MARIANA LOPES PINTO

Análise em CFD do efeito da escala de Froude na aerodinâmica de uma turbina eólica flutuante

São Paulo
2019

MARIANA LOPES PINTO

Análise em CFD do efeito da escala de Froude na aerodinâmica de uma turbina eólica flutuante

Dissertação apresentada à Escola Politécnica da Universidade de São Paulo para obtenção do título de Mestre em Ciências.

Área de Concentração:
Engenharia Naval e Oceânica

Orientador: Prof. Dr. Alexandre N. Simos

São Paulo
2019

Autorizo a reprodução e divulgação total ou parcial deste trabalho, por qualquer meio convencional ou eletrônico, para fins de estudo e pesquisa, desde que citada a fonte.

Este exemplar foi revisado e corrigido em relação à versão original, sob responsabilidade única do autor e com a anuência de seu orientador.

São Paulo, _____ de _____ de _____

Assinatura do autor: _____

Assinatura do orientador: _____

Catalogação-na-publicação

Pinto, Mariana L.
Análise em CFD do efeito da escala de Froude na aerodinâmica de uma turbina eólica flutuante / M. L. Pinto -- versão corr. -- São Paulo, 2019.
118 p.

Dissertação (Mestrado) - Escola Politécnica da Universidade de São Paulo. Departamento de Engenharia Naval e Oceânica.

1.Turbinas Eólica Flutuante 2.Dinâmica dos Fluidos Computacional 3.Energia Eólica 4.Escala de Froude (Efeitos) I.Universidade de São Paulo. Escola Politécnica. Departamento de Engenharia Naval e Oceânica II.t.

Nome: Pinto, Mariana Lopes

Título: Análise em CFD do efeito da escala de Froude na aerodinâmica de uma turbina eólica flutuante

Dissertação apresentada à Escola Politécnica da Universidade de São Paulo para obtenção do título de Mestre em Ciências.

Aprovado em:

Banca Examinadora

Prof. Dr.: _____
Instituição: _____
Julgamento: _____

Prof. Dr.: _____
Instituição: _____
Julgamento: _____

Prof. Dr.: _____
Instituição: _____
Julgamento: _____

Agradecimentos

O presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior - Brasil (CAPES) - Código de Financiamento 001. O trabalho também foi beneficiado pelo financiamento recebido pelo grupo de pesquisa da EPUSP para desenvolvimento de ferramentas computacionais para estudos de turbinas eólicas flutuantes, concedido pelo Office of Naval Research-Global (NICOP award N62909-16-1-2066).

À todos que de algum modo colaboraram para meu desenvolvimento pessoal e profissional ao longo desses anos. Em especial, agradeço ao meu orientador, Prof. Alexandre Simos, pela paciência, ajuda e oportunidades de pesquisa.

Aos Professores Mueller e Kazuo pelas oportunidades apresentadas no TPN-USP, que ajudaram no meu desenvolvimento profissional. Ao Prof. Guilherme Franzini pelo auxílio e incentivo desde o início dessa jornada.

Aos meus amigos e familiares pelos momentos de lazer e distração tão importantes ao longo desses anos. E o mais importante dos agradecimentos, aos meus pais, pela ajuda financeira, apoio e carinho durante toda a minha formação.

Resumo

A busca por energia renovável aumentou significativamente, com parques eólicos maiores e mais difundidos, tanto *onshore* quanto *offshore*. Neste cenário, turbinas eólicas flutuantes (FOWTs) são uma opção altamente atrativa para aproveitar o grande potencial de recursos energéticos que existe em águas mais profundas. FOWTs estão, no entanto, expostas a carregamentos mais complexos, que incluem ondas, correnteza, aerodinâmica das pás e a dinâmica do sistema de amarração.

Ensaios experimentais em tanque de provas são amplamente empregados na indústria *offshore* para verificar a dinâmica dos sistemas. Entretanto, devido a incidência de onda e vento, simultaneamente, a modelagem da FOWT é desafiadora. Ao se adotar a Escala de Froude tanto para as ondas e quanto para os ventos, é impossível alcançar, simultaneamente, a semelhança de Reynolds, resultando em um comportamento aerodinâmico das pás distinto nas duas escalas.

Ferramentas computacionais eficientes já estão disponíveis para se prever o desempenho das FOWTs. No entanto, a maioria dessas ferramentas é baseada na Teoria da Quantidade de Movimento do Elemento de Pá (BEMT), que não considera aspectos mais detalhados da tridimensionalidade do escoamento ao redor do rotor. Uma descrição mais refinada desse escoamento, como a baseada em um código de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD), pode ser útil para uma melhor compreensão do carregamento e desempenho da FOWT e, portanto, ser uma ferramenta importante para melhorar seu projeto.

Neste trabalho, um código CFD comercial baseado nas equações médias de Reynolds-Navier Stokes são empregadas para avaliar e caracterizar o comportamento aerodinâmico da turbina NREL 5MW, tanto em escala real como na escala de modelo, esta adotada conforme aos testes da OC4 FOWT. As simulações foram realizadas para diferentes razões de velocidade de ponta da pá (TSR), variando-se a velocidade angular para uma velocidade constante e uniforme do vento, e os efeitos da escala por Froude na aerodinâmica das pás são apresentados e discutidos. Verifica-se que os resultados, de modo geral, estão de acordo com as análises numéricas prévias apresentadas na literatura. Em particular, a concordância dos resultados numéricos obtidos com os dados experimentais disponíveis é muito boa, mesmo para os coeficientes de potência negativos que podem ocorrer em escala de modelo, algo que trabalhos numéricos anteriores relataram ser difícil de reproduzir.

Palavras-chaves: Turbina éolica flutuante; Dinâmica dos fluidos computacional; Escala de Froude; Efeitos do número de Reynolds; Efeitos de escala;

Abstract

The search for renewable energy continues to increase significantly, leading to larger and more widespread wind farms, both onshore and offshore. In this scenario, floating offshore wind turbines (FOWTs) are a highly attractive option for taking advantage of the large energy resource potential that exists in deeper waters. FOWTs are, nonetheless, exposed to more complex patterns of environmental loading, which include waves, currents and their interactions with the dynamics and aerodynamics of the blades.

Basin-model testing are often used for valitating offshore systems behavior. However, due to wind and wave loading, simultaneuosly, FOWT's model test is challenging. By adopting a Froude scaling law to both wind and waves, the Reynolds Similitude is not achieved. Due to the very different scales of model and full-scale, the air flow regimes can be very dissimilar and the performance of the turbines at model-scale may deteriorate.

Efficient computational tools are already available for predicting the FOWTs performance, such as FAST. However, most of these tools are based on Blade-Element-Momentum-Theory (BEMT), which does not consider more subtle aspects of the three-dimensional flow patterns. A more refined description of the flow, such as the one based on aComputational Fluid Dynamics (CFD) solver, may be useful for a better understanding of the FOWT's loading and performance, and, therefore, be an invaluable tool for improving their design.

In this work, a commercial CFD code based on Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) equations is used in order to evaluate and characterize the aerodynamic behavior of the NREL's 5MW turbine, both in full-scale and in the model-scale adopted for the wave basin tests of the OC4 FOWT. The simulations are carried out for different tip-speed ratios, varying angular velocity for a constant wind velocity, and the effects of Froude scaling on the aerodynamics of the blades are presented and discussed. It is found that results are generally in accordance with previous numerical analyses presented in literature. In particular, it is shown that a very good agreement with available experimental data could be obtained, even for the negative power coefficients that may happen in model-scale, something that previous numerical works reported to be difficult to reproduce.

Key-words: FOWT; CFD; Froude Similitude; Reynolds Effects.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Capacidade de energia eólica instalada ao longo dos anos. 23
Figura 2 – Carregamentos atuantes na FOWT. 24
Figura 3 – Volume de controle da teoria do disco atuador. 35
Figura 4 – Fluxo de ar sobre o elemento de pá e a área varrida por ele. 38
Figura 5 – Velocidade e forças em um elemento de pá. 39
Figura 6 – Separação da camada-limite pelo gradiente de adverso de pressão. . . . 41
Figura 7 – Efeito do número de Reynolds na camada-limite sujeita a gradiente adverso de pressão. 42
Figura 8 – Distribuição de pressão para escoamento com e sem separação da camada-limite. 43
Figura 9 – Perfil de velocidade próxima a parede. 48
Figura 10 – Exemplo de malha computacional com camadas prismáticas. 48
Figura 11 – Geometria da do rotor da turbina NREL 5MW 51
Figura 12 – Aerofólios ao longo do perfil de uma pá 52
Figura 13 – Direção e sentido postivo dos esforços no aerofólio 53
Figura 14 – Influência do número de painéis nos resultados de C_d e C_l do XFOIL. . 54
Figura 15 – Dimensões e condições de contorno. 55
Figura 16 – Malha computacional das simulações bidimensionais do aerofólio NACA64-618. 56
Figura 17 – Séries temporais do C_d e C_l (esquerda) e resíduos (direita) para $\alpha = 20°$ 58
Figura 18 – Séries temporais do C_d e C_l (esquerda) e resíduos (direita) para $\alpha = 0°$ 60
Figura 19 – C_d (esquerda), C_l (centro) e C_l *vs* C_d (direita) para escala real, valores numéricos do CFD, XFOIL e dados de (JONKMAN et al., 2009). . . . 61
Figura 20 – C_d (esquerda), C_l (centro) e C_l *vs* C_d (direita) para escala do modelo, valores numéricos do CFD e XFOIL. 62
Figura 21 – Comparação entre os resultados do CFD para C_d (esquerda), C_l (centro) e C_l *vs* C_d (direita) na escala real e do modelo. 63
Figura 22 – $\alpha = 0°$ e Escala Real ($Re = 10^6$) 65
Figura 23 – $\alpha = 0°$ e Escala do Modelo ($Re = 10^4$) 66
Figura 24 – "NREL 5MW Wind Turbine" na escala do modelo (1:50) montada no tanque de provas do ensaio experimental de (MARTIN et al., 2014). . . 68
Figura 25 – Série temporal de C_t e C_p do FAST para TSR=7. 69
Figura 26 – Dimensões e condições de contorno. 70
Figura 27 – Malha computacional das simulações do rotor da turbina. 71
Figura 28 – Séries temporais do C_p e C_t (esquerda) e resíduos RMS (direita) para $TSR = 7$ 73

Figura 29 – C_p (esquerda) e C_t (direita) versus TSR para o CFD e BEMT (FAST). 74
Figura 30 – C_p (esquerda) e C_t (direita) versus TSR para o CFD e Experimento (Martin et al (MARTIN et al., 2014)). 75
Figura 31 – C_p (esquerda) e C_t (direita) versus TSR do CFD para escala real e do modelo. 76
Figura 32 – C_v Axial para a escala real (acima) e do modelo (abaixo). 79
Figura 33 – C_v Tangencial para a escala real (acima) e do modelo (abaixo). 80
Figura 34 – C_v Radial para a escala real (acima) e do modelo (abaixo). 81
Figura 35 – C_{pn} para a escala real (acima) e do modelo (abaixo). 82
Figura 36 – $\bar{\mu}_t$ plotado na isosurface (Q=5) para a escala real (acima) e do modelo (abaixo). 83
Figura 37 – $C_{pnPÁS}$ no intradorso da pá na escala real (acima) e modelo (abaixo) para diferentes TSR. 84
Figura 38 – $C_{pnPÁS}$ no extradorso da pá na escala real (acima) e modelo (abaixo) para diferentes TSR. 85
Figura 39 – C_f no intradorso da pá na escala real (acima) e modelo (abaixo) para diferentes TSR. 86
Figura 40 – C_f no extradorso da pá na escala real (acima) e modelo (abaixo) para diferentes TSR. 87
Figura 41 – C_d (esquerda) e C_l (direita) para $\alpha = 0°$ e $\alpha = 4°$ em função da dimensão do domínio computacional para $Re = 10^6$ (acima) e $Re = 10^4$ (abaixo). 98
Figura 42 – Erro do C_d (esquerda) e do C_l (direita) para $\alpha = 0°$ e $\alpha = 4°$ em função da dimensão do domínio computacional para $Re = 10^6$ (acima) e $Re = 10^4$ (abaixo). 99
Figura 43 – Erro do C_d (esquerda) e C_l (direita) para $\alpha = 0°$ e $\alpha = 4°$ em função da malha computacional para escala real (acima) e do modelo (abaixo). 102
Figura 44 – Ângulo de distorção (θ) para escala real. 103
Figura 45 – Coeficiente de velocidade na escala real para TSR=3 (esquerda) e TSR=7 (direita) para o domínio A (acima), B (meio) e C(abaixo) . . . 107
Figura 46 – Qualidade dos elementos da malha (Θ) para escala real. 110
Figura 47 – Série temporal de C_p e C_t para um maior tempo de simulação para TSR=7 e escala do modelo 111
Figura 48 – Série temporal de C_p e C_t para escala real (acima) e do modelo (abaixo) para TSR=7. 112
Figura 49 – C_p (esquerda) e C_t (direita) versus TSR do CFD para simulações estacionárias e transientes nas duas escalas. 113

Lista de tabelas

Tabela 1 – Referências de pesquisa aplicada a FOWT 29
Tabela 2 – Propriedades da turbina na escala real e do modelo. 52
Tabela 3 – Seções da pá da turbina NREL 5MW na escala real. 52
Tabela 4 – Ângulo de Ataque (α) das seções de aerofólio da pá para as diferentes TSR, em graus, extraídos do FAST. 57
Tabela 5 – No. de Strouhal 59
Tabela 6 – Condições de simulação do rotor da turbina 67
Tabela 7 – Resumo das simulações bidimensionais para análise de sensibilidade . . 97
Tabela 8 – C_d e suas componentes para escala real. 100
Tabela 9 – Componentes do C_l para escala do modelo 101
Tabela 10 – C_d e C_l para simulações transientes ($\alpha = 20°$) 102
Tabela 11 – C_d e C_l para os time-steps estudados. 104
Tabela 12 – Dimensões dos domínios na análise de sensibilidade 105
Tabela 13 – Resultados de C_t e C_p para os diferentes domínios computacionais . . . 106
Tabela 14 – Malhas computacionais estudadas. 108
Tabela 15 – Resultados de C_t e C_p para as malhas estudadas 109
Tabela 16 – Resultados de C_t e C_p para os time-steps estudados 111
Tabela 17 – Valores dos coeficientes do modelo de turbulência $k - \omega$ SST. 118

