane* triangular com matriz *counter-rotating* na situação de pós *stall* em altos números de Reynolds ($Re = 2 \times 10^6$). Os resultados mostraram que a utilização do método DES possibilitou uma maior precisão na identificação do ângulo de *stall*, mesmo em situações de escoamentos mais turbulentos, em comparação às simulações CFD convencionais, e se mostrou uma ferramenta promissora para a análise de escoamentos aerodinâmicos de turbinas eólicas.

Galera *et al.* (2019) estudaram o efeito de VGs do tipo *vane* triangular com matriz *counter-rotating* localizados sobre um aerofólio DU97-W-300, com diversos ângulos de ataque e utilizando Re de 2×10^6 , a partir de simulações CFD e aplicando o modelo de termo fonte

conhecido como o modelo jBAY para modelar os VGs. Eles analisaram as trajetórias verticais, o raio de meia-vida e vorticidade positiva média dos vórtices gerados pelos VGs. Os resultados obtidos em CFD se mostraram coerentes com os resultados experimentais, as simulações mostraram o atraso da separação do fluxo causado pelos VGs e as características dos vórtices foram coerentes com a lógica teórica esperada indicando que o método utilizado é promissor em estudos destes fenômenos.

Li, Yang e Wang (2019) exploraram o efeito da altura dos VGs (tipo *vane* triangular com matriz *counter-rotating*) em uma placa plana e a superfície do perfil aerodinâmico DU93-W-210 através de simulações CFD (modelo de turbulência Spalart-Allmaras) e testes em túnel de vento, com Re de 3×10^4 . Para isto, eles testaram diferentes alturas de VGs (6 alturas para análises em placa plana e 3 alturas para análises sobre um aerofólio) e, dentre seus resultados, perceberam que a intensidade do vórtice concentrado e a altura do VG apresentam uma relação logarítmica. Além disso, eles sugeriram que a altura do VG de $0,1\delta$ é a melhor opção quando o objetivo é aumentar o coeficiente de sustentação, e que a altura do VG de $0,66\delta$ é a melhor opção quando o objetivo é aumentar a relação sustentação-arrasto.

Zhu, Wang e Wu (2019) buscaram compreender o efeito dos VGs do tipo *vane* com matriz *counter-rotating* nas cargas aerodinâmicas instáveis das pás dos aerogeradores a partir de simulações em CFD aplicando as equações de Navier-Stokes com média de Reynolds instável (do inglês *Unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes equations* - URANS) do escoamento sobre o perfil aerodinâmico DU-97-W300 ($Re = 2 \times 10^6$) considerando as oscilações de *pitch*, movimento típico das condições instáveis de operação das turbinas eólicas. Nestas condições, também foram avaliadas a influência da altura dos VGs e a posição de sua instalação em relação a corda. Para isto, foram testadas cinco configurações de VGs, incluindo a utilização de duas linhas de VGs em posições diferentes em um mesmo arranjo. Os resultados mostraram que, em escoamentos sem *stall*, VGs com alturas menores e instalados mais a jusante do perfil ajuda a melhorar a eficácia de seus efeitos.

Zhu *et al.* (2020a) investigaram o *stall* dinâmico profundo do escoamento sobre o perfil aerodinâmico NREL S809 ($Re = 1 \times 10^6$ e velocidade do vento de 33,68 m/s) com VGs do tipo *vane* retangular com matriz *counter-rotating* de uma e duas fileiras a partir de simulações CFD aplicando o método URANS. Os VGs foram instalados sobre o aerofólio em arranjos com uma e duas linhas de VGs em relação a corda. Os resultados mostraram que os arranjos testados retardam a separação do fluxo e diminuem as flutuações nas forças aerodinâmicas quando o perfil está executando o movimento de *pitch*, o que sugere que os VGs podem ser utilizados para o controle de *stall* dinâmico. Eles também concluíram que o uso de duas linhas de VGs

conseguem gerar uma melhor estabilidade quando o aerofólio realiza seu movimento de rotação no eixo e aceleram a reconexão do fluxo.

Chillon *et al.* (2020) estudaram o desempenho aerodinâmico ($Re = 2 \times 10^6$ e velocidade do vento de 46,52 m/s) de um aerofólio DU97W300 com e sem VGs do tipo *vane* triangular com matriz *counter-rotating* a partir de simulações em CFD e discretizando os VGs pelo modelo de termo fonte jBAY. Os resultados mostraram que os VGs atuam de forma positiva no desempenho aerodinâmico do aerofólio e que o modelo jBAY apresenta boa precisão e eficiência.

Zhu *et al.* (2020b) continuaram suas pesquisas sobre o *stall* dinâmico profundo do escoamento sobre o perfil aerodinâmico NREL S809 ($Re = 1 \times 10^6$ e velocidade do vento de 33,68 m/s) com VGs do tipo *vane* retangular com matriz *counter-rotating* de uma e duas fileiras a partir de simulações CFD aplicando o método URANS. Neste estudo, os VGs também foram instalados sobre o aerofólio em arranjos com uma e duas linhas de VGs em relação a corda. Eles comprovaram o resultado dos seus estudos anteriores de que o uso de duas linhas de VGs é mais eficaz que o uso de apenas uma única linha de VGs no controle de *stall* dinâmico e observaram que quanto mais intenso for o *stall* dinâmico mais complexo o escoamento se torna, dificultando a ação dos VGs visto que eles podem acabar sendo totalmente submersos em vórtices de separação.

De Tavernier *et al.* (2021) realizaram um estudo experimental para analisar o efeito dos VGs em escoamentos transientes como o *stall* dinâmico, por exemplo. Para isto, o perfil aerodinâmico DU17DBD25 (projetado para turbinas eólicas de eixo vertical) com diferentes configurações de VGs do tipo *vane* com matriz *counter-rotating* e ângulos de ataque foi testado em túnel de vento em escoamento com movimento de inclinação senoidal, com $Re = 1 \times 10^6$. Os resultados mostraram que os VGs são capazes de influenciar significativamente as cargas instáveis do escoamento pois eles podem retardar ou até suprimir o *stall* dinâmico ou promoverem o início do *stall* dinâmico, dependendo da configuração utilizada.

Zhu *et al.* (2021) realizaram um estudo comparativo entre o escoamento do aerofólio NREL S809 e o fluxo da pá eólica NREL Fase VI para verificar a influência dos VGs em escoamentos rotativos. Foram utilizados 36 pares de VGs do tipo *vane* retangular com matriz *counter-rotating*, Simulações utilizando o modelo RANS totalmente resolvido e o modelo de turbulência $k-\omega$ SST foram realizadas com o objetivo de identificar as características dos escoamentos testados. O perfil aerodinâmico foi testado em diversos ângulos de ataque, $Re = 1 \times 10^6$ e velocidade de 33,68 m/s. Os resultados indicaram uma enorme diferença entre o

escoamento do aerofólio NREL S809 e da pá eólica NREL Fase VI causados pelos efeitos rotacionais.

Chen *et al.* (2021) estudaram duas modelagens que podem ser utilizadas para definir as posições dos termofontes que substituem os VGs em determinadas discretizações, o raio do núcleo do vórtice gerado, etc. em aerofólios de turbinas eólicas. As simulações foram conduzidas utilizando as equações RANS com modelo de turbulência $K\omega$ SST e o modelo de transição $\gamma - Re_{\theta t}$. Foi aplicado um algoritmo que considera as interações entre os pares de VGs para prever o desempenho da seção da pá. As simulações foram conduzidas utilizando perfil aerodinâmico DU91-W2-250 em diversos ângulos de ataques e velocidades, com VGs do tipo *vane* triangular e matriz *counter-rotating*. Os resultados, validados comparando com testes em túneis de vento, mostraram uma alta consistência entre a estrutura do vórtice, o perfil de velocidade acima da superfície da pá e a distribuição do c_p calculado pelos dois modelos, o que comprova a alta universalidade das abordagens propostas e demonstra o potencial do modelo apresentado.

Zhu *et al.* (2022) investigaram os efeitos do *stall* dinâmico do perfil aerodinâmico NREL S809 com VGs do tipo *vane* retangular com matriz *counter-rotating* e a rugosidade de ponta (equivalente ao grão de areia) com o objetivo de analisar os seus efeitos combinados. Para isto, foram realizadas simulações utilizando o modelo URANS totalmente resolvido e o modelo de turbulência $K\omega$ SST para um escoamento em regime transiente, com $Re = 1 \times 10^6$ e velocidade de vento de 33,7 m/s. Os resultados mostraram que a rugosidade de ponta é capaz de aumentar significativamente a energia cinética turbulenta do escoamento, enquanto que os VGs são capazes de controlar adequadamente o *stall* dinâmico e reduzir os efeitos adversos causados também pela rugosidade de ponta.

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

3.1 O ESCOAMENTO

Segundo (FOX *et al.*, 2014), (ÇENGEL e CIMBALA, 2007) os escoamentos podem ser classificados de diversas formas. São elas: viscoso ou não-viscoso, laminar ou turbulento, compressível ou incompressível, e interno ou externo.

3.1.1 Características viscosas

Para classificar um escoamento quanto à viscosidade, é necessário, inicialmente, entender o conceito desta propriedade. A viscosidade refere-se à capacidade de aderência do fluido, ou seja, é a habilidade do fluido de resistir ao escoamento causado por forças de atrito nas interfaces fluido-sólido ou nas interfaces entre as camadas de fluidos (ÇENGEL e CIMBALA, 2007). Vale salientar que não existem fluidos sem viscosidade, porém, existem situações que esta propriedade pode ser considerada desprezível. Dessa forma, quando o fluido apresenta efeitos de atrito expressivo, ele é considerado um fluido viscoso, contudo, quando este mesmo efeito pode ser considerado diminuto, o fluido é classificado como não viscoso, ou invíscido (ÇENGEL e CIMBALA, 2007) (WHITE, 2011).

De acordo com FOX *et al.* (2014), Çengel e Cimbala (2007) e White (2011), a viscosidade para um escoamento unidimensional pode ser definida pela Lei da viscosidade de Newton, mostrada na (1), onde os fluidos que obedecem a esta equação são conhecidos como fluidos newtonianos. Vale ressaltar ainda que a viscosidade pode variar de acordo com a temperatura e a pressão na qual o fluido está submetido.

$$\tau_{yx} = \mu \frac{du}{dy} \quad (1)$$

Em que:

τ_{yx} : tensão de cisalhamento [N/m²]

du/dy : taxa de deformação causada pela tensão [1/s]

μ : viscosidade absoluta (ou dinâmica) [N.s/m²]

Além das forças viscosas, os corpos submersos em fluidos viscosos como o ar, por exemplo, estão sujeitos a ação de forças de pressão geradas pelo movimento relativo entre o fluido e o objeto, porém, o grau de importância dessas duas forças varia de acordo com as características do escoamento (FOX *et al.*, 2014) (ÇENGEL e CIMBALA, 2007). A (2) é conhecida como Número de Reynolds, Re , um número adimensional que é utilizado para verificar o grau de influência das forças de pressão e viscosas no escoamento (FOX *et al.*, 2014).

$$Re = \frac{\text{forças de pressão}}{\text{forças viscosas}} = \rho \frac{VL}{\mu} = \frac{VL}{\nu} \quad (2)$$

Em que:

Re : Número de Reynolds []

ρ : massa específica [kg/m^3]

V : velocidade do escoamento [m/s]

L : comprimento característico [m]

μ : viscosidade dinâmica do fluido [N.s/m^2]

ν : viscosidade cinemática ($\nu = \rho/\mu$) [m^2/s]

Assim, se Re for grande, os efeitos de pressão prevalecem no escoamento diante das forças viscosas. No entanto, se o Re for pequeno, os efeitos viscosos são mais expressivos e dominam o escoamento. Por fim, caso o Re seja mediano, não é possível tomar conclusões sobre os efeitos predominantes no escoamento.

Vale ressaltar, ainda, que, mesmo nos casos em que as forças viscosas são desprezíveis, ela ainda possui um papel importante no escoamento (FOX *et al.*, 2014). Descoberta por Prandtl, a “condição de não escorregamento” propõe que, mesmo quando os efeitos de viscosidades podem ser considerados desprezíveis, sempre existirá uma região do escoamento onde o atrito se torna importante, uma vez que a velocidade do escoamento na superfície de um corpo em contato com um fluido escoando é sempre zero e cresce rapidamente à medida que o fluido se afasta da superfície. Esta região onde a velocidade sofre influência da superfície é denominada camada limite viscosa (FOX *et al.*, 2014).

O Número de Reynolds, definido na (2), também pode ser utilizado para verificar se o escoamento é laminar, turbulento ou apresenta uma transição entre os dois comportamentos, que é denominada transitório (ÇENGEL e CIMBALA, 2007).

Segundo Fox *et al.* (2014), é dito como escoamento laminar àquele em que as partículas de fluido se movem em camadas (lâminas) que não se misturam entre si, ou seja, o seu comportamento ocorre de forma unidimensional. Por conseguinte, é dito como escoamento turbulento aquele em que as partículas de fluido se movem de modo a ocorrer uma mistura entre as camadas do escoamento, ou seja, o fluido se move de maneira tridimensional devido à presença de flutuações aleatórias do campo de velocidade.

Desse modo, se o escoamento apresentar baixo Número de Reynolds, ele é considerado laminar, porém, se apresentar alto Número de Reynolds, ele é considerado turbulento. Para Número de Reynolds considerados intermediários, o escoamento é classificado como de transição (FOX *et al.*, 2014).

Vale ressaltar que, em muitos casos, escoamentos turbulentos são indesejáveis, porém, em situações como a utilização de *Vortex Generators* para controle de camada limite ou misturadores industriais, esse fenômeno torna-se extremamente importante.

Além disso, é importante dizer que o comprimento característico utilizado no cálculo do Número de Reynolds corresponde ao comprimento na direção do escoamento onde a camada limite se desenvolve ou a alguma medida de espessura da camada limite. Em casos de análise de aerofólios, por exemplo, o comprimento característico presente na equação refere-se a corda do perfil aerodinâmico (FOX *et al.*, 2014).

3.1.2 Compressibilidade

Os escoamentos são considerados incompressíveis quando a massa específica não sofre variações significativas, diferentemente, os escoamentos considerados compressíveis sofrem variações importantes. Exemplos clássicos desses tipos de escoamentos são o ar, que é considerado um fluido compressível, e a água, que, à pressão atmosférica, é considerada um fluido incompressível (FOX *et al.*, 2014).

Quanto aos escoamentos de gases, eles também podem ser classificados como incompressíveis, desde que a velocidade do escoamento seja pequena em relação a velocidade do som (FOX *et al.*, 2014). A (3) é denominada Número de Mach, um número adimensional que relaciona as velocidades do escoamento e do som.

$$M = \frac{V}{C} \quad (3)$$

Em que:

M: número de Mach [adm]

V: velocidade do escoamento [m/s]

C: velocidade do som (346 m/s no ar a temperatura ambiente e no nível do mar) [m/s]

Quando $M < 0,3$, a variação da massa específica é menor que 5% e o escoamento gasoso pode ser considerado incompressível. Da mesma forma, quando $M > 0,3$, o escoamento gasoso pode ser considerado compressível (FOX *et al.*, 2014).

Ainda em relação a velocidade, o Número de Mach também é utilizado para classificar o escoamento do fluido da seguinte forma: se $M < 1$, o escoamento é subsônico; se $M = 1$, o escoamento é sônico; e se $M > 1$, o escoamento é classificado como supersônico. Esta classificação refere-se a magnitude da velocidade, sendo os escoamentos subsônicos referente a escoamentos mais lentos e os escoamentos supersônicos mais acelerado (ÇENGEL e CIMBALA, 2007).

3.1.3 Escoamentos internos e externos

Um escoamento é considerado interno quando ele acontece de forma confinada, cercado por superfícies sólidas. Exemplos deste tipo de escoamento são os escoamentos em dutos, tubos, bocais, difusores, válvulas, bombas, compressores, etc. (ÇENGEL e CIMBALA, 2007) (FOX *et al.*, 2014).

De forma análoga, o escoamento é classificado como externo quando o corpo sólido está submerso no fluido, ou seja, o escoamento do fluido não ocorre de forma confinada por superfícies sólidas. Exemplos deste tipo de escoamentos são canais de irrigação, escoamentos em asas de aviões, escoamentos em pás de turbinas eólicas, escoamentos em automóveis, etc. (ÇENGEL e CIMBALA, 2007) (FOX *et al.*, 2014).

3.1.4 A camada limite de velocidade

Em 1904, um estudioso alemão chamado Ludwig Prandtl deu origem ao conceito de camada limite. Suas descobertas garantiram justificativas matemáticas para lacunas até então existentes no ramo da mecânica dos fluidos (FOX *et al.*, 2014).

Em seus estudos, Prandtl demonstrou que os escoamentos viscosos podem ser divididos em duas regiões. A primeira delas está localizada na região mais afastada das

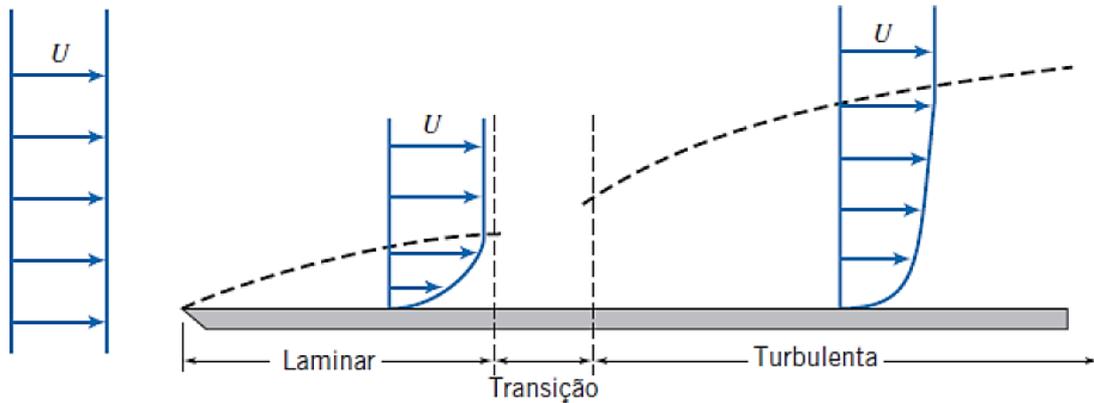
fronteiras sólidas e é caracterizada pela grande importância dos efeitos causados pelas forças de pressão e que tornam desprezíveis os efeitos viscosos. A segunda região diz respeito a região mais próxima às fronteiras sólidas e caracteriza-se pelo alto grau de importância tanto dos efeitos das forças de pressão como dos efeitos viscosos. É esta fina região próxima a superfícies sólidas que é conhecida como camada limite (ÇENGEL e CIMBALA, 2007) (FOX *et al.*, 2014). É possível perceber, ainda, que o Número de Reynolds, definido anteriormente, também possui um alto grau de importância na caracterização do escoamento da camada limite pois ele relaciona os efeitos (viscosos e de pressão) que circundam esse conceito (FOX *et al.*, 2014).

Devido a sua simplicidade, o escoamento em placa plana é utilizado para exemplificar estudos acerca da camada limite em escoamentos sobre fronteiras sólidas. Nesta situação, considera-se um escoamento incompressível e em regime permanente. Além disso, é utilizada uma velocidade U e uma pressão p constantes fora da camada limite, com um gradiente de pressão zero (FOX *et al.*, 2014). A **Figura 4** ilustra o desenvolvimento da camada limite no escoamento em uma placa plana (não obedece a escala real na direção vertical).

Pela figura, nota-se que a camada limite inicia de forma laminar e perdura por uma curta distância até atingir a região de transição, onde o escoamento apresenta características laminares e turbulentas simultaneamente, e, em seguida, torna-se completamente turbulento (FOX *et al.*, 2014).

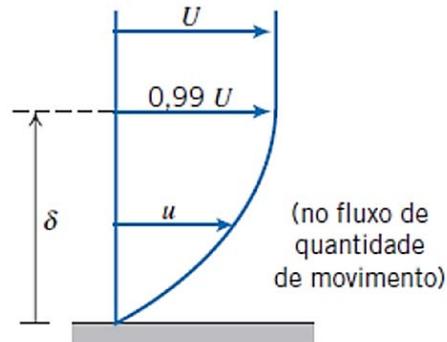
É importante compreender também que definir a espessura da camada limite não é algo trivial e não podemos conceituá-la apenas como a distância da superfície sólida até o local onde a velocidade u é a velocidade da corrente livre, U (FOX *et al.*, 2014). Por esta razão, surgiram várias formas de quantificar a espessura da camada limite. Dentre elas, a definição mais utilizada é o conceito de “espessura da perturbação”, δ , ou simplesmente espessura da camada limite. Nessa definição, a espessura da camada limite é definida como a distância da superfície até o local onde a velocidade do escoamento representa 99% da velocidade da corrente livre (FOX *et al.*, 2014) (ÇENGEL e CIMBALA, 2007). A **Figura 5** esquematiza como definir a espessura da camada limite utilizando o conceito de espessura de perturbação.

Figura 4 - Desenvolvimento da camada limite no escoamento sobre uma placa plana¹.



Fonte: Fox *et al.* (2014).

Figura 5 - Espessura da camada limite utilizando a definição de espessura de perturbação.



Fonte: Fox *et al.* (2014).

Para geometrias simples, é possível encontrar na literatura equações que ajudam a simplificar a identificação da espessura da camada limite, como é o caso da placa plana já mencionada. Neste caso, a δ de um escoamento turbulento pode ser definida a partir da Lei de Potência 1/7. A (4) mostra a definição de δ para um escoamento turbulento sobre uma placa plana utilizando a Lei de Potência $1/7$ (ÇENGEL e CIMBALA, 2007).

$$\frac{\delta}{x} = \frac{0,16}{Re^{1/7}} \quad (4)$$

Em que:

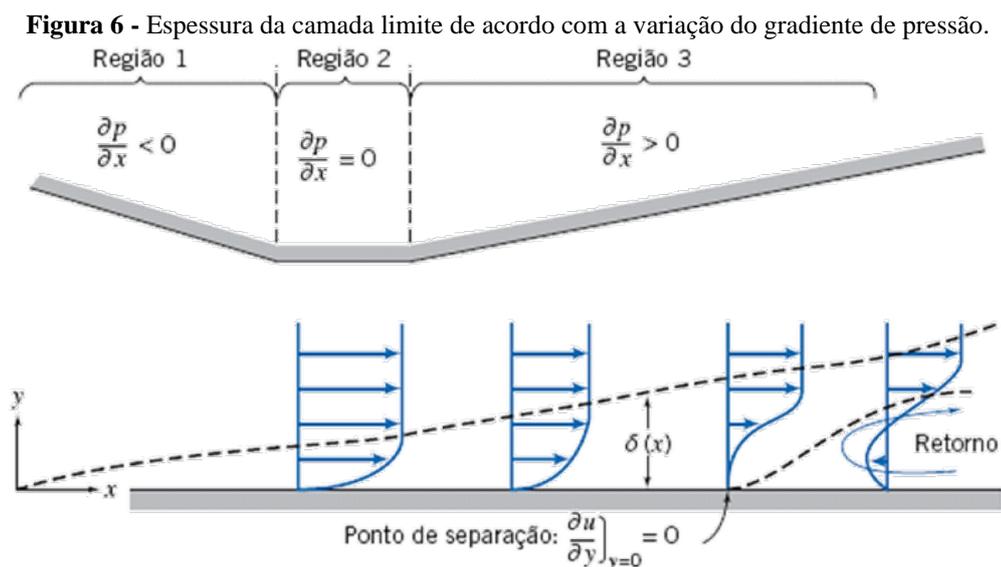
x: posição da placa plana onde se está medindo δ , na direção do escoamento [m]

¹ Não obedece a escala real

Quanto a distribuição de pressões, um gradiente de pressão é considerado favorável quando as pressões que agem sobre um corpo tendem a operar contra a diminuição da velocidade das partículas de fluido, ou seja, as pressões diminuem no sentido do escoamento ($\frac{\partial p}{\partial x} < 0$). Isso acontece quando a velocidade da corrente livre cresce com o decorrer da posição, como é o caso de bocais com altos ângulos de incidência (Região 1 da **Figura 6**) (FOX *et al.*, 2014).

Para o caso de gradiente de pressão zero, a pressão e a velocidade da corrente livre são constantes e o diagrama de pressão e velocidade se mantém constante durante todo o escoamento, como é o caso dos escoamentos uniformes (Região 2 da **Figura 6**). A placa plana é um exemplo de superfície que apresenta escoamento uniforme (FOX *et al.*, 2014).

Por fim, um gradiente de pressão é considerado adverso quando as pressões crescem no sentido do escoamento ($\frac{\partial p}{\partial x} > 0$) e gera uma diminuição da velocidade das partículas de fluido com intensidade maior que a causada apenas pelo atrito na camada-limite, como é o caso perfis aerodinâmicos com altos ângulos de ataque e em difusores com altos ângulos de incidência (Região 3 da **Figura 6**) (FOX *et al.*, 2014). Nesta situação, se o gradiente de pressão adverso for bastante intenso, as partículas fluidas em movimento podem ser levadas ao repouso e forçadas a se distanciarem da superfície do objeto, um fenômeno conhecido como “separação do escoamento” ou “esteira” (FOX *et al.*, 2014).



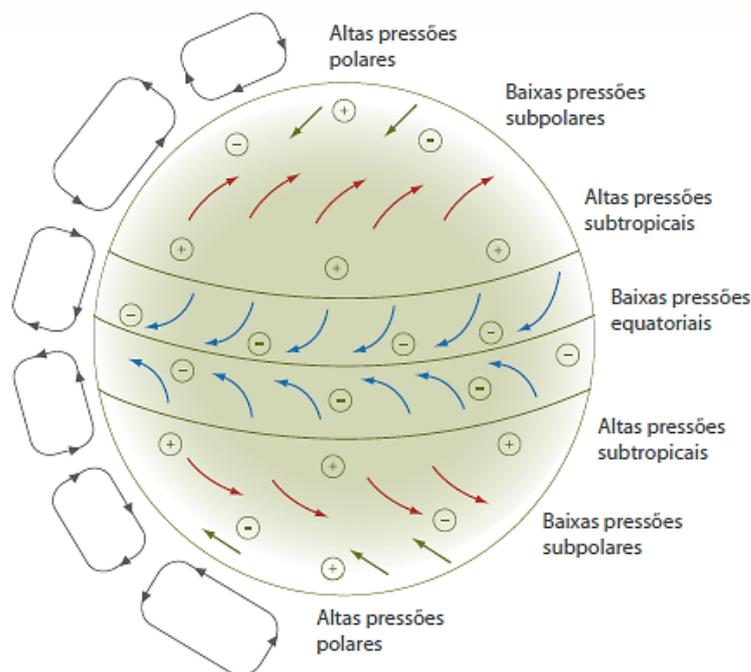
Fonte: Fox *et al.* (2014).

3.2 ASPECTOS GERAIS SOBRE ENERGIA EÓLICA

3.2.1 O vento

A energia eólica está diretamente ligada à radiação solar pois os ventos são formados a partir do aquecimento não uniforme da superfície do planeta terra que, por sua vez, é causada pelas diferentes orientações dos raios solares e pela movimentação da terra (RODRIGUES, 2011). De forma prática, esse aquecimento não uniforme da atmosfera provoca gradientes de pressão atmosférica diferentes que causam a movimentação das massas de ar de uma região com maior gradiente de pressão para uma região com menor gradiente de pressão (CUSTÓDIO, 2013). Apenas cerca de 3% a 5% da radiação solar é convertida em energia cinética e, conseqüentemente, influencia diretamente nas massas de ar do planeta (PINTO, 2013). A **Figura 7** mostra as regiões de baixa e alta pressão no planeta.

Figura 7 - Distribuição geral das regiões de baixa e alta pressão no planeta terra.



Fonte: Rodrigues (2011).

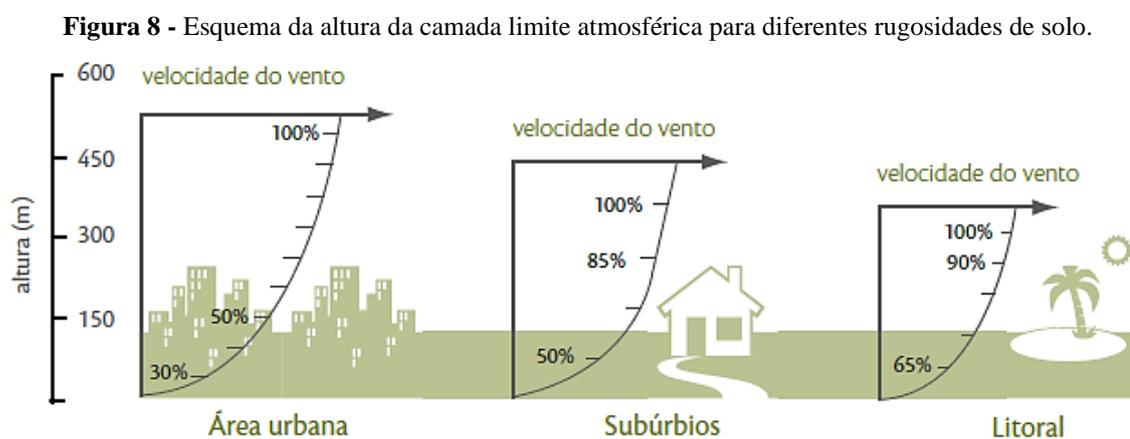
3.2.2 A camada limite Atmosférica

A atmosfera é apenas um dos cinco componentes do sistema climático global, juntamente com a hidrosfera, criosfera, biosfera e litosfera. Uma das subcamadas da atmosfera é a troposfera, que corresponde a cerca de 80% do peso da atmosfera e é onde ocorre a maioria dos fenômenos meteorológicos (PINTO, 2013). Ela apresenta, em média, 12 km de espessura,

porém pode apresentar cerca de 17 km em regiões tropicais e 7 km nas regiões dos polos (PINTO, 2013). Além disso, é em sua porção mais próxima a superfície terrestre que está localizada a camada limite atmosférica (PINTO, 2013) (CUSTÓDIO, 2013).

A camada limite atmosférica obedece aos mesmos conceitos tratados na **Seção 3.1.4**. Neste caso, o fluido de trabalho é o vento e a superfície terrestre age como uma placa plana com sua rugosidade formada pelos corpos presentes nela (prédios, árvores, montanhas, etc.). É na camada limite atmosférica que ocorrem as correntes de ar, derivadas do atrito entre o vento e a superfície do planeta (PINTO, 2013). Vale salientar, ainda, que a camada limite atmosférica apresenta uma espessura de cerca de algumas centenas de metros, porém, pode atingir até 3 km de altura (PINTO, 2013) (CUSTÓDIO, 2013).

É o vento da camada limite atmosférica, principalmente até 200 m de altura do solo, que é de interesse no ramo da energia eólica e deve ser analisada perante os efeitos causados pelos obstáculos inseridos no solo, que atuam como geradores de turbulência no vento (CUSTÓDIO, 2013). A **Figura 8** exemplifica de forma esquemática a altura da camada limite atmosférica para três rugosidades de solos diferentes.



Fonte: Rodrigues (2011).

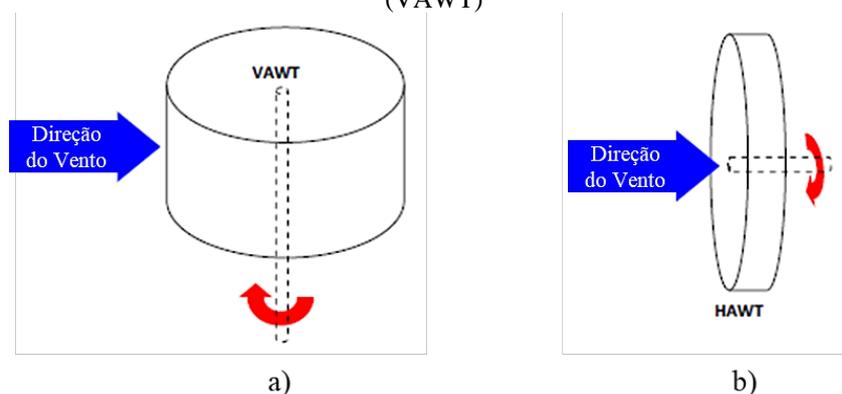
3.2.3 Turbinas eólicas

As turbinas eólicas podem ser definidas como máquinas capazes de converter a energia presente nos ventos em energia elétrica. É possível dividir este processo em duas partes. A primeira parte diz respeito a interação aerodinâmica entre o vento e as pás do rotor, que converte parte da energia cinética do vento em energia mecânica nas pás. A segunda parte refere-se a conversão da energia mecânica, gerada na primeira parte do processo, em energia elétrica a partir do acoplamento do eixo do rotor com o gerador elétrico (GASCH e TWELE,

2012) (ANEEL - AGÊNCIA NACIONAL DE ENERGIA ELÉTRICA, 2008). Vale ressaltar que apenas a primeira parte do processo é de interesse desta pesquisa.

Quanto a sua classificação, uma das formas mais comuns diz respeito ao eixo de rotação do rotor. Uma turbina eólica é dita como de eixo horizontal (do inglês, *Horizontal Axis Wind Turbine* - HAWT) quando o rotor apresenta um eixo de rotação paralelo ao solo. De forma semelhante, uma turbina eólica é dita como de eixo vertical (do inglês, *Vertical Axis Wind Turbine* - VAWT) quando o rotor apresenta um eixo de rotação perpendicular ao solo (SCHUBEL e CROSSLEY, 2012). A **Figura 9** apresenta um esquema que caracteriza as HAWT e as VAWT. Vale ressaltar que ambas disposições possuem características próprias, além da supracitada.

Figura 9 - Esquema: a) Turbinas Eólicas de Eixo Horizontal (HAWT); b) Turbinas Eólicas de Eixo Vertical (VAWT)



FONTE: Adaptado de Schubel e Crossley (2012).

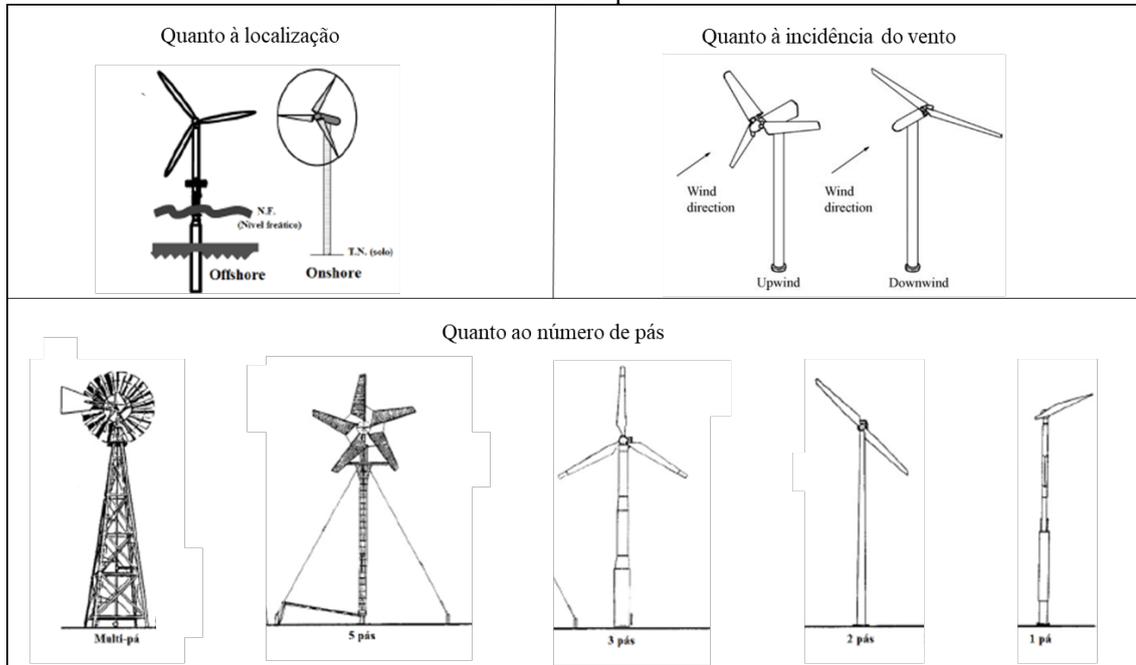
É nítida a predominância do uso de HAWT no mercado da energia eólica de grande porte, ele é o arranjo mais utilizado pela maioria das grandes empresas do segmento. Isto se deve, principalmente, ao grande avanço que ela vem apresentando quanto aos seus mecanismos de controle do rotor (*pitch* e *yaw*) (SCHUBEL e CROSSLEY, 2012) (INESTROZA, 2017).

3.2.3.1 Turbinas Eólicas de Eixo Horizontal (HAWT)

As Turbinas Eólicas de Eixo Horizontal podem ser classificadas de diversas formas e utilizando diversos parâmetros como referência. Dentre as principais estão a classificação quanto à capacidade produtiva (grande, médio e pequeno porte), quanto a localização de instalação (*on-shore* e *off-shore*), quanto ao acionamento (por arrasto ou por sustentação), quanto ao número de pás (1, 2, 3, multipás), quanto à incidência do vento (*upwind* ou *downwind*) (INESTROZA, 2017) (ANEEL - AGÊNCIA NACIONAL DE ENERGIA

ELÉTRICA, 2002) (ANEEL - AGÊNCIA NACIONAL DE ENERGIA ELÉTRICA, 2005). A **Figura 10** exemplifica algumas das classificações de uma HAWT.

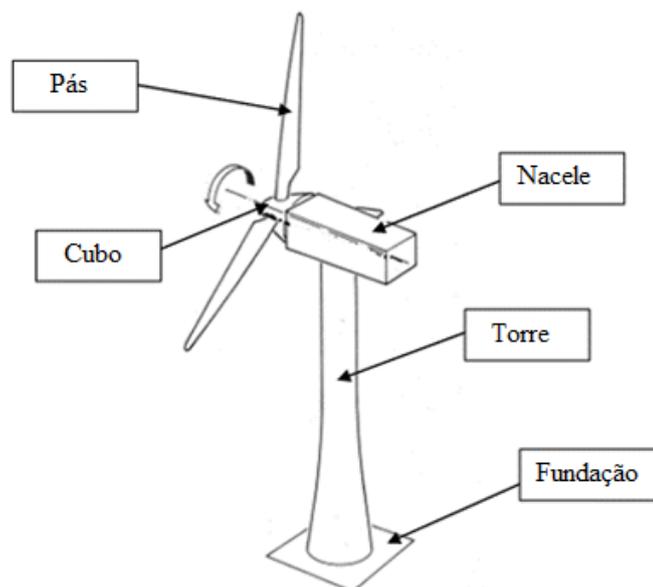
Figura 10 - Classificação das HAWT quanto à localização, à incidência do vento, ao posicionamento e ao número de pás.



Fonte: Adaptado de Gasch e Twele (2012), Schubel e Crossley (2012) e Manwell *et al.* (2009).

De maneira geral as HAWT são compostas por quatro partes principais: o rotor (cubo e pás), a nacela, a torre e a fundação, como mostrado na **Figura 11**.

Figura 11 - Componentes principais de uma Turbina Eólica de Eixo Horizontal.



Fonte: Inestroza (2017).

- Rotor: Constituído pelas pás, cubo e eixo, é onde a energia cinética do vento é captada e convertida em energia rotacional mecânica. Estes componentes são considerados os de maior importância em relação ao desempenho do equipamento e ao custo de fabricação total. (MANWELL, MCGOWAN e ROGERS, 2009) (DUTRA, 2007).

- Nacele: Montada acima da torre e constituída pelo sistema de transmissão, caixa multiplicadora (dispensável para alguns fabricantes), eixo de alta velocidade e gerador elétrico, além dos componentes relacionados ao controle e medição do vento (MANWELL, MCGOWAN e ROGERS, 2009).

- Torre: Possui função estrutural e é um item de elevado custo inicial. É responsável pela sustentação e posicionamento do rotor e da nacele na altura adequada. A torre também tem o importante papel de manter a estabilidade da turbina eólica e influencia a geração de energia do equipamento (MANWELL, MCGOWAN e ROGERS, 2009) (DUTRA, 2007).

- Fundação: Possui função estrutural e é responsável pela dissipação dos carregamentos da torre no solo, mesmo em condições extremas de operação (MANWELL, MCGOWAN e ROGERS, 2009).

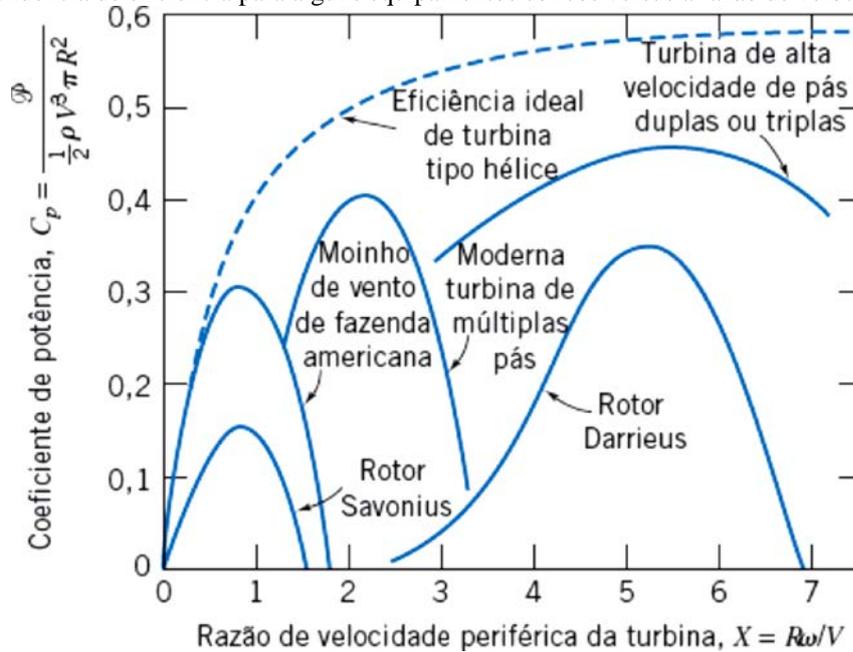
Em HAWTs de pequeno porte, é comum encontrar o sistema de controle por *stall* passivo. Ele funciona como uma resposta à altas velocidades de vento e tem a função de manter o equipamento dentro da sua faixa operacional de projeto, mesmo em condições climáticas extremas (DUTRA, 2007).