Lista de abreviaturas e siglas

FOWT	Floating Offshore Wind Turbine
CFD	Computational Fluid Dynamics
NREL	National Renewable Energy Laboratory
RANS	Reynolds Averaged Navier-Stokes

Lista de símbolos

λ	Fator de escala
Fr	Número de Froude
V_∞	Velocidade incidente do vento
g	Gravidade
L	Comprimento característico
Re	Número de Reynolds
ρ	Massa específica do fluido
μ	Viscosidade dinâmica do fluido
TSR	Tip-Speed-Ratio
Ω	Velocidade angular do rotor em rad/s
R	Raio do rotor da turbina
C_p	Coeficiente de potência
C_t	Coeficiente de empuxo
A_d	Área do disco do rotor
V_w	Velocidade a jusante do rotor
V_w	Velocidade no disco atuador
a	Fator de indução axial
$a^{'}$	Fator de indução angular
T	Empuxo
Q	Torque
C_d	Coeficiente de arrasto
C_l	Coeficiente de sustentação
ϕ	Ângulo da velocidade relativa

N_b	Número de pás
W	Velocidade resultante
c	Comprimento da corda
β	Ângulo de pitch da pá
α	Ângulo de ataque
$_{lam}$	Espessura da camada-limite laminar
$_{turb}$	Espessura da camada-limite turbulenta
φ	Variável de interesse
∇	Coeficiente de difusão
S_φ	Fonte
μ_t	Viscosidade turbulenta do fluido
k	Energia cinética turbulenta
ϵ	Dissipação da turbulência
ω	Dissipação específica
Θ	Qualidade do elemento da malha
θ	Ângulo de distorção da malha
$\vec{n_i}$	Normal da face do elemento
$\vec{f_i}$	Vetor do centroide do elemento ao centroide da face
$\vec{c_i}$	Vetor do centroide do elemento ao centroide do elemento adjacente
θ	Ângulo de distorção
FC	Fator de crescimento
y_+	Distância adimensional em relação a parede
u_τ	Velocidade de atrito
y	Distância normal à parede
R_{rms}	RMS do resíduo absoluto
r	Resíduo absoluto

$\Delta\psi$	Variação da quantidade integral na série
N_{cri}	Fator de transição
f	Frequência de emissão de vórtices
S_t	Número de Strouhal
C_{pn}	Coeficiente de pressão
P	Pressão
P_∞	Pressão ao longe
C_f	Coeficiente de atrito
τ	Tensão cisalhante
C_v	Coeficiente de velocidade
$\overline{\mu}_t$	Viscosidade turbulenta normalizada
D	Diâmetro do rotor da turbina
v_{grid}	Velocidade da malha
$\overline{\omega}$	Vorticidade normalizada
w	Vorticidade
n	Rotação angular em rev/s
Q_c	Q-criterion
S	Tensor taxa de deformação
T	Período de emissão de vórtices
$L1$	Distância a jusante
$L2$	Distância a montante
$L3$	Distância radial
t	Time-step inicial

Sumário

1 INTRODUÇÃO . . . 23
1.1 Objetivos . . . 26
1.2 Estrutura do trabalho . . . 26

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA . . . 29
2.1 Ensaio experimental . . . 30
2.2 CFD . . . 31

3 FUNDAMENTOS TEÓRICOS . . . 33
3.1 Efeitos de escala nos ensaios de uma FOWT em ondas e ventos . . . 33
3.2 Aerodinâmica de uma turbina eólica . . . 34
3.2.1 Disco Atuador . . . 35
3.2.1.1 Limite Betz . . . 37
3.2.2 Rotação da Esteira . . . 37
3.2.3 Teoria do elemento de pá . . . 38
3.2.4 BEMT . . . 39
3.2.4.1 Correções e limitações da BEMT . . . 40
3.3 Aerofólio . . . 40
3.3.1 A camada-limite . . . 41
3.3.2 Efeito da separação da camada-limite na performance do aerofólio . . . 41
3.4 Dinâmica dos Fluidos Computacional . . . 43
3.4.1 Equações Governantes . . . 43
3.4.2 Modelos de Turbulência . . . 45
3.4.3 Resolução das equações governantes . . . 46
3.4.4 Malha computacional . . . 46
3.4.4.1 Camadas Prismáticas . . . 47
3.4.5 Convergência Numérica . . . 48

4 A TURBINA EÓLICA . . . 51

5 ANÁLISE EM CFD DE UM AEROFÓLIO BIDIMENSIONAL . . . 53
5.1 Modelo numérico do XFOIL . . . 53
5.2 Modelo numérico em CFD . . . 55
5.2.1 Convergência e pós-processamento dos resultados . . . 57
5.3 Resultados e discussões . . . 61
5.3.1 Escala Real . . . 61

5.3.2 Escala do Modelo 62
5.3.3 Escala Real x Escala do Modelo 62

6 ANÁLISE EM CFD DAS PÁS DA TURBINA 67
6.1 Ensaio experimental em tanque de provas 67
6.2 Simulação numérica no FAST 68
6.3 Simulação numérica em CFD 69
6.3.1 Modelo numérico 69
6.3.2 Convergência e pós-processamento dos resultados 72
6.3.3 Escala Real 74
6.3.4 Escala do Modelo 75
6.3.5 Escala Real versus Escala do Modelo 76
6.3.5.1 Escoamento ao redor do rotor e carregamento nas pás 76

7 CONCLUSÃO 89

REFERÊNCIAS 91

APÊNDICES 95

APÊNDICE A – ANÁLISE DE SENSIBILIDADE DAS SIMULAÇÕES BIDIMENSIONAIS DO AEROFÓLIO . . . 97
A.1 Dimensão do Domínio 98
A.2 Malha Computacional 101
A.3 Time-step 103

APÊNDICE B – ANÁLISE DE SENSIBILIDADE DAS SIMULAÇÕES DA TURBINA 105
B.1 Dimensões do domínio computacional 105
B.2 Malha computacional 108
B.3 Time-Step 109
B.4 Simulações Transientes versus Simulações Estacionárias 112

ANEXOS 115

ANEXO A – MODELO $k-\omega$ SST 117

1 Introdução

Nas últimas décadas, a energia eólica teve um crescimento significativo e se consolidou como uma alternativa limpa e renovável de geração de energia elétrica em grande escala. A produção mundial de energia elétrica de fonte eólica em 2018 foi de 591 GW, com um crescimento de quase 500% nos últimos 10 anos (OHLENFORST et al., 2019), Figura 1. O Brasil é, atualmente, o oitavo maior gerador de energia eólica do mundo, com cerca de 15GW, o que representa 9% da matriz de energia elétrica brasileira. As projeções indicam que, com a abertura dos novos parques eólicos em 2019, a energia eólica será a segunda maior fonte de energia elétrica do Brasil (ABEEÓLICA, 2019). No cenário mundial, as projeções são favoráveis, indicando crescimento dessa fonte renovável nos próximos anos. (NGHIEM; PINEDA, 2017; CORBETTA; HO; PINEDA, 2015; WISER et al., 2015).

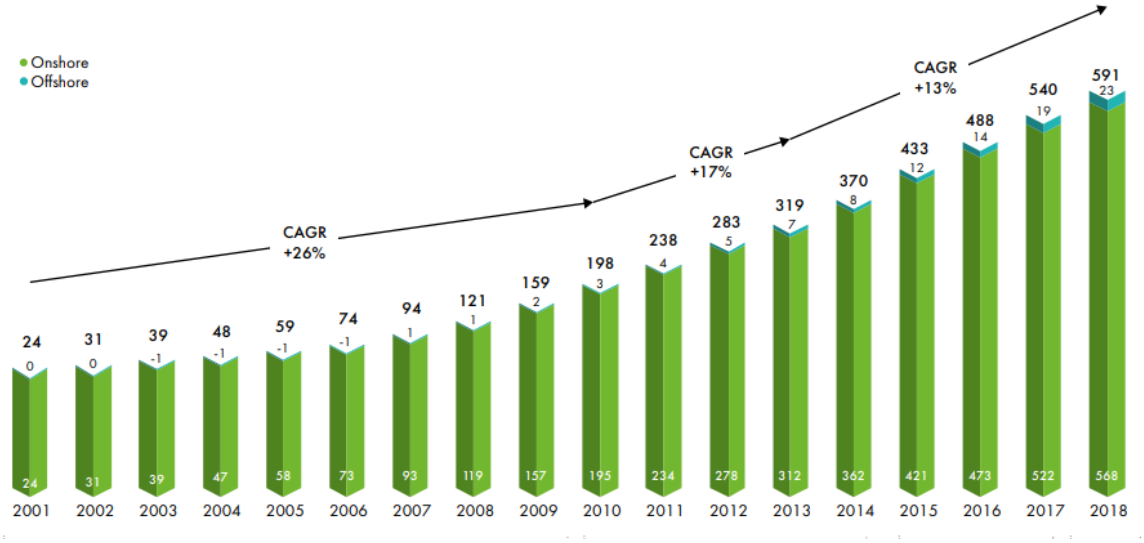


Figura 1 – Capacidade de energia eólica instalada ao longo dos anos.

Fonte: (OHLENFORST et al., 2019).

A maioria das turbinas eólicas são *onshore*, empregadas com sucesso há décadas, e uma pequena parcela écomposta por *offshore* fixas (pilares ou jaquetas). Recentemente, a turbina eólica flutuante (Floating Offshore Wind Turbine, FOWT) se tornou uma opção economicamente atrativa para águas profundas (ARAPOGIANNI et al., 2013; WINDEUROPE, 2017), onde o potencial eólico é vasto. Esta tecnologia ainda está em desenvolvimento e, para atingir uma implementação comercial e em larga escala, são necessários estudos aprofundados que indiquem sua capacidade operacional. No entanto, o primeiro parque de geração eólica baseado em FOWTs, Hywind Scotland, já está operando com capacidade de gerar até 30MW de potência (EQUINOR, 2019).

A FOWT é um sistema mais complexo que as turbinas fixas, pois apresentam cargas

adicionais, como aquelas provenientes das ondas e das correntezas , Figura 2 (MATHA et al., 2011). O comportamento dinâmico é resultante da interação entre a hidrodinâmica do flutuador, o sistema de amarração e a aerodinâmica do rotor e da torre. A maioria das turbinas em funcionamento é de eixo horizontal e apresenta três pás. O aerogerador pode ser instalado em diferentes estruturas flutuantes, entretanto a estrutura semi-submersível e a spar-buoy têm sido as mais empregadas na atualidade (WINDEUROPE, 2017).

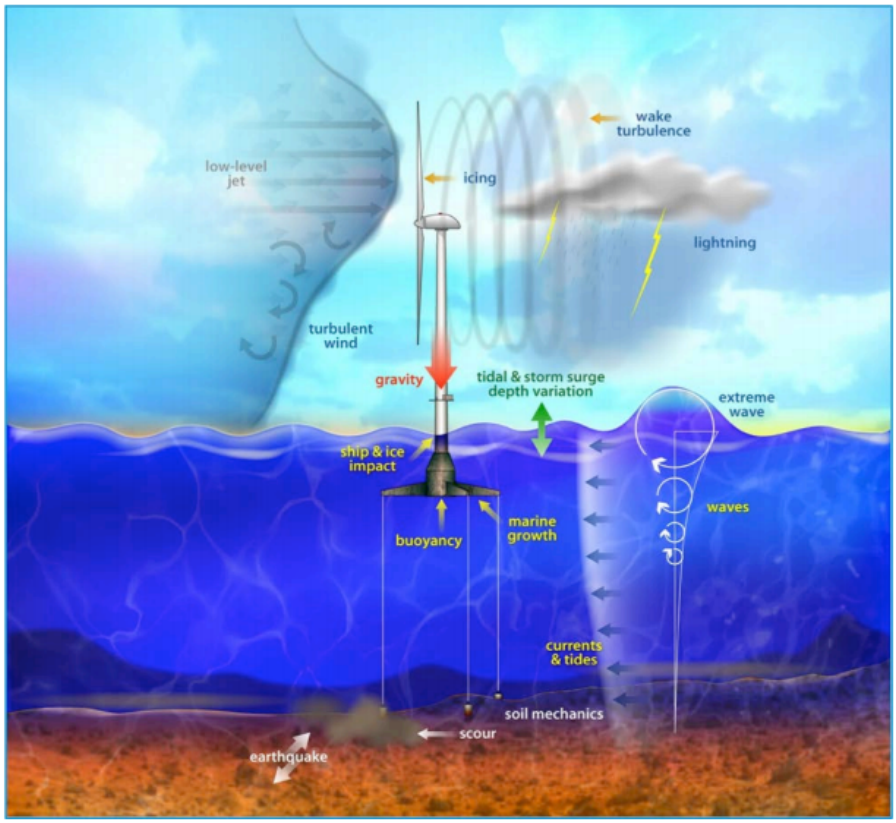


Figura 2 – Carregamentos atuantes na FOWT.

Fonte: (MATHA et al., 2011).

Por serem instaladas no alto-mar, as FOWTs apresentam algumas vantagens: estão sujeitas a ventos mais fortes e uniformes; podem ocupar grandes regiões, evitando os efeitos de esteira entre as turbinas; apresentam grandes diâmetros, consequentemente, produzem mais energia; Já as desvantagens são que os custos de instalação e manutenção são altos e os efeitos para a fauna e flora marinha não são ainda totalmente compreendidos (SUN; HUANG; WU, 2012).