Este sistema consiste em projetar a pá eólica com ângulos de ataque fixos em toda a sua envergadura de modo que, à medida que a velocidade do vento aumenta e atinge valores acima da velocidade nominal, ocorre o descolamento do escoamento na pá, provocando a perda de sustentação e aumento de arrasto. Desse modo, o equipamento se mantém em sua faixa adequada de trabalho (INESTROZA, 2017) (DUTRA, 2007).

Outra característica importante diz respeito à capacidade de conversão de energia cinética do vento em trabalho de eixo. É sabido que, fisicamente, nenhuma máquina real é capaz converter 100% de sua energia em outra forma de energia, sem gerar perdas (MANWELL, MCGOWAN e ROGERS, 2009). O Limite de Betz diz que “não mais de 59,3% da energia cinética do fluido, contido em um tubo de corrente de mesma área transversal de um rotor, pode ser convertida em trabalho útil por este rotor” e está relacionado ao coeficiente de potência, c_p . Desse modo, nenhum aerogerador é capaz de produzir c_p acima de 0,593 (KUIK, SØRENSEN e OKULOV, 2015). A **Figura 12** Erro! Fonte de referência não encontrada. mostra a tendência

de eficiência para alguns equipamentos eólicos *versus* a razão de velocidade periférica. Além disso, ela identifica a linha que define o limite de Betz (eficiência ideal de turbina tipo hélice).

Figura 12 - Tendência de eficiência para alguns equipamentos eólicos versus a razão de velocidade periférica.



Fonte: (FOX *et al.*, 2014).

3.2.3.2 Aerodinâmica de pás de turbinas eólicas

As pás eólicas são alguns dos principais componentes de uma turbina eólica. Ela tem a função de captar a energia presente no vento para, posteriormente, ser convertida em energia mecânica e elétrica (RIVKIN, TOOMEY e SILK, 2013).

Elas são constituídas por perfis aerodinâmicos que garantem a superfície da pá uma geometria capaz de gerar forças mecânicas causadas pela interação entre o objeto e o fluido em que ele está inserido. São essas forças que, projetadas corretamente, garantem um melhor desempenho na captação de energia cinética para posterior conversão (MANWELL, MCGOWAN e ROGERS, 2009).

Um perfil aerodinâmico pode ser dividido em quatro regiões principais (ROCHA, 2019) (INESTROZA, 2017). São elas:

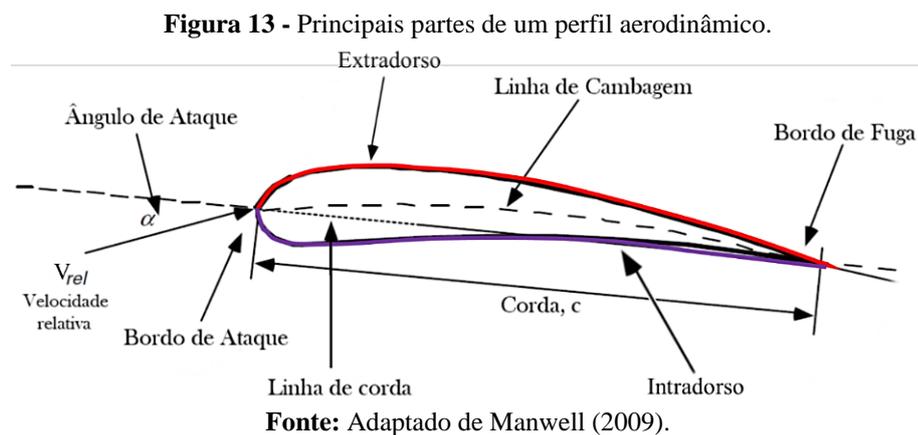
- Bordo de ataque: ponto mais adiante do perfil aerodinâmico.
- Bordo de fuga: ponto mais posterior do perfil aerodinâmico.
- Intradorso: superfície inferior do perfil aerodinâmico.
- Extradorso: superfície superior do perfil aerodinâmico.

Outros conceitos importantes acerca dos perfis aerodinâmicos são (ROCHA, 2019):

- Linha de cambagem: é a linha média que passa entre o intradorso e o extradorso do perfil aerodinâmico. Inicia no bordo de ataque e encerra no bordo de fuga
- Linha de corda: é a linha reta que liga o bordo de ataque ao bordo de fuga do perfil aerodinâmico.
- Corda (c): é a distância entre o bordo de ataque e o bordo de fuga do perfil aerodinâmico.
- Ângulo de ataque (α): é o ângulo formado entre a velocidade relativa do vento (V_{rel}) e a linha da corda.

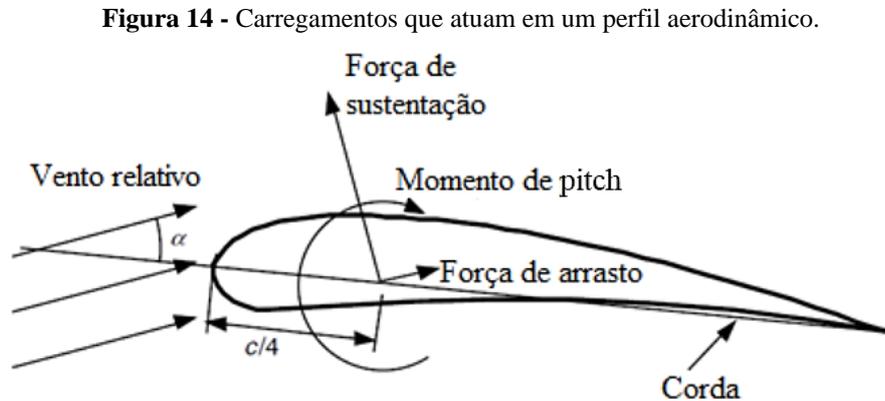
A **Figura 13** mostra o esquema de um perfil aerodinâmico e identifica suas principais partes.

Quando o fluido passa pelo perfil aerodinâmico, ele gera uma distribuição de pressão diferente nas superfícies superiores e inferiores do aerofólio, além de tensões de cisalhamento entre o fluxo e a superfície do perfil. Essa diferença de pressão gera um desbalanceamento no carregamento no aerofólio causando o surgimento de uma força mecânica e de um momento de *pitch* que agem no centro aerodinâmico do perfil, localizado na posição um quarto da corda, $c/4$, a partir do bordo de ataque (MANWELL, MCGOWAN e ROGERS, 2009).



Esta força pode ser decomposta em duas componentes, conhecidas como força de sustentação (F_L) e força de arrasto (F_D). A força de sustentação é a componente que age na direção normal a velocidade relativa do vento, a força de arrasto é a componente que age na direção paralela a velocidade relativa do vento, e o momento de *pitch* é o momento que age no eixo perpendicular à seção transversal do aerofólio (MANWELL, MCGOWAN e ROGERS,

2009) (ÇENGEL e CIMBALA, 2007). A **Figura 14** mostra os carregamentos que atuam em um perfil aerodinâmico.



Fonte: Adaptado de Manwell (2009).

Em muitas situações, utilizar as forças de sustentação e de arrasto como parâmetro de comparação torna-se problemático. Por essa razão, tornou-se conveniente utilizar parâmetros adimensionais que descrevam estas características para cada corpo analisado. Estes parâmetros adimensionais são conhecidos como coeficiente de sustentação, C_L , e coeficiente de arrasto, C_D (ÇENGEL e CIMBALA, 2007). A (5) e (6) mostram como são definidos os C_L e C_D , respectivamente.

$$C_L = \frac{2 F_L}{\rho V^2 A_{ref}} \quad (5)$$

$$C_D = \frac{2 F_D}{\rho V^2 A_{ref}} \quad (6)$$

Em que:

C_L : Coeficiente de sustentação [adm]

C_D : Coeficiente de arrasto [adm]

F_L : Força de sustentação [N]

F_D : Força de arrasto [N]

ρ : massa específica [kg/m^3]

V : Velocidade do vento [m/s]

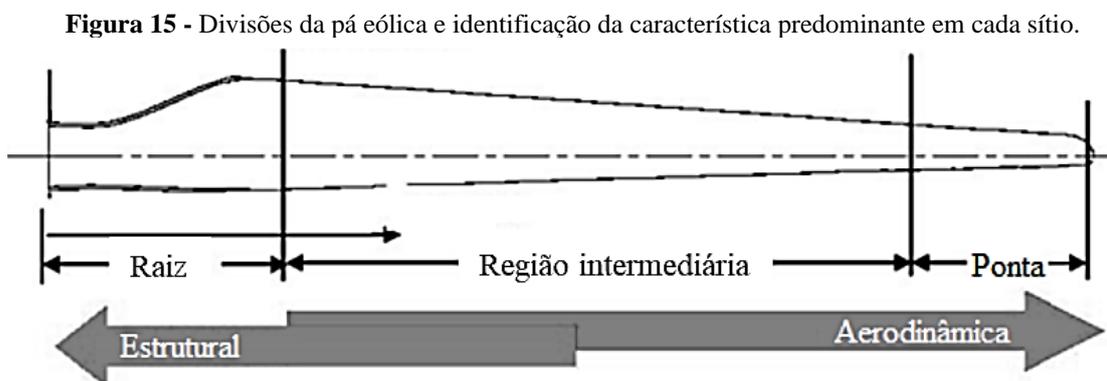
A_{ref} : Área de referência [m^2]

Segundo Çengel e Cimbala (2007) e White (2011), a área de referência por ser classificada em três tipos:

- Área frontal: é a área projetada sobre um plano normal à direção do escoamento. Utilizada, principalmente, para corpos espessos e rombudos como esferas, mísseis e projéteis.
- Área planificada: é a área projetada sobre um plano paralelo ao escoamento. Muito utilizada para corpos delgados como os aerofólios.
- Área molhada: é a área que corresponde a toda a superfície do corpo que está em contato com o fluido de trabalho. Bastante utilizada para navios e barcaças.

Com o objetivo de se alcançar o máximo aproveitamento das pás eólicas, é comum que o seu projeto seja composto por mais de um perfil aerodinâmico ao longo de sua envergadura para se obter o maior valor possível da relação C_L/C_D . Isto acarreta o aparecimento de torções ao longo da envergadura da pá para que este parâmetro se mantenha adequado (SCHUBEL e CROSSLEY, 2012).

De acordo com Schubel e Crossley (2012) As pás eólicas podem ser divididas em três sítios de acordo com suas características estruturais e aerodinâmicas. A **Figura 15** mostra as divisões da pá eólica e identifica qual a característica predominante em cada sítio.



Fonte: Adaptado de Schubel e Crossley (2012).

- Raiz da pá: apresenta grandes de carregamentos, além de baixas velocidades ocasionadas pelo seu pequeno raio de giro. Ainda devido às suas baixas velocidades, possui baixa sustentação e elevados valores de corda. É formada por aerofólios muito espessos para garantir integridade estrutural, o que acarreta um baixo desempenho aerodinâmico.

- Zona intermediária da pá: apresenta um melhor desempenho aerodinâmico em relação à raiz da pá. É composta por aerofólios mais finos que possuem maiores valores de C_L e menores valores C_D .

- Ponta da pá: apresenta o melhor desempenho aerodinâmico de toda a pá e possui altas velocidades. Os aerofólios são utilizados de modo a reduzir o ruído e as perdas de ponta de asa.

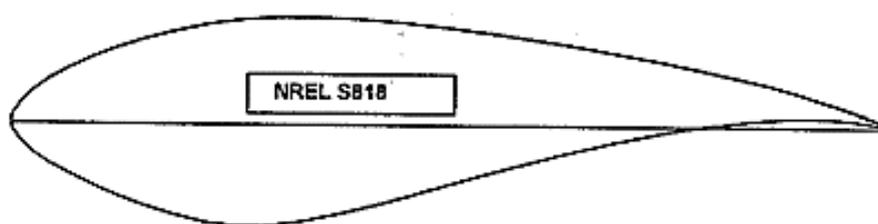
3.2.3.3 Principais Famílias de Aerofólios

a) Família NREL

Criados pelo Laboratório Nacional de Energias Renováveis dos Estados Unidos (do inglês *National Renewable Energy Laboratory* – NREL), tinham como objetivo reduzir as perdas de energia causada pelos efeitos de rugosidade, que é proporcional à redução do coeficiente de sustentação máxima, quando aplicadas em HAWT (TANGLER e SOMERS, 1995).

Quanto a nomenclatura utilizada para identificar os perfis aerodinâmicos, a NREL utiliza o padrão SXXX, onde XXX varia de 801 a 835 (NATIONAL RENEWABLE ENERGY LABORATORY - NREL, 2012). A **Figura 16** mostra um exemplo de aerofólio da família NREL, o S818.

Figura 16 - Exemplo de aerofólio da família NREL, o S818.



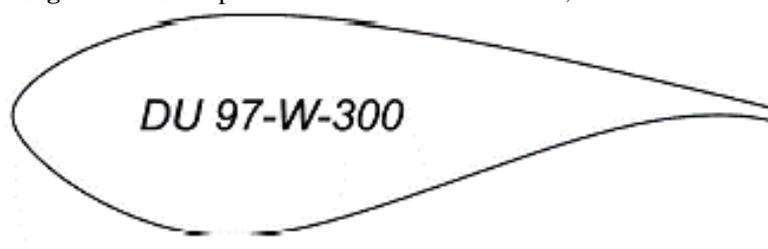
Fonte: Tangler e Somers (1995).

b) Família Delft (DU)

Os aerofólios dessa família são desenvolvidos pelo *Delft University Wind Energy Research Institute*. Criados utilizando o código XFOIL, a proposta desses novos perfis aerodinâmicos era manter a capacidade de reduzir as perdas de energia causada pelos efeitos de rugosidade, ao mesmo tempo em que se buscava melhorar a estabilidade estrutural por meio do aumento da espessura do perfil (TIMMER e VAN ROOIJ, 2003).

A identificação dos seus aerofólios geralmente obedece ao padrão DU YY-W-XXX. Nele, o DU significa *Delft University*; os YY representam os dois últimos dígitos do ano em que ele foi projetado; o W indica que foi projetado para a energia eólica, diferindo dos projetados para veleiros e aviação; e os XXX indicam da espessura máxima do aerofólio, em porcentagem da corda, multiplicado por 10 (TIMMER e VAN ROOIJ, 2003). A **Figura 17** mostra um exemplo de aerofólio da família Delft, o DU 97-W-300.

Figura 17 - Exemplo de aerofólio da família Delft, o DU-97-W-300.



Fonte: Timmer e Van Rooij (2003).

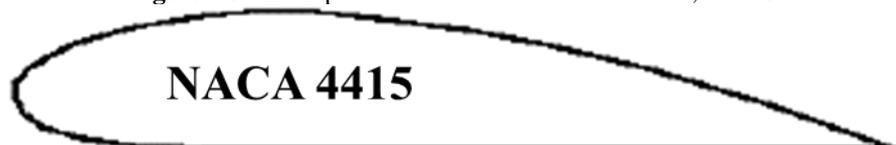
c) Família NACA

Desenvolvidos pela *National Advisory Committee for Aeronautics* – NACA, por volta de 1930, os perfis dessa família foram pensados inicialmente para a aviação e passaram por diversos testes em túnel de vento (NASA, 2017) (LADSON e BROOKS JR., 1975).

Sobre sua nomenclatura, o principal padrão utilizado para nomear aerofólios é o NACA XXXX, que representa as características geométricas do perfil aerodinâmico. Nesta nomenclatura, o primeiro X indica o valor máximo da linha médio no eixo y em porcentagem da corda, o *camber*; o segundo X representa a distância do bordo de fuga do perfil até o local com a curvatura máxima, em décimos de corda; o terceiro e o quarto X indicam a espessura do aerofólio em porcentagem da corda (ABBOTT, VON DOENHOFF e STIVERS JR., 1945).

O perfil NACA 4415 (**Figura 18**) é um exemplo de aerofólio dessa família. Pela sua nomenclatura, ele possui uma curvatura de 4% com altura máxima na posição 0,4 da corda a partir do bordo de ataque, e 15% de espessura.

Figura 18 - Exemplo de aerofólio da família NACA, o 4415.



Fonte: Vardar E Eker (2004).

Vale ressaltar que os perfis com nomenclatura iniciando com dois dígitos nulos referem-se a perfis simétricos, como o NACA 0010 (ABBOTT, VON DOENHOFF e STIVERS JR., 1945).

A classe NACA XXXX possui algumas vantagens em relação às outras classes dessa família. Eles possuem boas características de *stall*, porém, apresentam coeficiente de sustentação máximo relativamente baixo, altos valores de C_D e alto momento de *pitch*. Apesar disso, eles são utilizados em diversas aplicações, além da aviação, e apresentam ótimo desempenho (SÁNCHEZ, 2013).

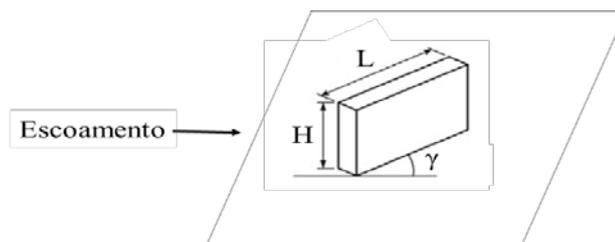
Classes como o NACA 44XX, NACA 23XX, NACA 63XXX e NASA LS foram bastante utilizadas em turbinas eólicas de eixo horizontal. No entanto, elas apresentam uma perda de desempenho causado pelos efeitos da rugosidade que são gerados devido a contaminação do bordo de ataque (TANGLER e SOMERS, 1995).

3.3 VORTEX GENERATORS

Devido as grandes perdas de energia associada a separação da camada limite, é cada vez mais importante o controle desse fenômeno em diversas aplicações da mecânica dos fluidos (HAINES, 1998) (GAD-EL-HAK e BUSHNELL, 1991). Por este motivo, surgiram dispositivos capazes de retardar ou remover a separação da camada limite com o objetivo de melhorar o desempenho aerodinâmico de determinados corpos, muitas vezes, com baixo custo (LIN, 2002).

Os primeiros estudos acerca dos *Vortex Generators* (VG) surgiram na década de 40, quando Taylor (1947) (1948a) (1948b) aplicou estes dispositivos em difusores buscando retardar a separação do fluxo a partir do princípio de mistura dos VGs. Ele também levantou algumas informações sobre o projeto dos VGs para difusores a partir deste mesmo princípio e publicou um relatório técnico contendo um resumo sobre os VGs (TAYLOR, 1950). A **Figura 19** mostra o esquema do VG tipo *vane* retangular.

Figura 19 - Esquema do microVG utilizado por Yao *et al.* (2002) e Martínez-Filgueira *et al.* (2017).

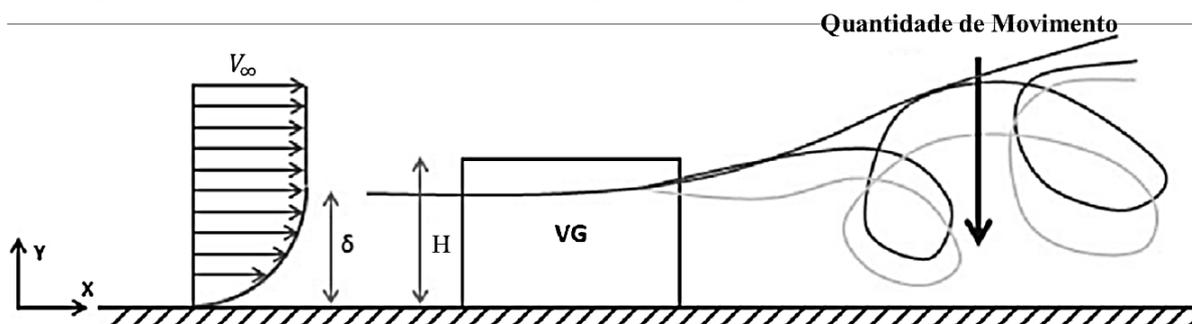


Fonte: Adaptado de Martínez-Filgueira *et al.* (2017).

Nos anos seguintes, os geradores de vórtices também passaram a ser utilizados em outras aplicações, como em sistemas de energia eólica (CHEN e TSUE, 1979) (PRINCE, BADALAMENTI e REGAS, 2016), fuselagens de aeronaves (CALARESE, CRISLER e GUSTAFSON, 1985) (WORTMAN, 1987), motores de aeronaves (ANDERSON *et al.*, 1992) (ANDERSON e GIBB, 1998), aerofólios (BRAGG e GREGOREK, 1987) (INGER e SIEBERSMA, 1988), etc.

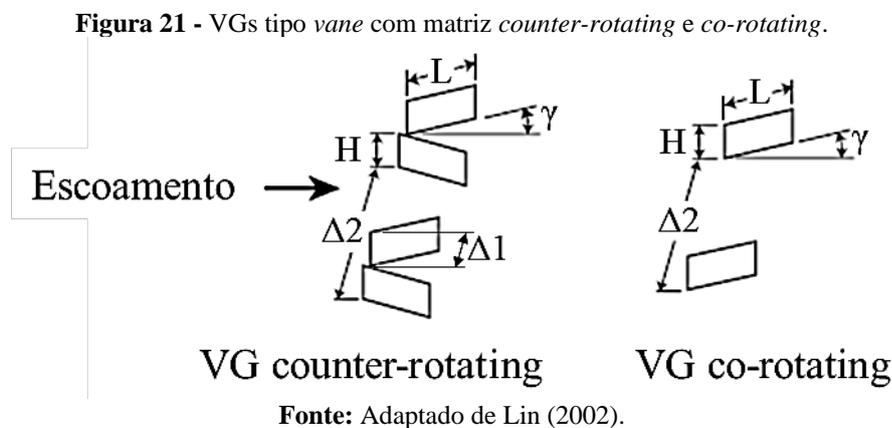
De modo geral, a função destes dispositivos é transferir fluidos com maior quantidade de movimento, que estão mais afastados da superfície, para a região mais próxima a superfície onde há a presença de fluido com menor quantidade de movimento (MARTÍNEZ-FILGUEIRA *et al.*, 2017). Este processo aumenta continuamente a quantidade de movimento próximo ao corpo, combatendo o efeito natural do gradiente de pressão adverso e do atrito viscoso presente nesta região que, por sua vez, tendem a diminuir a quantidade de movimento neste local (FERNANDEZ-GAMIZ *et al.*, 2018) (DOERFFER, BARAKOS e LUCZAK, 2017) (STEIJL, BARAKOS e BADCOCK, 2006). A **Figura 20** esquematiza a alteração da camada limite causada por um VG tipo *vane* inserido em uma placa plana, onde V_∞ é a velocidade do vento livre, δ é a altura da camada limite e H é a altura do *Vortex Generator*. É importante dizer que, na figura, a seta para baixo indica o sentido do movimento das porções do fluido com maior quantidade de movimento.

Figura 20 - Alteração da camada limite causada por um VG tipo *vane* inserido em uma placa plana.



Fonte: Adaptado de Urkiola *et al.* (2017).

As primeiras definições referentes às características dos VGs convencionais foram publicadas nos trabalhos de Taylor (1948b), Henry, Wood e Wilbur (1956) e Pearcey (1961). Eles identificaram diversas características dos *Vortex Generators* como a faixa de relação de aspecto ideal (altura/comprimento), as principais geometrias (formato retangular ou triangular, placa plana simples ou com seção transversal com formato de um aerofólio), a faixa de ângulo de ataque ideal do VG, a altura do dispositivo, o espaçamento entre eles e o tipo de disposição (*co-rotating* ou *counter-rotating*) (TAYLOR, 1948b), (HENRY, WOOD e WILBUR, 1956) (PEARCEY, 1961). A **Figura 21** mostra VGs com formato retangular (tipo *vane*) com matriz *co-rotating* e *counter-rotating*.



Em que:

H: Altura do VG

L: Comprimento do VG

$\Delta 1$: Distância entre os VGs do mesmo par

$\Delta 2$: Distância entre os pares de VGs

γ : Ângulo de ataque do VG em relação à direção do escoamento

Além disso, eles perceberam que os dispositivos geradores de vórtices também eram capazes de gerar porções consideráveis de arrasto parasita, principalmente, quando atuavam em condições adversas ao projetado, o que torna necessário um estudo aprofundado dos seus efeitos para evitar um mau funcionamento (TAYLOR, 1948b), (HENRY, WOOD e WILBUR, 1956) (PEARCEY, 1961) (BECKER *et al.*, 2005).

Com o surgimento da Fluidodinâmica Computacional (do inglês *Computational Fluid Dynamics* - CFD), os estudos sobre os VGs ganharam ainda mais força. As simulações computacionais possibilitaram estudar os parâmetros destes dispositivos com maior detalhe

como, por exemplo, em relação às características da sua esteira e à influência da sua altura (FERNANDEZ-GAMIZ *et al.*, 2018) (ERRASTI *et al.*, 2019).

Com estes avanços em relação às informações acerca dos VGs, surgiram algumas abordagens que visaram a otimização do desempenho desses dispositivos. Uma importante abordagem consiste em reduzir a altura dos VGs da ordem de δ para $\delta/5$, aproximadamente, com o objetivo de reduzir o arrasto parasita (RAO e KARIYA, 1988) (LIN e HOWARD, 1989) (LIN, HOWARD e BUSHNELL, 1990). Conhecidos como VGs *low profile*, microVGs, *sub boundary-layer* VGs, *microvanes*, etc., devem ser instalados mais próximos ao local da separação do fluxo e, por esta razão, são menos adequados em situações que a região de separação não é bem definida (LIN, 2002).

Não existe uma padronização na definição das dimensões dos microVGs. O que muitos tem em comum é a definição da altura do VG a partir da altura da camada limite. Yao *et al.*, (2002), por exemplo, testaram um VG convencional e um microVG em uma placa plana. Eles mantiveram a altura dos VGs fixos em $H = \delta$ para o VG convencional e $H = 0,2\delta$ para o microVG, os comprimentos fixos em $L = 7H$ para o VG convencional e $L = 2H$ para o microVG, e variou o ângulo de ataque do VG em $\gamma = 10^\circ$, 16° e 23° .

De forma semelhante, (MARTÍNEZ-FILGUEIRA *et al.*, 2017) também utilizaram VGs e microVGs instalados numa placa plana em sua pesquisa. Eles variaram a altura do VG em $H = 0,2\delta$, $0,4\delta$, $0,6\delta$, $0,8\delta$ e δ , mas mantiveram constante o comprimento $L = 2H$ e o ângulo de ataque do microVG em $\gamma = 18^\circ$.

Wang *et al.* (2017) também estudou os microVGs, mas os inseriu no extradorso de um perfil aerodinâmico e variou sua posição em relação a corda do aerofólio. Eles mantiveram as dimensões dos VGs fixas com altura $H = 0,01c$, o comprimento $L = 2H$ e o ângulo de ataque do VG em $\gamma = 18^\circ$. Além disso, diferente de Yao *et al.* (2002) e Martínez-Filgueira *et al.* (2017) que estudaram o efeito de um microVG isolado, Wang *et al.* (2017) testaram o uso de dispositivos arranjados numa matriz *counter-rotating* com uma distância entre os microVGs do mesmo par de $\Delta 1 = 3H$ e com uma distância entre pares de microVGs de $\Delta 2 = 6H$. A **Figura 21**, VGs convencionais com matriz *counter-rotating*, também pode ser utilizada para esquematizar o dimensionamento dos microVGs de WANG *et al.* (2017).

A **Figura 22** mostra alguns exemplos da utilização de VGs nos dias atuais.

Figura 22 - Exemplos da utilização de VGs nos dias atuais.



Turbinas Eólicas

Automóveis

Aviões

Fonte: Blade Partners CO (s.d.), Skwarczek (2021) e Pequeno (2020).

Em turbinas eólicas, os VGs podem ser considerados como o método mais simples e barato para aumentar a eficiência de uma pá eólica que não apresenta desempenho adequado. Além disso, estes dispositivos apresentam uma facilidade de instalação pois não demandam equipamentos adicionais de controle e não necessitam de fontes de energia externa, sendo considerado um controle de *stall* passivo (BECKER *et al.*, 2005) (MARTÍNEZ-FILGUEIRA *et al.*, 2017).

3.4 ASPECTOS GERAIS SOBRE FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL

De modo geral, a Dinâmica de Fluidos Computacional, Fluidodinâmica Computacional, ou simplesmente CFD (do inglês, *Computational Fluid Dynamics*) pode ser definida como o estudo por meio de simulações executadas em computadores de fenômenos que incluem escoamentos de fluidos, transferência de calor, e fenômenos relacionados (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007). A aerodinâmica de aeronaves, veículos e turbinas eólicas; a combustão interna em motores; o movimento do vento; a previsão do tempo; os carregamentos em estruturas; e o movimento do sangue nas artérias são exemplos de temas que podem ser investigados utilizando CFD (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007).

Segundo Hirsch (2007), a aplicação de simulações utilizando CFD pode ser definida em 5 etapas:

- 1ª Etapa: Consiste em definir qual a física que será simulada como, por exemplo, o desprendimento de vórtices, fenômeno de combustão, reações químicas, etc. Esta etapa é necessária pois cada modelagem possui um erro associado que deve ser considerado ao escolhê-lo. A escolha errada nesta etapa pode acarretar em grandes discrepâncias nos resultados obtidos, quando comparado com o fenômeno real.

- 2ª Etapa: Corresponde a discretização do fenômeno a ser simulado, que inclui a discretização espacial (geração de malha) e a discretização das equações (esquemas numéricos). Nesta etapa, o domínio sólido contínuo é definido utilizando ferramentas CAD para, em seguida, ser transformado em pequenos elementos interligados. É o processo principal da simulação pois pode influenciar diretamente na precisão dos resultados obtidos.

- 3ª Etapa: Nesta etapa é definido o esquema numérico a ser empregado. Ele define como os elementos gerados na malha se relacionam com seus vizinhos. Esta é uma etapa importante pois a escolha correta do esquema numérico pode ajudar a reduzir os erros numéricos gerados pela discretização.

- 4ª Etapa: Consiste em executar um algoritmo capaz de resolver o esquema numérico e obter a solução em cada elemento da malha. É importante salientar que estes algoritmos dependem do tipo de fluxo analisado, ou seja, se ele está em regime permanente ou transiente, sendo necessário o uso de técnicas específicas para facilitar a obtenção dos resultados.

- 5ª Etapa: Refere-se ao pós-processamento da execução dos cálculos da simulação. Esta etapa consiste em analisar os resultados obtidos por meio da visualização gráfica da solução, facilitando a compreensão dos fenômenos físicos que surgiram no fluxo analisado, tanto qualitativa como quantitativamente.

Os escoamentos turbulentos são produzidos a partir de campos de velocidades flutuantes que apresentam um movimento de pequena escala, mas com alta frequência. Para que as pequenas flutuações possam ser identificadas nas simulações computacionais, as equações da mecânica dos fluidos são calculadas a partir da aplicação de um conjunto de equações transformadas que são resolvidas numericamente (REITER, 2008) Estas equações modificadas possuem variáveis adicionais que são resolvidas a partir de um modelo de turbulência. Estes modelos, por sua vez, são classificados em três grupos conhecidos como Simulação Numérica Direta (do inglês *Direct Numerical Simulation* - DNS), Simulações de Grandes Redemoinhos (LES) e Navier-Stokes com Médias de Reynolds (AFLAKI, ESFANDIARI e MOHAMMADI, 2021).

Os modelos DNS compreendem as simulações computacionais fluidodinâmicas em que as equações de Navier-Stokes são resolvidas numericamente sem a utilização de modelos de turbulência, sendo necessário que as escalas temporais e espaciais da turbulência sejam totalmente resolvidas. Isto implica no alto custo computacional para que seja aplicado, o que

pode superar a capacidade do computador mais potente já existente, mesmo em condições de baixo Re (AFLAKI, ESFANDIARI e MOHAMMADI, 2021).

Os modelos LES são abordagens que operam de forma dependente do tempo e podem obter resultados mais precisos (REITER, 2008). No entanto, o custo computacional envolvido na sua aplicação também é alto pois sua resolução apresenta cálculos mais complexos causados pela sua alta precisão visto que ele resolve os grandes vórtices e simula apenas os pequenos vórtices (EVOLA e POPOV, 2006). É importante dizer também que a aplicação deste modelo ainda está em fase experimental e ainda são impraticáveis em situações de engenharia (REITER, 2008).

Quanto aos modelos RANS, estes são amplamente utilizados e necessitam de um custo computacional muito menor, em comparação com os outros dois. Nele, as tensões de Reynolds consideram todos os efeitos causados pela flutuação da turbulência ao utilizar a hipótese de viscosidade turbulenta e o modelo de tensão de Reynolds modelos (EVOLA e POPOV, 2006) (JIANG e CHEN, 2003).

Considerando o custo computacional necessário pelos modelos citados e a capacidade de processamento disponível para a realização deste trabalho, o modelo RANS foi utilizado nesta pesquisa e por esta razão será melhor detalhado nas subseções a seguir.

3.4.1 Equações de Navier-Stokes com Médias de Reynolds

As equações de Navier-Stokes com Médias de Reynolds, RANS, é embasada pela lei da conservação da massa e pela lei da conservação da quantidade de movimento. (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007) (WILCOX, 2006) (TANNEHILL, ANDERSON e PLETCHER, 1997)

As equações RANS decompõem todas as variáveis em valores médios (referentes as propriedades do escoamento) e flutuantes (referentes a algumas propriedades estatísticas), processo conhecido como decomposição de Reynolds (TENNEKES e LUMLEY, 1972) (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007) (WILCOX, 2006) (TANNEHILL, ANDERSON e PLETCHER, 1997). Tomando como base a velocidade na direção x, ela pode ser decomposta conforme (7):

$$u_i = \bar{u}_i + u'_i \quad (7)$$

Em que:

u_i : a velocidade [m/s]

\bar{u}_i : a componente média da velocidade [m/s]

u'_i : a componente flutuante da velocidade [m/s]

Considerando o uso de um fluido incompressível (massa específica constante), a equação da continuidade no sistema cartesiano resulta em:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \rightarrow \frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (8)$$

Em que:

ρ : massa específica [kg/m³]

t: o tempo [s]

u_i : a velocidade [m/s]

x_i : a posição [m]

Vale salientar que o primeiro termo da (8) se refere à variação da massa específica, ρ , enquanto o segundo termo da mesma equação se refere à taxa líquida de fluxo de massa.

Considerando agora a lei da conservação da quantidade de movimento e tomando o escoamento como incompressível, tem-se:

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j u_i)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial t_{ji}}{\partial x_j} \quad (9)$$

Em que:

ρ : massa específica [kg/m³]

t: tempo [s]

u_i e u_j : vetores da velocidade [m/s]

x_i, x_j : dimensões espaciais [m]

p: pressão [Pa]

t_{ji} : tensor de tensões viscosas [Pa]

O tensor de tensões viscosas pode ser definido como:

$$t_{ji} = \mu s_{ij} \quad (10)$$

Em que μ é a viscosidade dinâmica e s_{ij} é o tensor da taxa de deformação.

Aplicando a decomposição de Reynolds ((7) na (8) e (10), respectivamente, tem-se:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (11)$$

$$\rho \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \rho \frac{\partial (\bar{u}_j \bar{u}_i + \overline{u'_j u'_i})}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial (\mu s_{ij})}{\partial x_j} \quad (12)$$

A (11), juntamente com a (12), correspondem as equações conservativas de movimento por média de Reynolds.

A equação da conservação de massa média no tempo, (11), se faz igual à equação instantânea, (8), possuindo a velocidade média no lugar da velocidade instantânea.

De forma semelhante, a (12) difere da (9) pela substituição da velocidade instantânea pela velocidade média, mas a primeira equação citada também apresenta um termo adicional, o $\overline{u'_j u'_i}$. Este termo se refere a taxa média de transferência de quantidade de movimento devido aos efeitos da turbulência.

A (13) mostra uma maneira mais organizada de apresentar a (12):

$$\rho \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \rho \frac{\partial (\bar{u}_j \bar{u}_i)}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\mu s_{ij} - \rho \overline{u'_j u'_i}) \quad (13)$$

Em que:

ρ : massa específica [kg/m³]

t: tempo [s]

\bar{u}_i e \bar{u}_j : vetores da velocidade média [m/s]

x_i, x_j : dimensões espaciais [m]

p : pressão média [Pa]

μ : viscosidade dinâmica [Pa.s]

s_{ij} : tensor da taxa de deformação [Pa]

$-\overline{u'_j u'_i}$: tensor específico da tensão de Reynolds [Pa]

A (13) é costumeiramente conhecida como equações de Navier Stokes com Médias de Reynolds (RANS), com s_{ij} dado por:

$$s_{ij} = \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (14)$$

O termo $-\rho \overline{u'_j u'_i}$ é conhecido como tensor de tensão de Reynolds e pode ser representado como $\rho \tau_{ij}$, enquanto que o termo $-\overline{u'_j u'_i}$ é conhecido como tensor específico da tensão de Reynolds, também denotado por τ_{ij} . A (15) mostra o termo $\overline{u'_j u'_i}$ escrito de forma matricial.

$$\overline{u'_j u'_i} = \begin{bmatrix} u'u' & u'v' & u'w' \\ v'u' & v'v' & v'w' \\ w'u' & w'v' & w'w' \end{bmatrix} \quad (15)$$

Em que u' , v' e w' são as componentes x, y e z das flutuações de velocidade.

É importante dizer ainda que o tensor específico da tensão de Reynolds é simétrico, logo, $\tau_{ij} = \tau_{ji}$. Assim, surgem seis incógnitas adicionais para a (13). Para um caso em três dimensões, as incógnitas da equação se referem às propriedades médias do escoamento (a pressão e as três componentes da velocidade) e as seis componentes do tensor específico da tensão de Reynolds, totalizando 10 incógnitas. No entanto, se tem apenas 4 equações (a equação da conservação da massa e as três componentes da equação de Navier-Stokes), sendo necessário a modelagem do tensor específico da tensão de Reynolds. Este problema é conhecido como fechamento da turbulência (WILCOX, 2006) (SOARES e SILVEIRA NETO, 2014).

Para que o problema de fechamento da turbulência pudesse ser resolvido, Boussinesq propôs, em 1877, que as tensões de Reynolds poderiam ser proporcionais às taxas médias de deformação (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007). Logo:

$$\tau_{ij} = -\rho \overline{u'_j u'_i} = \mu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \sigma_{ij} \quad (16)$$

Em que $k = \frac{1}{2}(\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2})$ é a energia cinética turbulenta por unidade de massa.

Se compararmos a (16 com a (10 (levando em conta a (14), o primeiro termo do lado direito da (16 é similar a (14, exceto pela substituição da viscosidade dinâmica μ pela viscosidade turbulenta μ_t . É importante dizer também que existe uma outra viscosidade, conhecida como viscosidade cinemática turbulenta, ou turbulência cinética, que pode ser definida pela (17.

$$v_t = \frac{\mu_t}{\rho} \quad (17)$$

Em que:

v_t : viscosidade cinemática turbulenta [m²/s]

μ_t : viscosidade turbulenta [Pa.s]

ρ : massa específica [kg/m³]

Ainda na (16, σ_{ij} é conhecido como delta de Kronecker, sendo $\sigma_{ij} = 1$, se $i=j$, ou $\sigma_{ij} = 0$, se $i \neq j$. Esta informação permite que esta equação forneça o resultado correto para as tensões normais de Reynolds (aquelas onde $i=j$).

As subseções a seguir apresentam algumas das modelagens específicas para a turbulência que, a partir das contribuições de Boussinesq, podem ser aplicadas para encontrar as soluções dos escoamentos que envolvem turbulência.

3.4.2 Os modelos de turbulência

Serão apresentados nesta seção os modelos de turbulência K- ω SST e Spalart Allmaras, que foram utilizados para a execução deste trabalho e, segundo Versteeg e Malalasekera (2007), correspondem aos modelos de turbulência mais adequados para escoamentos voltados a aerodinâmica de escoamentos externos. Além disso, o modelo K- ϵ RNG também foi incluída no escopo da pesquisa.

3.4.2.1 Modelos K- ϵ padrão e K- ϵ RNG

O modelo de turbulência K- ϵ padrão foi proposto por Launder e Spalding (1974) e possui duas equações modelo, uma referente a energia cinética turbulenta, K, e outra referente a taxa de dissipação, ϵ .

Os termos K e ϵ podem ser utilizadas para definir a escala de velocidade ϑ ((18) e a escala de comprimento ℓ ((19).

$$\vartheta = \kappa^{1/2} \quad (18)$$

$$\ell = \frac{\kappa^{3/2}}{\epsilon} \quad (19)$$

Aplicando a análise dimensional, a viscosidade cinemática turbulenta pode ser definida de acordo com a (20).

$$\begin{aligned} v_t &= C\vartheta\ell \\ v_t &= C_\mu \frac{\kappa^2}{\epsilon} \end{aligned} \quad (20)$$

Em que:

v_t : viscosidade cinemática turbulenta [m²/s]

C e C_μ : constantes adimensionais [adm]

A (21 e a (22 se referem as equações de transporte para K e ϵ , respectivamente, que embasam o modelo K- ϵ padrão.

$$\frac{\partial \kappa}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \kappa}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \epsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \frac{v_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial \kappa}{\partial x_j} \right] \quad (21)$$

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} = C_{\epsilon 1} \frac{\epsilon}{\kappa} \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - C_{\epsilon 2} \frac{\epsilon^2}{\kappa} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \frac{v_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] \quad (22)$$

Em que:

σ_k : número de Prandtl para a energia cinética turbulenta [adm]

σ_ϵ : número de Prandtl para a taxa de dissipação [adm]

ν : viscosidade cinemática [m²/s]

De modo simplificado, essas equações podem ser representadas como:

Taxa de Variação de K ou ϵ	+	Transporte de K ou ϵ por convecção	=	Taxa de produção de K ou ϵ	-	Taxa de dissipação de K ou ϵ	+	Transporte de K ou ϵ por difusão
---	---	---	---	---	---	---	---	---

Os termos C_μ , σ_k , σ_ϵ , $C_{\epsilon 1}$ e $C_{\epsilon 2}$ na (21) e (22) são constantes ajustáveis que, pelo modelo K- ϵ padrão, são obtidas através de ajustes abrangentes de dados aplicados a uma ampla quantidade de experimentos. De acordo com Versteeg e Malalasekera (2007) e Wilcox (2006), a **Tabela 1** mostra os valores definidos para estas constantes de fechamento.

Tabela 1 - Valores definidos para as constantes de fechamento do modelo de turbulência K- ϵ padrão.

Constante	Valor
C_μ	0,09
σ_k	1,00
σ_ϵ	1,30
$C_{\epsilon 1}$	1,44
$C_{\epsilon 2}$	1,92

Fonte: Adaptado de Versteeg e Malalasekera (2007) e Wilcox (2006).

A produção e a destruição de energia cinética turbulenta apresentam sempre uma ligação direta, ou seja, a taxa de dissipação ϵ é grande quando a produção de K é grande. Isso garante o crescimento rápido de ϵ quando ocorre um crescimento rápido de K, da mesma forma que garante a redução suficientemente rápida de ϵ para evitar valores negativos (não físicos) de energia cinética turbulenta quando K diminui. O fator K/ϵ nos termos de produção e destruição tornam estes termos dimensionalmente corretos na equação de ϵ . As constantes $C_{\epsilon 1}$ e $C_{\epsilon 2}$ permitem a proporcionalidade correta entre os termos na (21) e (22) (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007).

Em simulações CFD, se faz necessário o conhecimento da distribuição inicial de K e ϵ , porém, em muitos casos, estas informações não estão disponíveis. Nestas situações, é possível definir aproximações grosseiras para as distribuições de k e ϵ na entrada em fluxos

internos a partir da intensidade de turbulência, I_i , e do comprimento característico L_c do equipamento (diâmetro de tubo equivalente), por meio da (23), (24) e (25).

$$\kappa = \frac{2}{3} (U_{ref} I_i)^2 \quad (23)$$

$$\varepsilon = C_\mu^{3/4} \frac{\kappa^{3/2}}{\ell} \quad (24)$$

$$\ell = 0,07L_c \quad (25)$$

A partir do modelo de turbulência K- ε padrão, Yakhot e Orszag (1986) propuseram modificações que gerou uma nova versão deste modelo. Eles utilizaram técnicas embasadas pela Teoria do Grupo de Renormalização (do inglês *Renormalization Group Theory* - RNG) e desenvolveram o modelo de turbulência conhecido como K- ε RNG (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007) (WILCOX, 2006). Neste modelo, as (20), (21) e (22) ainda são válidas, porém, o coeficiente $C_{\varepsilon 2}$ passa a ser definido pela (26).

$$C_{\varepsilon 2} = \check{C}_{\varepsilon 2} + \frac{C_\mu \lambda^3 \left(1 - \frac{\lambda}{\lambda_0}\right)}{1 + \beta \lambda^3} \quad (26)$$

Em que:

$$\lambda = \frac{\kappa}{\varepsilon} \sqrt{2S_{ij}S_{ji}} \quad (27)$$

Quanto aos coeficientes de fechamento para o modelo K- ε RNG, eles são mostrados na **Tabela 2**.

Tabela 2 - Valores definidos para as constantes de fechamento do modelo de turbulência K- ϵ RNG.

Constante	Valor
C_μ	0,085
σ_k	0,72
σ_ϵ	0,72
$C_{\epsilon 1}$	1,42
$\check{C}_{\epsilon 2}$	1,68
β	0,012
λ_o	4,38

Fonte: Adaptado de Versteeg e Malalasekera (2007) e Wilcox (2006).

Segundo (SOARES e SILVEIRA NETO, 2014), os modelos K- ϵ não são boas opções para escoamentos com desprendimento da camada-limite, escoamentos com mudanças repentinas na taxa de cisalhamento médio, escoamentos de fluidos em rotação e escoamentos sobre superfícies curvadas.

Em se tratando das diferenças de aplicação entre o modelo K- ϵ padrão e o modelo K- ϵ RNG, o primeiro deles é melhor aplicado em escoamentos completamente turbulentos e com altos Re, enquanto o segundo possui uma melhor precisão dos resultados e melhor comportamento a baixos Re (SOARES e SILVEIRA NETO, 2014).

3.4.2.2 Modelos K- ω padrão e K- ω SST

O modelo de turbulência K- ω foi proposto por Wilcox (1988) (1993) (1994) (2006) e se baseia nas equações da energia cinética turbulenta, K, e da frequência turbulenta, ω (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007). A (28) define a frequência turbulenta como:

$$\omega = \frac{\epsilon}{K} \quad (28)$$

Em que:

ω : frequência turbulenta [s^{-1}]

ϵ : taxa de dissipação [m^2/s^3]

K: energia cinética turbulenta [m^2/s^2]

Desse modo, a escala de comprimento torna-se:

$$\ell = \frac{\sqrt{\kappa}}{\omega} \quad (29)$$

E a escala de velocidade se mantém como na (18). Logo, a viscosidade cinemática turbulenta torna-se:

$$v_t = \frac{\kappa}{\omega} \quad (30)$$

Assim, a (31) e (32) mostram as equações para a energia cinética turbulenta e para a frequência turbulenta, respectivamente, para o modelo de turbulência K- ω .

$$\frac{\partial \kappa}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \kappa}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \beta^* \kappa \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \sigma_k \frac{\kappa}{\omega} \right) \frac{\partial \kappa}{\partial x_j} \right] \quad (31)$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \gamma \frac{\omega}{\kappa} \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \sigma_\omega \frac{\kappa}{\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (32)$$

De modo simplificado, essas equações podem ser representadas como:

Taxa de Variação de K ou ω	+	Transporte de K ou ω por convecção	=	Taxa de produção de K ou ω	-	Taxa de dissipação de K ou ω	+	Transporte de K ou ω por difusão turbulenta
---	---	---	---	---	---	---	---	--

Os termos β^* , σ_k , γ , β e σ_ω na (31) e (32) são constantes ajustáveis que, pelo o modelo K- ω padrão, são obtidas através de ajustes abrangentes de dados aplicados a uma ampla quantidade de experimentos (WILCOX, 2006). De acordo com Wilcox (1988), a **Tabela 3** mostra os valores definidos para estas constantes de fechamento.

Tabela 3 - Valores definidos para as constantes de fechamento do modelo de turbulência K- ω padrão.

Constante	Valor
β^*	$9/100$
σ_k	$1/2$
γ	$5/9$
β	$3/40$
σ_ω	$1/2$

Fonte: Adaptado de Wilcox (1988).

O modelo K- ω padrão tornou-se bastante atrativo pois a integração na parede não necessitava de amortecimento de parede quando o escoamento apresentava baixos Re (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007). Dessa, forma, o valor de K na parede era considerada zero. Quanto ao ω , ele tendia ao infinito na parede, no entanto, também era possível especificar um valor muito grande na parede ou, ainda, aplicar uma variação hiperbólica em um ponto de malha próximo a parede. Além disso, a experiência prática do modelo mostrou que resultados não eram tão dependentes dos detalhes precisos deste tratamento (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007) (WILCOX, 1988).

Com relação as condições de contorno, os valores de K e ω devem ser definidos na entrada, ao mesmo tempo em que é usualmente utilizado gradientes zero na saída (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007).

Observando a (30), nota-se ainda que a viscosidade cinemática turbulenta tende ao infinito quando $\omega \rightarrow 0$, sendo necessário definir um valor diferente de zero para ω (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007).

Ao analisar o modelo de turbulência K- ϵ , Menter (1992a) percebeu que este modelo era menos sensível aos valores arbitrários assumidos no fluxo livre, quando comparado ao modelo K- ω , porém, em regiões próximo a paredes, onde o gradiente de pressão adverso se desenvolvia, ele apresentava um resultado insatisfatório.

Por esta razão, Menter (1992a) (1992b) (1994) (1997) propôs um modelo híbrido composto por (i) uma transformação do modelo K- ϵ em um modelo K- ω na região próxima a parede e (ii) o modelo K- ϵ padrão na região longe da parede onde o escoamento era completamente turbulento. O cálculo para definir a tensão de Reynolds e a equação para definir a energia cinética turbulenta K se mantiveram iguais ao proposto pelo modelo de turbulência K- ω padrão, porém, a equação para definir a taxa de dissipação ϵ foi transformada em uma

equação para definir a frequência turbulenta ω (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007). Este novo modelo de turbulência ficou conhecido como k- ω SST (*Shear Stress Transport*). A (33) mostra a equação transformada do modelo de turbulência K- ϵ utilizado no modelo de turbulência K- ω SST e aplicado na região próximo a parede.

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \gamma_2 \frac{\omega}{\kappa} \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \beta_2 \omega^2 + 2\sigma_{\omega_2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial K}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \sigma_{\omega_2} \frac{\kappa}{\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (33)$$

Comparando a (32, referente a ω no modelo K- ω padrão, e a (33, referente a ω no modelo de Menter, nota-se o surgimento de um novo termo fonte no lado direito da equação, conhecido como difusão cruzada (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007).

De modo simplificado, essa equação pode ser representada como:

Taxa de Variação de ω	+	Transporte de ω por convecção	=	Taxa de produção de ω	-	Taxa de dissipação de ω	+	Difusão cruzada	=	Transporte de ω por difusão turbulenta
------------------------------------	---	--	---	------------------------------------	---	--------------------------------------	---	--------------------	---	---

Os termos γ_2 , β_2 , e σ_{ω_2} na (33) são constantes ajustáveis que, pelo o modelo K- ω SST, são obtidas através de ajustes abrangentes de dados aplicados a uma ampla quantidade de experimentos (MENTER, 1992b). De acordo com Menter (1992b), a **Tabela 4** mostra os valores definidos para estas constantes de fechamento.

Tabela 4 - Valores definidos para as constantes de fechamento do modelo de turbulência K- ω SST.

Constante	Valor
γ_2	0,44
β_2	0,0828
σ_{ω_2}	0,856

Fonte: Adaptado de Menter (1992b).

Testes voltados a aerodinâmica com escoamento externo indicam que o modelo de turbulência K- ω SST apresenta ótimos resultados para situações com gradiente de pressão zero, para camadas limite com gradiente de pressão adversos e camadas de cisalhamento livre (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007).

3.4.2.3 Modelo Spalart-Allmaras

Este modelo de fechamento da turbulência foi criado principalmente para aplicações na área espacial. Neste caso, o foco da análise é o escoamento externo sobre corpos rígidos (SOARES e SILVEIRA NETO, 2014).

Ele foi proposto por Spalart e Allmaras (1992) e tem como característica a utilização de apenas uma equação de transporte para a viscosidade cinemática turbulenta modificada, $\tilde{\nu}$, na sua definição. Essa modificação permite que o método realize os cálculos para definir a camada limite de escoamentos externos em superfícies sólidas utilizando menos custo computacional. Além disso, esta nova formulação propõe a utilização da própria distância da parede, d , como escala de comprimento (SPALART e ALLMARAS, 1992). A (34) mostra como a viscosidade cinemática turbulenta se relaciona com a viscosidade cinemática turbulenta modificada.

$$v_t = \tilde{\nu} f_{v_1} \quad (34)$$

Em que f_{v_1} é uma função de amortecimento de parede (SOARES e SILVEIRA NETO, 2014), dada pela **Equação 35**.

$$f_{v_1} = \frac{X^3}{X^3 + C_{v_1}^3} \quad (35)$$

Nela, C_{v_1} é uma constante empírica e $X = \frac{\tilde{\nu}}{\nu}$. Para Re altos, $f_{v_1} \rightarrow 1$ logo, $\tilde{\nu} = \nu$. Na região de parede $f_{v_1} \rightarrow 0$ (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007).

A (36) mostra a equação de transporte relacionada à viscosidade cinemática modificada para o modelo de turbulência Spalart-Allmaras (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007).

$$\begin{aligned} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} = \frac{1}{\sigma_\nu} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left((\nu + \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right) + C_{b_2} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right] + C_{b_1} \bar{\Omega} \tilde{\nu} \\ - C_{w_1} f_w \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 \end{aligned} \quad (36)$$

De modo simplificado, essas equações podem ser representadas como:

Taxa de Variação de $\tilde{\nu}$	+	Transporte de $\tilde{\nu}$ por convecção	=	Transporte de $\tilde{\nu}$ por difusão turbulenta	+	Taxa de produção de $\tilde{\nu}$	-	Taxa de dissipação de $\tilde{\nu}$
--------------------------------------	---	--	---	--	---	---	---	---

A Vorticidade Média Local, $\tilde{\Omega}$, encontrada no termo referente a taxa de produção da viscosidade cinemática modificada $\tilde{\nu}$ da (36, pode ser definida pela (37).

$$\tilde{\Omega} = \Omega + \frac{\tilde{\nu}}{K^2 d^2} f_{v_2} \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 \quad (37)$$

Onde Ω é a Vorticidade Média, definida pela (38, K é a constante de Von Kármán, f_{v_2} é uma função de amortecimento, dada pela (39).

$$\Omega = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \quad (38)$$

$$f_{v_2} = 1 - \frac{X}{1 + Xf_{v_1}} \quad (39)$$

Ainda na (36, f_w também é uma função de amortecimento que é definida pela (40 (SOARES e SILVEIRA NETO, 2014).

$$f_w = g \left[\frac{1 + C_{w_3}^6}{g^6 + C_{w_3}^6} \right]^{1/6} \quad (40)$$

Em que:

$$g = r + C_{w_2}(r^6 - r) \quad (41)$$

O parâmetro r é definido pela (42).

$$r = \frac{\tilde{\nu}}{\Omega K^2 d^2} \quad (42)$$

Os termos C_{b_1} , C_{b_2} , C_{v_1} , σ_v , C_{ω_1} , C_{ω_2} , C_{ω_3} e K na (36 e (37) são constantes ajustáveis que, pelo o modelo Spalart-Allmaras, são obtidas através de ajustes abrangentes de dados aplicados a uma ampla quantidade de experimentos (SPALART e ALLMARAS, 1992). De acordo com Spalart e Allmaras (1992), a **Tabela 5** mostra os valores definidos para estas constantes de fechamento.

Tabela 5 - Valores definidos para as constantes de fechamento do modelo de turbulência Spalart-Allmaras.

Constante	Valor
C_{b_1}	0,1355
C_{b_2}	0,622
C_{v_1}	0,71
σ_v	$\frac{2}{3}$
C_{ω_1}	$\frac{C_{b_1}}{K^2} + \frac{(1 + C_{b_2})}{\sigma_v}$
C_{ω_2}	0,3
C_{ω_3}	2
K	0,4187

Fonte: Adaptado de Spalart e Allmaras (1992).

O modelo de turbulência Spalart-Allmaras foi desenvolvido para escoamentos aerodinâmicos, por esta razão, sua aplicação em outros tipos de escoamentos pode estar sujeita a erros que comprometam os seus resultados. Além disso, o modelo apresenta maior eficiência em aplicações com baixo Re , necessitando que a camada limite seja realmente calculada (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007) (SOARES e SILVEIRA NETO, 2014).

3.4.3 Distância adimensional da parede

A distância adimensional y^+ ((43) é um parâmetro frequentemente usado em CFD que avalia a qualidade da malha, ou seja, ela ajuda a avaliar se os volumes gerados na malha numérica na região próximo a parede tem dimensões que satisfazem a modelagem numérica utilizada. Sua análise também permite avaliar se as influências que agem nas células adjacentes à parede apresentam características laminares ou turbulentas, apontando a parte da camada limite turbulenta que é bem resolvida. (SALIM, ARIFF e CHEAH, 2010).

$$y^+ = \frac{u_\tau y}{\nu} \quad (43)$$

Em que:

y : Altura da parede até o ponto médio das células adjacentes à parede

ν : Viscosidade cinemática

u_τ : Velocidade de atrito

A viscosidade de atrito, u_τ , pode ser definida pela (44):

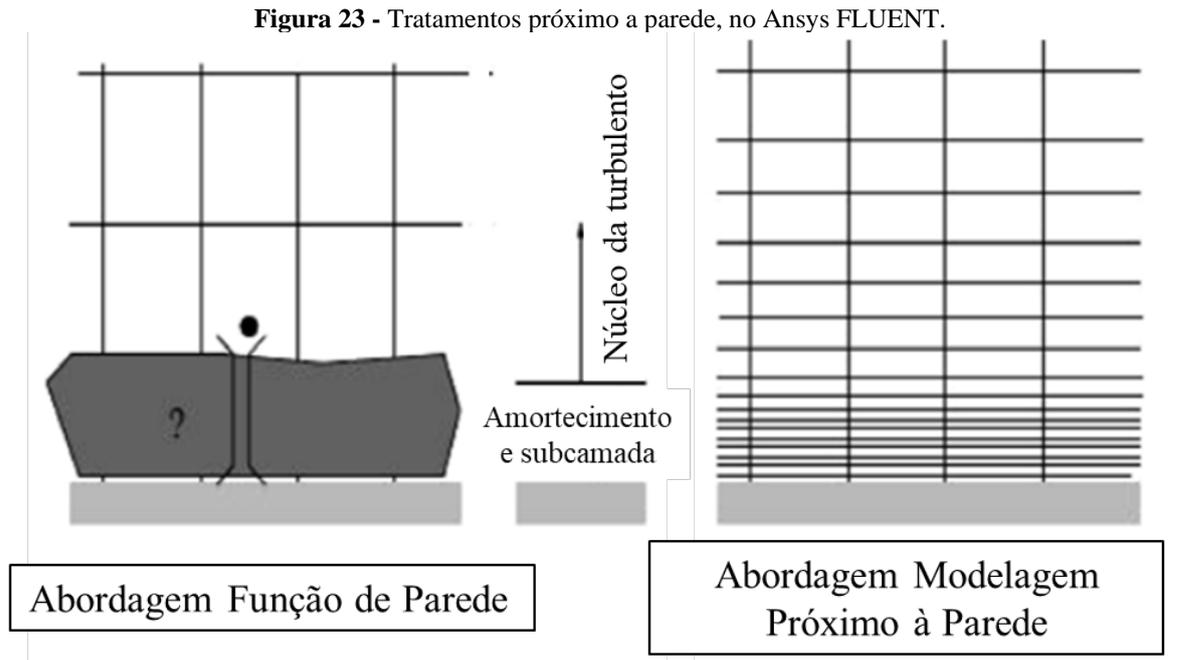
$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (44)$$

Em que:

w_t : Tensão de cisalhamento na parede

Na região bem próxima a parede, o amortecimento viscoso atua de forma a reduzir as flutuações tangenciais de velocidade e o bloqueio cinemático diminui as flutuações normais. No entanto, à medida que se observa regiões mais afastadas a parede, a turbulência cresce rapidamente devido a produção de energia cinética turbulenta que é causada por grandes gradientes de velocidade média (SALIM, ARIFF e CHEAH, 2010)

Em simulações CFD, o parâmetro y^+ permite uma previsão bem sucedida de escoamentos turbulentos que são limitados a parede. Valores de y^+ maiores e próximos a 30 ($y^+ \approx 30$) são mais desejáveis quando é aplicado funções de parede, enquanto que valores $y^+ \approx 1$ são desejáveis quando a modelagem próxima à parede é realizada (GERASIMOV, 2006). A **Figura 23** esquematiza as situações de malhas utilizando funções de parede e modelagem próximo a parede aplicadas no Ansys FLUENT.



Fonte: Adaptada de Salim, Ariff e Cheah (2010).

Nesta pesquisa será utilizado a abordagem de modelagem próximo a parede.

3.4.4 Sistema de acoplamento pressão-velocidade - SIMPLEC

O Método dos Volumes Finitos (do inglês *Finite Volume Method* – FVM) é um método utilizado para discretizar um volume em pequenos elementos 3D e integrar as equações governantes em cada um deles. Essa discretização pode ser realizada utilizando o método de solução baseado na pressão ou na densidade (ANSYS, 2016). A (45) mostra a equação da continuidade na forma simplificada para regime permanente e a (46) mostra esta mesma equação na sua forma discretizada.

$$\oint \rho \vec{V} \cdot d\vec{A} = 0 \quad (45)$$

$$\sum_f^{N_{faces}} J_f A_f = 0 \quad (46)$$

Em que:

f : face do elemento

N_{faces} : Número de faces do elemento

J_f : Fluxo de massa na face f

A_f : Área da face

A abordagem numérica de solução baseada na pressão foi, inicialmente, elaborada para aplicações com fluxos incompressíveis e de baixa velocidade, mas, com o tempo, sofreu algumas reformulações que ampliaram sua eficiência para diversas outras aplicações (ANSYS, 2016).

Para a resolução das equações pelo método de solução baseado na pressão, pode-se utilizar o solucionador conhecido como Acoplamento Pressão-Velocidade. Este acoplamento é obtido a partir da discretização da equação da continuidade que provoca o surgimento de uma condição adicional para a pressão, modificando a equação da continuidade original. Assim, o método de solução baseado na pressão permite resolver o escoamento de forma acoplada ou individualizada (ANSYS, 2019).

Sabendo que as equações governantes são não-lineares e acopladas umas às outras, seu processo de solução envolve iterações em que todo o conjunto de equações governantes é resolvido repetidamente até que a solução convirja (ANSYS, 2019).

Existem diversos algoritmos de Acoplamento Pressão-Velocidade que podem ser utilizados nessa resolução do escoamento. O software comercial ANSYS Fluent permite a escolha de cinco algoritmos diferentes. São eles: SIMPLE, SIMPLEC, PISO, *Fractional Step* (FSM) e Coupled. Vale salientar que os três primeiros são algoritmos baseados na pressão que resolvem as equações governantes de forma individualizada, enquanto o último algoritmo baseado na pressão resolve as equações governantes de forma acoplada (ANSYS, 2016).

O algoritmo de Acoplamento Pressão-Velocidade conhecido como SIMPLEC (do inglês *SIMPLE-Consistent*) tem como característica a utilização de uma relação entre as correções de velocidade e pressão para garantir a lei da conservação da massa e obter o campo de pressão. Se um campo de pressão p^* , for estimado para a equação da quantidade de movimento, o fluxo resultante na face do elemento, J_f^* , pode ser calculado pela (47) (ANSYS, 2016).

$$J_f^* = \hat{J}_f^* + d_f(p'_{C_0} - p'_{C_1}) \quad (47)$$

Em que:

p' : correção da pressão da célula

Ainda, o termo d_f se refere a uma função de \bar{a}_p que corresponde à média dos coeficientes da equação da quantidade de movimento a_p para as células de ambos os lados da face f . Ele pode ser definido com uma função de $(\overline{a_p - \sum_{nb} a_{nb}})$. É importante dizer que a utilização dessa função para d_f permitiu acelerar a convergência em situações onde o Acoplamento Pressão-Velocidade é o principal empecilho para a resolução do escoamento, quando comparado ao algoritmo SIMPLE (ANSYS, 2016).

No entanto, torna-se necessário uma correção, J'_f , que deve ser adicionada a este fluxo resultante para satisfazer a equação da continuidade. A (48) mostra o fluxo resultante já corrigido, J_f , que atua na face do elemento.

$$J_f = J_f^* + J'_f \quad (48)$$

Por fim, a (48) é, então, substituída na equação da continuidade discretizada ((46) para obter a equação para a correção da pressão, p' , na célula ((49)

$$a_p p' = \sum_{nb} a_{nb} p'_{nb} + b \quad (49)$$

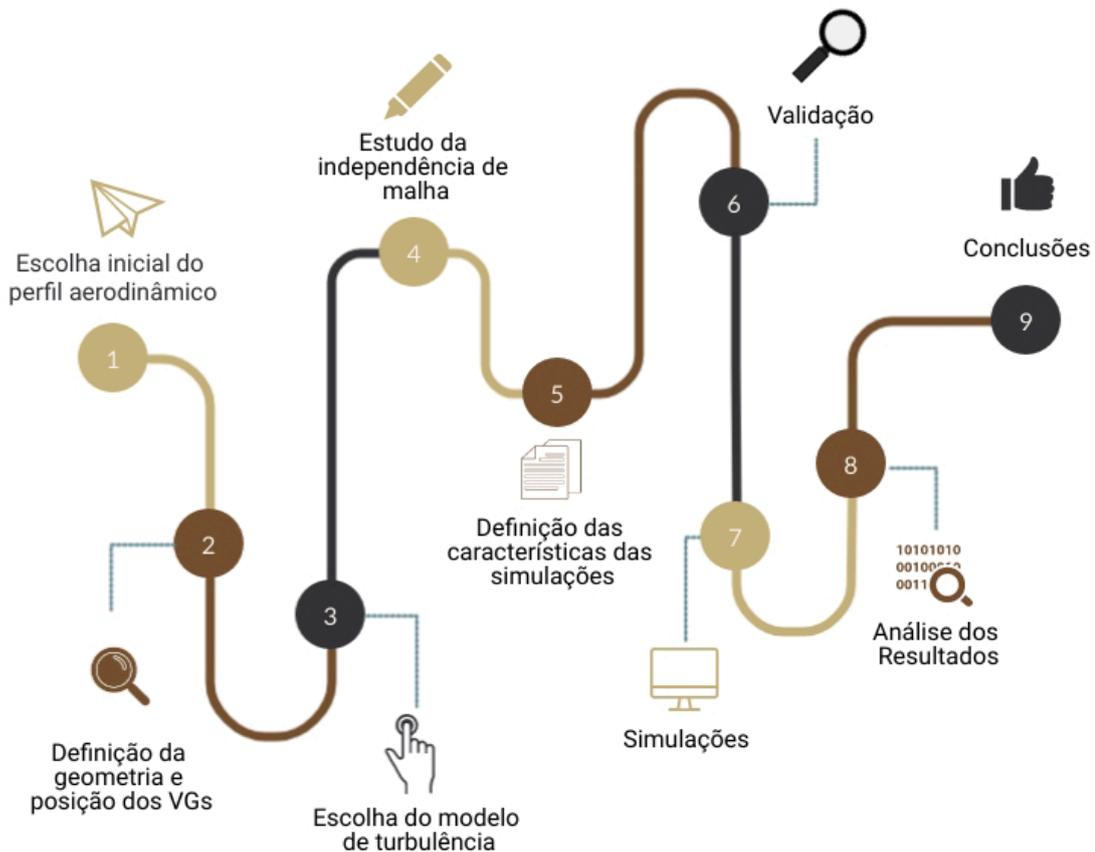
Na (49), b é o termo fonte referente a taxa de fluxo livre no elemento, definido pela (50).

$$b = \sum_f^{N_{faces}} J_f^* A_f \quad (50)$$

4 METODOLOGIA

A execução deste trabalho foi realizada no Laboratório de Mecânica dos Fluidos, pertencente ao Departamento de Engenharia Mecânica, DEMEC, da Universidade Federal de Pernambuco - UFPE, Campus Recife. A pesquisa foi do tipo experimental/matemático, sendo composta pela execução e análise de simulações computacionais fluidodinâmicas, mais conhecidas como CFD. A **Figura 24** mostra um fluxograma que simplifica as etapas utilizadas na elaboração deste trabalho.

Figura 24 - Fluxograma da metodologia utilizada.



Fonte: O Autor (2022).

4.1 ESCOLHA INICIAL DO PERFIL AERODINÂMICO

A escolha inicial do perfil aerodinâmico e as características de projeto utilizadas foram baseadas nos trabalhos de Lopes (2018), Lopes *et. al* (2019) e Lopes *et. al* (2020). Neles, são realizadas análises em CFD acerca da utilização e posicionamento de *Vortex Generators* em uma seção de pá de turbina eólica de eixo horizontal de pequeno porte projetada por Moraes (2018). A **Tabela 6** mostra as informações mais relevantes sobre as características da pá eólica

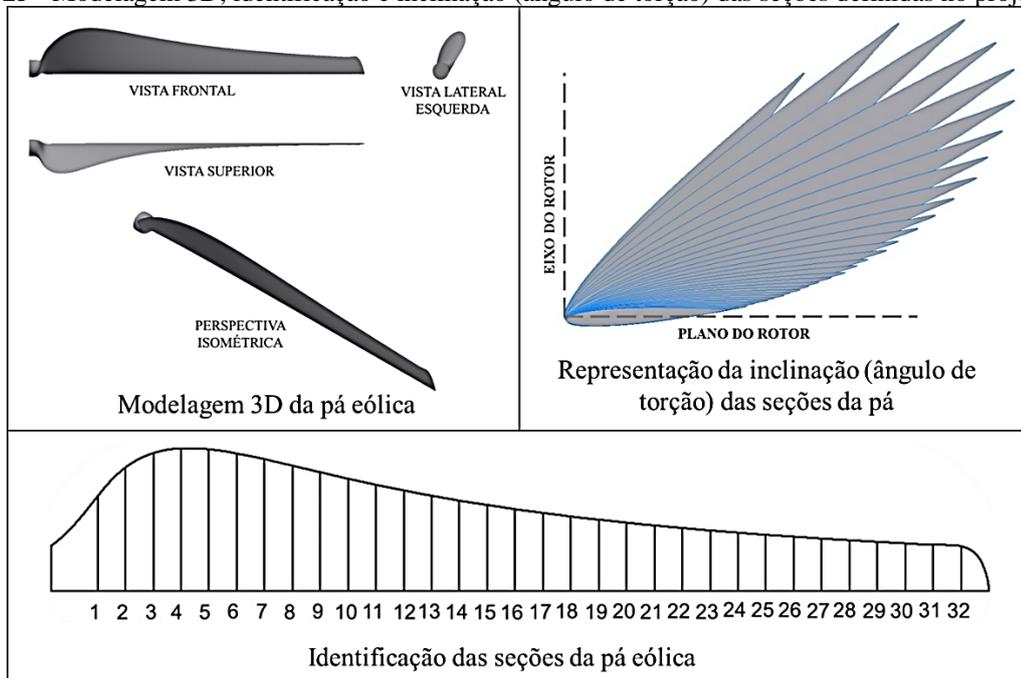
utilizada, e a **Figura 25** mostra sua modelagem 3D e a identificação e inclinação das suas seções definidas no projeto.

Tabela 6 - Características da pá eólica de Morais (2018).

Tipo de eixo	Horizontal
Porte	Pequeno
Número de pás	3
Perfil aerodinâmico	NACA 0010
Quantidade de seções	32
Raio da pá	1 m
Velocidade nominal	10 m/s
Rotação nominal	~477 rpm (50 rad/s)
Coefficiente de potência, c_p	0,4
Rendimento global	80%
Potência nominal	630 W

Fonte: Adaptado de Lopes (2018) e Morais (2018).

Figura 25 - Modelagem 3D, identificação e inclinação (ângulo de torção) das seções definidas no projeto da pá.



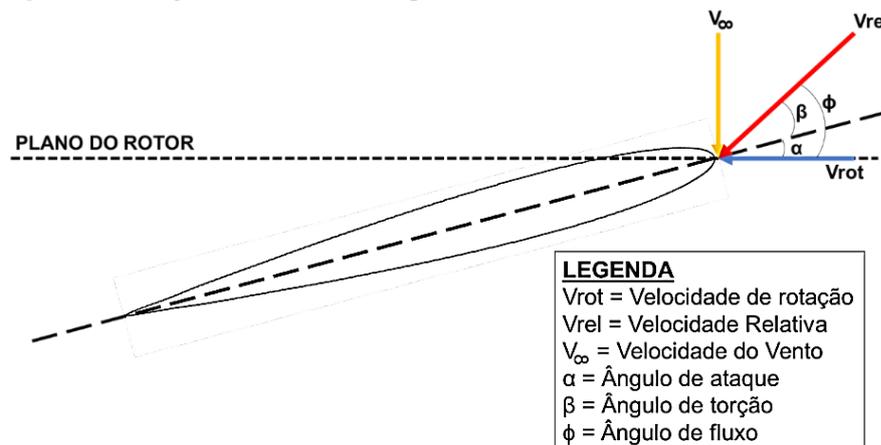
Fonte: Adaptado de Lopes (2018) e Morais (2018).

Além disso, a escolha da seção da pá também foi baseada nos trabalhos de Lopes (2018), Lopes *et. al* (2019) e Lopes *et. al* (2020). Eles testaram três seções localizadas em regiões diferentes da pá eólica: seção 3 (região mais próxima ao rotor), seção 12 (região central

da pá) e seção 3 (região da ponta da pá) e seus resultados apontaram a seção 12 como a melhor seção dentre as testadas para se obter resultados promissores com o uso dos VGs. Considerando que este tipo de estudo se refere a uma análise 3D, a seção escolhida foi analisada considerando uma corda de 109,1 mm e uma envergadura de 150 mm pois buscou-se reduzir os efeitos das pontas de asa na região em que os VGS seriam testados.

Quanto à velocidade dos testes, optou-se por utilizar uma velocidade de vento livre de $V_{\infty} = 3 \text{ m/s}$ visto que o objetivo do estudo é identificar o efeito dos VGs em baixas velocidades. Buscando uma situação vista como mais favorável à utilização dos VGs, desconsiderou-se o ângulo de torção, que tem a função de adequar a orientação da velocidade do vento livre para que ela incida no aerofólio com $\alpha = 4^\circ$, sendo necessário à identificação de uma velocidade de vento relativa que incide no perfil ao desconsiderar a torção da pá eólica (LOPES *et al.*, 2020). A **Figura 26** mostra como as velocidades envolvidas no projeto da pá se relacionam e permitem identificar a velocidade de vento relativa.

Figura 26 - Diagrama de velocidades para identificar a velocidade de vento relativa.



Fonte: O Autor (2022).

Sabendo que a velocidade de rotação é induzida pela rotação do rotor, tem-se que:

$$V_{rot} = r\omega_{rotor} \quad (51)$$

Sendo r a distância radial da seção da pá (pelo projeto da pá eólica, $r = 0,38 \text{ m}$ na seção 12) e ω a rotação do rotor para 3 m/s , que equivale a 15 rad/s . Calculando a velocidade de rotação para a seção 12, tem-se:

$$\begin{aligned} Vrot_{12} &= 0,38 \times 15 \\ Vrot_{12} &= 5,7 \text{ m/s} \end{aligned} \quad (52)$$

Logo,

$$Vrel = \sqrt{V_{\infty}^2 + Vrot^2} \quad (53)$$

Substituindo a velocidade do vento livre e a velocidade de rotação para o perfil 12 na (53), tem-se que $Vrel_{12} = 6,44 \text{ m/s}$. Esta é a velocidade que será utilizada neste estudo.

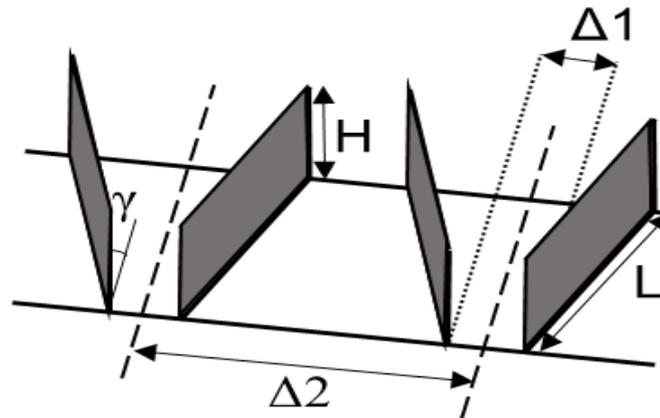
4.2 ESCOLHA DO TIPO DE *VORTEX GENERATOR* E SEU POSICIONAMENTO

Para este trabalho, foram escolhidos os VGs do tipo *counter-rotating*. Para seu dimensionamento, utilizou-se os trabalhos de (MARTÍNEZ-FILGUEIRA *et al.*, 2017) e (WANG *et al.*, 2017). O primeiro deles definiu o ângulo de ataque dos VGs em relação à direção do escoamento, γ , a altura, H, e o comprimento, L, dos VGs. Vale salientar que se escolheu uma altura equivalente à média das duas menores alturas testadas no artigo. O segundo apresentou a distância entre os VGs do mesmo par, $\Delta 1$, e a distância entre os pares de VGs, $\Delta 2$. A altura do VG é baseada na altura da camada limite, δ , conforme Martínez-Filgueira *et al.* (2017).

Além disso, considerou-se que o material utilizado seria alumínio e definiu-se uma espessura dos VGs de 0,2 mm, medida suficiente para garantir a rigidez necessária e gerar uma mínima perturbação na camada limite (FUGLSANG, ANTONIOU e DAHL, 1998) (BAK *et al.*, 2000).

Quanto a sua localização, os VGs foram colocados em 5 posições diferentes em relação a corda do aerofólio, iniciando na posição 0,1c e finalizando na posição 0,9c, com intervalos de posição de 20%.

A **Figura 27** mostra a geometria do VG tipo *vane* com matriz *counter-rotating* e a **Tabela 7** exibe os parâmetros utilizados para o seu dimensionamento e identifica suas posições testadas.

Figura 27 - Geometria dos *Vortex Generators*.

Fonte: Adaptado de Wang *et al.* (2017) e Martínez-Filgueira *et al.* (2017).

Tabela 7 - Parâmetros para o dimensionamento dos *Vortex Generators* e as posições utilizadas.

Dimensão	Sigla	Parâmetro
Ângulo de ataque do VG em relação ao escoamento	β	$18,5^\circ$
Altura do VG	H	$0,2\delta$
Comprimento do VG	L	$2H$
Espessura do VG	e	$0,2 \text{ mm}$
Distância entre VGs do mesmo par	$\Delta 1$	$3H$
Distância entre pares de VGs	$\Delta 2$	$6H$
Posição do VG em relação a corda	x_{VG}	$0,1c; 0,3c; 0,5c; 0,7c; 0,9c$

Fonte: Adaptado de Martínez-Filgueira *et al.* (2017), Fuglsang *et al.* (1998) e Bak *et al.* (2000).

É importante salientar que a estimativa da espessura da camada limite δ foi realizada a partir da Lei de Potência um sétimo, definida na (4).

4.3 SETUP COMPUTACIONAL

A **Tabela 8** mostra um resumo dos parâmetros que foram escolhidos para a realização da modelagem matemática do problema. Todas as simulações foram realizadas em um computador com 2 processadores Intel® Xeon® E5-2630, com 12 núcleos de processamento e 32 GB de memória RAM.

Tabela 8 - Resumo da modelagem matemática.

Equações governantes	RANS (Equações de Navier-Stokes com médias de Reynolds)
----------------------	---

Modelos de turbulência testados	- K- ϵ RNG (<i>“Renormalization Group Method”</i>) - Spalart Allmaras - K- ω SST (<i>Shear Stress Transport</i>)
Fluido de trabalho	Ar (incompressível com propriedades constantes)
Espaço	Tridimensional
Tempo	Regime permanente
Método numérico	Volumes finitos
Malha	Não-estruturada com elementos tetraédricos
Algoritmo de solução	Baseado em pressão, segregado
Acoplamento pressão-velocidade	SIMPLEC (<i>Semi Implicit Linked Equations - Consistent</i>)
Função de interpolação	<i>Upwind</i>

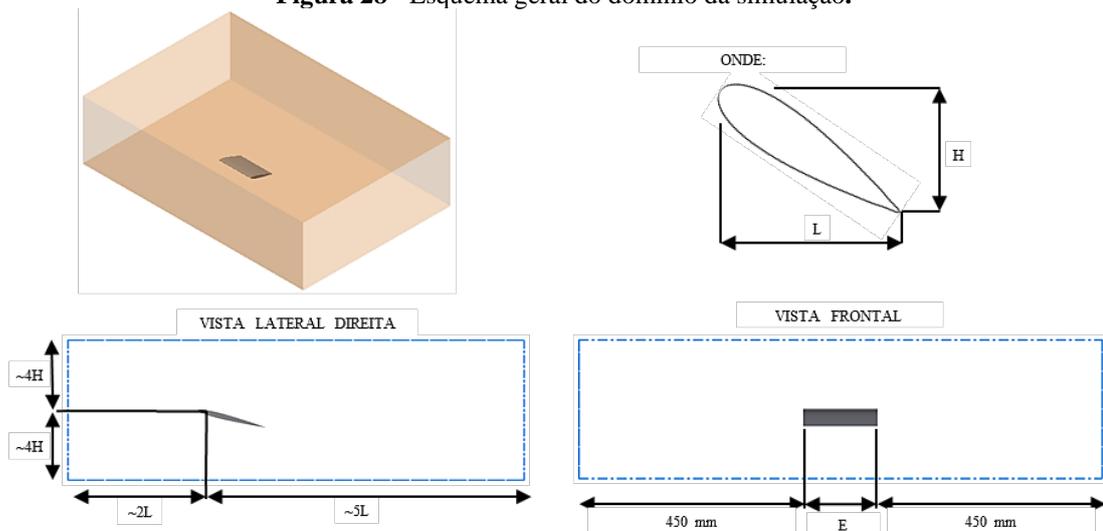
Fonte: O Autor (2022).

Vale salientar que o modelo de turbulência utilizado nas simulações de análise deste trabalho será definido, dentre os citados na tabela, mais à frente.

4.3.1 Domínio Computacional e Box de Refinamento, Condições de Contorno e Critério de convergência

Em se tratando das características do domínio computacional, este deve ser definido com dimensões suficientes para evitar o efeito significativo das paredes na geometria a ser estudada (LIU *et al.*, 2016). Assim, definiu-se: um comprimento equivalente a 2 comprimentos do corpo a montante e 5 a jusante, ambos a partir do bordo de fuga do perfil; uma altura igual a 8 vezes a altura do perfil, 4 vezes acima e 4 vezes abaixo do bordo de fuga; e largura igual a dimensão da envergadura do perfil somado a 450 mm em cada lado do perfil. Vale salientar que suas dimensões exatas variam de acordo com cada simulação e aerofólio utilizado. A **Figura 28** mostra o esquema geral do domínio da simulação que será utilizada neste trabalho.

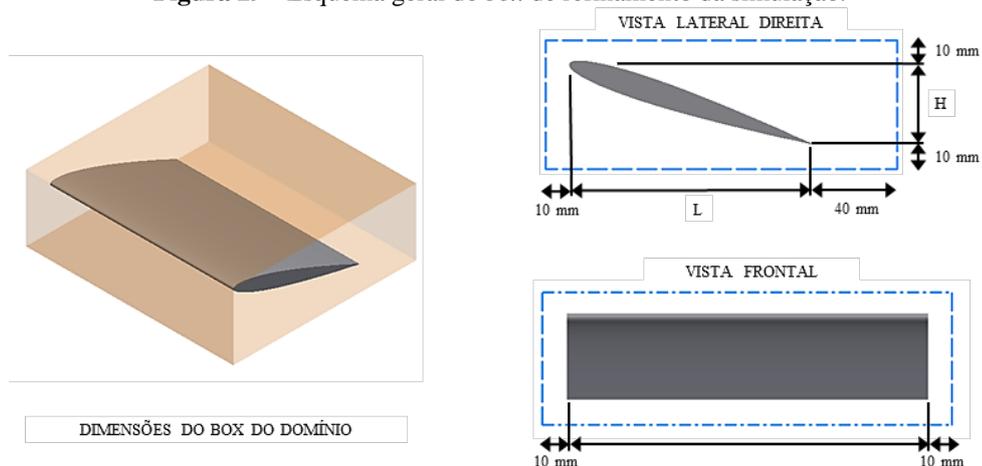
Figura 28 - Esquema geral do domínio da simulação.