Analisar o comportamento dinâmico da FOWT é muito importante para competitividade dessa tecnologia. Em geral, são necessárias ferramentas numéricas e ensaios experimentais que possam predizer a capacidade operacional com um bom grau de confiabilidade (CORDLE; JONKMAN, 2011).

O uso de ferramentas numéricas é cada vez mais comuns em problemas de engenharia. Na análise da aerodinâmica das pás da FOWT são geralmente empregados

códigos numéricos baseados na Teoria da Quantidade de Movimento do Elemento de Pá (BEMT), como o programa FAST (MORIARTY; HANSEN, 2005), desenvolvido pela NREL. Largamente empregadas na indústria e academia, essas ferramentas utilizam dados bidimensionais de aerofólios e diversas correções empíricas para predizer a aerodinâmica da turbina. Porém, devido a sua formulação, a BEMT não consegue modelar completamente a tridimensionalidade do escoamento ao redor das pás e pode gerar resultados imprecisos, especialmente em situações de elevados carregamentos do rotor (MORIARTY; HANSEN, 2005).

Ensaios experimentais em tanque de provas de modelos em escala são amplamente empregados na indústria *offshore* e são uma alternativa para a análise da FOWT em ondas e ventos. Entretanto, devido a incidência simultânea de vento e ondas, a modelagem desse ensaio é desafiadora. A escala por Froude é comumente empregada em problemas envolvendo ondas, enquanto a escala por Reynolds é aplicada em problemas aerodinâmicos. Ao se adotar uma escala única tanto para as ondas quanto para os ventos, é impossível alcançar, simultaneamente, a semelhança de Reynolds e Froude entre modelo e protótipo, resultando em comportamentos distintos nas duas escalas.

Adotar a escala por Froude para ondas e ventos tem sido a opção comumente adotada, pois a maioria dos parâmetros hidrodinâmicos, inerciais e gravitacionais são escalados adequadamente (CHAKRABARTI, 1994), exceto pelos parâmetros dependentes do número de Reynolds, como as cargas viscosas. De modo geral, o fator de escala varia entre 1:40 e 1:100, escolhido devido a restrições físicas e operacionais do tanque de provas, como as dimensões do tanque e a capacidade do gerador de ventos. O emprego da escala por Froude e desses fatores de escala resulta em número de Reynolds muito baixo na escala do modelo, o que altera significativamente o comportamento aerodinâmico da FOWT para determinadas condições.

Uma possibilidade para se modelar a dinâmica da FOWT com maior precisão é resolver as equações de Navier-Stokes com um software de dinâmica dos fluidos computacional (CFD), onde não há a limitação da escala do modelo. Assim é possível avaliar diversas configurações e condições ambientais, de suma importância para o projeto da FOWTs. Além disso, é possível analisar as diferenças físicas do escoamento e da performance da FOWT em diferentes escalas, e consequentemente, entender e otimizar ensaios experimentais.

Estudos empregando CFD para análise da FOWT já foram realizados com diferentes graus de complexidade (ZHAO; CHENG; WAN, 2014; LIU et al., 2017). De modo geral, os trabalhos se concentram em analisar a hidrodinâmica do flutuador ou a aerodinâmica do rotor. Simulações com a FOWT livre nos 6 graus de liberdade, sob ação de ondas e ventos, são extremamente difíceis, tanto pelo alto custo computacional quanto pela complexidade da simulação. Na análise da aerodinâmica do rotor, os movimentos do flutuador ou não

são acoplados à rotação do rotor, ou são impostos para apenas alguns graus de liberdade, como o *pitch*, que é um dos mais importantes para os carregamentos do rotor da turbina (LIU et al., 2016).

A motivação para os estudos realizados nesta dissertação está atrelada aos fatores supracitados e também ao desenvolvimento ainda incipiente desse assunto no âmbito acadêmico brasileiro.

1.1 Objetivos

Neste trabalho, o objetivo é analisar o efeito da escala de Froude na performance do rotor da turbina '"5MW NREL Wind Turbine"' baseada em (JONKMAN et al., 2009) para um fator de escala 1:50.

Um software comercial de CFD baseado nas equações Reynolds-Averaged-Navier-Stokes (RANS) será empregado para simular diferentes velocidades de ponta de pá, isto é, para uma mesma velocidade incidente do vento uniforme e constante, com o rotor em condição de regime, serão impostas diferentes velocidades angulares.

Nas simulações, devido ao alto custo computacional, a torre e a nacele da turbina são omitidas e o eixo de rotação do rotor é mantido fixo, sem levar em consideração os movimentos do flutuador, visto que o objetivo principal é caracterizar os efeitos de escala nas cargas aerodinâmicas deste rotor.

Na escala real serão simuladas condições similares e a análise será centrada em entender as diferenças no escoamento ao redor do rotor nas duas escalas e correlacionar essas diferenças com a performance da turbina.

Os esforços no rotor da turbina são consequência dos esforços em cada seção de aerofólio das pás. Por isso, como objetivo secundário, serão analisados os esforços e o escoamento ao redor de um aerofólio (NACA 64-618) para dois números de Reynolds, turbulento ($Re = 10^6$) e laminar ($Re = 10^4$), representativos dos escoamentos nas duas escalas de interesse.

1.2 Estrutura do trabalho

O trabalho foi dividido nos seguintes capítulos:

- Cap. 1: Introdução ao tema de energia eólica e FOWT, a motivação para escolha do problema a ser estudado e os objetivos a serem alcançados nesse trabalho;
- Cap. 2: Revisão bibliográfica dos principais trabalhos envolvendo FOWT.

- Cap. 3: Revisão dos fundamentos teóricos e numéricos necessários para o entendimento do trabalho;
- Cap. 4: Descrição da geometria da turbina eólica empregada e de seus principais parâmetros;
- Cap. 5: Análise em CFD de um aerofólio bidimensional para dois números de Reynolds, um típico da escala real (10^6) e outro típico da escala do modelo (10^4). As curvas de arrasto e sustentação são comparadas com referências disponíveis e o escoamento ao redor do aerofólio é detalhadamente analisado para ângulo de ataque de 0°;
- Cap. 6: Análise em CFD da FOWT em escala real e do modelo. Nesta sessão são geradas as curvas de potência e empuxo para diferentes TSR. Os resultados em CFD são comparados com resultados do FAST e resultados prévios experimentais disponíveis na literatura. Por fim, são analisadas as diferenças nos escoamento e nos coeficientes de desempenho do rotor nas duas escalas;
- Cap. 7: Conclusões e sugestões para trabalhos futuros;

2 Revisão Bibliográfica

O interesse na energia eólica *offshore* cresceu nos últimos anos, principalmente, em relação às turbinas eólicas flutuantes. Muitos projetos de pesquisa e desenvolvimento foram realizados e essa tecnologia não está mais confinada a ambientes acadêmicos, como mostra o relatório da EWEA (ARAPOGIANNI et al., 2013), que apresenta um resumo de mais de 20 projetos, envolvendo universidades e empresas.

Os projetos de P&D envolvendo FOWTs usualmente utilizam métodos numéricos e ensaios em escala de modelo para analisar a FOWT, antes de testar sua capacidade operacional em alto mar. Artigos com diferentes grau de maturidade provenientes desses projetos foram publicados e, no geral, as publicações focam ou na parte aerodinâmica da turbina ou na hidrodinâmica do sistema flutuante. Algumas publicações são discutidas nesta seção e divididas pela técnica de análise empregada: ensaio experimental, BEMT e CFD.

A Tabela 1 consolida as informações pertinentes dos estudos, como fator de escala, graus de liberdade do flutuador e técnica de análise. A próxima seção revisa o que foi abordado em cada uma dessas publicações e ressalta os pontos mais importantes e relevantes para esse trabalho.

Tabela 1 – Referências de pesquisa aplicada a FOWT

Publicação	**Fator de escala**	**DOF**	**Exp.**	**BEMT**	**CFD**
(MARTIN et al., 2014)	1:50	0	x	x	
(PHILIPPE et al., 2013)	1:50	6	x		
(KIM; SHIN, 2016)	1:80	6	x	x	
(AHN; SHIN, 2017)	1:128	6	x	x	
(KIM; PHAM; SHIN, 2019)	1:40	6	x		
(SARMIENTO et al., 2019)	1:35	6	x		
(ZHAO; CHENG; WAN, 2014)	1:1	0			x
(MAKE; VAZ, 2015)	1:50	0		x	x
(GIAHI; DEHKORDI, 2016)	1:6	0			x
(LIU et al., 2016)	1:50	3		x	x
(LIU et al., 2017)	1:1	6		x	x
(CHENG; HUANG; WAN, 2019)	1:1	6		x	x
(ZHOU et al., 2019)	1:50	3		x	x

Fonte: Elaboração Própria.

2.1 Ensaio experimental

Martin et al. (MARTIN et al., 2014) realiza um ensaio experimental de uma FOWT (NREL 5MW baseline) sob ondas e vento aplicando escala de Froude e fator de escala 1:50. O trabalho caracteriza o comportamento aerodinâmico da FOWT na escala do modelo, primeiramente sem os movimentos do flutuador, e o compara com simulações do FAST (BEMT) na escala real para condições semelhantes. Na escala do modelo, o coeficiente de empuxo é quase metade do estimado para escala real, enquanto o coeficiente de potência é quase nulo ou negativo. Esse comportamento ocorre devido à diferença do número de Reynolds entre as duas escalas.

Algumas alternativas para aumentar o empuxo na escala do modelo, que é a força mais importante para a dinâmica do sistema flutuante, foram testadas experimentalmente sendo elas: aumentar a rugosidade no bordo de ataque da pá e induzir um escoamento turbulento ao redor dos aerofólios; aumentar a velocidade incidente do vento, implicando em relação de TSR diferentes entre as escalas; e projetar um novo perfil de pá composta de aerofólios com melhor performance para números de Reynolds baixos.

Nenhuma das alternativas conseguiu emular adequadamente os valores do empuxo na escala real, mas o perfil de pá novo teve o melhor desempenho entre elas. No entanto, essa alternativa é questionável, visto que os perfis de aerofólio e ângulo de torção são diferentes e o comprimento de corda é 25% maior.

Philippe et al. (PHILIPPE et al., 2013) realiza um ensaio experimental da NREL 5MW na escala 1:50, sob incidência de vento e onda, para avaliar o comportamento do flutuador e comparar com resultados do FAST. A escala por Froude é aplicada as ondas, porém a velocidade incidente do vento e a rotação da turbina são definidas para reproduzir o empuxo na escala real, previsto pelo FAST.

Uma série de ensaios experimentais envolvendo FOWT foi conduzida no tanque de provas da Universidade de Ulsan. O primeiro trabalho apresentado por Shin et al. (AHN; SHIN, 2017) analisa experimentalmente o comportamento em ondas e vento da plataforma OC3-Hywind, do tipo spar. O rotor da turbina é da NREL 5MW e são aplicados a escala de Froude e um fator de escala de 1:128. Para fatores de escala muito pequenos, há a dificuldade de construir os perfis de aerofólio com a massa desejada, então, o experimento utiliza apenas um disco emulando a superfície varrida pelo rotor da turbina. Devido às simplificações e ao fator de escala adotados, os esforços aerodinâmicos não são escalados adequadamente entre modelo e protótipo, influenciando os movimentos do flutuador. Portanto, é necessário minimizar os efeitos de escala nos carregamentos no rotor da turbina.

No ensaio experimental da plataforma OC4, do tipo semi-submersível, Shin et al. (KIM; SHIN, 2016) aplica um fator de escala maior, 1:80, sendo possível construir o rotor da

turbina (NREL 5MW) na escala do modelo. O trabalha avalia os movimentos do flutuador. Os esforços no rotor da turbina não são apresentados/comentados na publicação, porém para um fator de escala 1:80, ainda há influência da escala de Froude nos carregamentos aerodinâmicos.

Um trabalho mais recente da UOU, publicado por Shin et al. (KIM; PHAM; SHIN, 2019), emprega o rotor de uma turbina (750 kW) com perfis de aerofólios com melhor desempenho em baixos número de Reynolds. Analogamente ao trabalho realizado por (MARTIN et al., 2014), os perfis dos aerofólios da NREL 5MW são modificados, alterando o perfil e aumentando o comprimento de corda em 25%. É aplicada a escala por Froude e um fator de escala de 1:40 e os teste são realizados para uma TSR baixa (TSR=2.65), no qual a diferença dos coeficientes de empuxo e potência entre modelo e protótipo são menores.

Outras técnicas são empregadas para diminuir o efeito da escala de Froude nos carregamentos aerodinâmicos, uma delas é utilizar um atuador que aplica o empuxo desejado no rotor da turbina. Através de sensores localizados no rotor do modelo, a leitura do empuxo ao longo do ensaio é realizada, possibilitando ajustes no valor aplicado para que o coeficiente de empuxo do ensaio seja igual ao da escala real, normalmente, definidos por ferramentas numéricas, como o FAST. Um trabalho que emprega essa técnica é apresentado por Sarmiento et al. (SARMIENTO et al., 2019) e analisa a FOWT, sob ondas e ventos, com fator de escala de 1:35.

Analisando os trabalhos experimentais, é possível notar que a turbina eólica utilizada é, na maioria das vezes, a "NREL 5MW baseline wind turbine", que está consolidada como benchmark nos projetos de pesquisa. O fator de escala varia de 1:35 a 1:128 e a escolha dessa escala está atrelada a fatores físicos das instalações, como dimensões do tanque e a capacidade operacional dos geradores de ventos e de ondas.

O fator de escala afeta as condições do escoamento na escala do modelo e os resultados nessa escala precisam ser entendidos e extrapolados para a escala real. É nesse ponto que o CFD é importante, pois não há limitação da escala e diversas configurações podem ser simuladas, com um custo reduzido.

2.2 CFD

Zhao et al. (ZHAO; CHENG; WAN, 2014) simula a turbina NREL 5MW em CFD empregando o RANS com modelo de turbulência $k-\omega$ e transiente no software OpenFOAM. As simulações são realizadas para escala real, com diferentes velocidades incidentes de vento e rotação fixa das pás. A torre da turbina e os movimentos do flutuador não são considerados. Os resultados são comparados com o FAST e apresentam boa concordância, exceto para velocidades acima de 15 m/s, velocidade acima da nominal, na qual o CFD

superestima os resultados do FAST.

Make et al. (MAKE; VAZ, 2015) emprega um modelo numérico em CFD para caracterizar o comportamento aerodinâmico na escala real e do modelo (1:50) das turbinas NREL 5MW e MSWT, turbina com perfil de pá modificado apresentado por (MARTIN et al., 2014). Os resultados em CFD são comparados com os valores experimentais e BEMT, ambos extraídos de (MARTIN et al., 2014). O modelo numérico empregado é RANS com modelo de turbulência $k-\omega$ SST, de segunda ordem e estacionário. Os resultados do CFD têm boa concordância com as referências, exceto pelo coeficiente de potência na escala do modelo, para o qual o CFD não consegue capturar a tendência negativa vista nos ensaios experimentais.

Giahi et al. (GIAHI; DEHKORDI, 2016) estuda em CFD o efeito da escala nos esforços aerodinâmicos do rotor de uma turbina e compara com valores estimados pela Teoria da Semelhança. A turbina Tejaereborg de 2MW é simulada com fator de escala de 1:6 para diferentes velocidades incidente do vento e rotação constante. Os resultados do CFD têm boa concordância com os estimados pela teoria da semelhança, exceto para velocidades de vento mais baixas, no qual a diferença da turbulência entre as duas escalas é maior.

Simulações em CFD sob ondas e ventos, considerando os graus de liberdade do flutuador da FOWT são extremamente complexas. O trabalho de Liu et al. (LIU et al., 2016) estuda o rotor da "NREL 5MW baseline wind turbine" na escala real e do modelo. Esse primeiro trabalho valida a ferramenta numérica e estuda o efeito de 3 graus de liberdade (surge, pitch e heave) nos esforços aerodinâmicos. Posteriormente, Liu et al. (LIU et al., 2017) modela em CFD toda a estrutura da FOWT, parte aerodinâmica, hidrodinâmica e linhas de amarração. O grau de complexidade é elevado e também o custo computacional, por isso apenas duas condições de TSR são simuladas. Os resultados apresentam tendência semelhante ao FAST, com a vantagem de fornecer mais informações sobre o escoamento ao redor da FOWT.

Cheng et al. (CHENG; HUANG; WAN, 2019) avalia toda a estrutura da FOWT sob ondas e ventos por meio de simulações de CFD com movimento nos 6 graus de liberdade e escala real. Os resultados são razoáveis para a malha computacional empregada no trabalho, 3 milhões de elementos. Zhou et al. (ZHOU et al., 2019) também analisa a FOWT completa (flutuador, torre e rotor) com 3 graus de liberdade (pitch, heave e surge), sob ondas e ventos. A escala de Froude e um fator de escala de 1:50 são aplicados. A malha computacional tem quase 5 milhões de elementos e os resultados são razoáveis para a qualidade da malha empregada.

No entanto, para a complexidade do problema e a presença de superfície livre nas simulações numéricas, as malhas computacionais, no entendimento da autora, são mais refinadas para capturar todos os fenômenos envolvidos adequadamente.

3 Fundamentos Teóricos

O presente capítulo apresenta os fundamentos teóricos necessários para a compreensão do trabalho. Primeiro, o método de escala e o seu efeito nos ensaios de uma FOWT são discutidos. Posteriormente, a teoria clássica para análise da aerodinâmica do rotor de uma turbina e o escoamento ao redor de um aerofólio. Por último, uma introdução a dinâmica dos fluidos computacional e a descrição, sucinta, dos modelos numéricos empregados nesse trabalho.

3.1 Efeitos de escala nos ensaios de uma FOWT em ondas e ventos

A semelhança geométrica entre modelo e protótipo é garantida aplicando-se um fator de escala ($\lambda = L_{real}/L_{modelo}$), razão entre as dimensões do corpo nas duas escalas. A semelhança dinâmica em ensaios em escala reduzida ocorre (ou seja, o comportamento do sistema e as condições ambientais sejam, apropriadamente, reproduzidos na escala do modelo) quando os adimensionais importantes do escoamento são iguais nas duas escalas. Dois adimensionais são importantes para a dinâmica da FOWT, os números de Froude e Reynolds, expressões 3.1 e 3.2.

$$Fr = \frac{V_\infty}{\sqrt{gL}} \tag{3.1}$$

$$Re = \frac{\rho V_\infty L}{\mu} \tag{3.2}$$

Onde V_∞, g, L, ρ, μ denotam, respectivamente, a velocidade do escoamento, a aceleração da gravidade, o comprimento característico do corpo, a massa específica e a viscosidade dinâmica do fluido.

Ensaios experimentais na escala do modelo sob a incidência de ondas aplicam a semelhança por Froude e geométrica, expressão 3.3, onde o índices m e p referem-se a escala do modelo e do protótipo, respectivamente. A maioria dos parâmetros de interesse do problema hidrodinâmico, gravitacional e inercial são apropriadamente escalados (CHAKRABARTI, 1994).

$$Fr_m = Fr_p \rightarrow \frac{V_{\infty m}}{\sqrt{gL_m}} = \frac{V_{\infty p}}{\sqrt{gL_p}} \rightarrow V_{\infty m} = \frac{V_{\infty p}}{\lambda^{0.5}} \tag{3.3}$$

Em problemas aerodinâmicos a semelhança de Reynolds é importante. Visto que as FOWTs estão sujeitas simultaneamente a ventos, ondas e correntezas, a modelagem do

problema é um desafio. Se a semelhança por Reynolds for aplicada às ondas, os principais parâmetros que influenciam a resposta global do sistema não seriam apropriadamente escalados. Por outro lado, aplicando a semelhança por Froude ao vento, é inviável alcançar experimentalmente a semelhança de Reynolds, expressão 3.4, dado que seria necessário o ensaio na escala do modelo em um fluido com baixa viscosidade dinâmica. Assim sendo, o método muitas vezes empregado para ensaios na escala do modelo de uma FOWT é a semelhança de Froude e geométrica tanto para o vento quanto para as ondas.

$$Re_m = Re_p \rightarrow \frac{\rho_m V_{\infty m} L_m}{\mu_m} = \frac{\rho_p V_{\infty p} L_p}{\mu_p} \rightarrow \frac{\rho_m}{\mu_m} = \frac{\rho_p}{\mu_p}\lambda^{1.5} \tag{3.4}$$

Aplicando a semelhança por Froude no entanto, o número de Reynolds é reduzido por um fator de $\lambda^{1.5}$ na escala do modelo e, para o fator de escala do trabalho, 1:50, o Reynolds resulta em 354 vezes menor do que aquele na escala real. Em consequência, o escoamento na escala do modelo é próximo do laminar ($Re \approx 10^4$) e o escoamento na escala real é turbulento ($Re \approx 10^6$). O efeito do número de Reynolds nos esforços aerodinâmicos é um dos principais temas deste trabalho e nos capítulos 5 e 6 são discutidos esses efeitos para um aerofólio e para o rotor da FOWT, respectivamente.

Além da semelhança geométrica e por Froude, alguns parâmetros são assumidos constantes em uma turbina eólica (BURTON et al., 2001), tais como: o número de pás, o perfil do aerofólio e a relação da velocidade da ponta da pá , expressão 3.5.

$$TSR = \frac{\Omega R}{V_\infty} \rightarrow TSR_m = TSR_p \rightarrow \Omega_m = \Omega_p \lambda^{0.5} \tag{3.5}$$

Onde Ω e R denotam, respectivamente, a velocidade angular do rotor e o raio do rotor da turbina.

Mantendo-se a TSR igual nas duas escalas assegura-se que a velocidade rotacional e a correspondente frequência de excitação causada pelos efeitos aerodinâmicos são escaladas devidamente. Outras grandezas como empuxo e torque são escaladas adequadamente apenas quando há um apequena influência do número de Reynolds nos coeficientes de arrasto e sustentação nas pás da turbina (BURTON et al., 2001).

3.2 Aerodinâmica de uma turbina eólica

O princípio básico de funcionamento de uma turbina eólica é extrair energia cinética do vento, convertendo-a em energia cinética de rotação de seu rotor. O desempenho da turbina pode ser caracterizado por dois adimensionais, o coeficiente de potência e de

empuxo, expressões 3.6 e 3.7, respectivamente.

$$C_p = \frac{Q}{0.5\rho V_\infty^3 A_d} \tag{3.6}$$

$$C_t = \frac{T}{0.5\rho V_\infty^2 A_d} \tag{3.7}$$

Onde Q, T, A_d denotam, respectivamente, a potência, o empuxo e a área do disco do rotor.

A metodologia clássica empregada para se determinar o desempenho das turbinas é a teoria da quantidade de movimento do elemento de pá (BEMT). Esta teoria decorre da união da teoria do disco atuador, que considera a conservação da quantidade de movimento e a conservação do momento da quantidade de movimento, e da teoria do elemento de pá, que incorpora as forças aerodinâmicas seccionais nas pás. A BEMT é, resumidamente, descrita nesse seção e são apresentados apenas alguns resultados. Maiores detalhes dessa da formulação dessa teoria podem ser encontrados em (BURTON et al., 2001).

3.2.1 Disco Atuador

A teoria do disco atuador considera que apenas a massa de ar que passa pelo disco do rotor é afetada. Assumindo-se que essa massa de ar permanece separada do ar que não passa pelo rotor, uma região de contorno pode ser estabelecida à montante e à jusante do rotor, formando um volume de controle longo de seção circular, Figura 3.

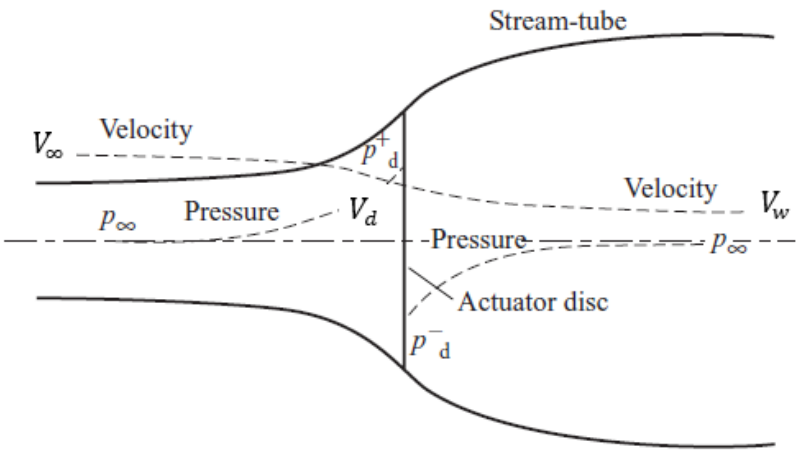


Figura 3 – Volume de controle da teoria do disco atuador.

Fonte: (BURTON et al., 2001).

A vazão mássica de ar permanece constante ao longo de todo volume de controle, expressão 3.8, onde o símbolo ∞, d e w referem-se, respectivamente, as condições ao longe,

no disco e na esteira.

$$\rho_\infty A_\infty V_\infty = \rho_d A_d V_d = \rho_w A_w V_w \tag{3.8}$$

A presença o rotor da turbina faz a velocidade do ar a montante diminuir lentamente, de forma que quando o ar chega ao disco do rotor, sua velocidade (V_d) é menor que a velocidade ao longe (V_∞). O fator de indução axial (a) representa quanto o disco do rotor afeta a velocidade da massa de ar na direção axial, expressão 3.9.

$$a = \frac{V_\infty - V_d}{V_\infty} \tag{3.9}$$

O volume de controle é expandido como resultado da desaceleração e como não é realizado/recebido trabalho antes da turbina, a pressão estática sobe (p_d^+) para absorver o decréscimo de energia cinética. O ar passa pelo disco do rotor, há uma queda na pressão estática, de forma que logo após o rotor, o ar tem pressão abaixo da atmosférica (p_d^-). Longe do rotor à jusante, a pressão estática na esteira retorna à pressão atmosférica. Portanto, entre a entrada e saída do volume de controle, não há nenhuma mudança de pressão estática, mas apenas uma variação de velocidade, entre a velocidade ao longe (V_∞) e a velocidade na esteira (V_w).

O empuxo deve-se a variação de pressão na área do disco do rotor, expressão 3.10, visto que à montante e à jusante o ar está na pressão atmosférica, e a taxa de variação da quantidade de movimento em um volume de controle é igual a força aplicada neste, expressão 3.11.

$$T = (p_d^+ - p_d^-)A_d \tag{3.10}$$

$$T = \dot{m}(V_\infty - V_w) = \rho_d A_d V_d (V_\infty - V_w) \tag{3.11}$$

Aplicando a equação de Bernoulli separadamente para o escoamento à jusante e à montante do disco do rotor, considerando que o ar é incompressível e não há variação da energia potencial gravitacional, obtêm-se as expressões 3.12 e 3.13

$$(p_d^+ - p_d^-) = 0.5\rho(V_\infty^2 - V_w^2) \tag{3.12}$$

e,

$$V_w = (1 - 2a)V_\infty \tag{3.13}$$

Portanto, o empuxo e torque são reescritos em função de a, expressões 3.14 e 3.15, respectivamente.

$$T = (p_d^+ - p_d^-)A_d = 2\rho A_d V_\infty^2 a(1 - a) \tag{3.14}$$

$$Q = TV_d = 2\rho A_d V_\infty^3 a(1-a)^2 \tag{3.15}$$

3.2.1.1 Limite Betz

O coeficientes de empuxo e potência podem também ser reescritos em função do fator de indução axial, expressão 3.16 e 3.17, considerando que a é uniforme ao longo da pá.

$$C_t = 4a(1-a) \tag{3.16}$$

$$C_p = 4a(1-a)^2 \tag{3.17}$$

O máximo valor do empuxo ($\frac{dC_t}{da}$=0) ocorre para $a = 1/2$ e $C_{tmax} = 1$, já para a potência o valor máximo ($\frac{dC_p}{da}$=0) ocorre para $a = [1, 1/3]$. O valor de $a = 1$ representa que não há fluxo no rotor. Para $a = 1/3$, o valor de $C_{pmax} = 0.593$, esse é o valor máximo teórico, conhecido como limite de Betz (BURTON et al., 2001), e não está relacionado a nenhum modelo específico de turbina, pois a teoria se baseia apenas no processo de extração de energia.