Fonte: O Autor (2022).

Buscando identificar melhor os efeitos de camada limite e dos VGs sem gerar um aumento excessivo no custo computacional, optou-se também por utilizar um *box* de refinamento localizado bem próximo ao aerofólio estudado. Para suas dimensões, definiu-se: um comprimento de 10 mm a montante e 40 mm a jusante do perfil, somado ao seu comprimento; uma altura de 10 mm acima e abaixo do perfil somado à sua altura; e uma largura de 10 mm em cada lado do perfil somado a sua envergadura. Assim como o domínio, suas dimensões exatas variam de acordo com cada simulação e aerofólio utilizado. A **Figura 29** mostra o esquema geral do *box* de refinamento próximo ao perfil.

Figura 29 - Esquema geral do *box* de refinamento da simulação.

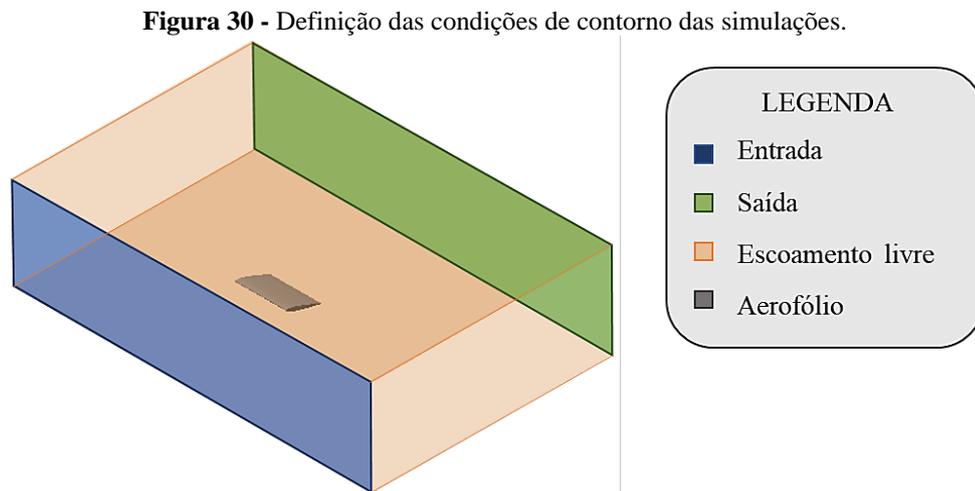


Fonte: O Autor (2022).

Quanto as condições de contorno, adotou-se: velocidade de entrada, pressão manométrica nula na saída, simetria nas demais paredes do domínio, condição de não deslizamento

para as superfícies do corpo estudado. O ar é utilizado como fluido de trabalho sob pressão atmosférica e temperatura de 20°C.

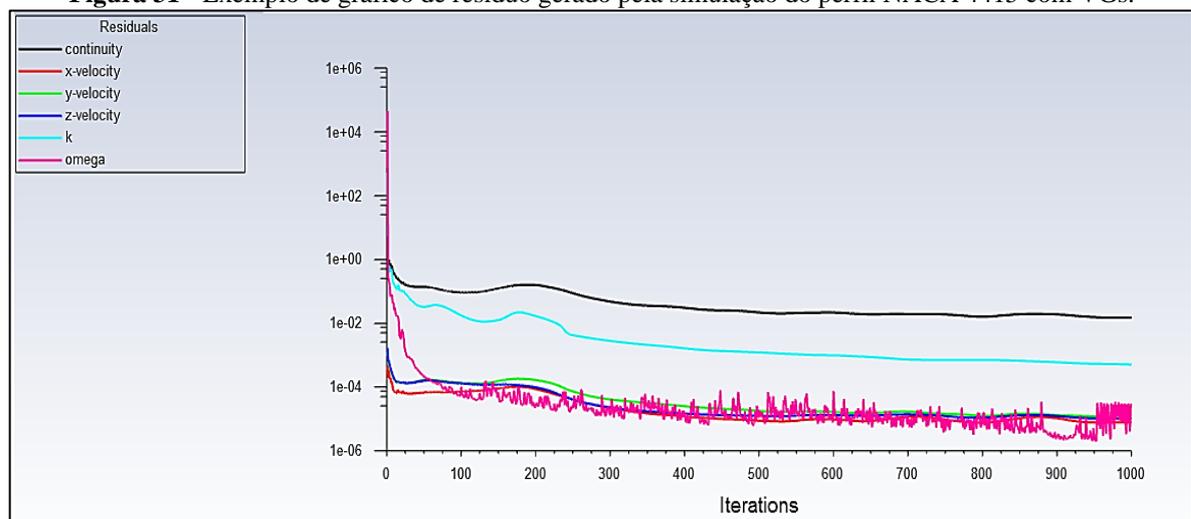
A **Figura 30** esquematiza a definição das Condições de Contorno utilizadas neste trabalho.



Fonte: O Autor (2022).

O critério de convergência padrão para este estudo foi de resíduos na ordem de 10^{-3} , sendo utilizado 1000 iterações para a sua realização. Como exemplo para a verificação da convergência, a **Figura 31** mostra o gráfico de resíduos gerado pela simulação do perfil NACA 4415 com VGs do tipo *vane* retangulares e demonstram que o critério escolhido é suficiente para atingir a convergência.

Figura 31 - Exemplo de gráfico de resíduo gerado pela simulação do perfil NACA 4415 com VGs.



Fonte: O autor (2022).

4.3.2 Malha computacional

A discretização espacial do domínio computacional foi feita via software ANSYS Mesh. Foram aplicadas malhas não-estruturadas, por se tratar de geometrias complexas, com elementos tetraédricos, camadas prismáticas próximas as superfícies e um box de refinamento próximo ao aerofólio.

A **Tabela 9** mostra os parâmetros gerais utilizados para a geração da malha computacional das simulações com e sem VGS realizadas neste trabalho.

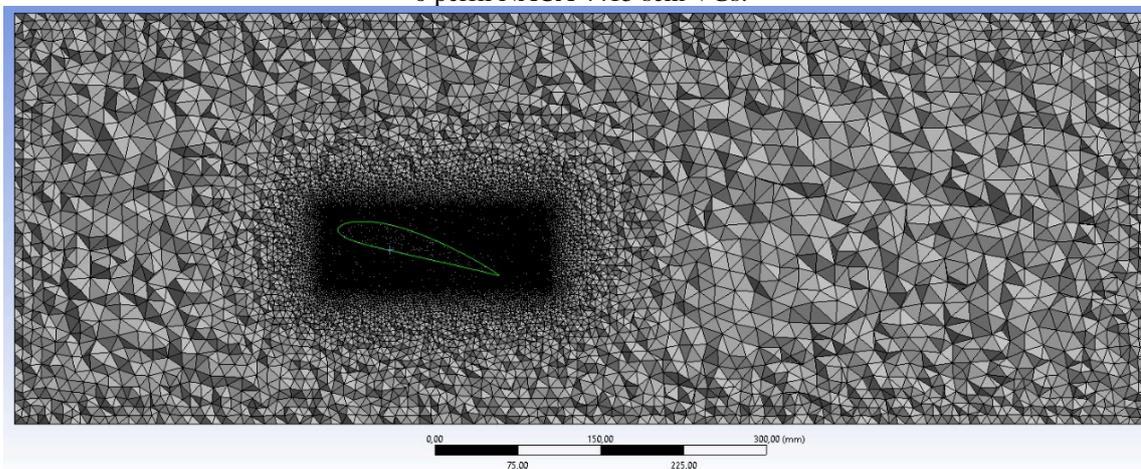
Tabela 9 - Parâmetros utilizados para a geração da malha computacional.

Tipo de Elementos utilizados	tetraédricos
Tamanho geral dos elementos	10 mm
Taxa geral de crescimento dos elementos	1,2
Tamanho mínimo dos elementos no box de refinamento	definido em seções seguintes
Taxa de crescimento dos elementos no box de refinamento	1,1
Quantidade de camadas prismáticas	15 camadas
Taxa de crescimentos dos elementos na camada prismática	1,2

Fonte: O Autor (2022).

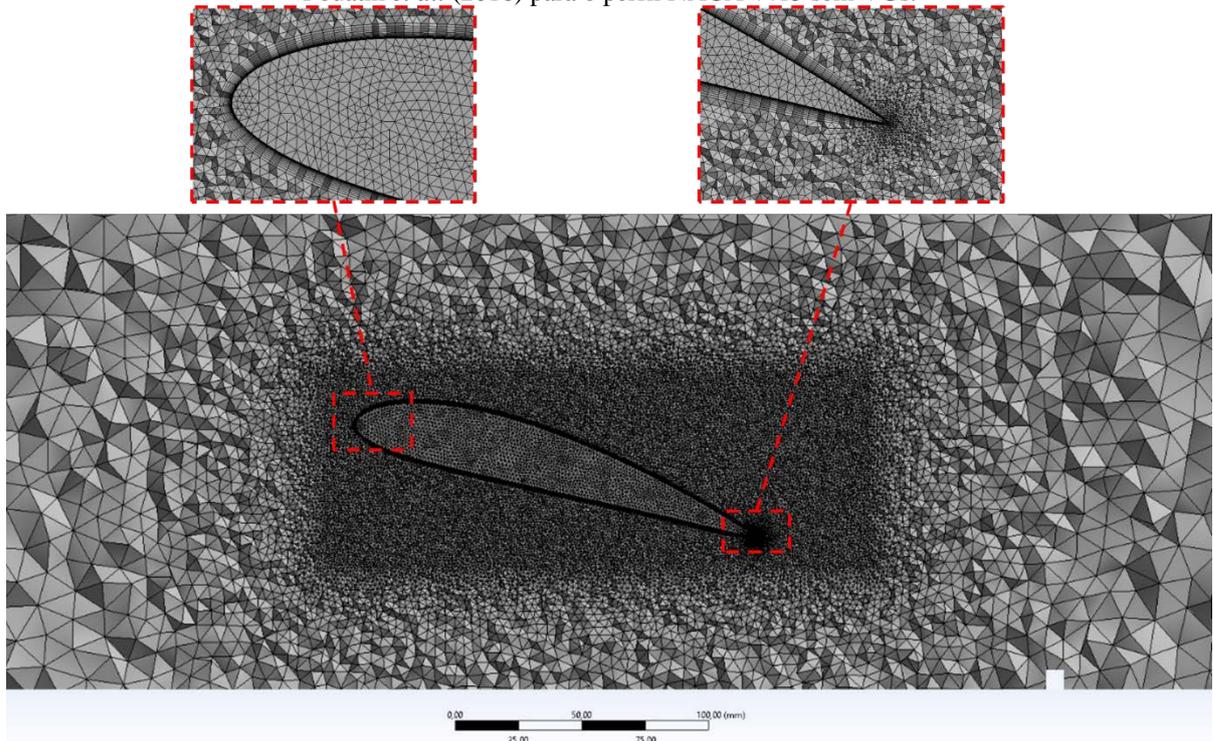
A **Figura 32** mostra um exemplo da malha gerada utilizando as configurações definidas nesta seção para situações sem VGs e se refere ao teste de validação baseado no artigo de Fouatih *et al.* (2016) para o perfil NACA 4415 sem VG. Nela, é possível perceber um maior refinamento próximo ao perfil, que é mais bem visualizado na **Figura 33**.

Figura 32 - Malha computacional para a simulação de validação baseada no artigo de Fouatih et al. (2016) para o perfil NACA 4415 sem VGs.



Fonte: O Autor (2022).

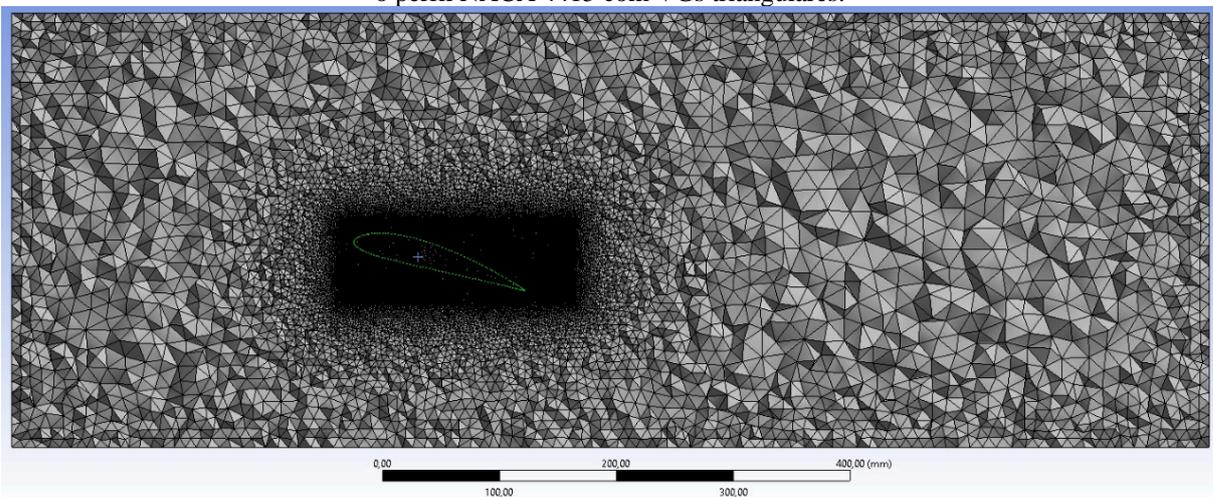
Figura 33 - Região de refinamento da malha computacional para a simulação de validação baseada no artigo de Fouatih *et al.* (2016) para o perfil NACA 4415 sem VGs.



Fonte: O Autor (2022).

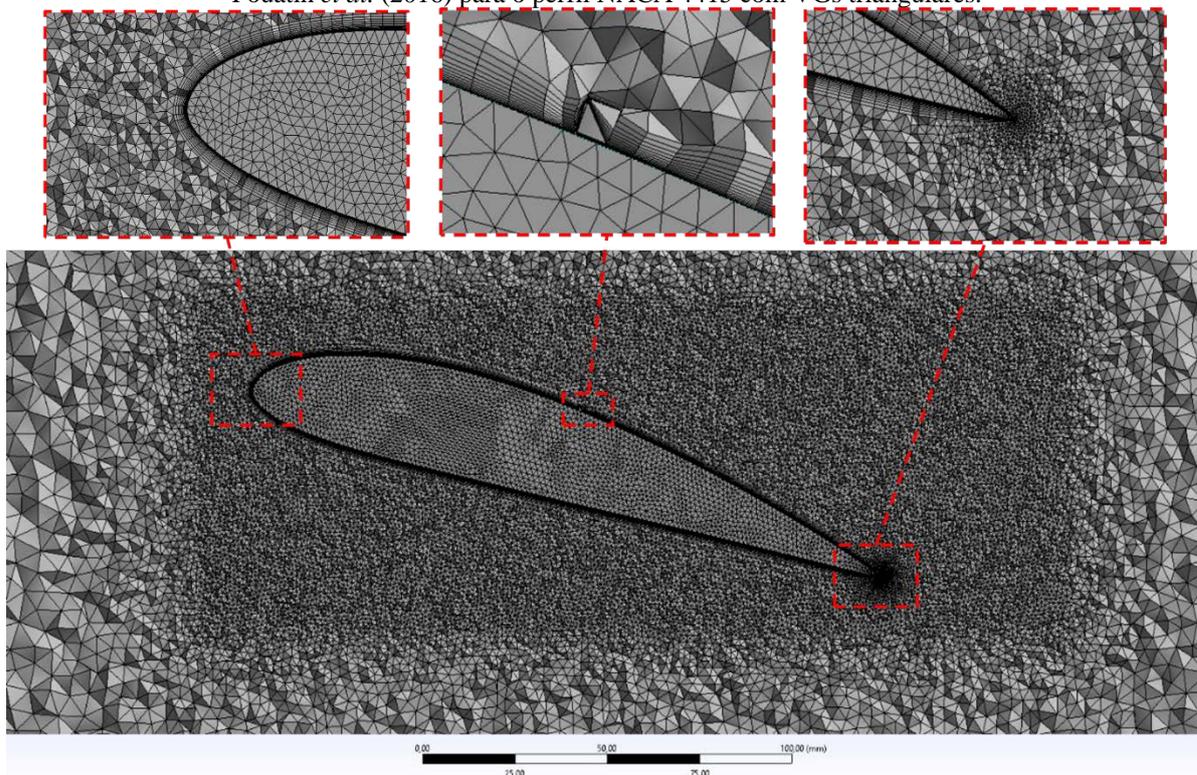
A **Figura 34** mostra um exemplo da malha gerada utilizando as configurações definidas nesta seção para as situações com VGs e se refere ao teste de validação baseado no artigo de Fouatih *et al.* (2016) para o perfil NACA 4415 com VG. Nela, é possível perceber um maior refinamento próximo ao perfil que é mais bem visualizado na **Figura 35**.

Figura 34 - Malha computacional para a simulação de validação baseada no artigo de Fouatih *et al.* (2016) para o perfil NACA 4415 com VGs triangulares.



Fonte: O Autor (2022).

Figura 35 - Região de refinamento da malha computacional para a simulação de validação baseada no artigo de Fouatih *et al.* (2016) para o perfil NACA 4415 com VGs triangulares.



Fonte: O Autor (2022).

4.3.3 Escolha do Modelo de Turbulência

Para a escolha do modelo de turbulência, a seção 12 da pá eólica selecionada para na **Seção 4.1**, sem a presença de *Vortex Generators*, foi simulada utilizando três modelos de turbulência diferentes: o K- ϵ RNG, o Spalart Allmaras e o K- ω SST. Além disso, foram utilizadas três densidades de malhas diferentes para cada modelo de turbulência. Vale ressaltar que, nestes testes, aplicou-se apenas 300 iterações. A escolha do modelo de turbulência baseou-se em qual modelo melhor detectou os fenômenos que estavam sendo buscados. A **Tabela 10** mostra as características das malhas utilizadas na escolha do modelo de turbulência.

Tabela 10 - Densidades de malha utilizadas na escolha do modelo de turbulência.

Identificação	Nº de elementos
G8	$1,77 \times 10^{07}$
G9	$1,99 \times 10^{07}$
G10	$2,25 \times 10^{07}$

Fonte: O Autor (2022).

4.3.4 Estudo da independência de malha

Para a análise da qualidade da malha, foram utilizadas dez malhas com densidades diferentes aplicadas à seção 12 da pá eólica estudada, sem a presença de *Vortex Generators*, e utilizando o modelo de turbulência definido na **Seção 4.3.2** deste trabalho. As malhas G8, G9 e G10, usadas na definição do modelo de turbulência, também foram utilizadas nesta seção. A variação do refinamento da malha ocorreu a partir da variação do tamanho do elemento no *box* de refinamento utilizado. A **Tabela 11** mostra as densidades de malha utilizadas nesta análise e identifica o tamanho dos elementos no *box* de refinamento, a proporção de crescimento em relação a malha mais grossa (G1) e métricas de análise de malhas (*aspect ratio* e *skewness*) para cada uma delas.

Tabela 11 - Identificação das densidades de malha utilizadas no estudo da independência de malha.

ID	Tamanho do elemento no <i>box</i>	Nº de elementos	% de crescimento	<i>Aspect Ratio</i> Médio	<i>Skewness</i>	
					Médio	Desvio padrão
G1	1,35 mm	9,962 x 10 ⁶	-	4,3157	0,2081	0,11188
G2	1,30 mm	1,063 x 10 ⁷	6,71%	4,2106	0,20625	0,1148
G3	1,25 mm	1,140 x 10 ⁷	14,43%	4,113	0,20559	0,11445
G4	1,20 mm	1,232 x 10 ⁷	23,67%	4,0253	0,2049	0,2049
G5	1,15 mm	1,338 x 10 ⁷	34,31%	3,9183	0,20406	0,1135
G6	1,10 mm	1,463 x 10 ⁷	46,86%	3,8041	0,20355	0,11325
G7	1,05 mm	1,593 x 10 ⁷	59,91%	3,7356	0,20286	0,11292
G8	1,00 mm	1,770 x 10 ⁷	77,68%	3,6328	0,20222	0,1124
G9	0,95 mm	1,986 x 10 ⁷	99,36%	3,5305	0,20181	0,1119
G10	0,90 mm	2,246 x 10 ⁷	125,46%	3,4169	0,20166	0,11188

Fonte: O Autor (2022).

O estudo da independência de malha foi realizado a partir da análise dos coeficientes de sustentação e de arrasto na seção da pá estudada. As forças de sustentação e de arrasto foram obtidas do resultado de cada uma das dez simulações realizadas. A (5 e (6 da **Seção 3.2.3.2** mostram como foi calculado os coeficientes de sustentação e de arrasto, respectivamente.

Nelas, C_L é o coeficiente de sustentação, C_D é o coeficiente de arrasto, F_L é a força de sustentação, F_D é a força de arrasto, ρ é a massa específica do ar (1,225 Kg/m³), V_∞ é a

velocidade do vento livre que chega na asa, e A_{Ref} é a área de referência que, neste estudo, considerou-se a área planificada da asa estudada que foi definida pela (54). Logo,

$$\begin{aligned} A_{Ref} &= \text{corda} \cdot \text{envergadura} \\ A_{Ref} &= 0,1031 \cdot 0,150 \\ A_{Ref} &= 0,016365 \text{ m} \end{aligned} \tag{54}$$

O critério para selecionar a malha a ser utilizada nas etapas seguintes deste trabalho baseou-se na identificação de qual densidade de malha apresentou menor custo computacional sem afetar os resultados.

4.3.5 Métodos de solução

Para a execução da simulação, considerou-se escoamento em regime permanente e formulação de velocidade absoluta. Além disso, utilizou-se o método de solução baseado na pressão, que é mais indicado para fluxos de baixa pressão e incompressíveis (ANSYS, 2019).

O algoritmo aplicado foi o segregado com o sistema de acoplamento pressão-velocidade SIMPLEC. Nestes algoritmos do tipo segregado, as equações governantes são resolvidas de forma sequenciada para as variáveis da solução (u , k , ε , por exemplo), ou seja, são resolvidas de forma segregada. Ele apresenta uma boa eficiência quanto ao uso de memória pois as equações discretizadas só precisam ser armazenadas apenas uma por vez, porém, a convergência da solução é relativamente lenta (ANSYS, 2019).

Para a discretização espacial do gradiente, utilizou-se o método *Least Squares Cell Based*, que apresenta uma maior precisão, porém, possui um custo computacional mais elevado (ANSYS, 2019).

Definiu-se, ainda, uma discretização de segunda ordem para a pressão, quantidade de movimento e energia cinética turbulenta, pois possui maior acurácia em relação ao modelo de primeira ordem, ao mesmo tempo em que não apresenta grandes custo computacionais, como os modelos mais avançados (ANSYS, 2019). No entanto, optou-se por uma discretização de primeira ordem para a taxa de dissipação específica.

4.4 VALIDAÇÃO DOS RESULTADOS

Para a validação dos resultados, foram selecionados alguns materiais científicos que buscavam experimentar o escoamento do ar em um aerofólio e obter suas características aerodinâmicas como o arrasto e a sustentação, por exemplo.

Após a escolha destes materiais, foram selecionadas situações de escoamentos para a posterior realização das simulações. Para a realização das simulações, foi utilizado o esquema de dimensionamento para o domínio computacional e o *box* de refinamento definido para este trabalho, **Figura 28** e **Figura 29**, respectivamente, enquanto que a configuração de malha escolhida e as configurações da solução foram descritas nas **Seções 4.3.4** e **4.3.5**, respectivamente. Ao final destas simulações, os resultados de C_L e C_D obtidos por meio de CFD foram comparados com seus respectivos materiais científicos.

As subseções a seguir identificam as referências utilizadas para este procedimento de validação e descrevem suas características mais relevantes.

4.4.1 O Banco de dados da NASA – Perfil NACA 0010

A primeira validação das simulações foi baseada na escolha inicial do perfil aerodinâmico e nas condições do escoamento a ser utilizado neste trabalho. Por esta razão, foi definido que seria utilizado o perfil NACA 0010, com corda de 109,1 mm, envergadura de 150 mm e velocidade de 6,44 m/s (LOPES, 2018).

A simulação destas condições foi comparada com os dados encontrados acerca deste perfil no banco de dados (BD) de perfis aerodinâmicos da agência americana NASA (do inglês *National Aeronautics and Space Administration*). No entanto, como o banco de dados não possuía valores aerodinâmicos deste perfil para $\alpha = 18,35^\circ$, optou-se por realizar esta validação com $\alpha = 8^\circ$.

Quanto as características para cada aerofólio, o banco de dados fornece diferentes conjuntos de informações aerodinâmicas a partir da definição de parâmetros-chave. São eles: o Número de Reynolds (Re), o Número Crítico (N_{Cr}) e o número de Mach (M). Vale salientar que o N_{Cr} se refere ao nível de perturbação do ambiente em que o aerofólio está submetido, como mostrado na **Tabela 12**. Além disso, o BD disponibiliza apenas as opções 5×10^4 , 1×10^5 , 2×10^5 , 5×10^5 e 1×10^6 de Números de Reynolds e utiliza como padrão $M = 0$. Ele também disponibiliza a discretização da superfície do aerofólio, o que possibilita uma maior facilidade na modelagem da geometria utilizada na simulação (NASA, 2021).

Desse modo, escolheu-se os parâmetros $Re = 5 \times 10^4$, por ser o mais próximo ao Número de Reynolds utilizado neste trabalho; $N_{Cr} = 9$, por considerar que o escoamento livre está sujeito a níveis medianos de perturbações; e $M = 0$, visto que é a única opção disponível e bem próximo ao Número de Mach utilizado neste trabalho.

Tabela 12 - Parâmetros utilizados para definição do Número Crítico.

Situação	N_{Cr}
Planador	12 a 14
Motoplanador	11 a 13
Túnel de vento limpo	10 a 12
Túnel de vento médio	9
Túnel de vento sujo	4 a 8

Fonte: Adaptado de NASA (2021).

A **Tabela 13** mostra as características gerais da simulação utilizando este banco de dados como referência e os valores de C_L e C_D experimentais encontrados nesta referência base. Vale ressaltar que, neste caso, o Re utilizado para a simulação foi de $4,66 \times 10^4$, de acordo com as características escolhida para a simulação.

Tabela 13 - Características gerais para a simulação com o BD da NASA.

Aerofólio	NACA 0010
Corda	109,1 mm
Envergadura	150 mm
Velocidade	6,44 m/s
Ângulo de ataque	8°
$C_{L_{exp}}$	0,7949
$C_{D_{exp}}$	0,0538

Fonte: Adaptado de NASA (2020).

Como o banco de dados oferece informações para os seus perfis aerodinâmicos considerando uma geometria de dimensões unitárias, as dimensões de corda, envergadura, e velocidade para a simulação foram definidos baseando-se no trabalho utilizado para a escolha inicial do perfil aerodinâmico a ser utilizado neste trabalho (**Seção 4.1**), mantendo um Re próximo ao utilizado no banco de dados.

As dimensões do domínio computacional e do *box* de refinamento foram de 700x280x1050 mm³ e 150x55x170 mm³, respectivamente.

É bom lembrar que esta comparação não se faz a partir de valores exatos, pois os resultados possuem parâmetros distintos entre si (os Re não são exatamente iguais, por exemplo), mas norteiam qualitativamente os resultados obtidos.

4.4.2 O Report N° 613 – Perfil NACA 4412

O Report N° 613 é um relatório técnico elaborado pela NACA (do inglês *National Advisory Committee for Aeronautics*), agência espacial americana antecessora da NASA. O relatório é titulado como “*The variation with Reynolds Number of pressure distribution over an airfoil section*” (PINKERTON, 1937).

O relatório aborda o estudo experimental em túnel de vento do perfil NACA 4412 em diversos ângulos de ataque e alguns Re diferentes. Ele possui informações como a geometria do aerofólio estudado e suas dimensões e apresenta como resultados alguns gráficos contendo os valores dos coeficientes de sustentação para cada situação estudada, além de algumas análises complementares (PINKERTON, 1937).

A **Tabela 14** mostra as características gerais da simulação utilizando este trabalho como referência e os valores de C_L experimentais encontrados nesta citação base.

Tabela 14 - Características gerais para a simulação com o Report N° 613.

Aerofólio	NACA 4412
Corda	127 mm
Envergadura	762 mm
Velocidade	28,516 m/s
Ângulo de ataque	8°
C_{Lexp}	1
C_{Dexp}	-

Fonte: Adaptado de Pinkerton (1937).

Outra informação importante é que o Re utilizado nesta situação analisada foi de $Re = 2,4 \times 10^5$.

As dimensões do domínio computacional e do *box* de refinamento foram de 880,5x202x1662 mm³ e 176x57x782 mm³, respectivamente.

4.4.3 O Report N° 460 – Perfil NACA 4412

O Report N° 460 é também um relatório técnico elaborado pela NACA, que tem como título “*The characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the variable-density wind tunnel*” (JACOBS, WARD e PINKERTON, 1935).

O relatório contém estudos em túnel de vento para diversos aerofólios diferentes e expressa informações como as geometrias estudadas, suas dimensões de corda e envergadura, as dimensões do túnel de vento, o Re em cada teste, as características ambientais como a massa específica e a pressão, além da velocidade de trabalho utilizada. Quanto aos resultados importantes, eles obtiveram as curvas dos coeficientes de arrasto, sustentação e de pressão para cada situação analisada, entre outros (JACOBS, WARD e PINKERTON, 1935).

A **Tabela 15** mostra as características gerais da simulação utilizando este trabalho como referência e os valores de C_L e C_D experimentais encontrados nesta citação base.

Tabela 15 - Características gerais para a simulação com base no Report N° 460.

Aerofólio	NACA 4412		
Corda	127 mm		
Envergadura	762 mm		
Velocidade	20,91 m/s		
Ângulo de ataque	4°	8°	24°
$C_{L_{exp}}$	0,6	0,9	1,59
$C_{D_{exp}}$	0,03	0,059	0,31

Fonte: Adaptado de Jacobs *et al.* (1935).

Outra informação importante é que o Re utilizado nestas situações analisadas foi de $Re = 3,2 \times 10^6$.

Para este trabalho base, como se testou três arranjos de ângulo de ataque diferentes, foi necessário definir três domínios computacionais e três boxes de refinamentos distintos. Considerando um ângulo de ataque de 4°, as dimensões do domínio computacional e do *box* de refinamento foram de 889x152x1662 mm³ e 177x39x782 mm³, respectivamente; considerando um ângulo de ataque de 8°, as dimensões do domínio computacional e do *box* de refinamento foram de 882x200x1662 mm³ e 176x45x782 mm³, respectivamente; e considerando um ângulo de ataque de 24°, as dimensões do domínio computacional e do *box* de refinamento foram de 1319x434x1662 mm³ e 166x75x782 mm³, respectivamente.

4.4.4 O artigo de Genç *et. al* – Perfil NACA 4412

O artigo científico de Genç *et. al* (2016) é um trabalho publicado na *EPJ Web of Conferences* com o título “*Flow characteristics over NACA4412 airfoil at low Reynolds number*”.

O artigo propõe o estudo do perfil NACA 4412 em túnel de vento utilizando três Re diferentes e baixas velocidades. Ele traz diversas informações sobre o aparato experimental utilizado, mas algumas informações importantes não são evidenciadas, como o local onde o Re é calculado, o que dificulta a fidedignidade das simulações para com este trabalho base. Devido à ausência dessas informações, optou-se por simular a mesma configuração escolhida, porém, com duas velocidades diferentes, um referente ao Re calculado utilizando a corda como comprimento característico e a outra referente ao Re calculado utilizando a altura da entrada do túnel de vento como comprimento característico (GENÇ *et al.*, 2016).

Quanto aos resultados encontrados, o trabalho apresenta os gráficos contendo os valores de $C_L \times \alpha$ e $C_D \times \alpha$ para diversos ângulos de ataque e expõe também algumas imagens do escoamento para determinados ângulos testados.

A **Tabela 16** mostra as características gerais da simulação utilizando este trabalho como referência e os valores de C_L e C_D experimentais encontrados nesta citação base (GENÇ *et al.*, 2016).

Tabela 16 - Características gerais para a simulação com base no artigo de Genç *et. al* (2016).

Aerofólio	NACA 4412
Corda	100 mm
Envergadura	100mm
Velocidade a partir da corda	3,77 m/s
Velocidade a partir da altura do túnel de vento	0,7545 m/s
Ângulo de ataque	8°
$C_{L_{exp}}$	0,75
$C_{D_{exp}}$	0,182

Fonte: Adaptado de GENÇ *et al.* (2016).

Outra informação importante é que o Re utilizado nestas situações analisadas foi de $Re = 2,5 \times 10^4$, além da identificação das dimensões da entrada do túnel de vento, que são de $500 \times 500 \text{ mm}^2$.

Para este trabalho base, as dimensões do domínio computacional e do *box* de refinamento foram de 693x160,4x1000 mm³ e 149x40x120 mm³, respectivamente.

4.4.5 O artigo de Fouatih *et al.* – Perfil NACA 4415

O artigo Científico de Fouatih *et al.* (2016) é um trabalho publicado na revista *European Journal of Mechanics B/Fluids* titulado “*Design optimization of the aerodynamic passive flow control on NACA 4415 airfoil using vortex generators*”.

Este artigo propõe um estudo em túnel de vento do perfil NACA 4415. Nele, o perfil aerodinâmico é ensaiado em diversos ângulo de ataque e, em seguida, VGs do tipo *vane* triangulares e retangulares são acoplados em seu extradorso com o objetivo de analisar o efeito desses dispositivos no comportamento aerodinâmico do aerofólio. Nestes mesmos testes, eles também avaliam os efeitos de algumas dimensões dos VGs como a espessura, o ângulo de ataque dos VGs e a posição em que eles são colocados (FOUATIH *et al.*, 2016).

Dentre os resultados encontrados, eles geraram os gráficos de $C_L \times \alpha$, $C_D \times \alpha$, além dos gráficos que relacionam os parâmetros analisados em cada arranjo estudado dos VGs (tipo *vane* triangular e tipo *vane* retangular) com o C_L e o C_D , dentre outros (FOUATIH *et al.*, 2016).

A **Tabela 17** mostra as características gerais da simulação sem e com a utilização de VGs utilizando este trabalho como referência e os valores de C_L e C_D experimentais encontrados nesta citação base.

Tabela 17 - Características gerais para a simulação com o base no artigo de Fouatih *et. al* (2016).

Aerofólio	NACA 4415	NACA 4415
Utilização de VGs	Sem VGS	VGs triangulares
Corda	152 mm	152 mm
Envergadura	454mm	454mm
Velocidade	21 m/s	21 m/s
Ângulo de ataque	16°	16°
C_{Lexp}	1,29	1,55
C_{Dexp}	0,12	0,185

Fonte: Adaptado de Fouatih *et al.* (2016).

A **Tabela 18** mostra as características dos VGs definidos por Fouatih *et al.* (2016) e utilizados nesta validação.

Tabela 18 - Dimensões dos VGs triangulares com o base no artigo de Fouatih *et. al* (2016).

Tipo de VG	-	Triangular
Ângulo de ataque em relação ao escoamento	γ	10°
Altura	H	5 mm
Comprimento	L	15 mm
Distância entre VGS do mesmo par	Δl	5 mm
Distância entre pares de VGs	λ	35 mm
Posição	x_{VG}	30% da corda (45,6 mm)
Espessura	e	0,25 mm

Fonte: Adaptado de Fouatih *et al.* (2016).

É bom dizer que o Re utilizado nestas situações analisadas foi de $Re = 2 \times 10^5$, além da identificação das dimensões da entrada do túnel de vento, que são de 46x46 mm².

Para este trabalho base, as dimensões do domínio computacional e do *box* de refinamento foram de 1023,4x394,4x1354 mm³ e 196,2x69,3x474 mm³, respectivamente.

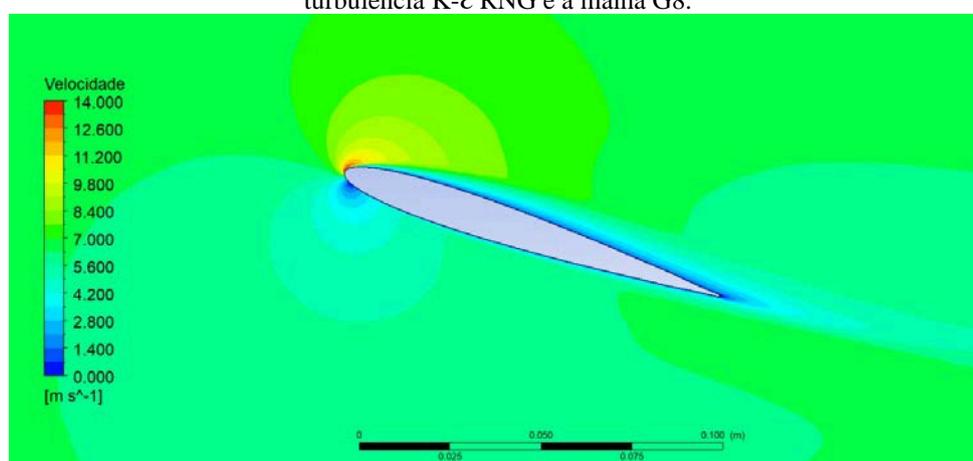
5 RESULTADOS E DISCUSSÕES

5.1 SETUP COMPUTACIONAL

5.1.1 Escolha do modelo de turbulência

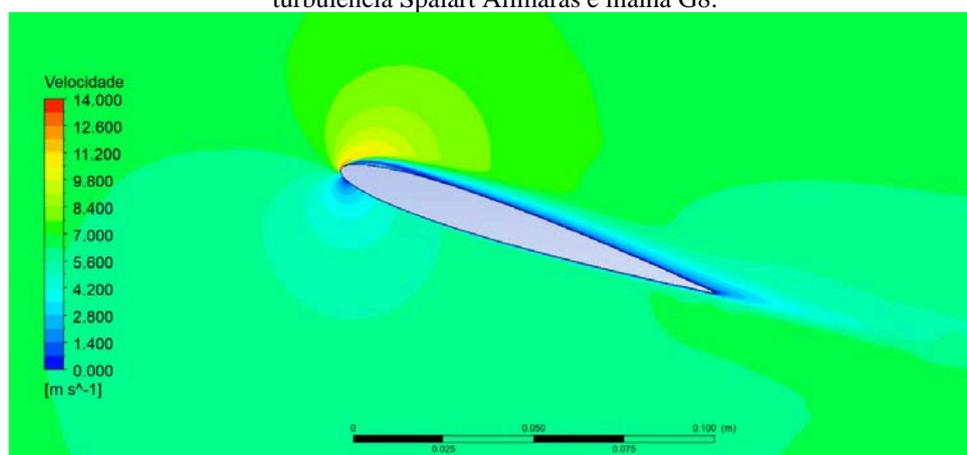
A **Figura 36**, **Figura 37** e **Figura 38** mostram a distribuição de velocidades na seção 12 da pá eólica escolhida inicialmente, sem a utilização de VGs, para os modelos de turbulência K- ϵ RNG, Spalart Allmaras e K- ω SST, respectivamente, e utilizando a malha G8.

Figura 36 - Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência K- ϵ RNG e a malha G8.



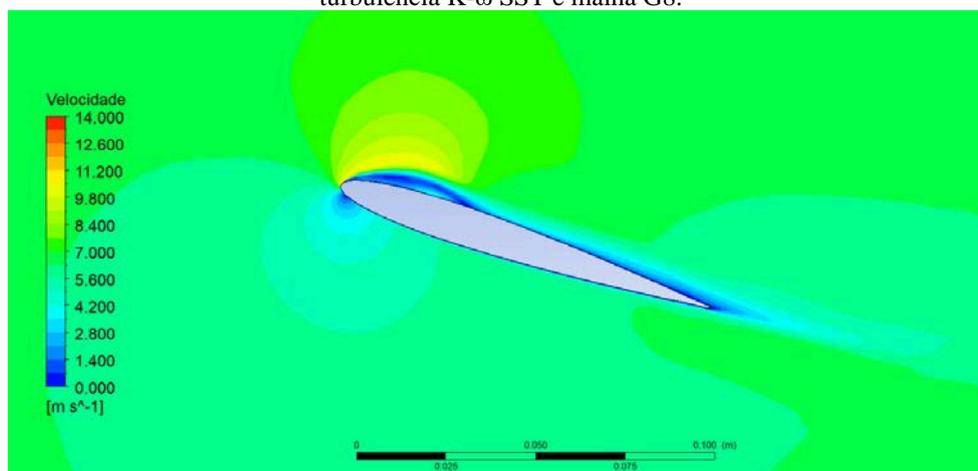
Fonte: O Autor (2022).

Figura 37 - Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência Spalart Allmaras e malha G8.



Fonte: O Autor (2022).

Figura 38 - Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência K- ω SST e malha G8.

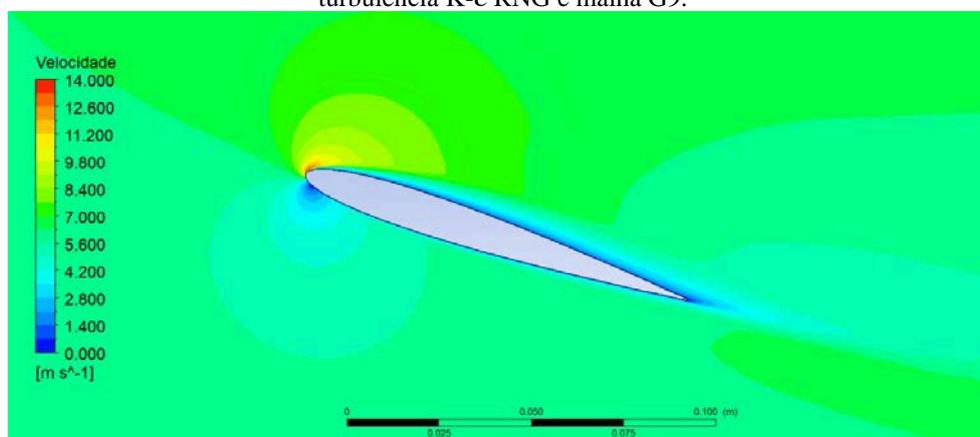


Fonte: O Autor (2022).