3.2.2 Rotação da Esteira

A teoria do disco atuador apresentada até o momento não considera a rotação da massa de ar que passa pelo seu disco. No entanto, há uma variação do momento da quantidade de movimento do ar, devido ao torque exercido pelas pás da turbina e a massa de ar têm duas componentes de velocidade, axial e tangencial.

A velocidade tangencial pode ser escrita em função de um fator de indução tangencial (a'). Assume-se que a velocidade tangencial é nula á montante do disco e, á justante, $2\Omega r a'$. A velocidade tangencial varia na direção radial e o fator de indução pode também variar.

O torque que atua em cada pequeno elemento da pá (δr) é igual a taxa da variação do momento da quantidade de movimento, expressão 3.18, e a potência é dada pela expressão 3.19.

$$\delta Q = \dot{m}\Delta V_{tan} r = 4\pi\rho V_\infty (1-a) a' \Omega r^3 \delta r \tag{3.18}$$

$$\delta P = \delta Q \Omega = 4\pi\rho V_\infty (1-a) a' \Omega^2 r^3 \delta r \tag{3.19}$$

Igualando as expressões 3.19 e 3.15, obtém-se a relação entre a e a', expressão 3.20.

$$a' = \frac{a(1-a)}{TSR_{local}} \tag{3.20}$$

Onde $TSR_{local} = \frac{\Omega r}{V_\infty}$ é a *tip-speed-ratio* local.

O empuxo pode ser reescrito para um elemento da pá, substituindo A_d por $2\pi r \delta r$ na expressão 3.14, resultando na expressão 3.21.

$$\delta T = 4\pi\rho V_\infty^2 a(1-a) r \delta r \tag{3.21}$$

3.2.3 Teoria do elemento de pá

A teoria do elemento de pá assume que as pás podem ser divididas em pequenos elementos (δr), Figura 4, e cada elemento é considerado como um aerofólio bidimensional, onde os efeitos tridimensionais e a componente da velocidade na direção radial são ignorados.

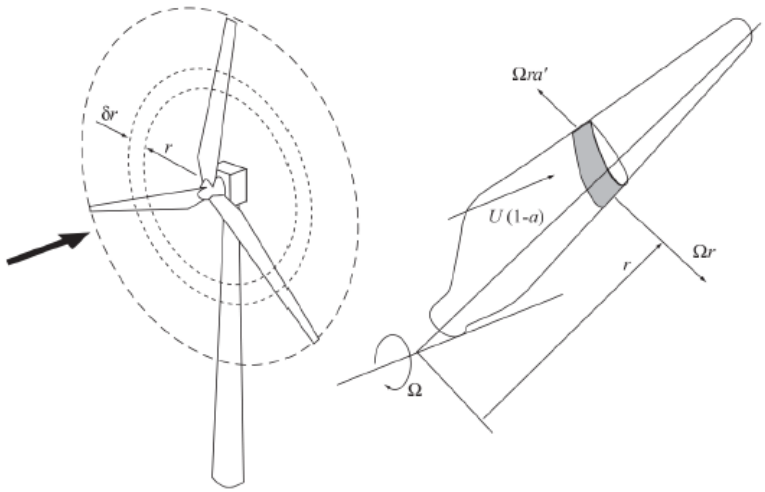


Figura 4 – Fluxo de ar sobre o elemento de pá e a área varrida por ele.

Fonte: (BURTON et al., 2001).

A velocidade resultante em cada elemento (W) é definida na expressão 3.22. O ângulo relativo da velocidade resultante (ϕ) e o ângulo de *pitch* da pá (β) determinam o ângulo de ataque do aerofólio (α), Figura 5. Assim, os coeficientes de arrasto e sustentação são determinados para cada seção.

$$W = \sqrt{V_\infty^2(1-a)^2 + \Omega^2 r^2 (1+a')^2} \tag{3.22}$$

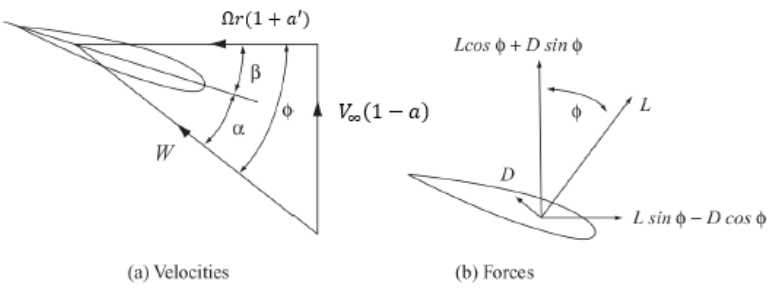


Figura 5 – Velocidade e forças em um elemento de pá.

Fonte: (BURTON et al., 2001).

O empuxo e torque são calculados pela integração da decomposição desses esforços em cada elemento de pá, expressão 3.23 e 3.24, respectivamente.

$$\delta T = N_b 0.5 \rho W^2 (C_l \cos\phi + C_d \sin\phi) c \delta r \tag{3.23}$$

$$\delta Q = N_b 0.5 \rho W^2 (C_l \sin\phi - C_d \cos\phi) c r \delta r \tag{3.24}$$

Onde N_b e c são, respectivamente, o número de pás do rotor e a corda do fólio.

Para ϕ maiores, a componente $C_d \sin\phi$ será o maior responsável pelo empuxo, enquanto, a $C_l \sin\phi$ pela potência. Quando ϕ é pequeno, o oposto acontece e o arrasto contribui negativamente para a potência.

3.2.4 BEMT

A BEMT é a união das teorias do disco atuador com rotação da esteira e do elemento de pá. Dada a geometria das pás, a velocidade angular do rotor e a velocidade incidente do vento, a BEMT iguala as expressões para o empuxo, expressão 3.21 e 3.23, e para o torque, expressões 3.18 e 3.24. Através de um processo iterativo os valores de a e a', que podem variar radialmente, são definidos para cada elemento de pá.

O processo iterativo ocorre da seguinte maneira:

1. Calcula-se a velocidade resultante (W) e os ângulos ϕ, β e α para os valores de a e a'.

2. Para o ângulo α encontrado, define-se os valores dos coeficientes de arrasto e sustentação da seção da pá, que são tabelados ou assumidos como $C_d = 0$ e $C_l = 2\pi(\alpha + \alpha_0)$ na ausência de dados tabelados.

3. Calcula-se o torque para as expressões 3.18 e 3.24, e o empuxo para as expressões 3.21 e 3.23.

4. Novos valores de a e a' são definidos e o processo é repetido até que os fatores de indução tenham convergido.

3.2.4.1 Correções e limitações da BEMT

Juntamente com a BEMT, diversas correções são aplicadas para melhorar seu resultado. Essas correções incluem os seguintes modelos: perda na ponta e na base da pá, que levam em consideração os vórtices que são gerados nessas regiões; a correção de Glauert, que leva em conta fatores de indução axial altos ($a > 0.4$); e o modelo de escoamento não perpendicular ao plano do rotor. Todas essas correções são detalhadamente explicadas, por exemplo, em (MORIARTY; HANSEN, 2005).

A teoria assume que o escoamento é puramente estacionário, ou seja, o escoamento passando pelo aerofólio é acelerado instantaneamente. Os resultados dessa teoria pode ser imprecisos em algumas situações, mas experimentos em túneis de vento demonstram que a hipótese de independência radial é aceitável (BURTON et al., 2001).

Finalmente, uma importante limitação é que a BEMT requer dados do aerofólio bidimensional, sendo que este nem sempre estão disponíveis para o aerofólio em questão e/ou para o número de Reynolds de interesse. A precisão da teoria depende, então, da acurácia dos coeficientes bidimensionais dos aerofólios empregados na modelagem.

3.3 Aerofólio

O desempenho de uma turbina eólica está atrelado aos esforços aerodinâmicos nos aerofólios/seções da pá. A força aerodinâmica no aerofólio sempre pode ser decomposta em 2 componentes: arrasto e sustentação, que são resultantes da distribuição de pressão e da tensão cisalhante na superfície do corpo, respectivamente.

Os principais parâmetros que descrevem o comportamento aerodinâmico são os adimensionais dessas forças, coeficiente de arrasto (C_d) e sustentação (C_l), por unidade de comprimento, definidos na expressão 3.25 e 3.26 para um perfil bidimensional.

$$C_d = \frac{D}{0.5\rho V_\infty^2 c} \tag{3.25}$$

$$C_l = \frac{L}{0.5\rho V_\infty^2 c} \tag{3.26}$$

Onde D, L, c são, respectivamente, o arrasto, a sustentação e a corda do fólio.

3.3.1 A camada-limite

O escoamento ao redor de um aerofólio pode ser divido em duas regiões, uma região viscosa próxima à superfície, chamada camada-limite, e uma região exterior onde os efeitos viscosos são desprezíveis. A espessura da camada-limite (δ) no aerofólio está relacionada ao número de Reynolds e pode ser estimada pela teoria da placa plana para o escoamento laminar e turbulento, expressões 3.27 e 3.28, respectivamente.

$$\delta_{lam} = \frac{5.0x}{\sqrt{Re_x}} \tag{3.27}$$

$$\delta_{turb} = \frac{0.37x}{\sqrt[5]{Re_x}} \tag{3.28}$$

Onde x e Re_x são, respectivamente, a distância ao bordo de ataque do aerofólio e o número de Reynolds a uma distância x.

3.3.2 Efeito da separação da camada-limite na performance do aerofólio

O gradiente adverso de pressão é um aumento da pressão no sentido do escoamento quando ocorre a diminuição da velocidade. A magnitude desse gradiente adverso de pressão, juntamente com a curvatura do aerofólio, pode ocasionar velocidades negativas ou escoamento reverso e, eventualmente, provocar a separação da camada-limite, Figura 6.

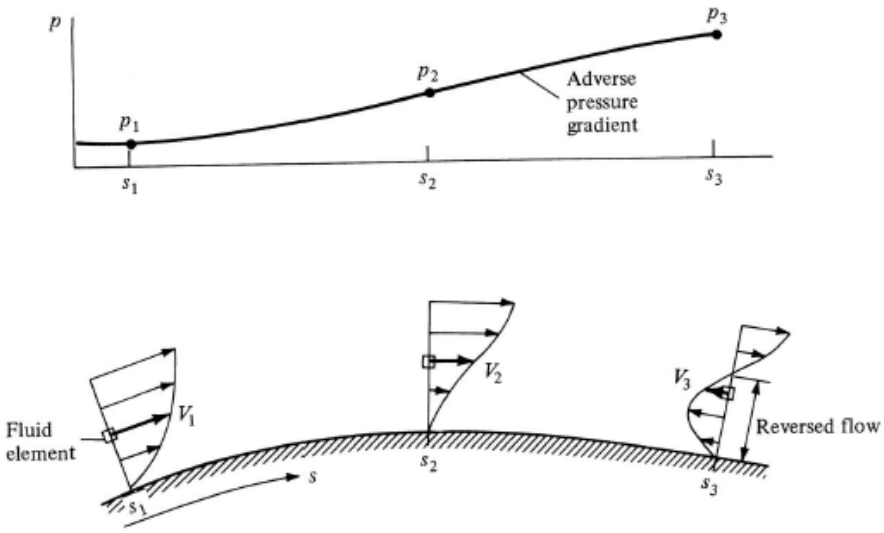


Figura 6 – Separação da camada-limite pelo gradiente de adverso de pressão.

Fonte: (ANDERSON, 2016).

A estabilidade da camada-limite é afetada pelo gradiente adverso de pressão e, dependendo do número de Reynolds, reage de três maneiras diferentes, como pode ser visto na Figura 7. Para baixos números de Reynolds, o escoamento é altamente sensível à

presença de gradiente adverso de pressão, tipicamente em direção ao bordo de fuga do aerofólio, resultando em separação total da camada-limite, até mesmo para ângulos de ataque pequenos. Já para números de Reynolds altos, a camada-limite turbulenta é mais resistente aos gradientes adversos de pressão e tende a permanecer aderida a superfície por mais tempo.