Comparando a **Figura 36**, **Figura 37** e **Figura 38**, é possível notar que a **Figura 36** apresenta um escoamento na forma laminar, com variações apenas nos valores de velocidade. Porém, na **Figura 37** e **Figura 38**, nota-se o surgimento de uma zona de recirculação de fluxo, sendo mais expressiva quando é utilizado o modelo de turbulência K- ω SST. Esta recirculação caracteriza o fenômeno conhecido como *stall*.

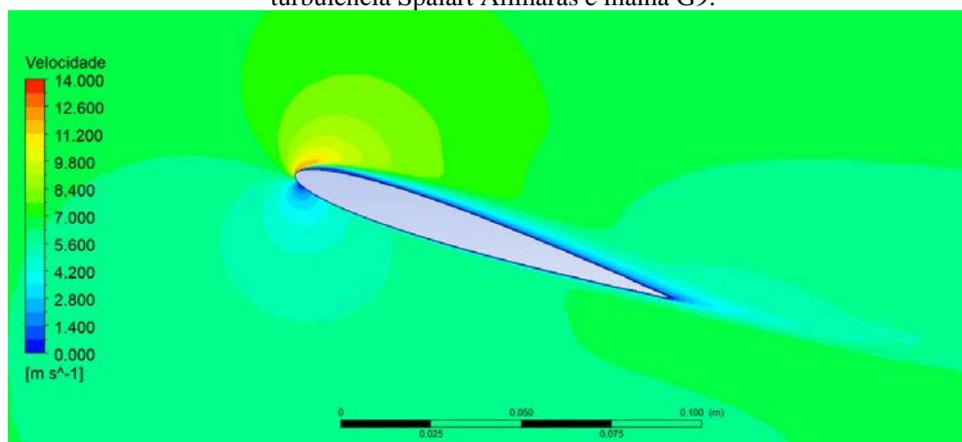
A **Figura 39**, **Figura 40** e **Figura 41** também mostram a distribuição de velocidades na seção 12 da pá eólica, sem a utilização de VGs, para os modelos de turbulência K- ϵ RNG, Spalart Allmaras e K- ω SST, respectivamente, porém, utilizando a malha G9, cuja densidade de malha é maior que a utilizada no caso anterior.

Figura 39 - Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência K- ϵ RNG e malha G9.



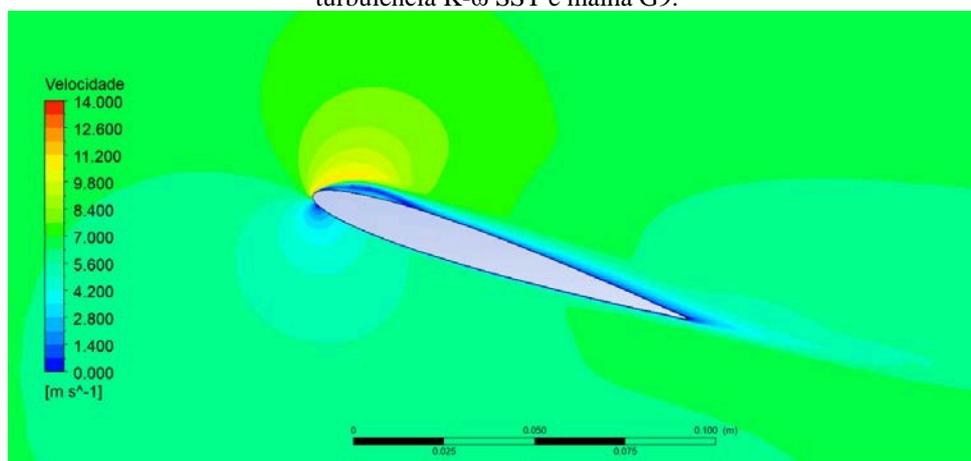
Fonte: O Autor (2022).

Figura 40 - Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência Spalart Allmaras e malha G9.



Fonte: O Autor (2022).

Figura 41 - Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência K- ω SST e malha G9.

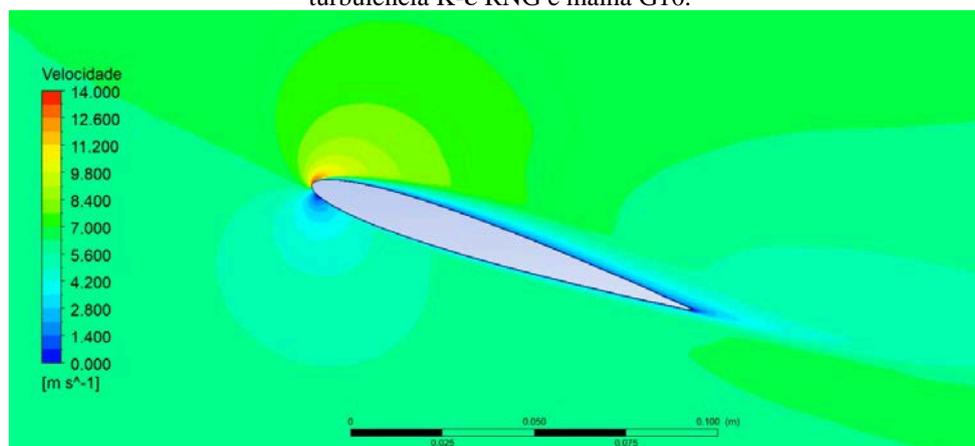


Fonte: O Autor (2022).

Observando a **Figura 39**, e confrontando-a com a **Figura 36**, percebeu-se que a primeira apresentou um escoamento ainda na forma laminar, com variações apenas nos valores de velocidade, mesmo com uma malha mais refinada. Além disso, na **Figura 40**, quando comparado com a **Figura 37**, de malha menos refinada, notou-se que o fenômeno de recirculação desapareceu. No entanto, o mesmo não ocorreu nas **Figura 41** e **Figura 38**, que mantiveram o fenômeno de *Stall* apesar da variação da densidade de malha.

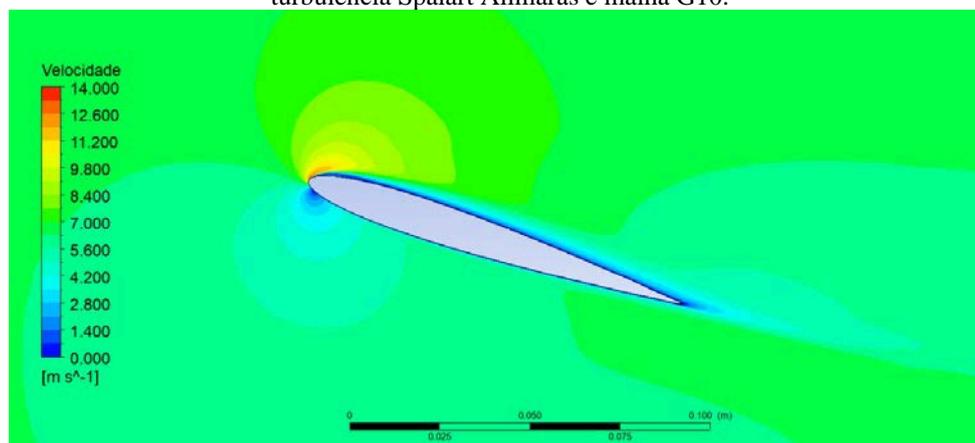
A **Figura 42**, **Figura 43** e **Figura 44** mostram a distribuição de velocidades na seção 12 da pá eólica, sem a utilização de VGs, para os modelos de turbulência K- ϵ RNG, Spalart Allmaras e K- ω SST, respectivamente, com a malha G10, que apresenta densidade de malha maior que as duas anteriores.

Figura 42 - Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência K- ϵ RNG e malha G10.



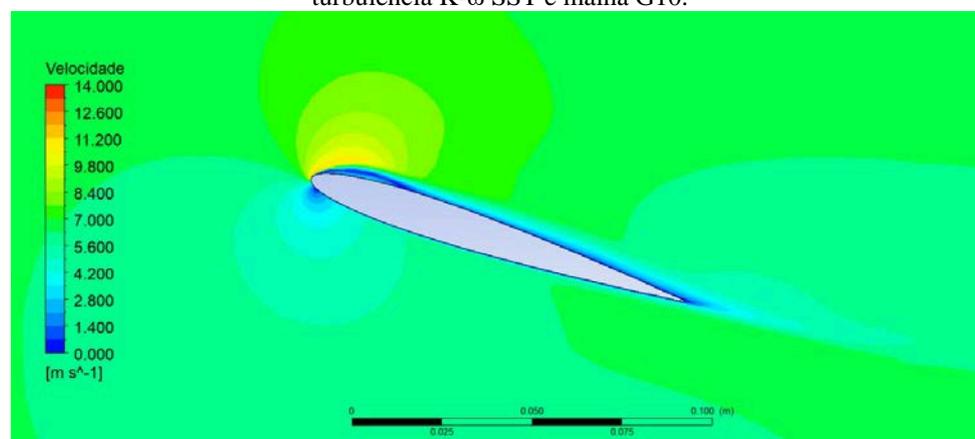
Fonte: O Autor (2022).

Figura 43 - Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência Spalart Allmaras e malha G10.



Fonte: O Autor (2022).

Figura 44 - Distribuição de velocidades para a seção 12 da pá eólica, sem VG, utilizando o modelo de turbulência K- ω SST e malha G10.



Fonte: O Autor (2022).

Observando a **Figura 42**, notou-se a presença de um escoamento na forma laminar, com variações apenas nos valores de velocidade, assim como nos casos de malhas menos densas

(Figura 36 e Figura 39). Analisando a Figura 43, percebeu-se que o fenômeno de recirculação desapareceu, assim como na Figura 40. Já na Figura 44, o fenômeno de recirculação se mostrou presente novamente, assim como nas malhas menos densas (Figura 38 e Figura 41), demonstrando que as três malhas analisadas apresentaram comportamentos bem semelhantes.

Considerando que o ângulo de ataque do aerofólio utilizado nos testes para a definição do modelo de turbulência é de $\alpha = 18,35^\circ$ (definido no projeto da pá eólica), um ângulo de ataque relativamente alto, pressupõe-se que o fenômeno de *Stall* esteja presente em seu escoamento (GRIFFIN, 1996). Por esta razão, o modelo de turbulência K- ω SST foi escolhido para ser utilizado nos estudos desta dissertação, pois foi o modelo que apresentou comportamento semelhante nas três malhas testadas, além de capturar o fenômeno de recirculação nos três níveis de refinamento, considerado ponto chave para esta escolha.

5.1.2 Estudo da independência de malha

A Tabela 19 traz as informações referentes às características de cada simulação e os resultados obtidos para os coeficientes de sustentação e de arrasto em cada densidade de malha utilizada nesta etapa, além do erro relativo, em porcentagem, dos valores obtidos em relação ao resultado da malha mais grossa. A Figura 45 mostra a curva de crescimento das densidades de malha testadas. Nela, é possível perceber que as malhas foram geradas obedecendo uma taxa de crescimento exponencial.

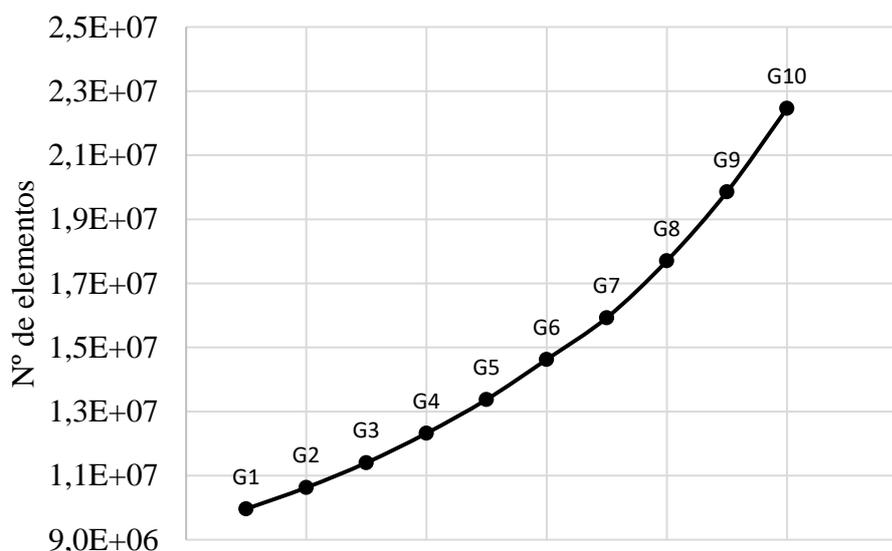
Tabela 19 - Características da simulação e resultados obtidos nas simulações para a análise de independência de malha.

Densidade de malha	Força de sustentação (F_L)	Força de arrasto (F_D)	Coefficiente de sustentação (C_L)	Erro relativo para o C_L	Coefficiente de Arrasto (C_D)	Erro relativo para o C_D
G1	0,33	0,082	0,7897	-	0,1971	-
G2	0,33	0,082	0,7897	0,000%	0,1971	0,00%
G3	0,33	0,082	0,7904	0,089%	0,1966	-0,25%
G4	0,33	0,081	0,7896	-0,013%	0,1944	-1,37%
G5	0,33	0,081	0,7896	-0,013%	0,1944	-1,37%
G6	0,33	0,080	0,7888	-0,114%	0,1933	-1,93%
G7	0,33	0,080	0,7867	-0,380%	0,1916	-2,79%

G8	0,32	0,080	0,7813	-1,064%	0,1941	-1,52%
G9	0,32	0,078	0,7828	-0,874%	0,1880	-4,62%
G10	0,32	0,077	0,7802	-1,203%	0,1860	-5,63%

Fonte: O Autor (2022).

Figura 45 - Curva de crescimento das densidades de malha utilizadas na análise de independência de malha.



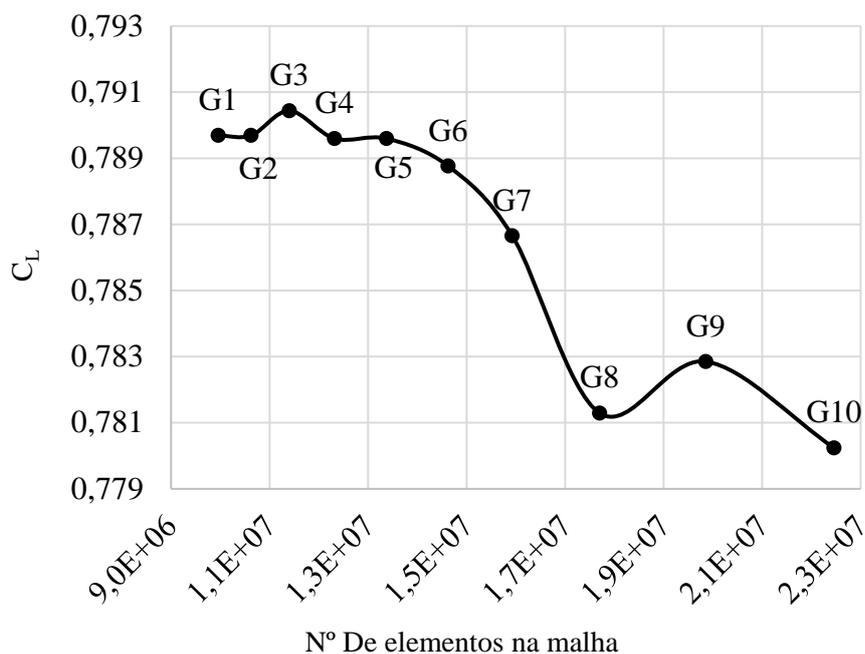
Fonte: O Autor (2022).

Analisando a **Tabela 19** é possível perceber que algumas simulações apresentaram os mesmos valores para as forças de sustentação e de arrasto, como é o caso das malhas G1 e G2, e as malhas G4 e G5. Além disso, notou-se também que a variação dos valores ocorreu apenas na terceira casa decimal, excetuando a malha G3, quando se compara o C_L , e as malhas G9 e G10, quando se compara o C_D .

A **Figura 46** e **Figura 47** apresentam os gráficos contendo a relação entre a densidade de malha e os valores de C_L e C_D , respectivamente.

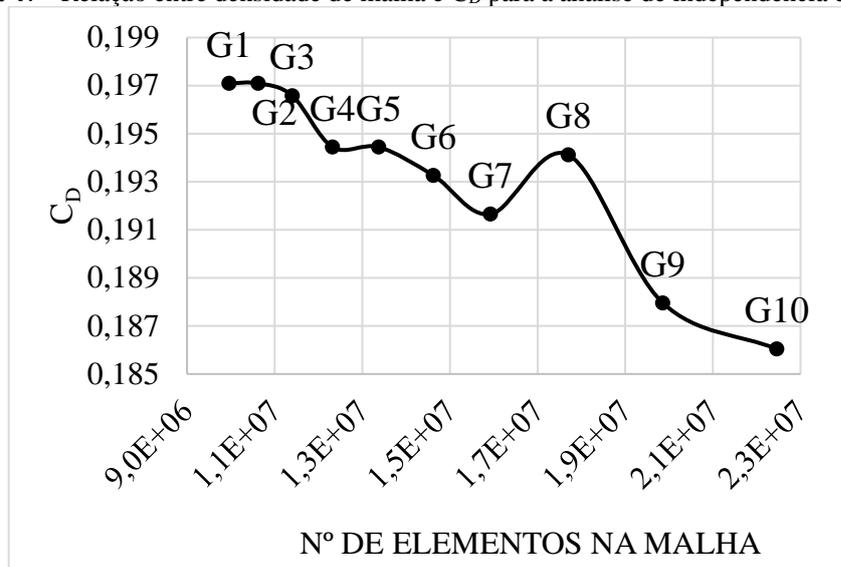
Analisando o gráfico da **Figura 46**, notou-se que as malhas G1, G2, G3, G4 e G5 obtiveram valores de C_L muito próximos, apesar que a malha G3 apresentou um valor um pouco acima dos demais. Ao mesmo tempo, as malhas G6, G7, G8, G9 e G10 apresentaram uma queda mais acentuada nos valores de C_L . É possível notar, ainda, que a malha G8 apresentou um valor fora da curva, indicando que a simulação capturou fenômenos que os modelos RANS não são capazes de calcular de forma satisfatória.

Figura 46 - Relação entre densidade de malha e C_L para a análise de independência de malha.



Fonte: O Autor (2022).

Figura 47 - Relação entre densidade de malha e C_D para a análise de independência de malha.



Fonte: O Autor (2022).

Por sua vez, analisando o gráfico da **Figura 47**, notou-se que as malhas G1, G2, G3, G4 e G5 apresentaram uma queda suave nos valores de C_D , apesar que a malha G4 obteve um valor um pouco abaixo da curva. Ao mesmo tempo, as malhas G6, G7, G8, G9 e G10 apresentaram uma queda mais acentuada nos valores de C_D . Além disso, a malha G8 apresentou, novamente, um valor fora da curva, indicando que a simulação capturou fenômenos que os modelos RANS não são capazes de calcular de forma satisfatória.

Considerando a busca pela identificação de uma malha capaz de capturar de forma satisfatória os fenômenos aerodinâmicos importantes para este estudo, como é o caso das recirculações e formação de esteira, sem gerar um grande custo computacional, escolheu-se a malha G4 para ser utilizada nas etapas seguintes por se tratar de uma malha que apresentou um comportamento mediano entre as malhas menos refinadas testadas, que poderiam não identificar os fenômenos de forma satisfatória, e as malhas mais refinadas, que identificaram fenômenos que, neste contexto, são desprezíveis e afetam a precisão dos resultados.

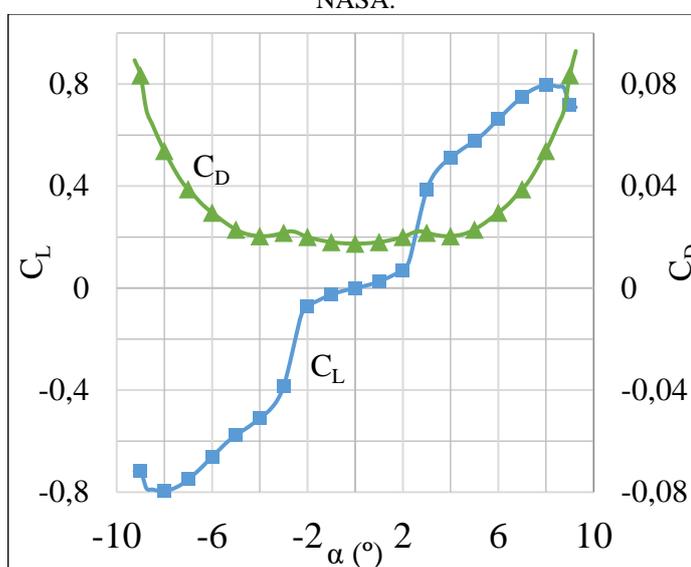
5.2 VALIDAÇÃO DOS RESULTADOS

Antes de apresentar as subseções a seguir, referente a validação dos resultados, é importante dizer que todas as imagens apresentadas aqui sobre os resultados das simulações apresentam apenas um corte do domínio computacional total, indicando apenas a região principal de interesse para as análises do escoamento.

5.2.1 O Banco de dados da NASA – Perfil NACA 0010

A **Figura 48** mostra as curvas de $C_L \times \alpha$ e $C_D \times \alpha$ experimentais retirados do banco de dados da NASA (2020) para o perfil NACA 0010 e utilizando os parâmetros escolhidos na **Seção 4.4.1**. Os valores obtidos para o perfil NACA 0010 com $\alpha = 8^\circ$ foram mostrados na **Tabela 13**.

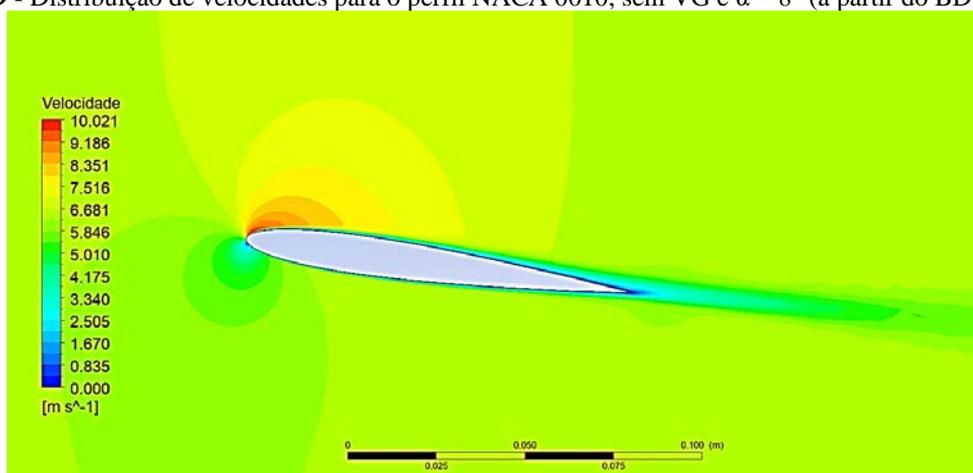
Figura 48 - Curva de $C_L \times \alpha$ e $C_D \times \alpha$ experimentais para $Re = 5 \times 10^4$ do perfil NACA 0010, retirada do BD da NASA.



Fonte: Adaptado de NASA (2021).

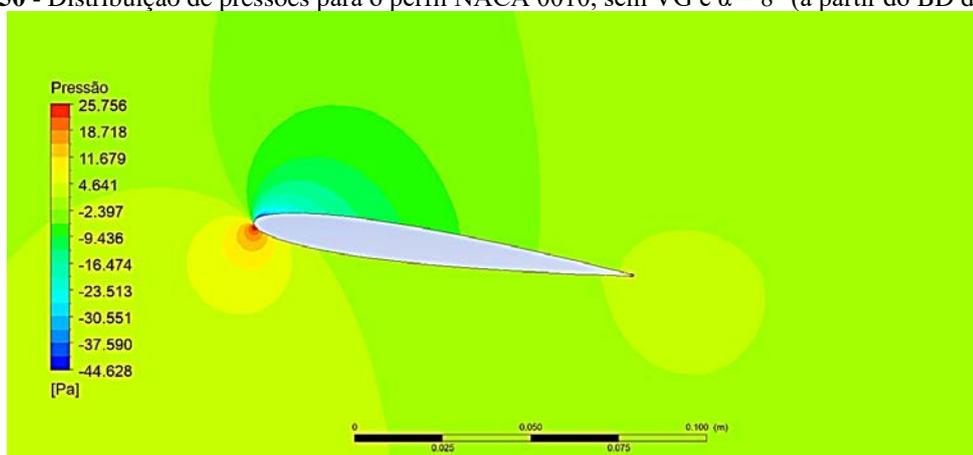
A **Figura 49** e **Figura 50** mostram as distribuições de velocidades e pressões obtidos pela simulação do perfil NACA 0010 com $\alpha = 8^\circ$ e sem VGs. Os valores das forças de sustentação e de arrasto obtidos, respectivamente, foram $F_L = 0,14$ N e $F_D = 0,02$ N, logo $C_L = 0,3499$ e $C_D = 0,0468$.

Figura 49 - Distribuição de velocidades para o perfil NACA 0010, sem VG e $\alpha = 8^\circ$ (a partir do BD da NASA).



Fonte: O Autor (2022).

Figura 50 - Distribuição de pressões para o perfil NACA 0010, sem VG e $\alpha = 8^\circ$ (a partir do BD da NASA).



Fonte: O Autor (2022).

Na distribuição de velocidades, **Figura 49**, notou-se a formação de uma minúscula região de descolamento visualizada na cor azul intenso, ao mesmo tempo em que a esteira se propaga para além do perfil

Na distribuição de pressões, **Figura 50**, percebeu-se nitidamente o ponto de estagnação do fluido caracterizado pelo alto valor de pressão, visualizado na cor vermelha intenso. Notou-se ainda que não houve muitas variações de pressão sobre o extradorso do perfil. Já no intradorso, como já esperado, as maiores pressões se localizam próximo ao bordo de ataque do perfil, local onde o fluido para ao entrar em contato com a geometria.

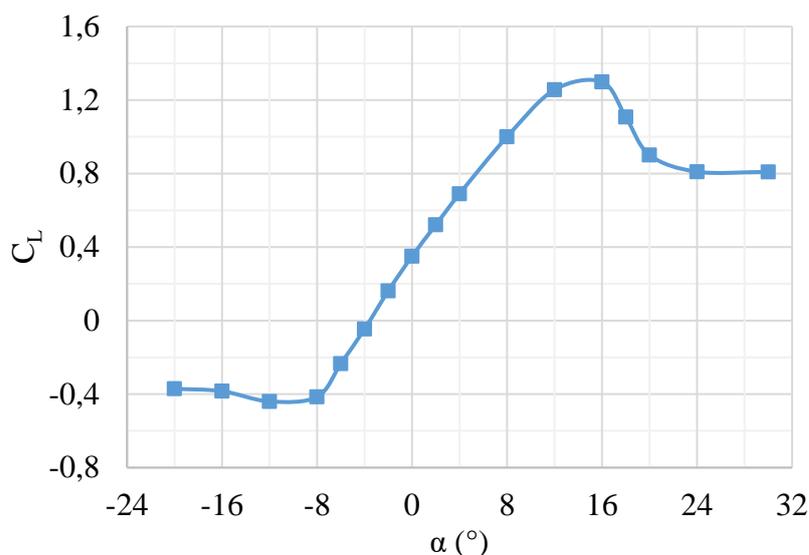
Comparando os valores de C_L obtidos experimentalmente e via CFD, notou-se que eles apresentaram valores um pouco distintos entre si. A diferença entre os valores de C_L foi de $\Delta C_L = 0,4450$, que corresponde a um erro de cerca de $\% \Delta C_L = 55,98\%$. Comparando agora os valores de C_D obtidos experimentalmente e por CFD, notou-se uma diferença de $\Delta C_D = 0,0070$, o que corresponde a um erro de cerca de $\% \Delta C_D = 13,02\%$.

Estes altos índices de erro no C_L associados a esta situação podem ser justificados pela diferença no Re utilizado na simulação e no Banco de dados da NASA, além da diferença em relação ao espaço analisado: as simulações analisam o escoamento em 3D, enquanto que o BD da NASA obtém seus resultados para um escoamento 2D. Outra possível fonte de erro está relacionada aos parâmetros utilizados para definir os valores de C_L e C_D a partir do BD da NASA

5.2.2 O Report N° 613 – Perfil NACA 4412

A **Figura 51** mostra a curva de $C_L \times \alpha$ e $C_D \times \alpha$ experimentais para $Re = 2,5 \times 10^5$ retirado do *Report N° 613* (PINKERTON, 1937). A situação analisada nesta validação corresponde ao ponto da curva onde $\alpha = 8^\circ$ (definido na **Seção 4.4.2**). O valor exato do C_L experimental obtido para este ponto se encontra na **Tabela 14**.

Figura 51 - Curva de $C_L \times \alpha$ experimental para $Re = 2,5 \times 10^5$ do perfil NACA 4412 (*Report N° 613*).

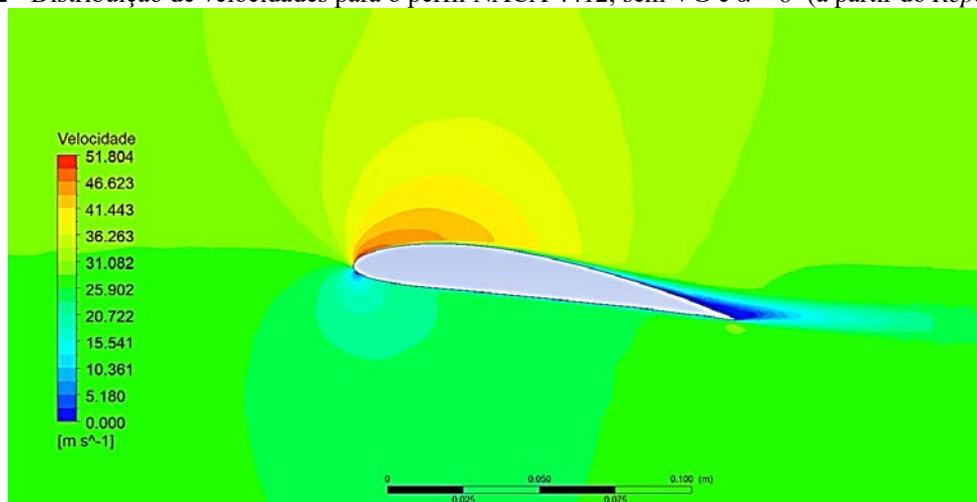


Fonte: Pinkerton (1937).

A **Figura 52** e **Figura 53** mostram as distribuições de velocidades e pressões, respectivamente, obtidos pela simulação do perfil NACA 4412 com $\alpha = 8^\circ$ e sem VGs. Os

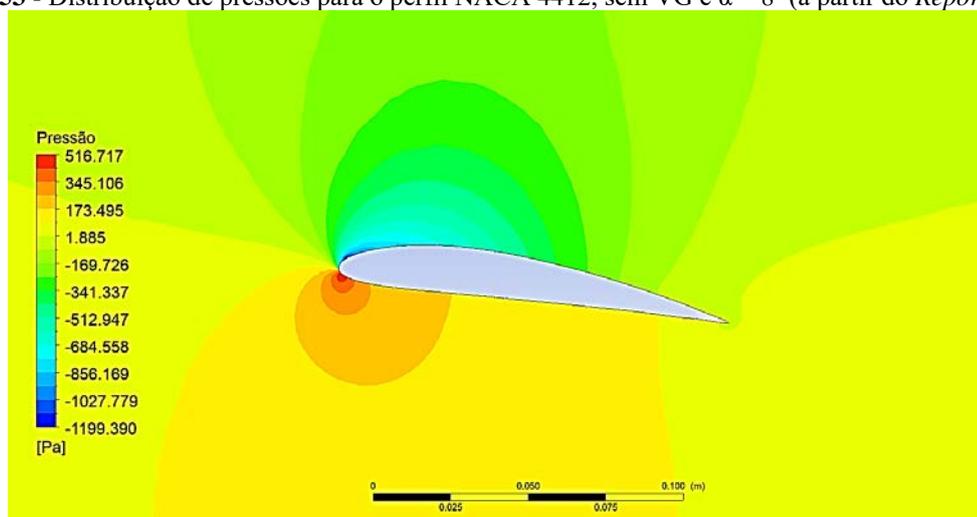
valores das forças de sustentação e de arrasto obtidos, respectivamente, foram $F_L = 49,11$ N e $F_D = 2,53$ N, logo $C_L = 1,0190$ e $C_D = 0,0525$.

Figura 52 - Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4412, sem VG e $\alpha = 8^\circ$ (a partir do *Report* N° 613).



Fonte: O Autor (2022).

Figura 53 - Distribuição de pressões para o perfil NACA 4412, sem VG e $\alpha = 8^\circ$ (a partir do *Report* N° 613).



Fonte: O Autor (2022).

Analisando a **Figura 52** e **Figura 53**, é possível notar o ponto de estagnação do fluxo quando ele atinge o bordo de ataque do perfil. Na distribuição de velocidades, ele é marcado pela cor azul escuro, que representa baixas velocidades, e na distribuição de pressões, ele é marcado pela cor vermelha intenso, que representa altas pressões. Além disso, na distribuição de velocidades, nota-se ainda a formação de uma pequena esteira que se inicia por volta de dois terços da corda.

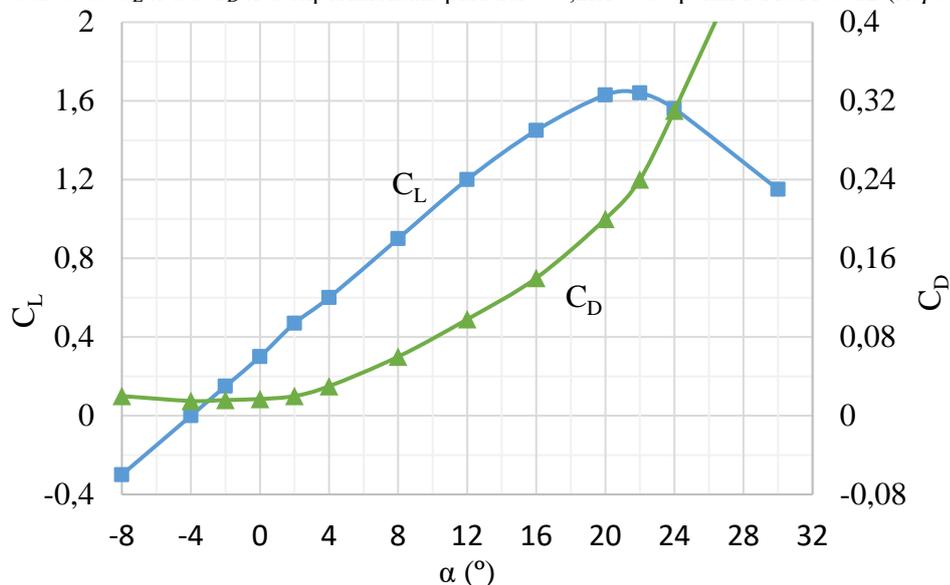
Comparando ainda os valores de C_L obtidos experimentalmente e via CFD, notou-se que eles apresentaram valores próximos, com uma diferença nos valores de $\Delta C_L = 0,0190$,

que corresponde a um erro de cerca de $\% \Delta C_L = 1,90\%$. Como o *Report* N° 613 não apresenta valores de C_D , este não foi possível ser analisado utilizando esta referência.

5.2.3 O *Report* N° 460 – Perfil NACA 4412

A **Figura 54** mostra a curva de C_L x α e C_D x α experimentais para $Re = 3,2 \times 10^6$ retirado do *Report* N° 460 (JACOBS, WARD e PINKERTON, 1935). As situações analisadas nesta validação foram os pontos das curvas correspondentes a $\alpha = 4^\circ$, $\alpha = 8^\circ$, $\alpha = 24^\circ$ (definido na **Seção 994.4.3**). Os valores exatos do C_L e C_D experimentais obtidos para estes pontos se encontram na **Tabela 15**.

Figura 54 - Curva de C_L x α e C_D x α experimentais para $Re = 3,2 \times 10^6$ do perfil NACA 4412 (*Report* N° 460).



Fonte: Adaptado de Jacobs *et al.* (1935).

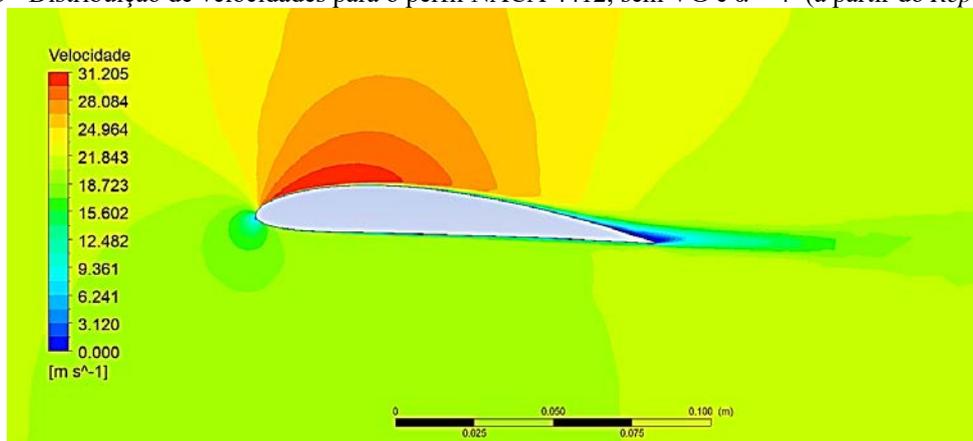
Devido as dimensões do domínio computacional gerado para estas situações, foi necessário reduzir o refinamento da malha para diminuir o custo computacional desta validação. Assim, utilizou-se um elemento de 1,5 mm de tamanho e uma taxa de crescimento de 1,3 no *box* de refinamento em todas as simulações baseadas no *Report* N° 640.

5.2.3.1 NACA 4412 com $\alpha = 4^\circ$ e sem VGs.

A **Figura 55** e **Figura 56** mostram as distribuições de velocidade e pressão obtidos pela simulação do perfil NACA 4412 com $\alpha = 4^\circ$ e sem VGs. Os valores das forças de

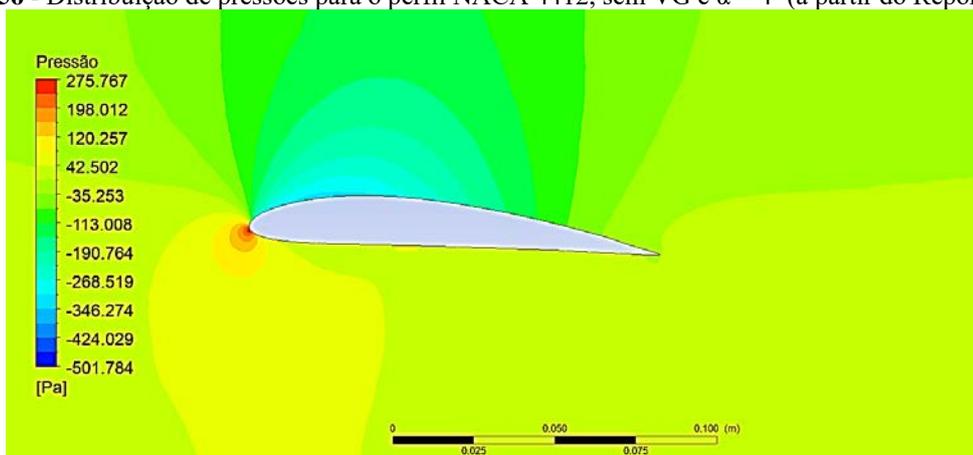
sustentação e de arrasto obtidos, respectivamente, foram $F_L = 18,66 \text{ N}$ e $F_D = 0,85 \text{ N}$, logo $C_L = 0,7201$ e $C_D = 0,0327$.

Figura 55 - Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4412, sem VG e $\alpha = 4^\circ$ (a partir do Report Nº 460).



Fonte: O Autor (2022).

Figura 56 - Distribuição de pressões para o perfil NACA 4412, sem VG e $\alpha = 4^\circ$ (a partir do Report Nº 460).



Fonte: O Autor (2022).

Na distribuição de velocidades, mostrado na **Figura 55**, nota-se uma região formada por altas velocidades, com cerca de 31 m/s. Além disso, é possível perceber também um pequeno descolamento da camada limite bem próximo ao bordo de fuga do perfil.

Na distribuição de pressão, **Figura 56**, notou-se a zona de pressão negativa no extradorso do perfil e uma zona de pressão positiva no intradorso do perfil, gerando uma força resultante positiva na direção y positivo.

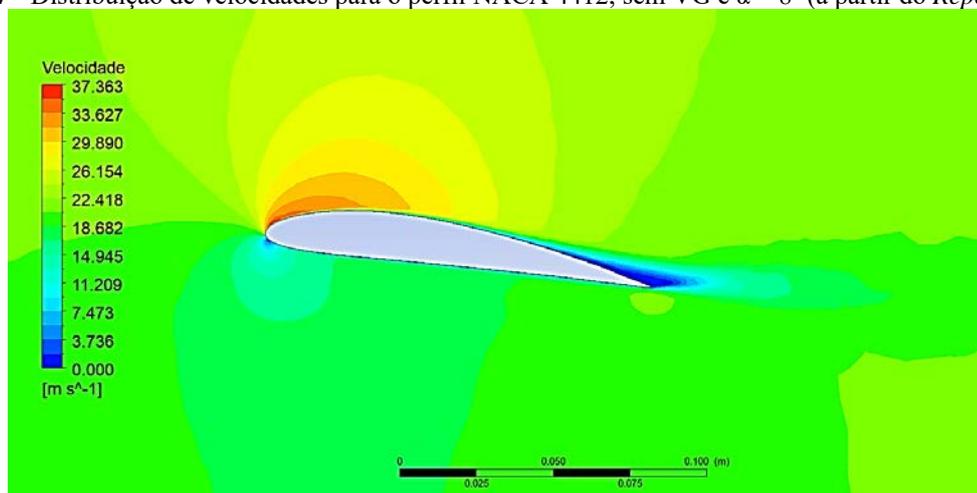
Comparando os valores de C_L obtidos experimentalmente e via CFD, notou-se que eles apresentaram valores próximos, com uma diferença entre eles de $\Delta C_L = 0,1201$, que corresponde a um erro de cerca de $\% \Delta C_L = 20,01\%$. Da mesma forma, comparando os valores

de C_D obtidos experimentalmente e por CFD, notou-se uma diferença de $\Delta C_D = 0,0007$, o que corresponde a um erro de cerca de $\% \Delta C_D = 2,31\%$.