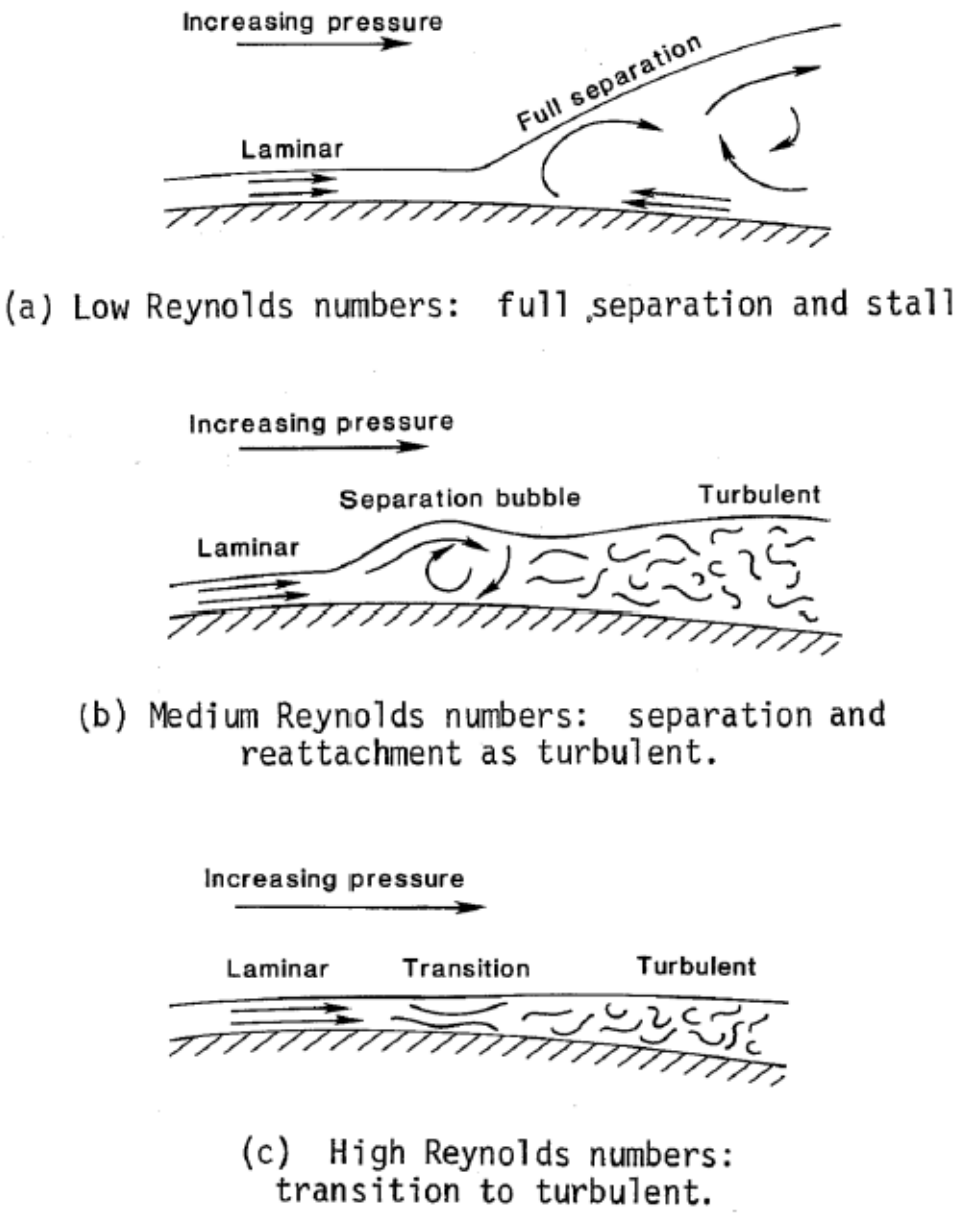


Figura 7 – Efeito do número de Reynolds na camada-limite sujeita a gradiente adverso de pressão.

Fonte: (ANDERSON, 2016).

A Figura 8 apresenta a comparação da pressão ao redor de um aerofólio para um

caso hipotético sem separação da camada-limite (linha pontilhada) e o caso real com separação (linha cheia). A separação da camada-limite provoca um aumento do arrasto, pois a pressão no bordo de fuga é menor, enquanto a pressão no intradorso permanece inalterada. Já a sustentação é reduzida, pois a pressão no extradorso, próximo ao bordo de ataque, é maior.

A camada-limite laminar é mais sensível ao gradiente adverso de pressão e a separação da camada-limite ocorre para ângulos de ataque menores. Assim sendo, a performance de um aerofólio em regime laminar será diferente daquela que se observará para o mesmo fólio em regime de escoamento turbulento, efeito discutido no capítulo 5.

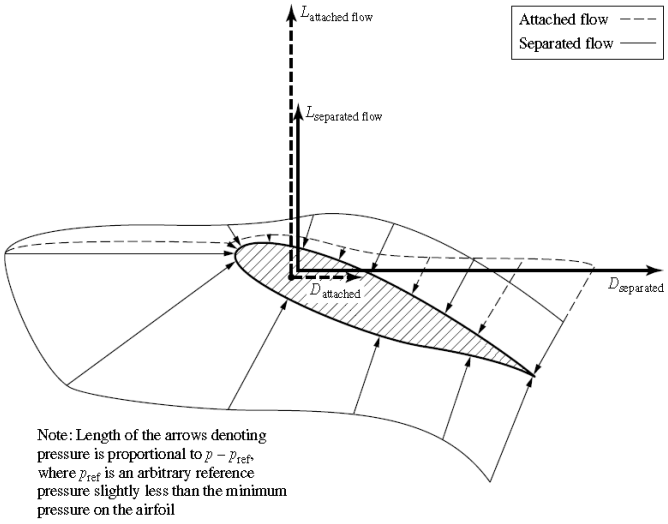


Figura 8 – Distribuição de pressão para escoamento com e sem separação da camada-limite.

Fonte:(ANDERSON, 2016).

3.4 Dinâmica dos Fluidos Computacional

A dinâmica dos fluidos computacional é cada vez mais empregada como ferramenta de engenharia em diferentes etapas do projeto, para testar diversas configurações e condições de um produto. Em particular, para as FOWTs pode ser empregada para analisar a turbina na escala real, sem os efeitos de escala presentes no ensaio experimental, em diferentes velocidades incidente do vento, rotações e perfis de pá da turbina.

3.4.1 Equações Governantes

A equação da continuidade e da conservação da quantidade de movimento são as equações governantes de um escoamento, combinadas são chamadas de equações de

Navier-Stokes. Para um fluido newtoniano e incompressível, a equação de Navier-Stokes é escrita conforme as expressões 3.29 e 3.30.

$$\nabla \cdot \mathbf{V} = 0 \tag{3.29}$$

$$\rho \frac{d\mathbf{V}}{dt} + \rho \nabla (\mathbf{V} \otimes \mathbf{V}) = -\nabla p \mathbf{I} + \nabla \cdot \mathbf{T} + \mathbf{B} \tag{3.30}$$

Onde $\mathbf{V}$, p, $\mathbf{I}$, $\mathbf{T}$ e $\mathbf{B}$ são, respectivamente, o vetor velocidade, a pressão, o tensor identidade, o tensor das tensões viscosas e as forças de corpo.

Há três abordagens para resolver as equações de Navier-Stokes, elencadas conforme a exigência computacional:

- RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes): as equações de Navier-Stokes são resolvidas para um campo médio e as flutuações, representadas pelas tensões de Reynolds, são modeladas por diferentes modelos de turbulência ($k - \omega$, $k - \epsilon$, etc).
- LES (Large Eddy Simulation): as grandes escalas de turbulência, os turbilhões que contém maior energia, são calculadas diretamente, e as pequenas escalas são modeladas.
- DNS (Direct Numerical Simulation): as equações de Navier-Stokes são resolvidas diretamente, sem modelagem, em malhas bastantes refinadas com passo de tempo bem pequenos, com o intuito de se capturar todas as escalas de turbulência.

Em problemas de engenharia, no geral, apenas os valores médios das variáveis no tempo são de interesse, sendo as flutuações menos importantes. Por esse motivo, o modelo RANS é largamente empregado.

A decomposição de Reynolds decompõe o escoamento em um campo médio ($\bar{u}$) e flutuações no tempo desse campo (u'), as equações de Navier-Stokes são reescritas e dão origem às equações RANS, expressões 3.31 e 3.32.

$$\nabla \cdot \bar{\mathbf{V}} = 0 \; e \; \nabla \cdot \mathbf{V'} = 0 \tag{3.31}$$

$$\rho \frac{d\bar{\mathbf{V}}}{dt} + \rho \nabla (\bar{\mathbf{V}} \otimes \bar{\mathbf{V}}) = -\nabla \bar{p} \mathbf{I} + \nabla \cdot \mathbf{T} + \nabla \cdot \mathbf{T'} + \mathbf{B} \tag{3.32}$$

Onde $\bar{\mathbf{V}}$, $\mathbf{V'}$, $\bar{p}$ e $\mathbf{T'}$ são, respectivamente, o valor médio e a flutuação no tempo do campo de velocidade, a pressão média e as tensões de Reynolds.

O problema consiste em uma equação da continuidade e três equações para a quantidade de movimento, uma para cada direção, porém há mais de quatro variáveis

desconhecidas, tais quais: as componentes da velocidade média, a pressão média e as tensões de Reynolds, que de algum modo precisam ser determinadas. Maiores detalhes podem ser encontrados em (WHITE, 2015; VERSTEEG, 2007)

3.4.2 Modelos de Turbulência

Diferentes modelos de turbulência para resolver as tensões de Reynolds são propostos (POPE, 2000). Uma parte dos modelos é baseada na hipótese de turbulência viscosa, introduzido, originalmente, por Boussinesq em 1877. Nessa abordagem, as tensões de Reynolds ($T' = \rho \bar{V_i}' \bar{V_j}'$) estão relacionadas a taxa média de deformação de um elemento fluido, conforme a equação 3.33, onde μ_t é a viscosidade turbulenta.

$$\rho \bar{V_i}' \bar{V_j}' = \mu_t (\frac{\partial \bar{V_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{V_j}}{\partial x_i}) \tag{3.33}$$

Alguns modelos são propostos para se avaliar a viscosidade turbulenta, com diferentes graus de complexidade e custos computacionais. Os dois modelos mais utilizados em problemas aerodinâmicos são o Sparlat-Allmaras e o $k - \omega$ SST.

Sparlat-Allmaras (SSA) é um modelo no qual resolve apenas uma equação de transporte para a viscosidade turbulenta, com custo computacional baixo. Foi desenvolvido especialmente para aplicações aeroespaciais e tem bons resultados para escoamentos onde há adesão da camada-limite ou separação moderada desta, apresentando performance ruim para escoamentos tridimensionais complexos e com separação total da camada-limite, tipo de escoamento esperado nas simulações deste trabalho.

Alguns modelos de duas equações são utilizados, a maioria com a energia cinética turbulenta (k) como uma das equações. O modelo $k - \epsilon$ utiliza a dissipação da turbulência (ϵ) como segunda equação. Este modelo é conhecido por ter uma performance boa longe das paredes (JONES; LAUNDER, 1972). Já o primeiro modelo $k - \omega$ Padrão foi apresentado por Wilcox (WILCOX, 1998), onde a taxa de dissipação da turbulência (ω) é definida como $\omega = \epsilon/k$, e é mais adequado para modelar regiões próximas à camada-limite.

O modelo $k - \omega$ Shear Stress Transport (SST) foi desenvolvido por Menter (MENTER, 1994) e é uma junção dos modelos $k - \omega$ Padrão e $k - \epsilon$. Tem uma performance muito boa para escoamentos complexos com separação da camada-limite devido ao gradiente adverso de pressão. É largamente aplicado em estudos aerodinâmicos, porém, devido a sua maior robustez, tem um custo computacional maior em relação aos demais modelos.

O problema investigado neste trabalho apresenta escoamento complexo e com grandes gradientes adversos de pressão, portanto, o modelo $k - \omega$ SST é o mais adequado. A formulação do modelo e os valores das constantes empregadas nesse trabalho são apresentadas no anexo A.

3.4.3 Resolução das equações governantes

Para resolução das equações é necessário um método de discretização. Nesse trabalho é empregado código comercial Star-CCM+ (CD-ADAPCO, 2019), que adota o método de discretização mais comum em CFD, o método dos volumes finitos. Nele, o domínio contínuo é substituído por um domínio discreto, composto por volumes hexaédricos.

As equações governantes são escritas na forma discreta, sendo a variável de transporte (φ) igual a 1 (continuidade), V (conservação da quantidade de movimento), k e ω para equação da turbulência.

$$\underbrace{\frac{d}{dt}\rho\varphi V_0}_{Tempo} + \underbrace{\sum^{f} \rho\varphi V \cdot a}_{Advectivo} = \underbrace{\sum^{f} \Gamma_\varphi \nabla\varphi \cdot a}_{Difuso} + \underbrace{S_\varphi V_0}_{Fonte} \tag{3.34}$$

Onde Γ, S e V_0 são, respectivamente, o coeficiente de difusão, a fonte e o volume da célula.

As equações de governantes do escoamento são resolvidas de forma segregada, ou seja, de forma sequencial. O sistema de equações algébricas lineares, dado em forma matricial, é resolvido a cada iteração, partindo de uma estimativa inicial e obtendo uma resposta mais próxima da solução. Assim, várias iterações são necessárias até atingir a convergência. O solucionador emprega o algoritmo SIMPLE (Semi Implicit Linked Equation) (PATANKAR; SPALDING, 1972), com acoplamento da pressão-velocidade através de uma equação de correção da pressão. A discretização espacial e temporal é de 2ª ordem. Maiores detalhes da formulação são apresentados em (CD-ADAPCO, 2019).

3.4.4 Malha computacional

A malha computacional afeta diretamente nos resultados e na convergência da simulação. A malha computacional deve ter uma alta densidade de elementos nas regiões de alto gradiente, a transição entre as regiões de maior e menor densidade de elementos deve ser suave e, nas superfícies com condição de parede sem escorregamento, camadas prismáticas devem ser aplicadas para resolução dos gradientes e cálculo da turbulência da camada-limite.

Os elementos da malha devem ser pouco deformados. Ao se avaliar a malha, o elemento ideal é perfeitamente ortogonal, ou seja, tem o seu centroide alinhado com os centros das suas faces e centroides dos elementos adjacentes. A ortogonalidade do elemento é fundamental para que tanto o termo de difusão quanto o de convecção ocorra sem problemas de convergência.

O software utilizado nesse trabalho (StarCCM+) possui seu próprio gerador de malha computacional e alguns parâmetros são disponíveis para avalia-lá, como a qualidade

dos elementos da malha (Θ), expressão 3.35. O máximo valor $\Theta = 1$ é o elemento perfeitamente ortogonal, elementos com $\Theta < 0.001$ são considerados ruins e devem ser removidos da malha computacional. Valores de $\Theta > 0.5$ são considerados bons, $\Theta > 0.95$ são valores excelentes. A qualidade mínima adotada nesse trabalho foi de ($\Theta \geq 0.5$) e ao menos 90% dos elementos da malha apresentam qualidade acima de $\Theta \geq 0.95$.

$$\Theta = \min\left(\frac{\vec{n_i} \cdot \vec{f_i}}{\|\vec{n_i}\| \left\|\vec{f_i}\right\|}, \frac{\vec{n_i} \cdot \vec{c_i}}{\|\vec{n_i}\| \, \|\vec{c_i}\|}\right) \tag{3.35}$$

Onde $\vec{n_i}$ é a normal da face do elemento, $\vec{f_i}$ é o vetor do centroide do elemento ao centroide da face e $\vec{c_i}$ é o vetor do centroide do elemento ao centroide do elemento adjacente.

Nas simulações bidimensionais, Θ não está disponível, portanto, outro parâmetro similar é empregado, o ângulo de distorção (θ). O θ é o máximo ângulo entre n_i e c_i de cada elemento. Valores de $\theta > 85°$ acarretam em problemas de convergência, pois o fluxo difuso tende ao infinito para $\theta = 90°$. As simulações bidimensionais desse trabalho (capítulo 5) apresentam $\theta \leq 45°$.

3.4.4.1 Camadas Prismáticas

Próximo as superfícies com condição de parede sem escorregamento há gradiente de velocidade na direção normal dentro da camada-limite. A resolução adequada desses gradientes depende das camadas prismáticas da malha computacional.

A velocidade nessa região depende da distância até a parede (y), da massa específica e viscosidade dinâmica do fluido e da tensão de cisalhamento (τ_w). A lei da parede, expressão 3.36 relaciona essa variáveis e define dois adimensionais o $u+$ e $y+$, velocidade adimensional e distância adimensional, respectivamente.

$$u^+ = \frac{V}{u_\tau} = f\left(\frac{\rho u_\tau y}{\mu}\right) = f(y^+) \tag{3.36}$$

Onde $u_\tau = \sqrt{\tau_w/\rho}$ é a velocidade de atrito.

A camada-limite pode ser dividida em três partes, Figura 9, baseadas no y^+:

- Sub-camada viscosa ou linear ($y^+ < 5$): região em contato com a parede é dominada por efeitos viscosos, extremamente fina, onde a tensão cisalhante é assumida constante e a relação entre u^+ e y^+ é linear.
- Camada lei-logarítmica ($30 < y^+ < 500$): região onde os efeitos da viscosidade e da turbulência são, ambos, importantes. Nessa região, a relação entre u^+ e y^+ é logarítmica, $u^+ = \frac{1}{\kappa}\ln(Ey^+)$, com $\kappa = 0.4$ e $E = 9.8$.

- Camada *buffer*: camada de transição entre a linear e logarítmica.

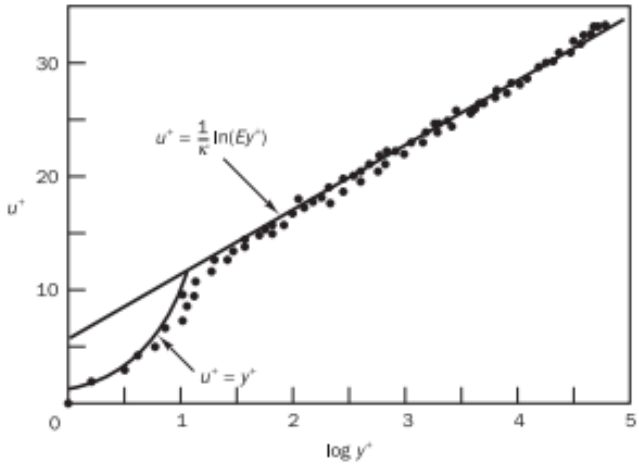


Figura 9 – Perfil de velocidade próxima a parede.

Fonte: (VERSTEEG, 2007).

Para a subcamada viscosa ($y^+ < 5$) ser resolvida, a malha computacional deve ser refinada e o centroide da 1ª célula deve estar localizado no $y^+ \approx 1$, Figura 10. As camadas prismáticas, subsequentes à primeira, crescem pelo fator de crescimento (FC), isto é, a camada subsequente é FC vezes maior que a anterior. A espessura total da camada é calculada pela expressão 3.27 e 3.28, respectivamente para o caso laminar e turbulento.

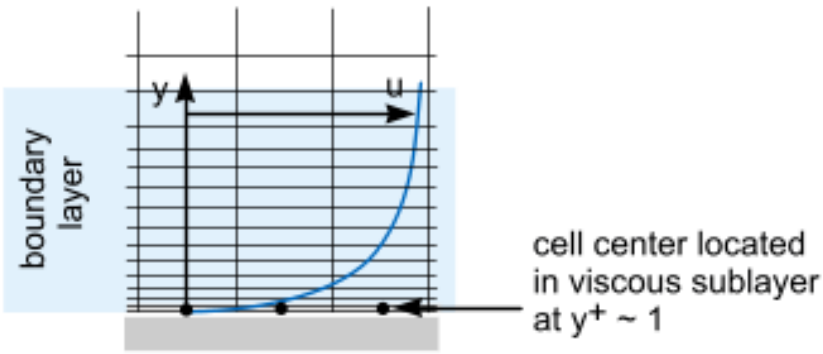


Figura 10 – Exemplo de malha computacional com camadas prismáticas.

Fonte: (CD-ADAPCO, 2019).

3.4.5 Convergência Numérica

Ao se avaliar a convergência numérica de uma simulação em CFD, o resíduo é uma das medidas mais fundamentais, pois quantifica diretamente o erro na solução do sistema de equações. O resíduo (R_{rms}) de uma quantidade escalar é calculado pelo RMS do resíduo absoluto (r) em cada célula da malha computacional, equação 3.38, onde n é o número de

células. Quanto menor o valor do R_{rms}, mais precisa é a solução numérica e valores da ordem de 10^{-5} são considerados convergentes.

$$r = \underbrace{\frac{d}{dt}\rho\varphi V_0}_{Tempo} + \underbrace{\sum^{f} \rho\varphi V \cdot a}_{Advectivo} - \left(\underbrace{\sum^{f} \Gamma_\varphi \nabla\varphi \cdot a}_{Difuso} + \underbrace{S_\varphi V_0}_{Fonte} \right) \tag{3.37}$$

$$R_{rms} = \sqrt{\frac{1}{n}\sum r^2} \tag{3.38}$$

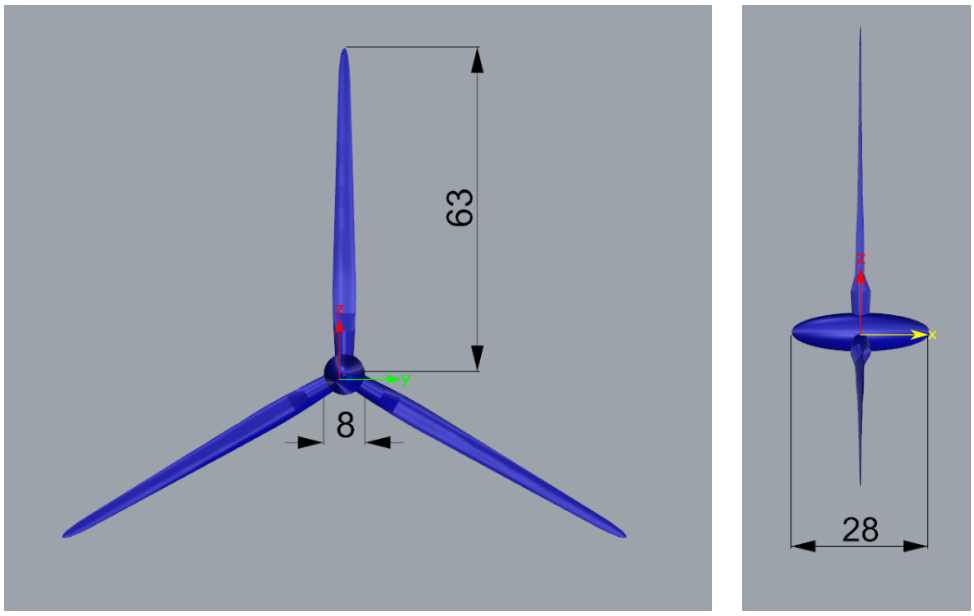
No entanto, os resíduos não são os únicos parâmetros a serem analisados na convergência numérica. É importante analisar a convergência dos resultados, como força e momento. As soluções devem apresentar pouca variação para serem consideradas convergentes, isto é, a diferença entre o maior (ψ_{max}) e o menor (ψ_{min}) valor do trecho final da série temporal deve ser pequena, $\Delta\psi$ entre 1% a 5%, calculados através da expressão 3.39.

$$\Delta\psi = \frac{\psi_{max} - \psi_{min}}{\psi_{max}} \tag{3.39}$$

Nas simulações com comportamento cíclico dos esforços, os valores de ψ_{max} e ψ_{min} são o máximo e mínimo das médias de cada ciclo, respectivamente.

4 A Turbina eólica

A “NREL 5MW baseline wind turbine” (JONKMAN et al., 2009) será empregada nas análises desse trabalho e a geometria do rotor é ilustrada na Figura 11. Essa turbina é amplamente adotada como bechmarking em projetos de P&D e dados experimentais em tanque de provas estão disponíveis na literatura. A escala do modelo adotada no presente trabalho será 1:50, igual aos dados disponíveis na literatura (MARTIN et al., 2014).



(a) Vista Frontal (b) Vista Lateral

Figura 11 – Geometria da do rotor da turbina NREL 5MW

Fonte: Elaboração Própria.

A turbina é de eixo horizontal com três pás. O rotor tem 126m de diâmetro e o cubo é um elipsoide, com diâmetro de 8m e comprimento de 28m. As demais características da turbina são apresentadas na Tabela 2 para escala real e do modelo.

A origem do sistema de coordenadas está localizada no centro do rotor, conforme a Figura 11. A velocidade incidente do vento é no sentido positivo do eixo x e os esforços aerodinâmicos calculados no capítulo 6 seguem essa orientação.

Cada pá da turbina é composta por uma seção cilíndrica e 6 perfis de aerofólio, Figura 12. A posição inicial em relação ao centro do rotor, o ângulo de *pitch* (β) e a corda/diâmetro do cilindro de cada seção são apresentados na Tabela 3. O perfil NACA64-618 será empregado no capítulo 5 para a análise bidimensional do escoamento.

Tabela 2 – Propriedades da turbina na escala real e do modelo.

Propriedades	**Escala Real**	**Escala Modelo**	**Unidade [Real/Modelo]**
Potência Nominal	5	5.70	[MW] / [W]
Diâmetro do rotor	126	2.52	[m]
Altura do cubo	90	1.80	[m]
Rotação do rotor	6.90 a 12.10	48.81 a 85.60	[rpm]
Velocidade do vento	3 a 25	0.42 a 3.54	[m/s]
Velocidade Nominal do vento	11.40	1.60	[m/s]
Velocidade Máxima de ponta	80	11.31	[m/s]
Reynolds (0.7 do raio do rotor)	1.15 x10^7	3.57 x 10^4	[-]

Fonte: (JONKMAN et al., 2009).

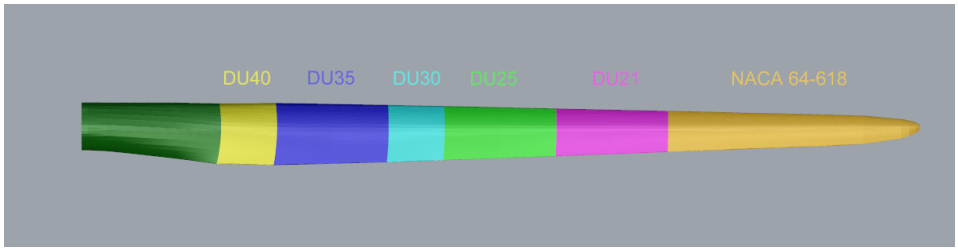


Figura 12 – Aerofólios ao longo do perfil de uma pá

Fonte: Elaboração Própria.

Tabela 3 – Seções da pá da turbina NREL 5MW na escala real.

Seção	**Aerofólio ou Cilindro**	**Posição Inicial [m]**	β [°]	**Corda ou Diâmetro [m]**
1	Cilindro	2.867	-	3.542
2	Cilindro	8.333	-	4.167
3	DU40	11.750	13.308	4.557
4	DU35	15.850	11.480	4.652
5	DU35	19.950	10.162	4.458
6	DU30	24.050	9.011	4.249
7	DU25	28.150	7.795	4.007
8	DU25	32.250	6.544	3.748
9	DU21	36.350	5.361	3.502
10	DU21	40.450	4.188	3.256
11	NACA 64-618	44.550	3.125	3.010
12	NACA 64-618	61.630	0.106	1.419

Fonte: (JONKMAN et al., 2009).

5 Análise em CFD de um aerofólio bidimensional

Neste capítulo, o aerofólio NACA64-618, que compõe a seção da extremidade exterior da pá da turbina NREL 5MW, é analisado para dois números de Reynolds, Re=10^6 e Re=10^4, valores típicos dos Reynolds locais encontrados na maioria das seções de aerofólio da pá da turbina para escala real e do modelo.

O objetivo é comparar as diferenças nas curvas C_d e C_l do aerofólio e o padrão de escoamento ao redor deste nas duas escalas. A direção e o sentido positivo dos esforços e o ângulo de ataque do aerofólio são indicados na Figura 13. Essa etapa servirá de subsídio para as discussões do capítulo 6, que analisa a aerodinâmica das pás da turbina.

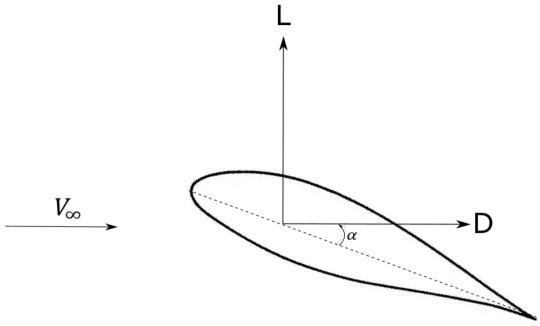


Figura 13 – Direção e sentido postivo dos esforços no aerofólio

Fonte: Elaboração Própria.