5.2.3.2 NACA 4412 com $\alpha = 8^\circ$ e sem VGs.

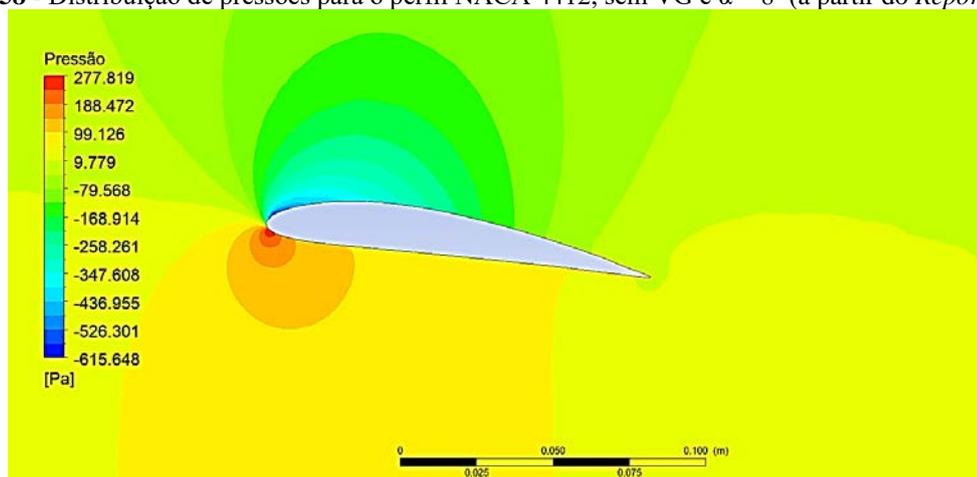
A **Figura 57** e **Figura 58** mostram as distribuições de velocidades e pressões obtidos pela simulação do perfil NACA 4412 com $\alpha = 8^\circ$ e sem VGs. Os valores das forças de sustentação e de arrasto obtidos, respectivamente, foram $F_L = 25,45$ N e $F_D = 1,34$ N, logo $C_L = 0,9820$ e $C_D = 0,0517$.

Figura 57 - Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4412, sem VG e $\alpha = 8^\circ$ (a partir do *Report* N° 460).



Fonte: O Autor (2022).

Figura 58 - Distribuição de pressões para o perfil NACA 4412, sem VG e $\alpha = 8^\circ$ (a partir do *Report* N° 460).



Fonte: O Autor (2022).

Na distribuição de velocidades, mostrado na **Figura 57**, é possível perceber um pequeno descolamento da camada limite bem próximo ao bordo de fuga do perfil, um pouco maior do que o encontrado na **Figura 55**.

Na distribuição de pressões, **Figura 58**, assim como na **Figura 56**, notou-se uma zona de pressão negativa no extradorso do perfil e uma zona de pressão positiva no intradorso do perfil, gerando uma força resultante positiva na direção y positivo. Além disso, o ponto de estagnação do fluido ao entrar em contato com a superfície do perfil torna-se um pouco mais evidente, caracterizado pela região de cor vermelha na distribuição de pressão.

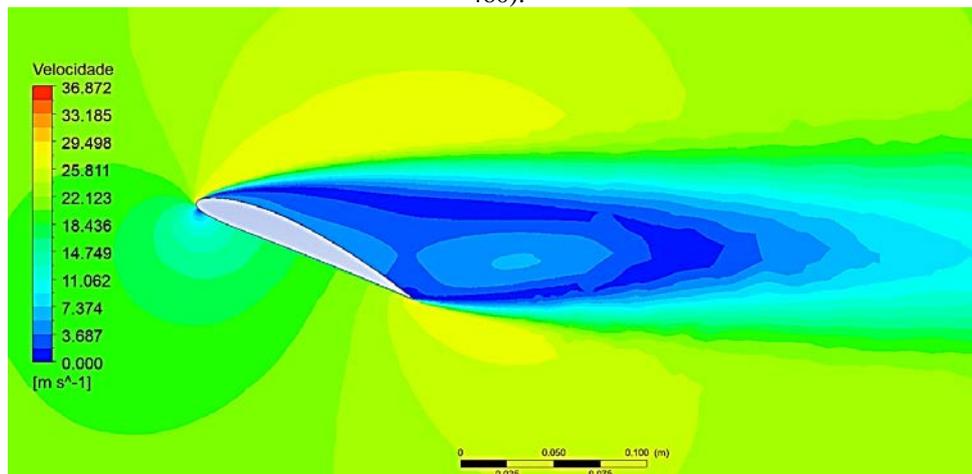
Comparando os valores de C_L obtidos experimentalmente e via CFD, notou-se que eles apresentaram valores próximos, com uma diferença entre eles de $\Delta C_L = 0,0820$, que corresponde a um erro de cerca de $\% \Delta C_L = 9,11\%$. Da mesma forma, comparando os valores de C_D obtidos experimentalmente e por CFD, notou-se uma diferença de $\Delta C_D = 0,0073$, o que corresponde a um erro de cerca de $\% \Delta C_D = 12,40\%$.

5.2.3.3 NACA 4412 com $\alpha = 24^\circ$ e sem VGs.

Nesta simulação, foi necessário aumentar o número de iterações do cálculo pois as 1000 iterações definidas na metodologia não foram suficientes para atingir os limites de convergência definidos. Por este motivo, utilizou-se 5000 iterações que, por sua vez, ainda não foram o suficiente para atingir o critério de convergência, mas se aproximaram de forma mais aceitável ao critério.

A **Figura 59** e **Figura 60** mostram as distribuições de velocidades e pressões obtidos pela simulação do perfil NACA 4412 com $\alpha = 24^\circ$ e sem VGs. Os valores das forças de sustentação e de arrasto obtidos, respectivamente, foram $F_L = 23,94$ N e $F_D = 10,27$ N, logo $C_L = 0,9236$ e $C_D = 0,3964$.

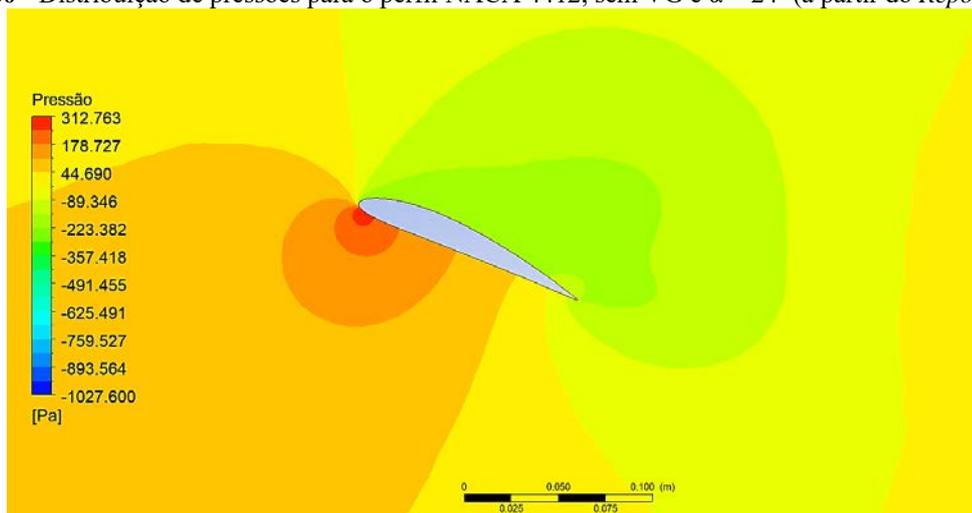
Figura 59 - Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4412, sem VG e $\alpha = 24^\circ$ (a partir do *Report* N° 460).



Fonte: O Autor (2022).

Na distribuição de velocidades, mostrado na **Figura 59**, é possível perceber a grande região de descolamento da camada limite no extradorso do perfil, caracterizado pelos tons em azul que representam baixas velocidades, formando uma grande esteira. Além disso, nessa região de descolamento, nota-se ainda a formação de uma espécie de bolsão que está na eminência de se desprender do aerofólio. Todas essas características relacionadas a formação da esteira e do descolamento mostram que o perfil se encontra no estado de *stall* onde as reais características do escoamento tornam-se mais difíceis de serem previstas com precisão.

Figura 60 - Distribuição de pressões para o perfil NACA 4412, sem VG e $\alpha = 24^\circ$ (a partir do *Report* N° 460).



Fonte: O Autor (2022).

Na distribuição de pressões, **Figura 60**, percebeu-se que a zona de alta pressão, localizada no intradorso do perfil, possui valores próximos a região de baixa pressão, extradorso

do perfil, demonstrando uma queda no valor da força resultante na direção y que age sobre a superfície do perfil.

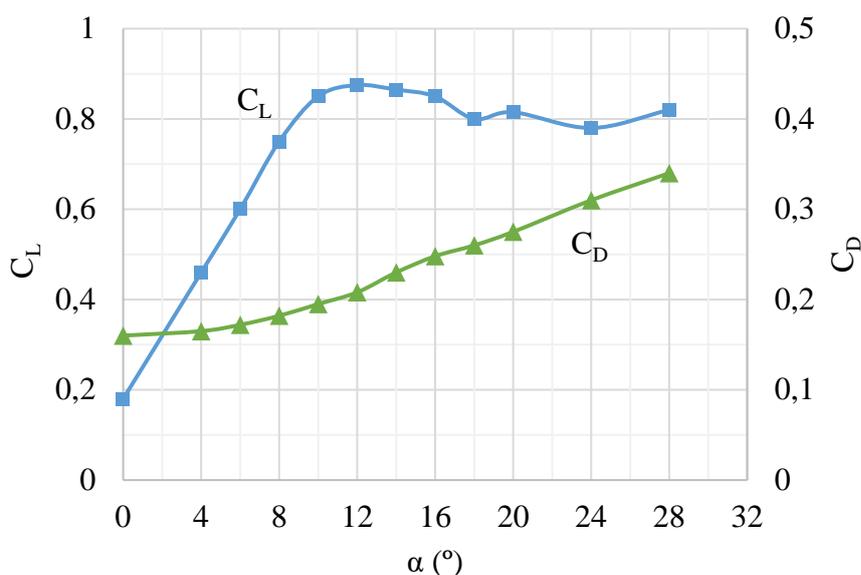
Comparando os valores de C_L obtidos experimentalmente e via CFD, notou-se que eles apresentaram valores um pouco mais distintos do que os obtidos em outras simulações de validação já apresentados neste trabalho. A diferença entre os valores de C_L foi de $\Delta C_L = 0,6664$, que corresponde a um erro de cerca de $\% \Delta C_L = 41,91\%$. Comparando agora os valores de C_D obtidos experimentalmente e por CFD, notou-se uma diferença de $\Delta C_D = 0,0864$, o que corresponde a um erro de cerca de $\% \Delta C_D = 27,89\%$.

Estes altos índices de erro associados a esta simulação podem ser justificados pelo fato de a convergência definida não ter sido alcançada. Além disso, esta situação analisada se encontra no estado de *stall*, o que dificulta a previsão do comportamento do escoamento pela ferramenta CFD.

5.2.4 O artigo de Genç *et. al* – Perfil NACA 4412

A **Figura 61** mostra a curva de $C_L \times \alpha$ e $C_D \times \alpha$ experimental para $Re = 2,5 \times 10^4$ retirado do artigo de Genç *et al.* (2016). A situação analisada nesta validação corresponde ao ponto da curva onde $\alpha = 8^\circ$ (definido na **Seção 4.4.4**). O valor exato do C_L e C_D experimentais obtidos para este ponto se encontram na **Tabela 16**.

Figura 61 - Curva de $C_L \times \alpha$ e $C_D \times \alpha$ experimentais para $Re = 2,5 \times 10^4$ do perfil NACA 4412 (Artigo de Genç *et al.*).



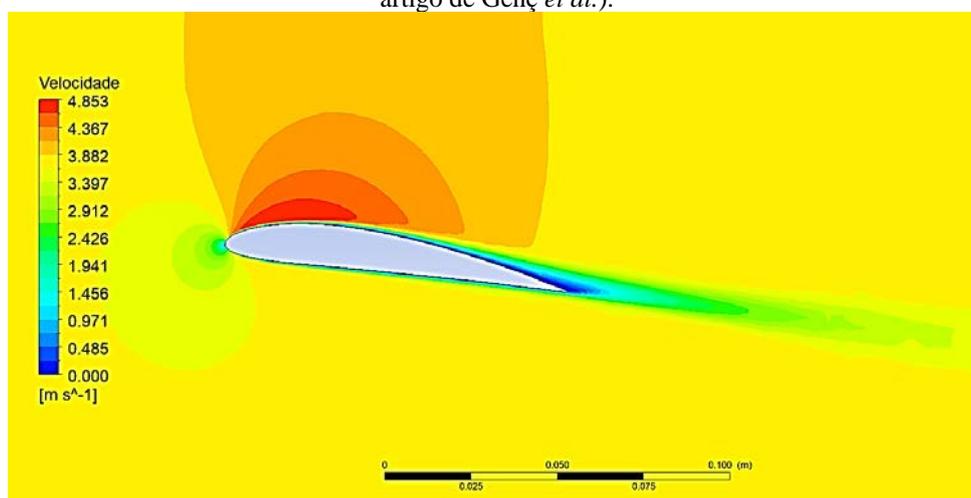
Fonte: Adaptado de Genç *et al.* (2016).

Para esta validação, a mesma situação foi simulada com duas velocidades de entrada diferentes devido a imprecisão na identificação deste parâmetro no artigo base. Os resultados destas simulações são descritos a seguir.

5.2.4.1 NACA 4412 com $\alpha = 8^\circ$, velocidade de entrada de 3,77 m/s e sem VGs.

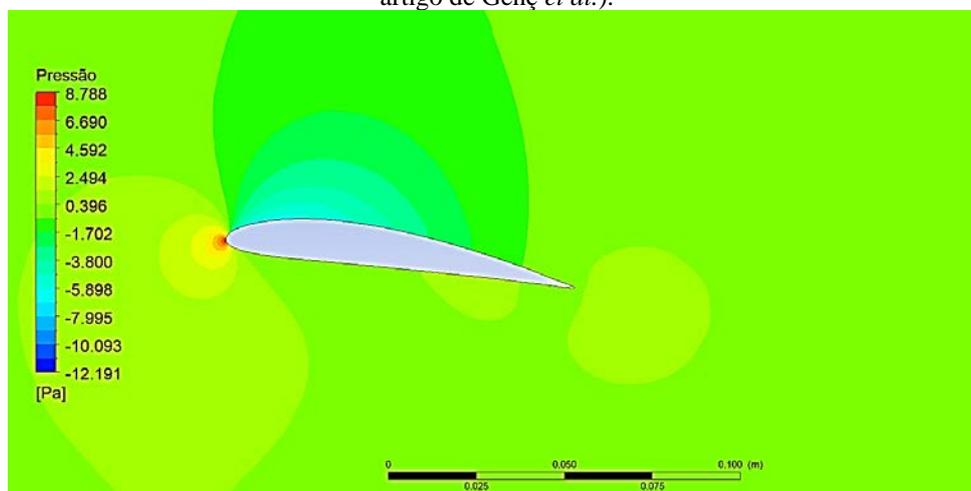
A **Figura 62** e **Figura 63** mostram as distribuições de velocidades e pressões obtidas pela simulação do perfil NACA 4412 com $\alpha = 8^\circ$ sem VGs e velocidade de entrada de 3,77 m/s. Os valores das forças de sustentação e de arrasto obtidos, respectivamente, foram $F_L = 0,03$ N e $F_D = 0,01$ N, logo $C_L = 0,3699$ e $C_D = 0,0708$.

Figura 62 - Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4412, sem VG, $\alpha = 8^\circ$ e $V = 3,77$ m/s (a partir do artigo de Genç *et al.*).



Fonte: O Autor (2022).

Figura 63 - Distribuição de pressões para o perfil NACA 4412, sem VG, $\alpha = 8^\circ$ e $V = 3,77$ m/s (a partir do artigo de Genç *et al.*).



Fonte: O Autor (2022).

Na distribuição de velocidades, mostrado na **Figura 62**, nota-se uma pequena região de descolamento localizado bem próximo ao bordo de fuga. Além disso, há uma grande região de velocidades mais altas localizadas acima do extradorso do perfil.

Quanto a distribuição de pressões, na **Figura 63**, nota-se pequenas variações de pressão localizados acima do extradorso e abaixo do intradorso do perfil, o que ocasiona uma força resultante com baixa intensidade na direção y.

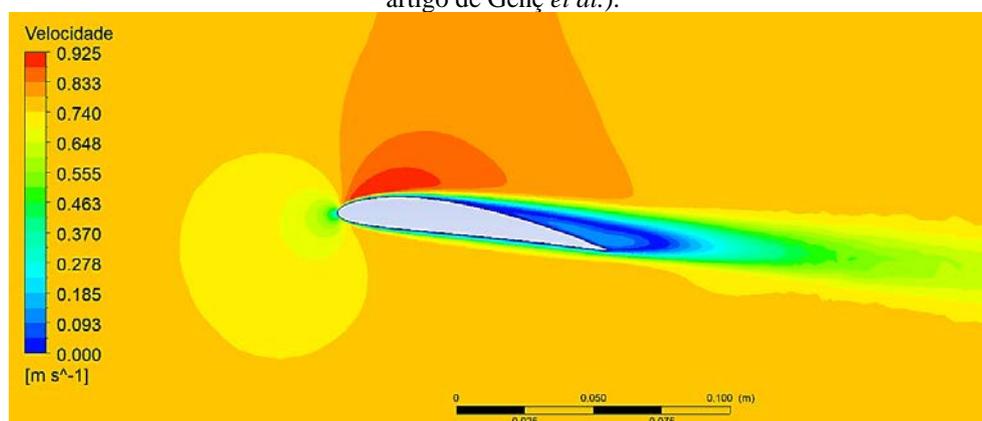
Comparando os valores de C_L obtidos experimentalmente e via CFD, notou-se que houve uma grande diferença entre os resultados, cerca de $\Delta C_L = 0,3801$, que corresponde a um erro de aproximadamente de $\% \Delta C_L = 50,69\%$. O mesmo ocorreu ao comparar os valores de C_D obtidos experimentalmente e por CFD que gerou uma diferença de $\Delta C_D = 0,1111$, correspondendo a um erro de cerca de $\% \Delta C_D = 61,07\%$.

Estes altos índices de erro podem estar associados a diferença de dimensões consideradas. Os dados experimentais se apresentam em apenas duas dimensões, enquanto as simulações CFD são realizadas em 3D.

5.2.4.2 NACA 4412 com $\alpha = 8^\circ$, velocidade de entrada de 0,7545 m/s e sem VGs.

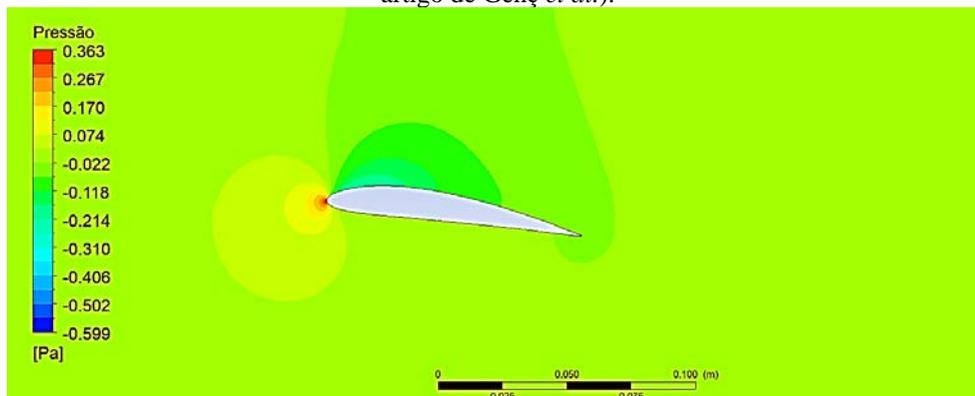
A **Figura 64** e **Figura 65** mostram as distribuições de velocidades e pressões obtidos pela simulação do perfil NACA 4412 com $\alpha = 8^\circ$ sem VGs e velocidade de entrada de 0,7545 m/s. Os valores das forças de sustentação e de arrasto obtidos, respectivamente, foram $F_L = 0,001$ N e $F_D = 0,0003$ N, logo $C_L = 0,2749$ e $C_D = 0,0914$.

Figura 64 - Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4412, sem VG, $\alpha = 8^\circ$ e $V = 0,7545$ m/s (a partir do artigo de Genç *et al.*).



Fonte: O Autor (2022).

Figura 65 - Distribuição de pressões para o perfil NACA 4412, sem VG, $\alpha = 8^\circ$ e $V = 0,7545$ m/s (a partir do artigo de Genç *et al.*).



Fonte: O Autor (2022).

Na distribuição de velocidades, mostrado na **Figura 64**, nota-se uma extensa região de descolamento no extradorso do perfil que se inicia por volta de um quarto da corda. Essa esteira, quando comparada a simulação utilizando $V = 3,77$ m/s, gera um aumento na força resultante na direção x que age de modo a gerar uma resistência ao movimento, conhecido como arrasto.

Quanto a distribuição de pressões, na **Figura 65**, assim como na simulação utilizando $V = 3,77$ m/s, notou-se pequenas variações de pressão localizados acima do extradorso e abaixo do intradorso do perfil, o que ocasiona uma força resultante com baixa intensidade na direção y , que é conhecida como sustentação.

Comparando os valores de C_L obtidos experimentalmente e via CFD, notou-se que também ocorreu uma grande diferença entre os resultados, cerca de $\Delta C_L = 0,47$, que corresponde a um erro de aproximadamente de $\% \Delta C_L = 63,34\%$. O mesmo ocorreu ao comparar os valores de C_D obtidos experimentalmente e por CFD, que gerou uma diferença de $\Delta C_D = 0,905$, correspondendo a um erro de cerca de $\% \Delta C_D = 49,75\%$.

Assim como na simulação utilizando $V=3,77$ m/s, estes altos índices de erro podem estar associados a diferença de dimensões consideradas. Os dados experimentais se apresentam em apenas duas dimensões, enquanto as simulações CFD são realizadas em 3D.

Durante esta validação, checkou-se novamente a escolha do modelo de turbulência. Além do modelo de turbulência $K-\omega$ SST, a situação utilizando $V = 0,7545$ m/s foi também simulada utilizando os modelos de turbulência Spalart Allmaras e $K-\epsilon$ RNG. Apesar da baixa precisão nos valores obtidos nesta validação, comparando os resultados dos três modelos de turbulência, notou-se que os resultados apresentaram valores próximos demonstrando que a escolha do modelo de turbulência foi satisfatória.

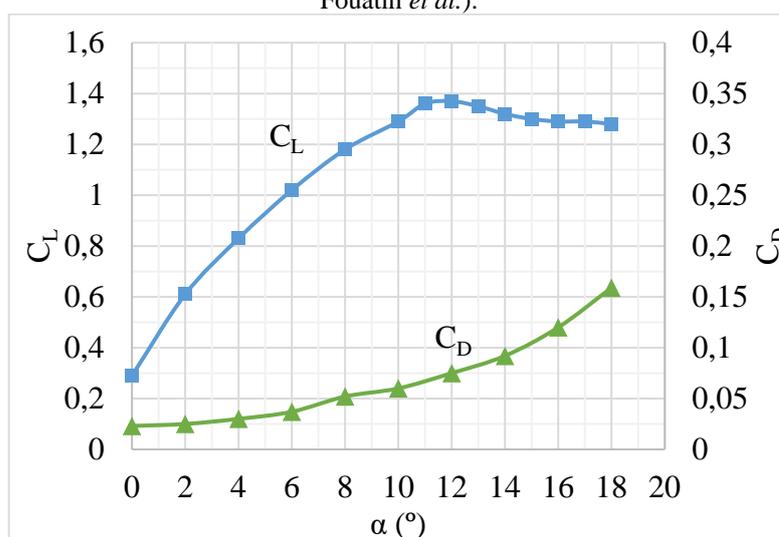
5.2.5 O artigo de Fouatih *et al.* – Perfil NACA 4415

A situação analisada nesta validação corresponde ao ponto da curva onde $\alpha = 16^\circ$ (definido na **Seção 4.4.5**). O valor exato do C_L e C_D experimentais obtidos para este ponto se encontram na **Tabela 17**. A mesma situação foi simulada com e sem VGs e seus resultados serão mostrados a seguir.

5.2.5.1 NACA 4415 com $\alpha = 16^\circ$ e sem VGs.

A **Figura 66** mostra a curva de C_L x α experimental e C_D x α experimental com $Re = 2 \times 10^5$ para o perfil NACA 4415 sem VGs, retirado do artigo de Fouatih *et al.* (2016).

Figura 66 - Curva de C_L x α e C_D x α experimentais para $Re = 2 \times 10^5$ do perfil NACA 4415 sem VGs (artigo de Fouatih *et al.*).

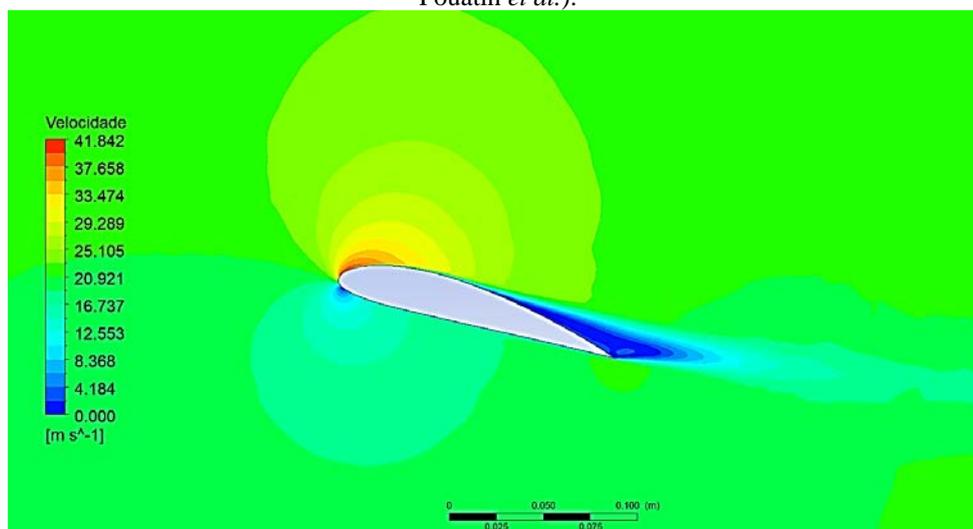


Fonte: Adaptado de Fouatih *et al.* (2016).

Devido as dimensões do domínio computacional gerado para estas situações, foi necessário reduzir o refinamento da malha para diminuir o custo computacional desta validação. Assim, utilizou-se um elemento de 1,5 mm de tamanho e uma taxa de crescimento de 1,3 no box de refinamento.

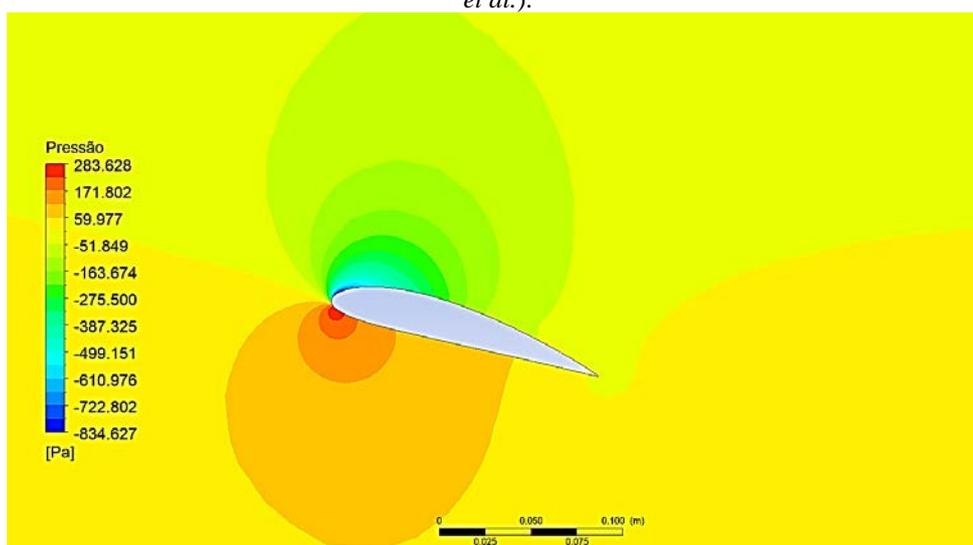
A **Figura 67** e **Figura 68** mostram as distribuições de velocidades e pressões obtidos pela simulação do perfil NACA 4415 com $\alpha = 16^\circ$ e sem VGs. Os valores das forças de sustentação e de arrasto obtidos, respectivamente, foram $F_L = 21,01$ N e $F_D = 2,81$ N, logo $C_L = 1,1271$ e $C_D = 0,1509$.

Figura 67 - Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, sem VG e $\alpha = 8^\circ$ (a partir do artigo de Fouatih *et al.*).



Fonte: O Autor (2022).

Figura 68 - Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, sem VG e $\alpha = 16^\circ$ (a partir do artigo de Fouatih *et al.*).



Fonte: O Autor (2022).

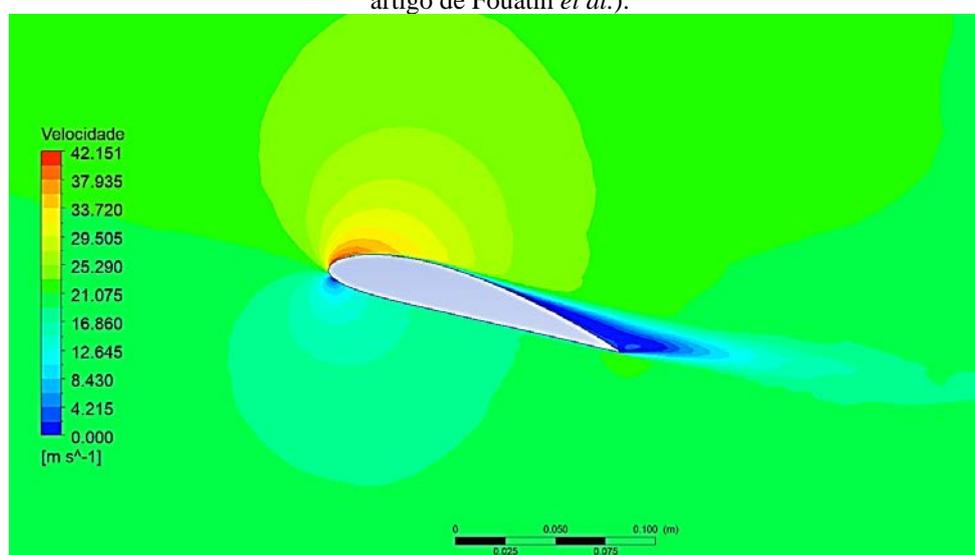
Analisando a **Figura 67** é possível notar a formação de uma pequena esteira que se inicia em cerca de 50% da corda, a partir do bordo de fuga. Na **Figura 68**, identificou-se ainda o ponto de estagnação do escoamento, quando o ar atinge o perfil, marcado pela região em tons intensos de vermelho. Neste último, ainda é possível notar a diferença de pressão da região localizada acima do extradorso do perfil, região de baixa pressão, e a região localizada abaixo do intradorso do perfil, região de alta pressão, o que ocasiona a formação de uma força resultante na direção y positiva que age sobre o aerofólio.

Comparando os valores de C_L obtidos experimentalmente e via CFD, notou-se que eles apresentaram valores próximos, com uma diferença entre eles de $\Delta C_L = 0,163$, que

corresponde a um erro de cerca de $\% \Delta C_L = 12,63\%$. Da mesma forma, comparando os valores de C_D obtidos experimentalmente e por CFD, notou-se uma diferença de $\Delta C_D = 0,031$, o que corresponde a um erro de cerca de $\% \Delta C_D = 25,72\%$.

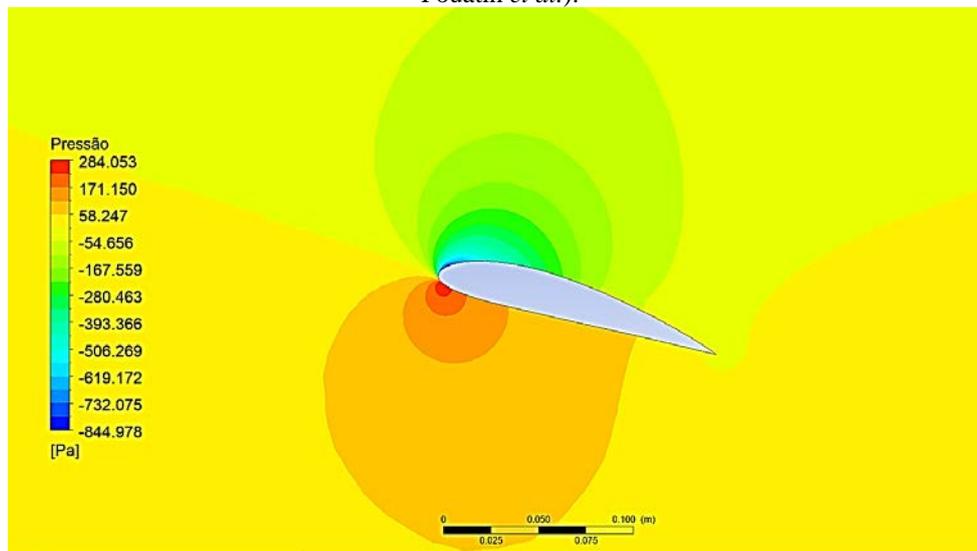
A dissertação de Soliman (2018) também utiliza o artigo de Fouatih *et al.* (2016) como ferramenta de validação de suas simulações. Em suas simulações, ele utiliza uma intensidade de turbulência, I , na velocidade de entrada do domínio de 0,1%. A **Figura 69** e **Figura 70** mostram as distribuições de velocidades e pressões para a simulação utilizando as mesmas características definidas na metodologia, modificando apenas a Intensidade de Turbulência.

Figura 69 - Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, sem VG, $\alpha = 16^\circ$ e $I = 0,1\%$ (a partir do artigo de Fouatih *et al.*).



Fonte: O Autor (2022).

Figura 70 - Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, sem VG, $\alpha = 16^\circ$ e $I = 0,1\%$ (a partir do artigo de Fouatih *et al.*).



Fonte: O Autor (2022).

Os valores das forças de sustentação e de arrasto obtidos, respectivamente, foram $F_L = 21,22$ N e $F_D = 2,81$ N, logo $C_L = 1,1385$ e $C_D = 0,1507$.

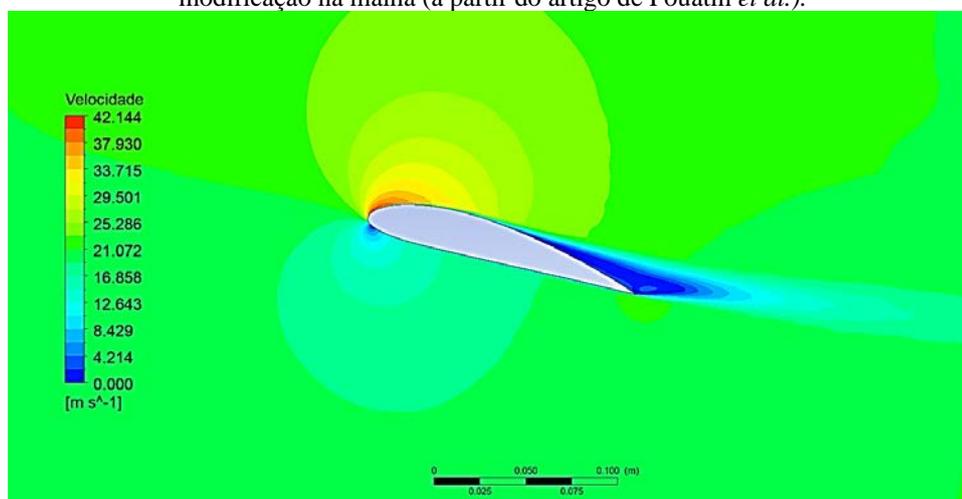
Comparando os valores de C_L obtidos experimentalmente e via CFD, notou-se que eles apresentaram valores próximos, com uma diferença entre eles de $\Delta C_L = 0,151$, que corresponde a um erro de cerca de $\% \Delta C_L = 11,74\%$. Da mesma forma, comparando os valores de C_D obtidos experimentalmente e por CFD, notou-se uma diferença de $\Delta C_D = 0,0307$, o que corresponde a um erro de cerca de $\% \Delta C_D = 25,63\%$.

Confrontando os erros referentes aos valores de C_L e C_D obtidos nas duas simulações já realizadas nesta subseção, percebeu-se que o uso da intensidade de turbulência de $I = 0,1\%$ diminuiu o erro no C_L e no C_D . Apesar da redução no erro do C_D ter ocorrido de forma quase insignificante, estas atenuações melhoram a acurácia do resultado. Além disso, verificou-se também que essa modificação de parâmetro não gerou prejuízos em relação ao custo computacional necessário para sua execução, demonstrando que sua utilização possibilita um melhor resultado sem gerar prejuízos no tempo de execução das simulações. A partir destas duas observações, optou-se por utilizar $I = 0,1\%$ na velocidade de entrada do domínio como parâmetro padrão para a realização das simulações desta dissertação.

Para finalizar esta análise de validação, realizou-se ainda uma nova simulação com os parâmetros já definidos na **Seção 4.4.5**, porém, utilizando $I = 0,1\%$ e uma malha sem as modificações propostas nas outras duas simulações realizadas subseção. A **Figura 71** e **Figura 72** mostram os resultados das distribuições de velocidades e pressões.

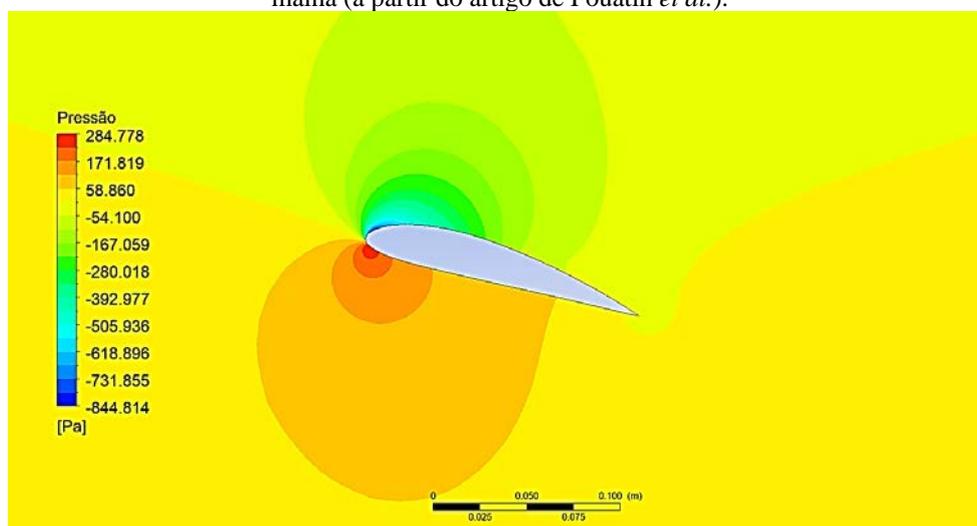
Os valores das forças de sustentação e de arrasto obtidos, respectivamente, foram $F_L = 21,06 \text{ N}$ e $F_D = 2,78 \text{ N}$, logo $C_L = 1,1301$ e $C_D = 0,1493$.

Figura 71 - Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, sem VG, $\alpha = 16^\circ$, $I = 0,1\%$ e sem modificação na malha (a partir do artigo de Fouatih *et al.*).



Fonte: O Autor (2022).

Figura 72 - Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, sem VG, $\alpha = 16^\circ$, $I = 0,1\%$ e sem modificação na malha (a partir do artigo de Fouatih *et al.*).



Fonte: O Autor (2022).

Comparando as distribuições de velocidades e as distribuições de pressões das 3 simulações realizadas nesta seção (**Figura 67** a **Figura 72**), nota-se que não há grandes variações no comportamento do escoamento obtidos, porém, quando se comparou os valores de C_L e C_D obtidos destas simulações com os resultados experimentais de Fouatih *et al.* (2016), notou-se que a simulação utilizando uma malha sem modificações e $I = 0,1\%$ apresentou um erro relacionado ao C_L mediano, com $\Delta C_L = 0,1599$, que corresponde a um erro de cerca de

$\% \Delta C_L = 12,40\%$. No entanto, para o erro relacionado ao C_D , notou-se que houve uma redução, com a $\Delta C_D = 0,0293$, equivalente a $\% \Delta C_D = 24,43\%$.

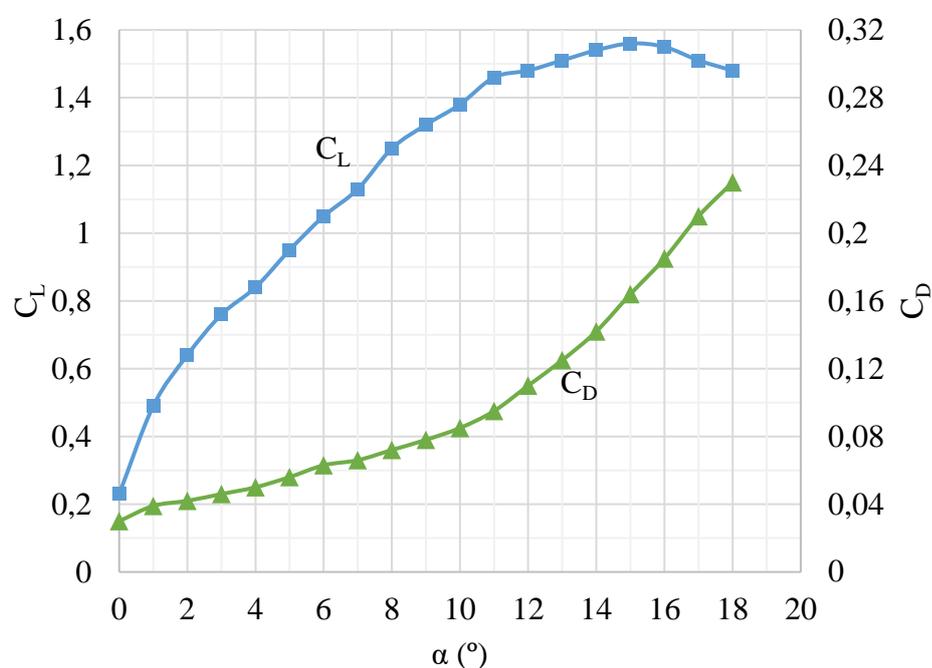
Se for comparado ainda o erro relacionado à proporção C_L/C_D , é possível notar que houve uma redução em seu valor, demonstrando que o escoamento obtido pela simulação utilizando a malha sem as modificações propostas nessa subseção e utilizando $I = 0,1\%$ é capaz de representar de forma um pouco mais satisfatória do que as outras duas simulações realizadas.

Assim, apenas a última simulação realizada nesta subseção será utilizada para a análise geral de validação que será apresentada na subseção a seguir.

5.2.5.2 NACA 4415 com $\alpha = 16^\circ$ e com VGs em 30% da corda.

A **Figura 73** mostra a curva de C_L x α e C_D x α experimental com $Re = 2 \times 10^5$ para o perfil NACA 4415 com VGs triangulares localizados em 30% da corda, também retirado do artigo de Fouatih *et al.* (2016).

Figura 73 - Curva de C_L x α e C_D x α experimentais para $Re = 2 \times 10^5$ do perfil NACA 4415 com VGs triangulares (artigo de Fouatih *et al.*).

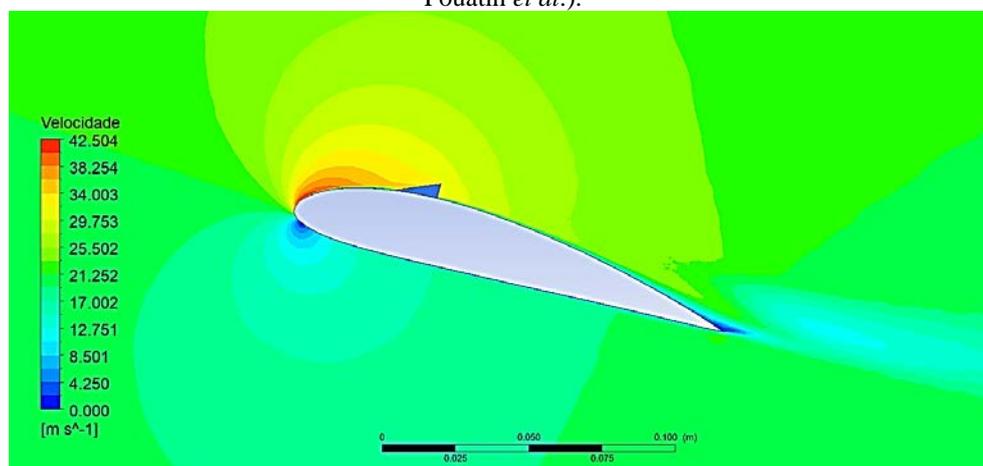


Fonte: Adaptado de Fouatih *et al.* (2016).

A **Figura 74** e **Figura 75** mostram as distribuições de velocidades e pressões obtidos pela simulação do perfil NACA 4415 com $\alpha = 16^\circ$ com VGs triangulares. Os valores

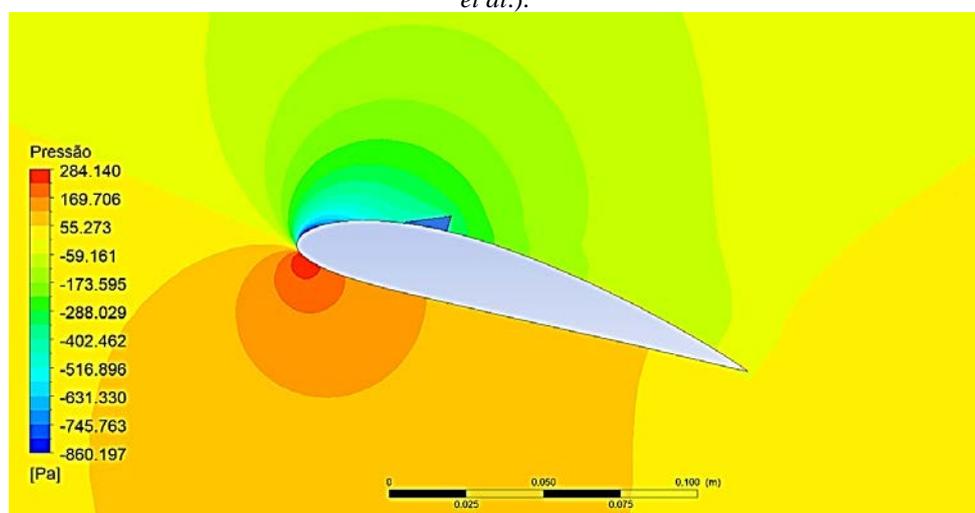
das forças de sustentação e de arrasto obtidos, respectivamente, foram $F_L = 21,87$ N e $F_D = 3,14$ N, logo $C_L = 1,1735$ e $C_D = 0,1687$.

Figura 74 - Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, com VG e $\alpha = 8^\circ$ (a partir do artigo de Fouatih *et al.*).



Fonte: O Autor (2022).

Figura 75 - Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, com VG e $\alpha = 16^\circ$ (a partir do artigo de Fouatih *et al.*).



Fonte: O Autor (2022).

Se compararmos a **Figura 74** e **Figura 71**, que se referem as distribuições de velocidades com e sem VGs, respectivamente, é possível perceber que os VGs agiram de forma positiva no escoamento, reduzindo a região de descolamento do fluido, que agora se inicia apenas no final do bordo de fuga, através da reenergização da região próxima a superfície do perfil.

Assim como na **Figura 72**, nota-se na **Figura 75** grandes regiões de alta pressão abaixo do intradorso do perfil, ao mesmo tempo em que se tem uma região com menor pressão acima do extradorso do perfil. Devido a essa diferença de pressão que agem nestas superfícies,

a força resultante na direção y ganha força, é ela a responsável por gerar a sustentação da geometria estudada.

Comparando os valores de C_L obtidos experimentalmente e via CFD, notou-se que eles apresentaram valores próximos, com uma diferença entre eles de $\Delta C_L = 0,3765$, que corresponde a um erro de cerca de $\% \Delta C_L = 24,29\%$. Da mesma forma, comparando os valores de C_D obtidos experimentalmente e por CFD, notou-se uma diferença de $\Delta C_D = 0,0163$, o que corresponde a um erro de cerca de $\% \Delta C_D = 8,80\%$.

5.2.6 Resultado Geral da validação

A **Tabela 20** mostra uma compilação dos valores de C_L e C_D obtidos pelas simulações e pelas fontes científicas utilizadas para validação e identifica o erro associado a cada uma das comparações. As simulações realizadas nesta validação necessitaram, em média, 4 dias para finalizar, demonstrando que o aparato tecnológico utilizado é suficiente para a realizar esta pesquisa.

Na tabela citada acima, se compararmos todos os valores das porcentagens de erro, é possível perceber que a maioria das simulações apresentaram bons resultados, com erros menores a 30%, porém, algumas análises obtiveram erros mais importantes e necessitam de observações.

Nota-se pela tabela que os valores obtidos para a simulação referente ao BD da NASA apresentaram valores acima da porcentagem esperada. Como já tratado anteriormente, isto pode ser explicado pela utilização de parâmetros necessários para a obtenção dos dados experimentais, além da característica espacial estudada (2D para os dados experimentais e 3D para o CFD) e de algumas características do escoamento distintos (Re semelhantes, mas não iguais para o resultado experimental e o CFD).

Outra observação importante diz respeito a situação com perfil NACA 4412 e $\alpha = 24^\circ$, analisada a partir dos dados do *Report* N° 460 (JACOBS, WARD e PINKERTON, 1935). Nela, notou-se que os parâmetros escolhidos para a realização das simulações CFD deste trabalho não foram capazes de capturar adequadamente as características do escoamento quando ele se encontra no estado de *stall*.

Tabela 20 - Comparação dos coeficientes aerodinâmicos obtidos para os perfis NACA 4412 e NACA 4415.

Fonte	Situação	Experimental			CFD			Diferença		Erros		
		C _L	C _D	C _L /C _D	C _L	C _D	C _L /C _D	ΔC _L	ΔC _D	%ΔC _L	%ΔC _D	%ΔC _L /ΔC _D
BD DA NASA	NACA 0010 - $\alpha = 8^\circ$ - sem VG	0,7949	0,0538	14,775	0,3499	0,0468	7,4780	0,4450	0,0070	55,98%	13,02%	49,39%
REPORT N°613	NACA 4412 - $\alpha = 8^\circ$ - sem VG	1	-	-	1,0190	0,0525	19,4101	0,0190	-	1,90%	-	-
REPORT N° 460	NACA 4412 - $\alpha = 4^\circ$ - sem VG	0,6	0,032	18,75	0,7201	0,0327	21,9946	0,1201	0,0007	20,01%	2,31%	17,30%
	NACA 4412 - $\alpha = 8^\circ$ - sem VG	0,9	0,059	15,254	0,9820	0,0517	19,0012	0,0820	0,0073	9,11%	12,40%	24,56%
	NACA 4412 - $\alpha = 24^\circ$ - sem VG	1,59	0,31	5,129	0,9236	0,3964	2,3297	0,6664	0,0864	41,91%	27,89%	54,58%
Artigo Genç et al., 2016	NACA 4412 - $\alpha = 8^\circ$ - sem VG - V = 3,77 m/s	0,75	0,182	4,1209	0,3699	0,0708	5,2202	0,3801	0,1111	50,69%	61,07%	26,68%
	NACA 4412 - $\alpha = 8^\circ$ - sem VG - V = 0,7545 m/s	0,75	0,182	4,1209	0,2749	0,0914	3,0061	0,4751	0,0905	63,34%	49,75%	27,05%
Artigo Fouatih et al., 2016	NACA 4415 - $\alpha = 16^\circ$ - sem VG - malha modificada - I = 0,1%	1,29	0,12	10,75	1,1301	0,1493	7,5683	0,1599	0,0293	12,40%	24,43%	29,60%
	NACA 4415 - $\alpha = 16^\circ$ - com VG - I = 0,1%	1,55	0,185	8,3784	1,1735	0,1687	6,9549	0,3765	0,016	24,29%	8,80%	16,99%

Fonte: O Autor (2022).

Situações como as analisadas a partir do artigo de Genç *et al.* (2016), que apresentaram os maiores erros desta validação, indicam que a falta de alguns parâmetros e de informações bastante importantes impediram que a simulação CFD conseguisse reproduzir de forma satisfatória a situação estudada a partir de aparatos experimentais, impossibilitando uma comparação adequada entre elas.

Mesmo com as observações levantadas nos parágrafos anteriores desta subseção, a **Tabela 20** indica que os resultados obtidos pelas simulações estão coerentes com a física envolvida nestas situações analisadas, corroborando com a ideia de que a malha G4 e as configurações de solução escolhidas são suficientes para descrever os fenômenos estudados nesta dissertação.

Após a validação geral dos resultados e considerando que não foram encontrados materiais experimentais adequados que pudessem ser utilizados na comparação dos resultados e posterior inferência sobre os efeitos dos VGs, a escolha inicial do perfil aerodinâmico utilizado até esta etapa de validação foi revisitada e optou-se por substituir o perfil aerodinâmico definido na **Seção 4.1** pelo perfil aerodinâmico utilizado no artigo de Fouatih *et al.* (2016), o perfil NACA 4415, visto que este segundo possui dados experimentais mais adequados para análises em 3D e apresenta também resultados sobre o uso dos VGs.

No entanto, as velocidades de rotação e relativa definidas na **Seção 4.1** foram mantidas para proporcionar condições de baixas velocidades, situação encontrada em turbinas eólicas de pequeno porte. A **Tabela 21** mostra os parâmetros geométricos e a definição do novo perfil aerodinâmico a ser utilizado nas análises deste trabalho, além das características de velocidade do vento consideradas.

Tabela 21 – Características geométricas e definição do perfil aerodinâmico e velocidades do vento aplicadas neste trabalho.

Perfil aerodinâmico	NACA 4415
Corda (c)	152 mm
Envergadura	454 mm
Ângulo de ataque (α)	16°
Velocidade do vento (V)	6,44 m/s
Velocidade angular (ω)	15 rad/s
Intensidade de turbulência (I)	0,1%

Fonte: O Autor (2022).

5.3 ANÁLISE DO ESCOAMENTO DO PERFIL NACA 4415 EM CONDIÇÕES DE ESCOAMENTO DAS HAWT

Nesta seção, serão apresentados os resultados das simulações (com e sem VGs retangulares do tipo *vane* com matriz *counter-rotating*) utilizando as características do escoamento definidos na **Tabela 21**. As informações referentes ao *setup* computacional serão baseadas na **Seção 4.3**, com densidade de malha definida na **Seção 5.1.2**. Quanto às características dos VGs, estes serão baseados na **Seção 4.2**.

A **Tabela 22** mostra as densidades de malhas geradas para cada uma das simulações realizadas nesta seção e identifica suas métricas de análise de malhas (*aspect ratio* e *skewness*).

Tabela 22 - Identificação das densidades de malha utilizadas no estudo da independência de malha.

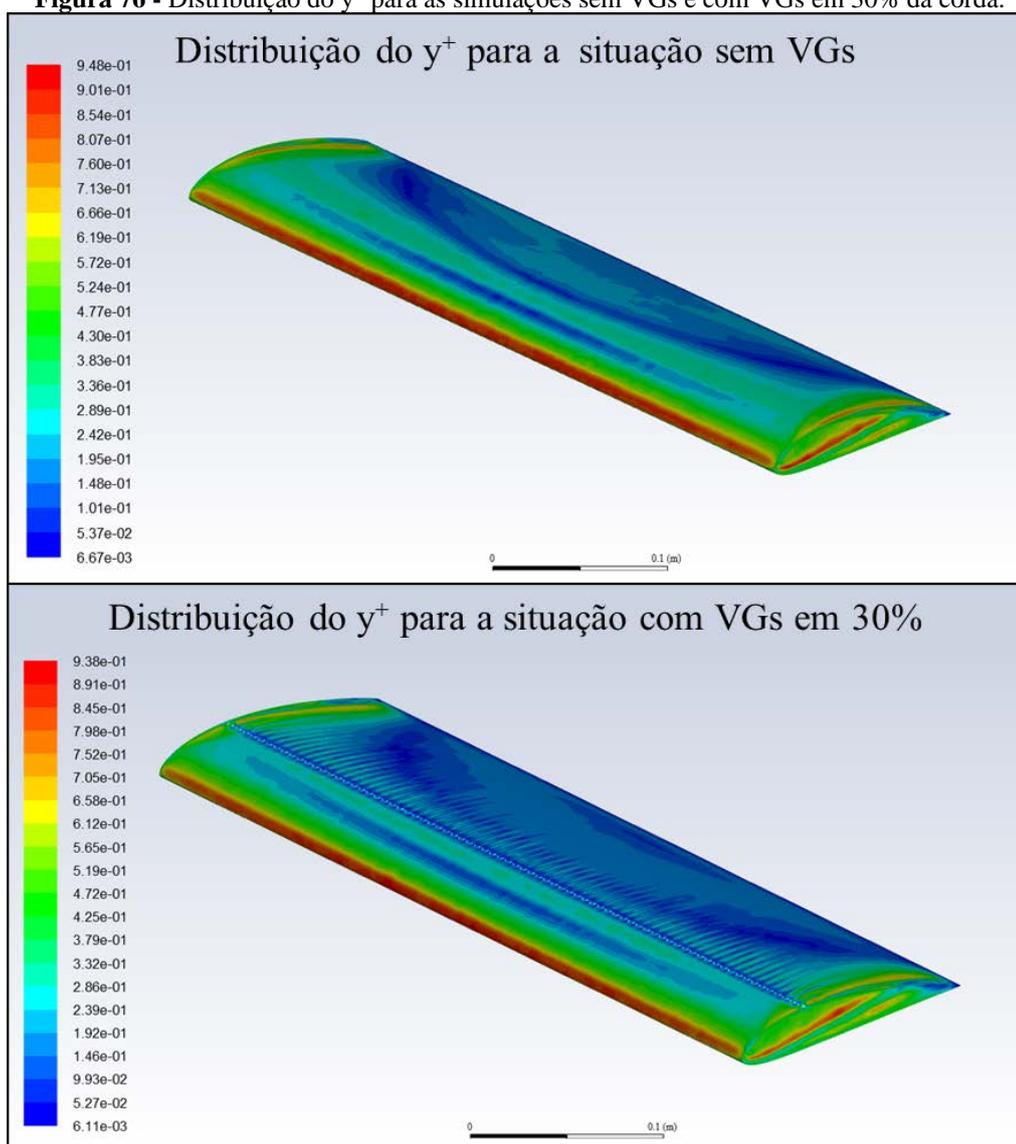
Situação	Nº de elementos	<i>Aspect Ratio</i> Médio	<i>Skewness</i>	
			Médio	Desvio padrão
sem VG	4,350x10 ⁷	3,9703	0,19976	0,12219
VGs em 10% da corda	5,303 x10 ⁷	3,9366	0,1996	0,12122
VGs em 30% da corda	5,305 x10 ⁷	3,9349	0,19971	0,12121
VGs em 50% da corda	5,304 x10 ⁷	3,9346	0,19983	0,1211
VGs em 70% da corda	5,303 x10 ⁷	3,9293	0,19956	0,12131
VGs em 90% da corda	5,302 x10 ⁷	3,9311	0,19959	0,12126

Fonte: O Autor (2022).

A **Figura 76** exemplifica a distribuição do parâmetro y^+ sobre os escoamentos estudados a partir das simulações sem VGs e com VGs em 30% da corda.

O resultado mostra que os valores de y^+ em todos os elementos da malha foram menores que 1, com predominância de valores tendendo a 0. Isto indica mais uma vez que as características da densidade de malha utilizada são satisfatórias para a realização das simulações desta pesquisa

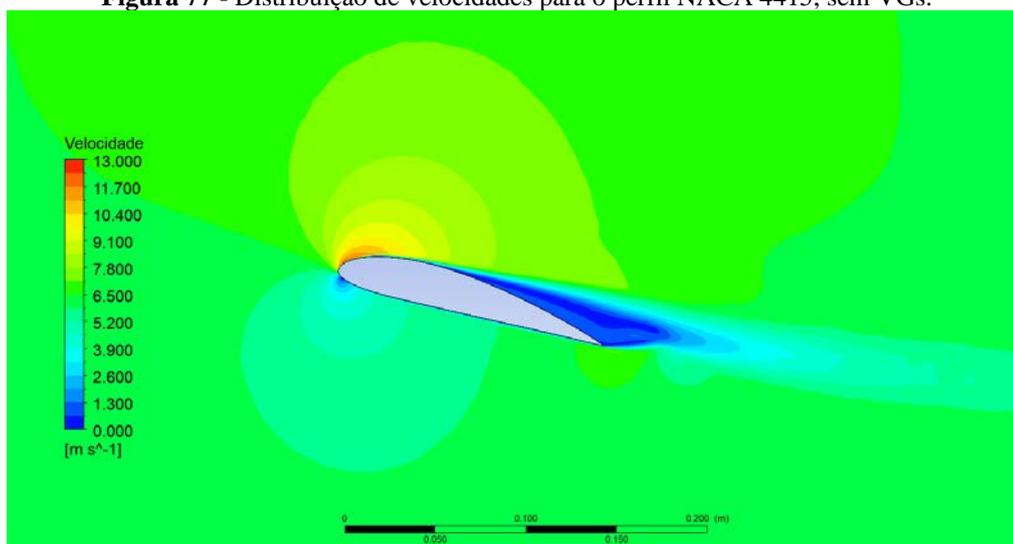
Figura 76 - Distribuição do y^+ para as simulações sem VGs e com VGs em 30% da corda.



Fonte: O Autor (2022).

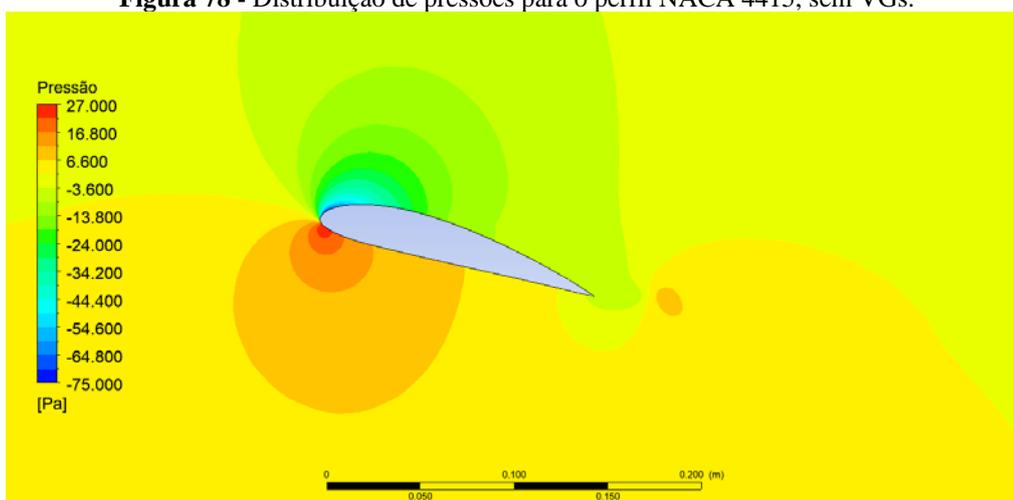
A **Figura 77** e **Figura 78** mostram as distribuições de velocidades e pressões, respectivamente, obtidos pela simulação do perfil NACA 4415 sem VGs. Os valores das forças de sustentação e de arrasto obtidos, respectivamente, foram $F_L = 1,88264$ N e $F_D = 0,27507$ N, logo $C_L = 1,07396$ e $C_D = 0,15691$. O resultado desta simulação será comparado com as simulações do perfil aerodinâmico com VGs para avaliar o efeito destes dispositivos no escoamento estudado.

Figura 77 - Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, sem VGs.



Fonte: O Autor (2022).

Figura 78 - Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, sem VGs.



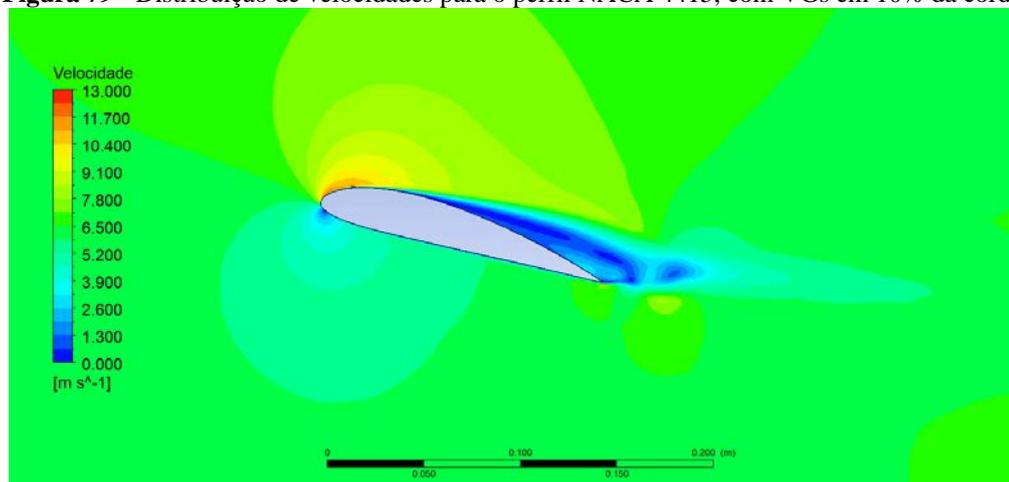
Fonte: O Autor (2022).

Analisando a **Figura 77** e **Figura 78**, é possível notar o ponto de estagnação do fluxo quando ele atinge o bordo de ataque do perfil. Na distribuição de velocidades, ele é marcado pela cor azul escuro, que representa baixas velocidades, e na distribuição de pressões, ele é marcado pela cor vermelha intenso, que representa altas pressões. Na distribuição de velocidades, é possível notar também a formação de uma esteira que se inicia por volta de 1/3 terço da corda.

A **Figura 79** e **Figura 80** mostram as distribuições de velocidades e pressões, respectivamente, obtidos pela simulação do perfil NACA 4415 com VGs em 10% da corda. Os valores das forças de sustentação e de arrasto obtidos, respectivamente, foram $F_L = 1,88611$ N e $F_D = 0,32075$ N, logo $C_L = 1,06454$ e $C_D = 0,18297$. Comparando os valores de C_L e C_D desta simulação com a simulação sem VGs, percebeu-se uma redução de 0,878% no C_L e um aumento

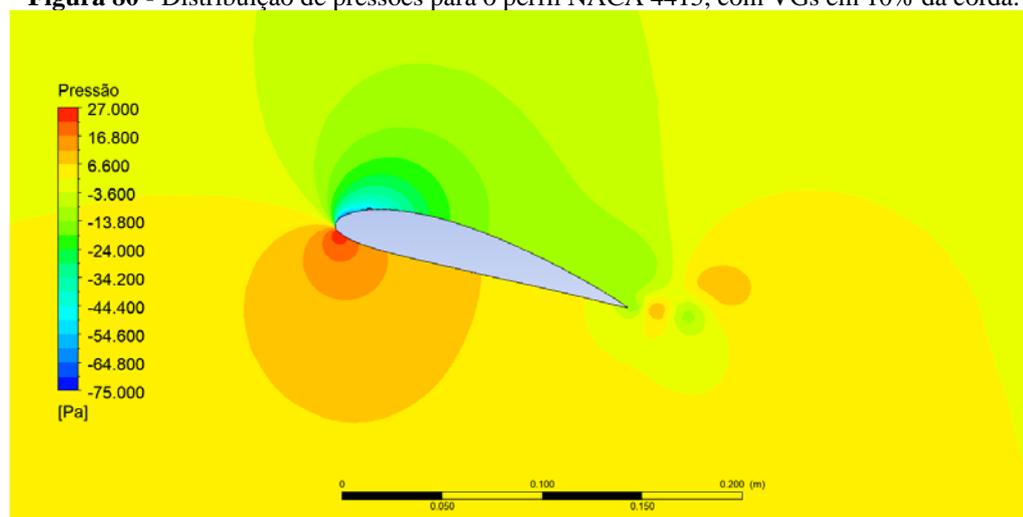
de 16,608% no C_D , o que indica que o uso dos VGs prejudica a eficiência aerodinâmica do aerofólio.

Figura 79 - Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, com VGs em 10% da corda.



Fonte: O Autor (2022).

Figura 80 - Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, com VGs em 10% da corda.



Fonte: O Autor (2022).

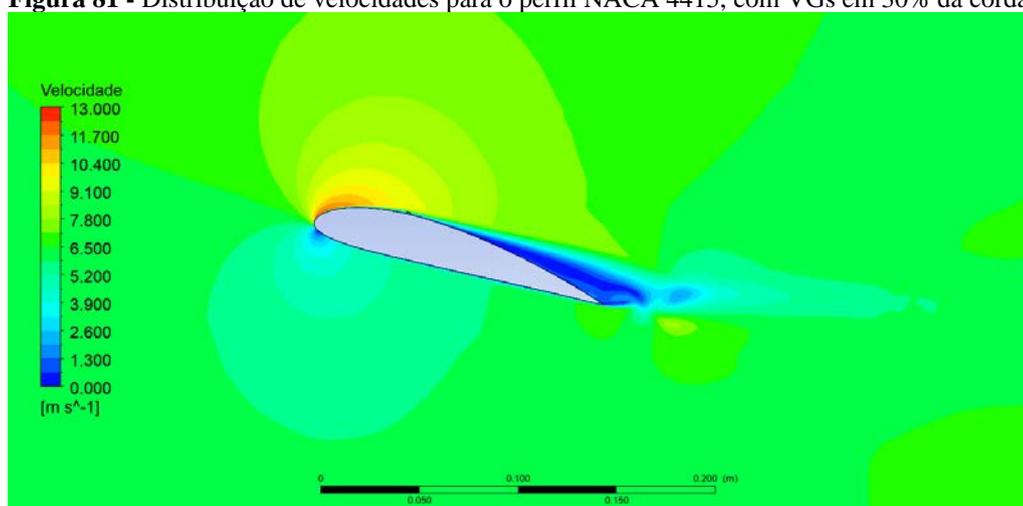
Analisando a **Figura 79** e **Figura 80**, também é possível notar o ponto de estagnação do fluxo quando ele atinge o bordo de ataque do perfil, como ocorreu na simulação sem VGs. Comparando a distribuição de velocidades das simulações com VGs em 10% da corda (**Figura 79**) e a simulação sem VGs (**Figura 77**), é possível perceber que a esteira formada no escoamento do perfil aerodinâmico com VGs (região de cor azul escuro próximo ao bordo de fuga do perfil) foi reduzida. No entanto, intensificou o fenômeno de recirculação demonstradas pela cor azul menos intenso. Além disso, notou-se também no escoamento com

VGs em 10% da corda a intensificação da formação de bolsões de vórtices na iminência de desprender-se do aerofólio, o que prejudica o escoamento.

Na distribuição de pressões (**Figura 80**), é possível perceber um leve aumento na pressão do extradorso do perfil, próximo ao seu bordo de fuga, local onde os VGs estão instalados, que reduz a diferença de pressão entre o extradorso e o intradorso do perfil, causando uma redução no C_L . Isto pode ser percebido pela redução da região azul neste local, quando comparado com a **Figura 78**.

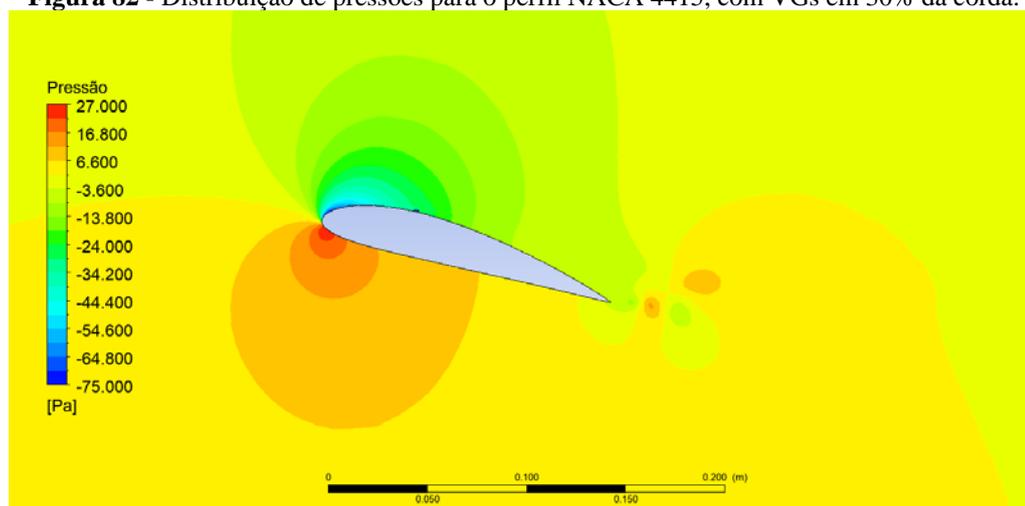
A **Figura 81** e **Figura 82** mostram as distribuições de velocidades e pressões, respectivamente, obtidos pela simulação do perfil NACA 4415 com VGs em 30% da corda. Os valores das forças de sustentação e de arrasto obtidos, respectivamente, foram $F_L = 1,90825$ N e $F_D = 0,27871$ N, logo $C_L = 1,08857$ e $C_D = 0,15899$. Comparando os valores de C_L e C_D desta simulação com a simulação sem VGs, percebeu-se um aumento de 1,360% no C_L e um aumento de 1,324% no C_D , indicando que o uso dos VGs instalados nesta posição age de forma positiva e melhora a eficiência aerodinâmica do aerofólio, gerando pouco arrasto parasita.

Figura 81 - Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, com VGs em 30% da corda.



Fonte: O Autor (2022).

Figura 82 - Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, com VGs em 30% da corda.

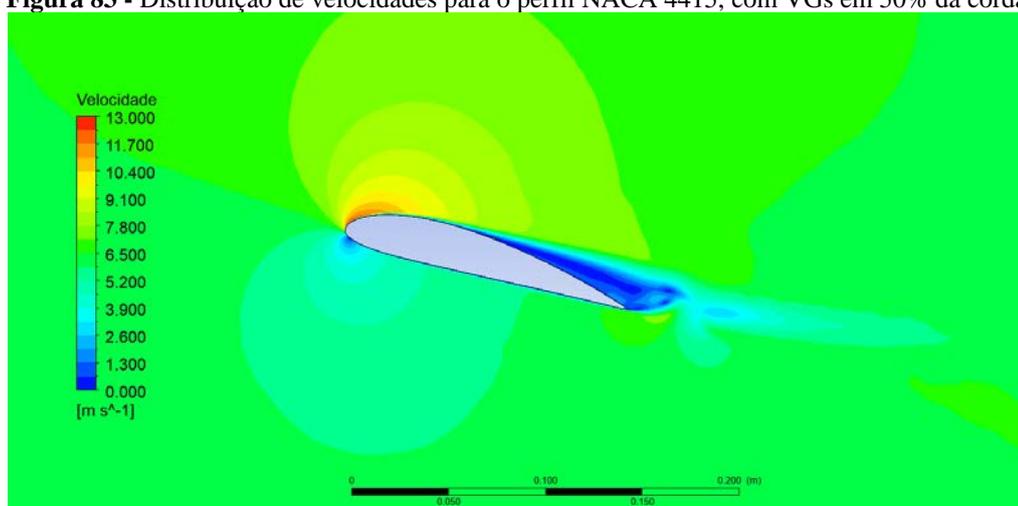


Fonte: O Autor (2022).

Assim como as duas simulações já analisadas nesta seção, a **Figura 81** e **Figura 82**, notou-se o ponto de estagnação do fluxo quando o ar atinge o bordo de ataque do perfil. Comparando a distribuição de velocidades das simulações com VGs em 30% da corda (**Figura 81**) e a simulação sem VGs (**Figura 77**), é possível perceber que a esteira formada no escoamento do perfil aerodinâmico com VGs (região de cor azul escuro próximo ao bordo de fuga do perfil) também foi reduzida, porém, o fenômeno de recirculação não foi intensificado. Nesta situação, a formação de bolsões na iminência de desprender-se foi menos que a situação com VGs em 10% da corda.

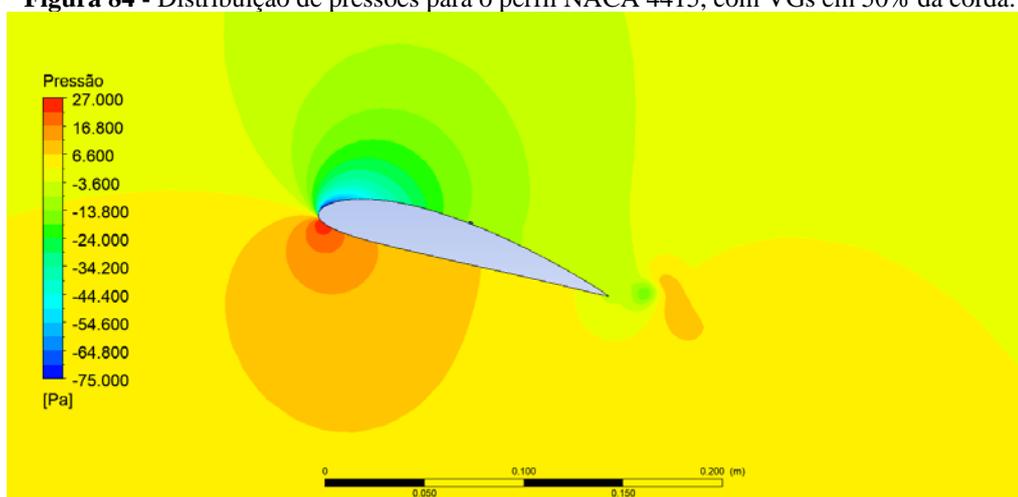
A **Figura 83** e **Figura 84** mostram as distribuições de velocidades e pressões, respectivamente, obtidos pela simulação do perfil NACA 4415 com VGs em 50% da corda. Os valores das forças de sustentação e de arrasto obtidos, respectivamente, foram $F_L = 1,93828$ N e $F_D = 0,28349$ N, logo $C_L = 1,1057$ e $C_D = 0,16172$. Comparando os valores de C_L desta simulação com a simulação sem VGs, percebeu-se um aumento de 2,955%, o que melhora a eficiência aerodinâmica do perfil. No entanto, obteve-se um aumento de 3,064% no C_D , indicando o aumento do arrasto parasita. Analisando ainda a razão C_L/C_D , notou-se uma redução de 0,105%, o que indica que os VGs alocados nesta posição, apesar de amplificarem o valor de C_L não melhoram de forma satisfatória a eficiência aerodinâmica por completa do perfil.

Figura 83 - Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, com VGs em 50% da corda.



Fonte: O Autor (2022).

Figura 84 - Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, com VGs em 50% da corda.



Fonte: O Autor (2022).

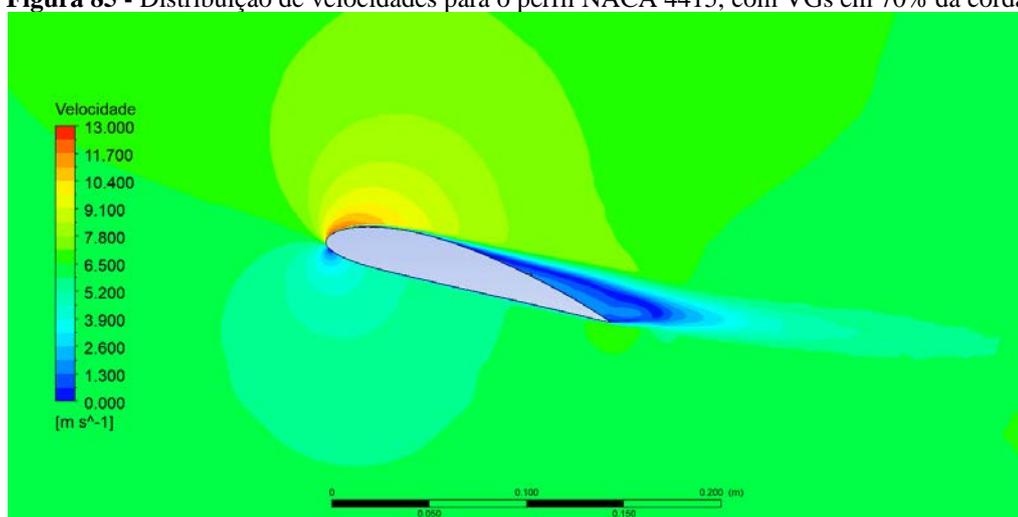
Analisando a **Figura 83** e **Figura 84**, notou-se o ponto de estagnação do fluxo quando ele atinge o bordo de ataque do perfil, como ocorreu nas demais simulações desta seção. Comparando a distribuição de velocidades nas simulações com VGs em 50% da corda (**Figura 83**) e a simulação sem VGs (**Figura 77**), é possível perceber que a esteira formada no escoamento do perfil aerodinâmico com VGs (região de cor azul escuro próximo ao bordo de fuga do perfil) foi reduzida, o que pode acarretar no aumento da sustentação. No entanto, ao observar o escoamento com VGs em 50% da corda, notou-se a formação de bolsões de vórtices na iminência de desprender-se do aerofólio, o que implica no aumento do arrasto parasita.

Na distribuição de pressões (**Figura 84**), é possível perceber também uma redução na pressão próximo ao bordo de ataque do perfil. Isto pode ser percebido pelo leve aumento da região de cor azul intenso próximo ao bordo de ataque, quando comparado com a **Figura 78**.

Neste momento, é importante dizer também que a simulação do perfil com VGs em 50% da corda marca o início das simulações onde os VGs estão submersos na camada limite, o que dificulta a identificação do efeito isolado destes dispositivos no escoamento.

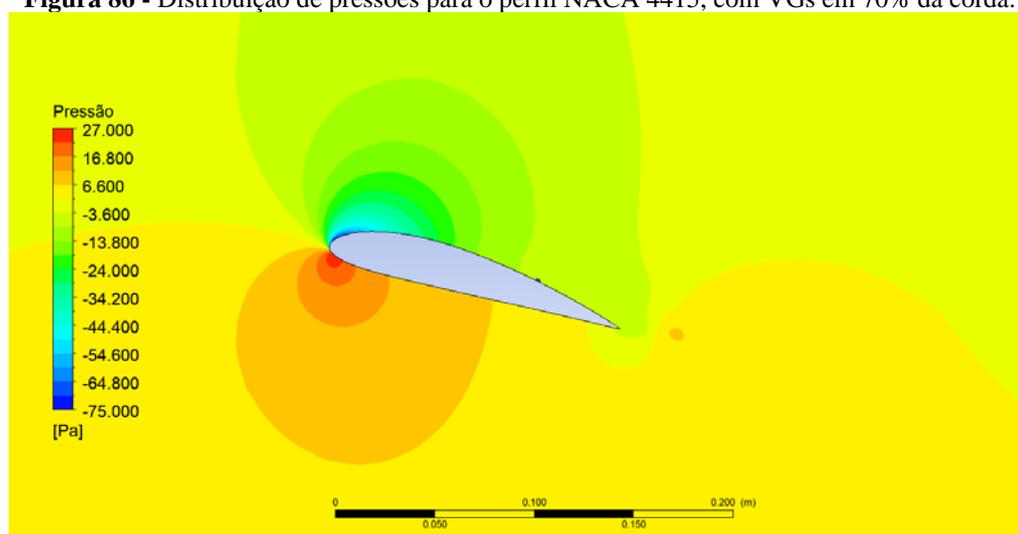
A **Figura 85** e **Figura 86** mostram as distribuições de velocidades e pressões, respectivamente, obtidos pela simulação do perfil NACA 4415 com VGs em 70% da corda. Os valores das forças de sustentação e de arrasto obtidos, respectivamente, foram $F_L = 1,92354$ N e $F_D = 0,27595$ N, logo $C_L = 1,0973$ e $C_D = 0,15742$. Comparando os valores de C_L e C_D desta simulação com a simulação sem VGs, percebeu-se um aumento de 2,172% no C_L e um aumento de 0,322% no C_D , o que indica que os VGs melhoraram a eficiência aerodinâmica do perfil.

Figura 85 - Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, com VGs em 70% da corda.



Fonte: O Autor (2022).

Figura 86 - Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, com VGs em 70% da corda.



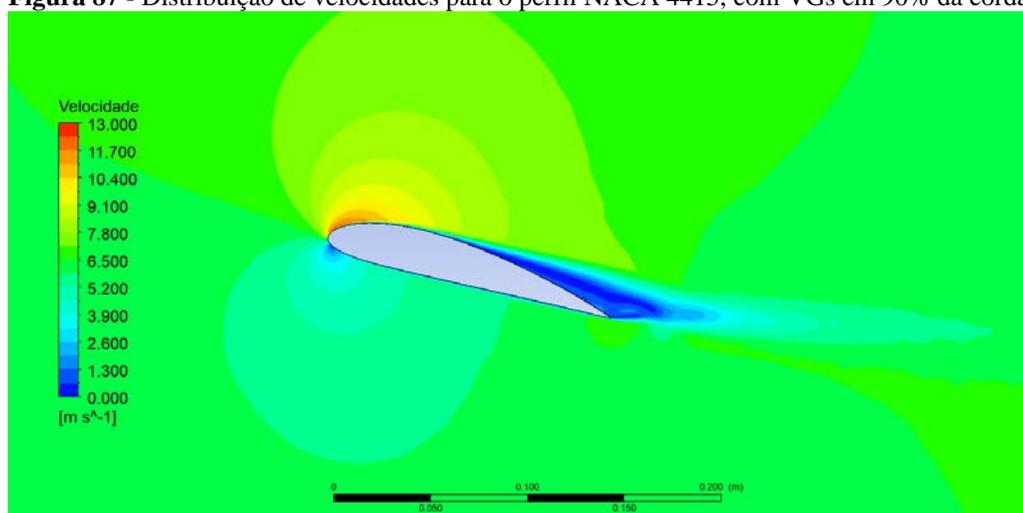
Fonte: O Autor (2022).

Analisando a **Figura 85** e **Figura 86**, assim como nas demais simulações desta seção, notou-se o ponto de estagnação do fluxo quando ele atinge o bordo de ataque do perfil. Comparando a distribuição de velocidades nas simulações com VGs em 70% da corda (**Figura 85**) e a simulação sem VGs (**Figura 77**), é possível perceber uma leve redução na esteira, mas com poucas diferenças em relação a simulação sem VGs. Da mesma forma, a distribuição de pressões (**Figura 86**) também apresentou comportamento bem semelhante a distribuição de pressões da situação sem VGs. Isto indica que a alocação dos VGs em 70% da corda é uma posição que pode gerar um aumento na eficiência aerodinâmica do escoamento sobre o perfil aerodinâmico NACA 4415.

Mesmo que este resultado indique ser satisfatória, é importante considerar que os VGs estão localizados dentro da região de esteira, o que dificulta analisar o real efeito destes dispositivos devido ao alto grau de imprecisão na análise deste fenômeno. Por esta razão não é possível aferir que esta realmente é uma posição adequada para a inserção dos VGs.

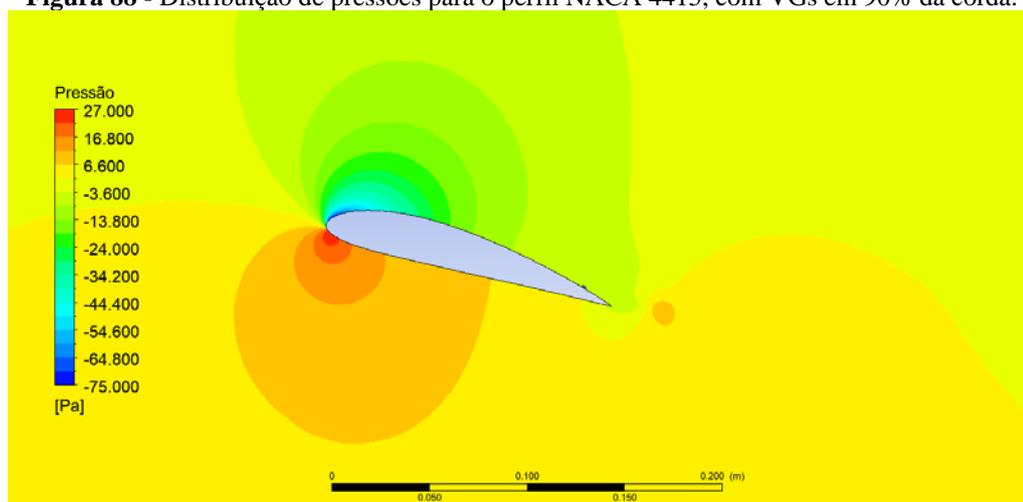
Por fim, a **Figura 87** e **Figura 88** mostram as distribuições de velocidades e pressões, respectivamente, obtidos pela simulação com VGs em 90% da corda. Os valores das forças de sustentação e de arrasto obtidos, respectivamente, foram $F_L = 1,92993$ N e $F_D = 0,27715$ N, logo $C_L = 1,0094$ e $C_D = 0,1581$. Comparando os valores de C_L e C_D desta simulação com a simulação sem VGs, percebeu-se novamente um aumento no C_L , de 2,512%, e um aumento no C_D , de 0,757%, o que indica que os VGs melhoraram a eficiência aerodinâmica do perfil.

Figura 87 - Distribuição de velocidades para o perfil NACA 4415, com VGs em 90% da corda.



Fonte: O Autor (2022).

Figura 88 - Distribuição de pressões para o perfil NACA 4415, com VGs em 90% da corda.



Fonte: O Autor (2022).

Analisando a **Figura 87** e **Figura 88**, assim como nas demais simulações desta seção, notou-se o ponto de estagnação do fluxo quando ele atinge o bordo de ataque do perfil. Comparando a distribuição de velocidades nas simulações com VGs em 90% da corda (**Figura 87**) e a simulação sem VGs (**Figura 77**), é possível perceber uma leve redução na esteira, mas com poucas diferenças em relação a simulação sem VGs, o que ocorreu também na situação com Vgs em 70% da corda. Da mesma forma, a distribuição de pressões (**Figura 88**) também apresentou comportamento bem semelhante a distribuição de pressões da situação sem VGs e da situação com VGs em 70% da corda. Isto indica que a alocação dos VGs em 90% da corda é uma posição que pode gerar um aumento na eficiência aerodinâmica do escoamento sobre o perfil aerodinâmico NACA 4415 mas, assim como na situação anterior, é importante considerar que os VGs estão localizados dentro da região de esteira, o que dificulta analisar o real efeito destes dispositivos devido ao alto grau de imprecisão na análise deste fenômeno, o que torna impossível aferir que esta é uma posição adequada para a inserção dos VGs.

A **Tabela 23** mostra uma compilação dos valores de C_L e C_D obtidos pelas simulações desta seção e identifica a porcentagem de eficiência atrelada a cada uma delas. As simulações desta seção necessitaram, em média, 7 dias para serem finalizadas demonstrando, assim como na etapa de validação, que o aparato tecnológico utilizado foi suficiente para a realização desta pesquisa.

Tabela 23 - Resultado geral da análise do efeito dos VGs no perfil NACA 4415.

SITUAÇÃO	CFD			EFICIÊNCIA DOS VGs		
	C_L	C_D	C_L/C_D	no C_L	no C_D	no C_L/C_D
Sem VG	1,0740	0,1569	6,8443	-	-	-
10% da corda	1,0645	0,1830	5,8180	-0,878%	16,608%	-14,996%
30% da corda	1,0886	0,1590	6,8468	1,360%	1,324%	0,036%
50% da corda	1,1057	0,1617	6,8372	2,955%	3,064%	-0,105%
70% da corda	1,0973	0,1574	6,9706	2,172%	0,322%	1,844%
90% da corda	1,1009	0,1581	6,9636	2,512%	0,757%	1,742%

Fonte: O Autor (2022).

Ao analisar a **Tabela 23**, é possível perceber que as situações com VGs alocados em 30%, 70% e 90% da corda indicam ser as mais adequadas para melhorar a eficiência aerodinâmica do perfil NACA 4415 pois aumentam o valor do C_L sem gerar grandes prejuízos no C_D e garantem ao menos um leve ganho na razão C_L/C_D . No entanto, é importante dizer que as situações com VGs em 70% e 90% da corda estão submergidas na esteira formada sobre o aerofólio, o que impossibilita garantir que seus resultados positivos foram causados somente pelo efeito destes dispositivos pois, considerando a natureza da esteira, o resultado destas duas simulações pode representar apenas um momento específico dentro da imprevisibilidade do fenômeno.

6 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Na etapa da escolha do modelo de turbulência percebeu-se que o modelo de turbulência KW-SST se mostrou adequado para a realização deste tipo de pesquisa. Esta foi etapa importante no processo para o fechamento dos parâmetros das simulações pois o estudo dos VGs em baixos Re é escasso, o que impede de defini-lo apenas analisando trabalhos científicos sobre o tema.

Quanto a análise de independência de malha, comprovou-se que malhas muito grosseiras podem gerar resultados imprecisos. Ao mesmo tempo, malhas muito densas podem capturar fenômenos que não são bem definidos pelas equações RANS. Nesse sentido, o estudo de simulações com diversas malhas de densidades diferentes permitiu identificar uma malha (malha G4) que fosse capaz de capturar apenas os fenômenos analisados sem aumentar significativamente o custo computacional envolvido, permitindo a realização de todo este estudo.

A partir das análises realizadas para a validação, que incluía o uso de cinco fontes experimentais diferentes, notou-se que o resultado de algumas simulações em CFD se mostraram seguras na reprodução do escoamento, permitindo concluir que os parâmetros numéricos empregados nesta dissertação foram suficientes para obter resultados em CFD próximos aos resultados obtidos de forma experimental, corroborando a ideia de que a configuração utilizada é suficiente para representar de forma satisfatória as situações reais estudadas.

No entanto, outras situações se mostraram inadequadas para a comparação dos resultados pois os materiais base não apresentaram informações suficientes que permitissem a reprodução adequada das características do escoamento estudado, gerando uma faixa de erro mais expressiva.

Quanto as análises voltadas ao uso dos VGs no escoamento sobre o perfil NACA 4415, as posições 10% e 50% da corda se mostraram inadequadas para a inserção dos VGs pois acarretaram em um prejuízo na eficiência aerodinâmica do perfil.

Ao mesmo tempo, as posições 30%, 70% e 90% da corda se mostraram mais adequadas para a alocação desses dispositivos apresentando resultados positivos na eficiência aerodinâmica do escoamento estudado. Porém, as posições 70% e 90% da corda colocam os VGs submersos na esteira formada sobre o perfil, impedindo dizer que o desempenho positivo encontrado nas simulações é unicamente causado por estes dispositivos, dado a natureza incerta do fenômeno de *stall*.

Portanto, a partir dos estudos deste trabalho, concluiu-se que a melhor posição para a alocação dos VGs no aerofólio NACA 4415 sob condições de escoamentos característicos das turbinas eólicas de pequeno porte é a posição de 30% da corda por apresentar um ganho em sua sustentação sem aumentar drasticamente o arrasto parasita atrelado ao seu funcionamento, garantindo ainda um leve crescimento na razão C_L/C_D .

6.1 SUGESTÃO DE TRABALHOS FUTUROS

O vislumbre sobre a influência da posição dos VGs sobre o perfil NACA 4415 apresentados nesta dissertação indica que estes dispositivos também podem melhorar o desempenho aerodinâmico das máquinas eólicas de pequeno porte assim como ocorre nas de grande porte.

Tendo em vista a diversidade de possibilidades geométricas e posicionais dos VGs para a sua aplicação e considerando que seu uso nas turbinas eólicas de pequeno porte é bastante escasso, é notória a quantidade de lacunas e, conseqüentemente, de oportunidades de pesquisas que podem ser desenvolvidas sobre este assunto, possibilitando a continuidade dos estudos apresentados nesta dissertação.

Dito isto, pretende-se, em trabalhos futuros, estudar ainda mais a fundo os efeitos das posições dos VGs em relação ao bordo de fuga do perfil, analisar a influência do espaçamento dos VGs na direção da envergadura do perfil e, ainda, verificar os efeitos causados por diferentes geometrias e matrizes posicionais de VGs, todos aplicados aos escoamentos característicos das HAWT.

REFERÊNCIAS

- ABBOTT, H.; VON DOENHOFF, A. E.; STIVERS JR., L. S. **SUMMARY OF AIRFOIL DATA**. National Advisory Committee for Aeronautics. Report N° 824. Langley Field, p. 266. 1945.
- ABEEOLICA - ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE ENERGIA EÓLICA. **Boletim Anual de Geração Eólica 2020**. São Paulo: ABEEolica, 2021.
- AFLAKI, A.; ESFANDIARI, M.; MOHAMMADI, S. Review of Numerical Simulation as a Precedence Method for Prediction and Evaluation of Building Ventilation Performance. **Sustainability**, v. 13, n. 22, p. 1-18, nov. 2021.
- ANDERSON, B. H. et al. Study on Vortex Flow Control of Inlet Distortion. **JOURNAL OF PROPULSION AND POWER**, v. 08, n. 06, p. 1266-1272, nov. dez. 1992.
- ANDERSON, B. H.; GIBB, J. Vortex-Generator Installation Studies on Steady-State and Dynamic Distortion. **JOURNAL OF AIRCRAFT**, v. 35, n. 4, jul. ago. 1998.
- ANEEL - AGÊNCIA NACIONAL DE ENERGIA ELÉTRICA. **Atlas de Energia Elétrica do Brasil**. 1ª. ed. Brasília: ANEEL, 2002. 199 p.
- ANEEL - AGÊNCIA NACIONAL DE ENERGIA ELÉTRICA. **Atlas de Energia Elétrica do Brasil**. 2ª. ed. Brasília: ANEEL, 2005. 268 p.
- ANEEL - AGÊNCIA NACIONAL DE ENERGIA ELÉTRICA. **Atlas de Energia Elétrica do Brasil**. 3ª. ed. Brasília: ANEEL, 2008. 236 p.
- ANSYS. **ANSYS Fluent Theory Guide**. Release 17.2. ANSYS, inc. Canonsburg, p. 850. 2016.
- ANSYS. **ANSYS Fluent Theory Guide**. Release 19.2. ANSYS, inc. Canonsburg. 2019.
- BAK, C. et al. **Wind tunnel tests of the NACA 63-415 and a modified NACA 63-415 airfoil**. Technical University of Denmark. Technical Report. Roskilde, p. 107. 2000.
- BAK, C. et al. Wind tunnel tests of an airfoil with 18% relative thickness equipped with vortex generators. **Journal of Physics Conference Series**, v. 1037, n. 2, p. 022044, jun. 2018.
- BALDACCHINO, D. et al. Experimental parameter study for passive vortex generators on a 30% thick airfoil. **Wind Energy**, p. 1-21, abr. 2018.
- BALDAM, R. **Science Mapping (bibliometria) with R Studio, Bibliometrix and International Indexes**, Ufes: Vitória, 2020. Disponível em: <<http://cope.ufes.br>>. Acesso em: 06 out. 2020.
- BECKER, R. et al. Robust control of separated shear flows in simulation and experiment. **Journal of Process Control**, v. 15, n. 6, p. 691-700, set. 2005.
- BLADE PARTNERS CO., LTD. Improvement of AEP and reduction of fatigue load and noise by VG. **Blade Partners: Expert Wind Turbine Blade Maintenance**, s.d. Disponível em: <<https://bladepartners.co.jp/en/service/vg.html>>. Acesso em: 13 maio 2021.

BRAGG, M. B.; GREGOREK, G. M. Experimental Study of Airfoil Performance with Vortex Generators. **JOURNAL AIRCRAFT**, v. 24, n. 05, maio 1987.

CALARESE, W.; CRISLER, W. P.; GUSTAFSON, G. L. AFTERBODY DRAG REDUCTION BY VORTEX GENERATORS. **23rd Aerospace Sciences Meeting, AIM-85-0354**, Reno, 14 a 17 jan. 1985.

ÇENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. **Mecânica dos Fluidos: Fundamentos e Aplicações**. Tradução de Katia Aparecida Roque e Mario Moro Fecchio. Porto Alegre: AMGH, 2007.

CEPEL - CENTRO DE PESQUISAS DE ENERGIA ELÉTRICA. **Atlas do Potencial Eólico Brasileiro: Simulações 2013**. 1ª. ed. Rio de Janeiro: CEPEL, 2017. Disponível em: <http://abeeolica.org.br/wp-content/uploads/2020/07/EN_Boletim-Anual-de-Gera%C3%A7%C3%A3o-2019-1.pdf>.

CHEN, J. M.; TSUE, C. K. VORTEX GENERATOR AFFECTED BY THE TOWER ASPECT RATIO. **Journal of Industrial Aerodynamics**, Amsterdam, p. 101-112, mar. 1979.

CHEN, M. et al. Research on the Parametric Modelling Approach of Vortex Generator on Wind Turbine Airfoil. **Frontiers Energy Research**, v. 9, 726721, ago 2021.

CHILLON, S. et al. jBAY Modeling of Vane-Type Vortex Generators and Study on Airfoil Aerodynamic Performance. **Energies**, v. 13, n. 10, p. 2423, maio 2020.

CHOUDHRY, A.; ARJOMANDI, ; KELSO, R. Methods to control dynamic stall for wind turbine applications. **Renewable Energy**, v. 86, p. 26e37, fev. 2016.

CUSTÓDIO, R. D. S. **Energia Eólica: Para Produção de Energia Elétrica**. 2ª. ed. Rio de Janeiro: Synergia, Acta, ABEEolica, 2013.

DAI, L. et al. Characterization of vortex generators induced flow around wind turbine airfoil. **Applied Mechanics and Materials**, v. 448-453, p. 1779-1784, out. 2014.

DE TAVERNIER, D. et al. Controlling dynamic stall using vortex generators on a wind turbine airfoil. **Renewable Energy**, v. 172, p. 1194-1211, Jul 2021.

DOERFFER, P.; BARAKOS, G. N.; LUCZAK, M. M. **Recent Progress in Flow Control for Practical Flows: Results of the STADYWICO and IMESCON Projects**. Cham: Springer International Publishing AG, 2017.

DUTRA, R. M. **Propostas de Políticas Específicas para Energia**. Tese (Doutorado em Ciências em Planejamento Energético) - Universidade Federal do Rio de Janeiro. Rio de Janeiro, p. 436. 2007.

EDF RENEWABLES. Press Releases: EDF Renewables and 3M Announce Collaboration. **EDF Renewables**, 2018. Disponível em: <<https://www.edf-re.com/press-release/edf-renewable-services-3m-announce-collaboration/>>. Acesso em: 23 out. 2021.

ERRASTI, I. et al. Source Term Modelling of Vane-Type Vortex Generators under Adverse Pressure Gradient in OpenFOAM. **Energies**, v. 12, n. 4, fev. 2019.

EVOLA, G.; POPOV, V. Computational analysis of wind driven natural ventilation in buildings. **Energy and Buildings**, v. 5, n. 38, p. 491–501, maio 2006.

FERNANDEZ-GAMIZ, U. et al. Five Megawatt Wind Turbine Power Output Improvements by Passive Flow Control Devices. **Energies**, v. 10, n. 6, p. 2-15, maio 2017.

FERNANDEZ-GAMIZ, U. et al. Computational Modelling of Rectangular Sub-Boundary Layer Vortex Generators. **Applied Sciences**, v. 8, n. 01, jan. 2018.

FERREIRA, F. N.; SOUZA, T. M. D. DISPONIBILIDADE DE ENERGIA EÓLICA NO BRASIL. **SODEBRAS**, v. 5, n. 55, p. 08-14, julho 2010. Revista Online.

FOUATIH, O. M. et al. Design optimization of the aerodynamic passive flow control on NACA 4415 airfoil using vortex generators. **European Journal of Mechanics B/Fluids**, v. 56, p. 82-96, Mar–Abril 2016.

FOX, R. W. et al. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**. Tradução de Ricardo Nicolau Nassar Koury e Luís Machado. 8ª. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2014.

FUGLSANG, P. et al. **Wind tunnel tests of Risø-B1-18 and Risø-B1-24**. Risø National Laboratory. Roskilde, p. 83. 2003.

FUGLSANG, P.; ANTONIOU, I.; DAHL, K. S. **Wind Tunnel Tests of the FFA-W3-241, FFA-W3-301 and NACA 63-430 Airfoils**. Risø National Laboratory. Technical Report. Roskilde, p. 164. 1998.

GAD-EL-HAK, M.; BUSHNELL, D. M. Separation Control: Review. **Journal of Fluids Engineering**, v. 113, p. 05-30, mar. 1991.

GALERA, L. et al. A triangular vortex generator modeling on a DU97-W-300 airfoil by a source term model. **Journal of Power and Energy**, v. 233, n. 5, p. 635–645, maio 2019.

GAO, L. et al. Aerodynamic performance of a blunt trailing-edge airfoil affected by vortex generators and a trailing-edge wedge. **3rd Renewable Power Generation Conference (RPG 2014)**, Naples, 24-25 set. 2014. 1-6.

GAO, L. et al. Effects of vortex generators on a blunt trailing-edge airfoil for wind turbines. **Renewable Energy**, v. 76, p. 303-311, abr. 2015.

GASCH, R.; TWELE, J. **Wind Power Plants: Fundamentals, Design, Construction and Operation**. 2. ed. Berlim, Heidelberg: Springer - Verlag Berlin Heidelberg, 2012.

GENÇ, M. S. et al. Flow characteristics over NACA4412 airfoil at low Reynolds number. **EPJ Web of Conferences**, v. 114, Março 2016.

GERASIMOV, A. **Modelling Turbulent Flows with Fluent**. ANSYS Inc. Europa. 2006.

GRIFFIN, D. A. **Investigation of vortex generators for augmentation of wind turbine power performance**. National Renewable Energy Laboratory. Technical Report N° NREL/SR-440-21399. Seattle, p. 80. 1996.

HAINES, A. B. **KNOW YOUR FLOW : THE KEY TO BETTER PREDICTION AND.** **36th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA -98-0221**, Reno, 12 a 15 jan. 1998.

HENRY, J. R.; WOOD, C. C.; WILBUR, S. W. Summary of Subsonic Diffuser Data. **NACA Research Memorandum n. RML-56FO5**, Washington, 12 out. 1956.

HIRSCH, C. **Numerical Computation of Internal and External Flows: Fundamentals of Computational Fluid Dynamics.** 2. ed. Oxford: JohnWiley & Sons, v. 1, 2007.

HOLST, D. et al. Potential of Retrofit Passive Flow Control for Small Horizontal Axis Wind Turbines. **Journal of Engineering for Gas Turbines and Power**, v. 139, p. 032604, mar 2017.

INESTROZA, M. A. Z. **Influência da turbulência atmosférica na esteira aerodinâmica de turbinas eólicas: estudo experimental em túnel de vento.** Dissertação (Mestrado em Engenharia) - Universidade Federal do Rio Grande do Sul. Porto Alegre, p. 135. 2017.

INGER, G. R.; SIEBERSMA, T. Computational Simulation of Vortex Generator Effects on Transonic Shock/Boundary Layer Interaction. **6th Applied Aerodynamics Conference**, Williamsburg, 06-08 jun. 1988.

JACOBS, E. N.; WARD, K. E.; PINKERTON, B. M. **THE CHARACTERISTICS OF 78 RELATED AIRFOIL SECTIONS FROM TESTS IN THE VARIABLE-DENSITY WIND TUNNEL.** NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS, Langley Aeronautical Lab., Langley Air Force Base. Technical Report N° 460. Virginia, p. 62. 1935.

JIANG, Y.; CHEN, Q. Buoyancy-driven single-sided natural ventilation in buildings with large openings. **International Journal of Heat and Mass Transfer**, v. 6, n. 46, p. 973–988, mar. 2003.

KUIK, G. A. M. V.; SØRENSEN, J. N.; OKULOV, V. L. Rotor theories by Professor Joukowsky: Momentum theories. **Progress in Aerospace Sciences**, Glasgow, v. 73, p. 1-18, fev. 2015.

LADSON, C. L.; BROOKS JR., C. W. **Development of a Computer Program to obtain ordinates for NACA 4-digit, 4-digit modified, 5-digit, and 16-series airfoils.** Langley Research Center. Technical Memorandum N° TM X-3284. Hampton, p. 46. 1975.

LAUNDER, B. E.; SPALDING, D. B. The Numerical Computation of Turbulent Flows. **Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering**, v. 3, n. 2, p. 269-289, Março 1974.

LI, X. et al. Analysis of the Effect of Vortex Generator Spacing on Boundary Layer Flow Separation Control. **Applied Sciences**, v. 9, n. 24, p. 5495, dez. 2019.

LI, X.; YANG, K.; WANG, X. Experimental and Numerical Analysis of the Effect of Vortex Generator Height on Vortex Characteristics and Airfoil Aerodynamic Performance. **Energies**, v. 12, n. 5, p. 959, mar. 2019.

LIN, J. C. Review of research on low-profile vortexgenerators to control boundary-layer separation. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 38, p. 389-420, maio-jul. 2002.

LIN, J. C.; HOWARD, F. G. Turbulent Flow Separation Control Through Passive Techniques. **2nd Shear Flow Conference, AIAA-89-0976**, Tempe, 13-16 mar. 1989.

LIN, J. C.; HOWARD, F. G.; BUSHNELL, D. M. Investigation of Several Passive and Active Methods for Turbulent Flow Separation Control. **21st Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, AIAA 90-1598**, Seattle, 18-20 jun. 1990.

LIU, Z. et al. LES study on the turbulent flow fields over complex terrain covered by vegetation canopy. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 155, p. 60-73, Agosto 2016.

LOPES, L. M. G. **ANÁLISE DA INFLUÊNCIA DOS GERADORES DE VÓRTICES POR MEIO DO ESTUDO DE SUAS POSIÇÕES EM TURBINAS EÓLICAS DE PEQUENO PORTE**. Dissertação (Mestrado em Engenharia) - Universidade Federal Rural do Semi-Árido. Caraúbas, p. 93. 2018.

LOPES, L. M. G. et al. **ANALYSIS OF THE INFLUENCE OF VORTEX GENERATORS BY MEANS OF THE STUDY OF THEIR POSITIONS AND GEOMETRIES IN SMALL WIND TURBINES**. IN: 25th ABCM International Congress of Mechanical Engineering. Uberlândia, 2019. Proceedings of the 25th International Congress of Mechanical Engineering. 2019.

LOPES, L. M. G. et al. COB-2019-1159 Analysis of the influence of vortex generators by means of the study of their positions and geometries in small wind turbines. **Brazilian Journal of Development**, Curitiba, v. 6, n. 9, p. 70896-70908, 22 Setembro 2020.

MANOLESOS, M. et al. Computing the flow past Vortex Generators: Comparison between RANS Simulations and Experiments. **Journal of Physics: Conference Series**, v. 753, p. 1-13, 2016.

MANOLESOS, M.; PAPADAKIS, G.; VOUTSINAS, S. G. ON THE APPLICATION OF THE BAY MODEL FOR VORTEX GENERATOR FLOWS. **Proceedings of ASME Turbo Expo 2018, Turbomachinery Technical Conference and Exposition, GT2018**, Oslo, 11-15 jun. 2018. 75217.

MANOLESOS, M.; VOUTSINAS, S. G. Experimental investigation of the flow past passive vortex generators on an airfoil experiencing three-dimensional separation. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 142, p. 130-148, jul. 2015.

MANWELL, J. F.; MCGOWAN, J. G.; ROGERS, A. L. **Wind Energy Explained: Theory, Design and Application**. 2ª. ed. Chichester: John Wiley & Sons, 2009.

MARTÍNEZ-FILGUEIRA, P. et al. Parametric study of low-profile vortex generators. **International Journal of Hydrogen Energy**, v. 42, n. 28, p. 17700-17712, 13 jul. 2017.

MENTER, F. R. Performance of Popular Turbulence Models for Attached and. **AIAA Journal**, v. 30, p. 2066–2072, 1992a.

MENTER, F. R. **Improved Two-equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows**. NASA Technical Memorandum TM-103975, NASA Ames. California. 1992b.

MENTER, F. R. Two-equation Eddy-viscosity Turbulence Model for Engineering Applications. **AIAA Journal**, v. 32, p. 1598–1605, 1994.

MENTER, F. R. Eddy-viscosity Transport Equations and their Relation to the $k-\epsilon$ Model. **Journal of Fluids Engineering, Transactions of the ASME**, v. 119, p. 876–884, 1997.

MEREU, R.; PASSONI, S.; INZOLI, F. Scale-resolving CFD modeling of a thick wind turbine airfoil with application of vortex generators: Validation and sensitivity analyses. **Energy**, v. 187, p. 115969, nov. 2019.

MORAIS, G. L. **PROJETO AERODINÂMICO DE PÁS DE UMA TURBINA EÓLICA**. Monografia (Graduação em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal Rural do Semi-Árido. Caraúbas, p. 49. 2018.

NASA. NACA Airfoils. **National Advisory Committee for Aeronautics**, 2017. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/image-feature/langley/100/naca-airfoils>>. Acesso em: 16 out. 2021.

NASA. NACA 0010 (naca0010-il). **Airfoil Tools**, 2020. Disponível em: <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0010-il>>. Acesso em: 27 Fevereiro 2020.

NASA. Lift & drag polars. **Airfoil Tools**, 2021. Disponível em: <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?r=polar/index/#xfoil>>. Acesso em: 16 Junho 2021.

NATIONAL RENEWABLE ENERGY LABORATORY - NREL. Wind Turbine Airfoil List. **NWTC Information Portal**, 2012. Disponível em: <<https://wind.nrel.gov/airfoils/AirfoilList.html>>. Acesso em: 16 Outubro 2021.

NICKERSON JR., J. D. A Study of Vortex Generators at Low Reynolds Numbers. **AIM 24th Aerospace Sciences Meeting, AIAA-86-015**, Reno, 6-9 jan. 1986.

NIKOLAOU, I. G.; POLITIS, E. S.; CHAVIAROPOULOS, P. K. Modelling the Flow Around Airfoils Equipped with Vortex Generators Using a Modified 2D Navier–Stokes Solver. **Journal of Solar Energy Engineering**, v. 127, n. 2, p. 223-233, maio 2005.

NYLAND, T. W. **Surface Pressure Measurements on the Blade of an Operating Mod-2 Wind Turbine With and Without Vortex Generators**. National Technical information Service. DOE/NASA/20320-72. NASA TM-89903. Springfield, p. 37. 1987.

PEARCEY, H. H. SHOCK-INDUCED SEPARATION AND ITS PREVENTION BY DESIGN AND BOUNDARY LAYER CONTROL. **Boundary Layer and Flow Control**, p. 1166-1344, 1961.

PEQUENO, A. Vortex Generators. **Portal Engenharia Aeronáutica**, 2020. Disponível em: <<https://engenhariaaeronautica.com.br/artigos-engenharia-aeronautica/vortex-generators/>>. Acesso em: 2021 maio 13.

PES - POWER AND ENERGY SOLUTIONS. GE's Vortex Generators enable Valeco Group to improve production at its Champs Perdus wind farm by 1.5%. **POWER AND ENERGY SOLUTIONS**, 2021. Disponível em: <<https://pes.eu.com/press-releases/ges-vortex-generators-enable-valeco-group-to-improve-production-at-its-champs-perdus-wind-farm-by-1-5/>>. Acesso em: 23 out. 2021.

PINKERTON, R. M. **TEE VARIATION WITH REYNOLDS NUMBER OF PRESSURE DISTRIBUTION OVER AN AIRFOIL SECTION**. LANGLEY MEMORIAL AERONAUTICAL LABORATORY, NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS. Technical Report N° 613. Virginia. 1937.

PINTO, M. D. O. **Fundamentos de Energia Eólica**. Rio de Janeiro: LTC, 2013.

PRINCE, S. A.; BADALAMENTI, C.; REGAS, C. The application of passive air jet vortex-generators to stall suppression on wind turbine blades. **WIND ENERGY**, v. 20, p. 109-123, maio 2016.

RAO, D. M.; KARIYA, T. T. **BOUNDARY-LAYER SUBMERGED VORTEX GENERATORS FOR SEPARATION CONTROL - AN EXPLORATORY STUDY**. 1st National Fluid Dynamics Conference, Cincinnati, 25-28 jul. 1988.

REITER, S. Validation Process for CFD Simulations of Wind Around Buildings. In **Proceedings of the European Built Environment CAE Conference**, Veneza, 16-17 out. 2008. 1-18.

REVE - SPANISH INITIALS THAT STAND FOR WIND ENERGY AND ELECTRIC VEHICLE MAGAZINE. UpWind signed a contract to install their Vortex Generator (VG) technology on 300 wind turbines owned by EDP Renewables. **Reve**, 2014. Disponível em: <<https://www.evwind.es/2014/09/24/upwind-signed-a-contract-to-install-their-vortex-generator-vg-technology-on-300-wind-turbines-owned-by-edp-renewables/47678>>. Acesso em: 23 out. 2021.

RIVKIN, D. A.; TOOMEY, K.; SILK, L. **Wind Turbine Technology and Design**. Burlington: LLC, 2013.

ROCHA, G. J. A. M. **ANÁLISE METODOLÓGICA DA APLICAÇÃO DOS MODELOS DE TURBULÊNCIA PARA SIMULAÇÕES DE ESCOAMENTOS EM PERFIS AERODINÂMICOS**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal de Pernambuco. Recife, p. 154. 2019.

RODRIGUES, P. R. **Energias Renováveis: Energia Eólica**. Santa Catarina: Unisul, 2011. Disponível em: <https://www.researchgate.net/publication/259868038_Energia_Eolica_em_Energias_Renovaveis>. Livro Digital.

SALIM, S. M.; ARIFF, M.; CHEAH, S. C. Wall y^+ approach for dealing with turbulent flows over a wall mounted cube. **Progress in Computational Fluid Dynamics**, v. 10, n. 5/6, p. 341-351, 2010. ISSN 1468-4349.

SÁNCHEZ, V. C. **Blade Performance Analysis and Improvement of a Small Wind Turbine for Rural Areas**. Dissertação (Mestrado em Ciência) - Purdue University. West Lafayette, p. 35. 2013.

SCHUBEL, P. J.; CROSSLEY, R. J. Wind Turbine Blade Design. **Energies**, Basel, v. 5, n. 9, p. 3425-3449, Set. 2012. ISSN 1996-1073.

SCIENCE Mapping (bibliometria): Workshop on line. **Evento online**, 2020. Disponível em: <<https://www.youtube.com/watch?v=5KSa6AihRWU>>. Acesso em: 06 out. 2020.

SKWARCZEK, M. Do Vortex Generators Actually Help Road Cars? **MotorBiscuit**, 2021. Disponível em: <<https://www.motorbiscuit.com/do-vortex-generators-actually-help-road-cars/>>. Acesso em: 13 jan. 2021.

SOARES, R. F.; SILVEIRA NETO, A. D. **TURBULÊNCIA DOS FLUIDOS**. Universidade Federal de Uberlândia. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica. Uberlândia, p. 21. 2014. Notas de estudo.

SOLIMAN, P. A. **ESTUDO NUMÉRICO DO CONTROLE PASSIVO DE CAMADA LIMITE VIA GERADORES DE VÓRTICES EM PERFIL AERODINÂMICO DE UM VEÍCULO DE COMPETIÇÃO**. Dissertação (Mestrado em Engenharia) - Universidade Federal do Rio Grande do Sul. Porto Alegre, p. 118. 2018.

SØRENSEN, N. N. et al. Prediction of the Effect of Vortex Generators on Airfoil Performance. **Journal of Physics: Conference Series**, v. 524, p. 1-12, 2014.

SPALART, P. R.; ALLMARAS, S. R. **One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows**. In: Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 30. Reno. 1992. Anais.

STEIJL, R.; BARAKOS, G. N.; BADCOCK, K. A framework for CFD analysis of helicopter rotors in hover and forward flight. **International Journal for Numerical Methods in Fluids**, v. 51, n. 8, p. 819–847, jan. 2006.

TANGLER, J. L.; SOMERS, D. M. **NREL Airfoil Families for HAWTs**. National Renewable Energy Laboratory. Golden, p. 13. 1995.

TANNEHILL, J. C.; ANDERSON, D. A.; PLETCHER, R. H. **COMPUTATIONAL FLUID MECHANICS AND HEAT TRANSFER**. 2^a. ed. Washington: Taylor & Francis, 1997.

TAYLOR, H. D. **The Elimination of Diffuser Separation by Vortex Generators**. United Aircraft Corporation, Research Department Report n. R-4012-3. Connecticut. 1947.

TAYLOR, H. D. **Application of Vortex Generator Mixing Principles to Diffusers**. United Aircraft Corporation, Research Department Concluding Report n. R-15064-5. Connecticut. 1948a.

TAYLOR, H. D. **Design Criteria for and Applications of the Vortex Generator Mixing Principle**. United Aircraft Corporation, Research Department Report n. M-15038-1. Connecticut. 1948b.

TAYLOR, H. D. **Summary Report on Vortex Generators**. United Aircraft Corporation, Research Department Report n. R-05280-9. Connecticut. 1950.

TENNEKES, H.; LUMLEY, J. L. **A first Course in Turbulence**. Cambridge: The Massachusetts Institute of Technology, 1972.

TIAN, Q.; CORSON, D.; BAKER, J. Application of Vortex Generators to Wind Turbine Blades. **34th Wind Energy Symposium, AIAA SciTech**, San Diego, 4-8 jan. 2016. 1-14.

TIMMER, W. A.; VAN ROOIJ, R. P. J. O. M. Summary of the Delft University Wind Turbine Dedicated Airfoils. **Journal of Solar Energy Engineering**, v. 125, p. 488-496, Novembro 2003.

TROLDBORG, N.; ZAHLE, F. Simulation of a MW rotor equipped with vortex generators using CFD and an actuator shape model. **53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech**, Kissimmee, 5-9 jan. 2015. 1-10.

URKIOLA, A. et al. Computational characterization of the vortex generated by a Vortex Generator on a flat plate for different vane angles. **Aerospace Science and Technology**, v. 65, p. 18-25, jun. 2017.

VAN ROOIJ, R. P. J. O. M.; TIMMER, W. A. Roughness Sensitivity Considerations for Thick Rotor Blade Airfoils. **Journal of Solar Energy Engineering**, v. 125, n. 4, p. 468-478, nov. 2003.

VARDAR, A.; EKER, B. An Experiment on the Electric Energy Performance of the Wind Turbine Rotors. **Journal of Applied Sciences**, v. 1, n. 4, p. 144-148, Janeiro 2004.

VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Infinite Volume Method**. 2. ed. Harlow: Pearson Education, 2007.

WANG, H. et al. Flow control on the NREL S809 wind turbine airfoil using vortex generators. **Energy**, v. 118, p. 1210-1221, jan. 2017.

WHITE, F. M. **Mecânica dos Fluidos**. Tradução de Mario Moro Fecchio e Nelson Manzanares Filho. 6ª. ed. Porto Alegre: AMGH, 2011.

WILCOX, D. C. Reassessment of the Scale-determining Equation for Advanced Turbulence Models. **AIAA Journal**, v. 26, n. 11, p. 1299-1310, 1988.

WILCOX, D. C. Comparison of Two-equation Turbulence Models for Boundary Layers with Pressure Gradients. **AIAA Journal**, v. 31, n. 8, p. 1414-1421, 1993.

WILCOX, D. C. **Turbulence Modelling for CFD**. La Canadá. [S.l.]. 1993.

WILCOX, D. C. Simulating Transition with a Two-equation Turbulence Model. **AIAA Journal**, v. 32, n. 2, p. 247-255, Fevereiro 1994.

WILCOX, D. C. **Turbulence Modeling for CFD**. 3ª. ed. Mill Valley: DCW Industries, 2006.

WORTMAN, A. **ALLEVIATION OF FUSELAGE FORM DRAG USING VORTEX FLOW**. U. S. Department of Energy, Final Report. Santa Mônica. 1987.

YANG, K.; ZHANG, L.; XU, J. Simulation of aerodynamic performance affected by vortex generators on blunt trailing-edge airfoils. **Science China Technological Sciences**, v. 53, n. 1, p. 1-7, jan. 2010.

YAO, C.-S.; LIN, J. C.; ALLAN, B. G. Flow-Field Measurement of Device-Induced Embedded Streamwise Vortex on a Flat Plate. **1st Flow Control Conference, AIAA 2002-3162**, Saint Louis, 24-27 jun. 2002.

YASHODHAR, V. et al. CFD Studies on Triangular Micro-Vortex Generators in Flow Control. **IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering**, v. 184, p. 012007, abr. 2017.

ZHANG, L. et al. Effects of vortex generators on aerodynamic performance of thick wind turbine airfoils. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 156, p. 84–92, set. 2016.

ZHAO, Z. et al. Numerical investigation on wind turbine vortex generators employing transition models. **Journal of Renewable Sustainable Energy**, v. 7, n. 6, p. 63124, dez. 2015.

ZHAO, Z. et al. Numerical research on effect of transition on aerodynamic performance of wind turbine blade with vortex generators. **Journal of Renewable and Sustainable Energy**, v. 8, p. 063308, dez 2016.

ZHAO, Z. et al. Modeling of wind turbine vortex generators in considering the inter-effects between arrays. **Journal of Renewable and Sustainable Energy**, v. 9, n. 5, p. 053301, set. 2017.

ZHU, C. et al. Dynamic stall control of the wind turbine airfoil via single-row and double-row passive vortex generators. **Energy**, v. 189, p. 116272, dez. 2019.

ZHU, C. et al. Effect of Single-Row and Double-Row Passive Vortex Generators on the Deep Dynamic Stall of a Wind Turbine Airfoil. **Energies**, v. 13, n. 10, p. 2535, maio 2020a.

ZHU, C. et al. Flow analysis of the deep dynamic stall of wind turbine airfoil with single-row and double-row passive vortex generators. **IOP Conf. Series: Earth and Environmental Science**, v. 463, p. 012118, 2020b.

ZHU, C. et al. Numerical investigation into rotational augmentation with passive vortex generators on the NREL Phase VI blade. **Energy**, v. 223, 120089, maio 2021.

ZHU, C. et al. Combined effect of passive vortex generators and leading-edge roughness on dynamic stall of the wind turbine airfoil. **Energy Conversion and Management**, v. 251, 115015, Jan 2022.

ZHU, C.; WANG, T.; WU, J. Numerical Investigation of Passive Vortex Generators on a Wind Turbine Airfoil Undergoing Pitch Oscillations. **Energies**, v. 12, n. 4, p. 654, fev. 2019.