O capítulo é dividido em três partes: a primeira apresenta o modelo numérico do XFOIL, que servirá de comparativo para o CFD na escala do modelo; a segunda parte, o modelo numérico em CFD, as condições simuladas e a convergência e o pós-processamento dos resultados; a terceira, o comparativo dos resultados e discussões.

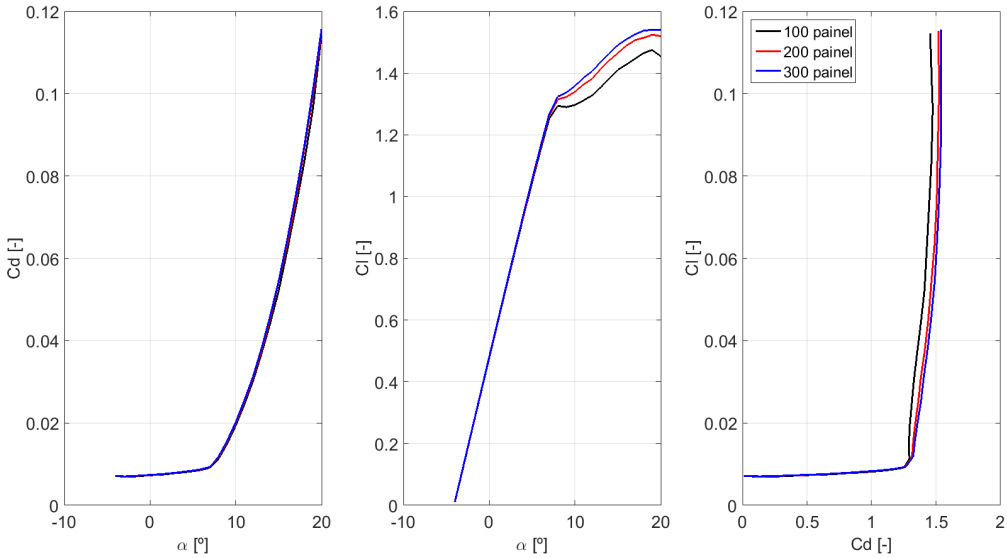
5.1 Modelo numérico do XFOIL

O XFOIL é um programa para projeto e análise de aerofólios. A partir das coordenadas de um perfil bidimensional, dos números de Reynolds e de Mach, o XFOIL calcula a distribuição da pressão através do método dos painéis e determina o arrasto e a sustentação do perfil. Devido a ausência de dados experimentais para o aerofólio na escala do modelo, os resultados do XFOIL foram comparados com os resultados do CFD.

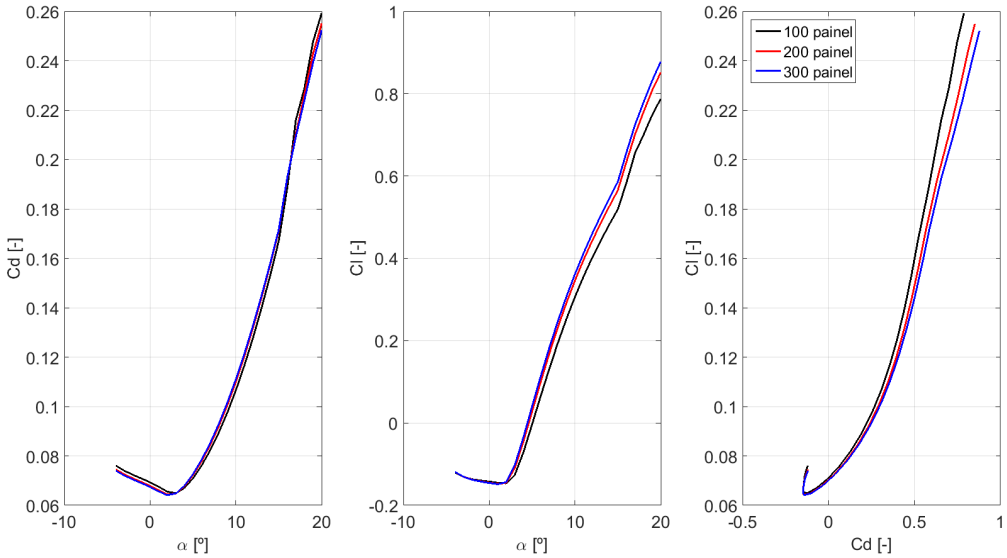
O modelo numérico do XFOIL deste trabalho é viscoso com fator de transição padrão de $N_{cri} = 9$. Uma breve análise foi realizada para definir o número de painéis

do modelo e maiores detalhes da formulação do programa podem ser encontrados em (DRELA, 1989).

A Figura 14 apresenta resultados de arrasto (esquerda), de sustentação (centro) e Cl versus Cd (direita) do XFOIL para o modelo numérico com 100 painéis (linha preta), 200 painéis (linha vermelha) e 300 painéis (linha azul) para os dois números de Reynolds. O número de painéis tem pouca influência nos resultados do arrasto, já para a sustentação, os resultados convergem com aumento do número de painéis. Portanto, os resultados do XFOIL com 300 painéis serão discutidos e comparados com os demais resultados na seção 5.3.



(a) $Re = 10^6$



(b) $Re = 10^4$

Figura 14 – Influência do número de painéis nos resultados de C_d e C_l do XFOIL.

Fonte: Elaboração Própria.

5.2 Modelo numérico em CFD

O modelo numérico em CFD é bidimensional, escoamento de ar incompressível ($\rho = 1,184\ kg/m^3$ e $\mu = 1,855 \times 10^{-5}\ Pa.s$). As equações são RANS e modelo de turbulência $k - \omega$ SST, com discretização de 2ª ordem no espaço e tempo. O domínio computacional é um quadrado de lado 200m, Figura 15, com o aerofólio de corda igual a 1m no centro do domínio. As condições de contorno são:

- Aerofólio: condição de parede sem escorregamento, superfície impermeável, rugosidade lisa e vetor velocidade nulo.
- *Inlet*: entrada do escoamento de ar com velocidade uniforme, constante e normal à superfície.
- *Outlet*: saída do escoamento com condição de pressão constante, igual a atmosférica, e normal à superfície.
- *Top* e *Bottom*: saída do escoamento com condição de pressão constante, igual a atmosférica, e condições do escoamento extrapoladas do interior do domínio.

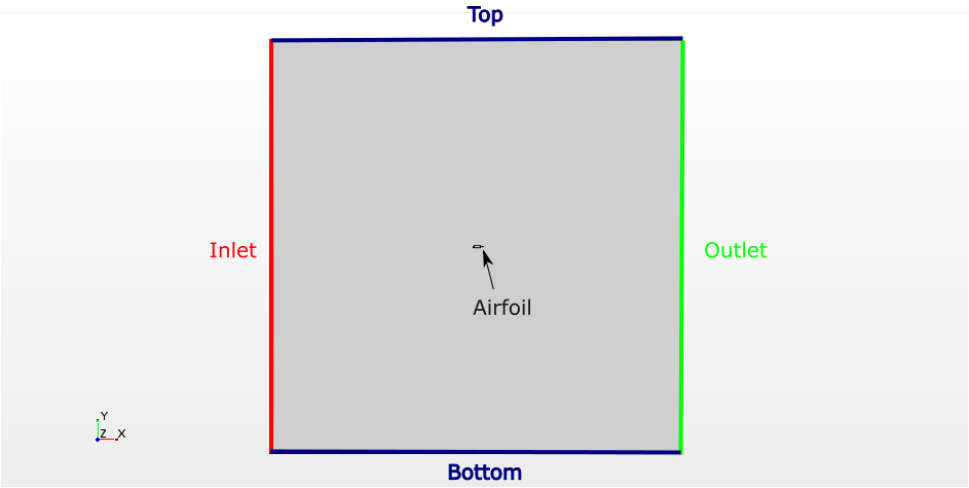


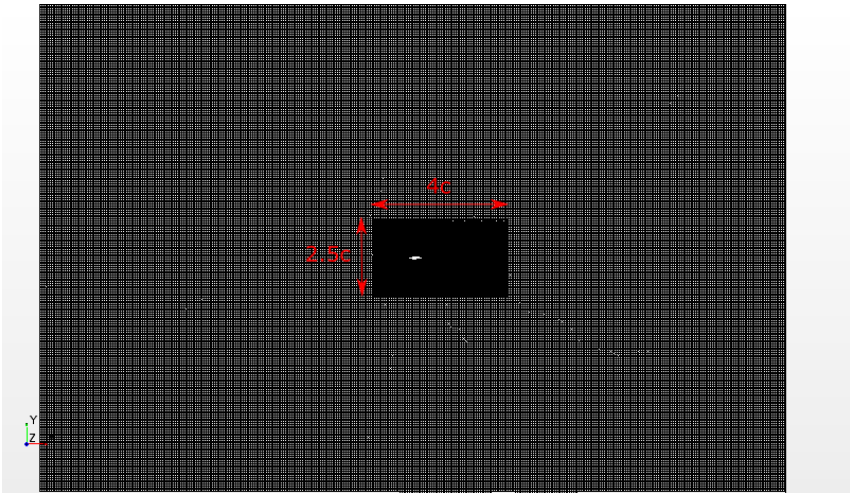
Figura 15 – Dimensões e condições de contorno.

Fonte: Elaboração Própria.

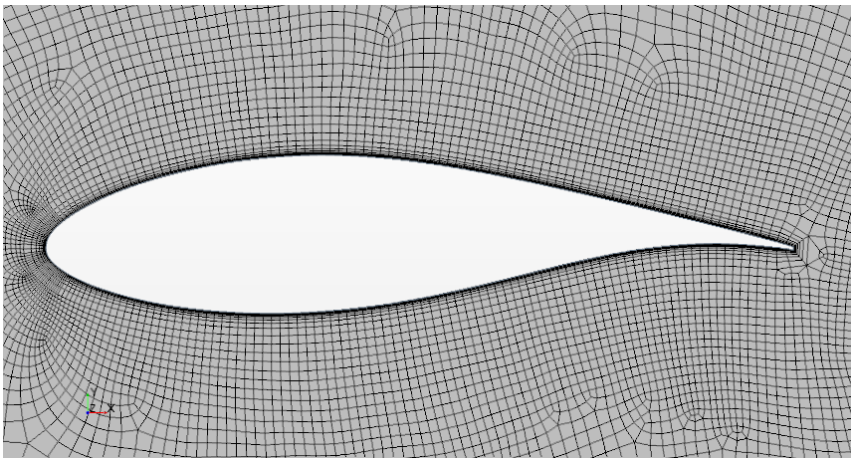
A malha computacional tem 508 mil elementos e a Figura 16 apresenta o layout geral e os detalhes da camada prismática. Um bloco de refino, com dimensões de 4m de comprimento e 2,5m de altura, é aplicado na região próxima ao aerofólio para capturar o descolamento da camada limite e a emissão de vórtices.

Camadas prismáticas são aplicadas na superfície do aerofólio para capturar os gradientes de pressão e de velocidade na camada-limite. A espessura total da camada é calculada pelas expressões 3.28 e 3.27. A 1ª camada é calculada para $y+ = 1$ e as demais

são geradas por um fator de crescimento de 1.2 até atingir a espessura total. No geral, de 20 a 30 camadas prismáticas são aplicadas na superfície do aerofólio.



(a) Layout Geral



(b) Detalhes das camadas prismáticas

Figura 16 – Malha computacional das simulações bidimensionais do aerofólio NACA64-618.

Fonte: Elaboração Própria.

As simulações foram conduzidas para o aerofólio com ângulo de ataque (α) entre $-4°$ a $20°$, intervalo que abrange a maioria dos ângulos de ataque encontrado na pá nas condições simuladas no capítulo 6.

A Tabela 4 apresenta os ângulos de ataque, em graus, para as diferentes TSRs e seções da pá (conforme a Tabela 3), extraídos do programa FAST[1]. Deve-se recordar que o ângulo de ataque é calculado através da velocidade incidente do vento, velocidade angular do rotor, posição radial do elemento e ângulo de *pitch* da pá (ver seção 3.2).

Conforme os resultados do XFOIL, para $-4° < \alpha < 5°$, o arrasto permanece constante, indicando que não há desprendimento da camada-limite, 14. Portanto, as

[1] Valores de α para a seção 12 são do elemento mais próximo a ponta da pá, posição radial de 60m, pois para última seção ϕ é nulo no FAST, devido a correção de ponta da pá.

Tabela 4 – Ângulo de Ataque (α) das seções de aerofólio da pá para as diferentes TSR, em graus, extraídos do FAST.

Seção	**Aerofólio**	**TSR**				
		3	4	5	6	7
3	DU40	39.14	30.48	23.27	17.53	12.99
4	DU35	35.23	26.29	19.08	12.22	8.85
5	DU35	27.99	19.37	12.42	8.27	5.77
6	DU30	31.03	22.04	14.56	9.90	7.13
7	DU25	25.49	17.34	11.63	7.18	4.69
8	DU25	23.36	15.88	10.12	6.69	4.39
9	DU21	21.79	14.84	9.64	6.33	4.15
10	DU21	20.58	14.14	9.29	6.30	4.23
11	NACA64-618	19.48	13.28	9.29	6.64	4.71
12	NACA64-618	15.35	10.51	7.75	5.85	4.51

Fonte: Elaboração Própria.

simulações são estacionárias nesse intervalo. Entretanto, para os demais ângulos são esperados a separação da camada-limite e o comportamento cíclico dos esforços, sendo as simulações transientes mais adequadas para capturar esse comportamento.

O time-step (Δt_{2D}) das simulações transientes foi definido como 100 vezes menor que o período de emissão de vórtices, baseado na frequência de emissão de vórtices, equação 5.1, para número de Strouhal (S_t) de 0,2, valor de referência para escoamento ao redor de um cilindro sob número de Reynolds entre 10^2 e 10^5 (WHITE, 2015).

$$f = \frac{S_t V_\infty}{c \sin \alpha} \tag{5.1}$$

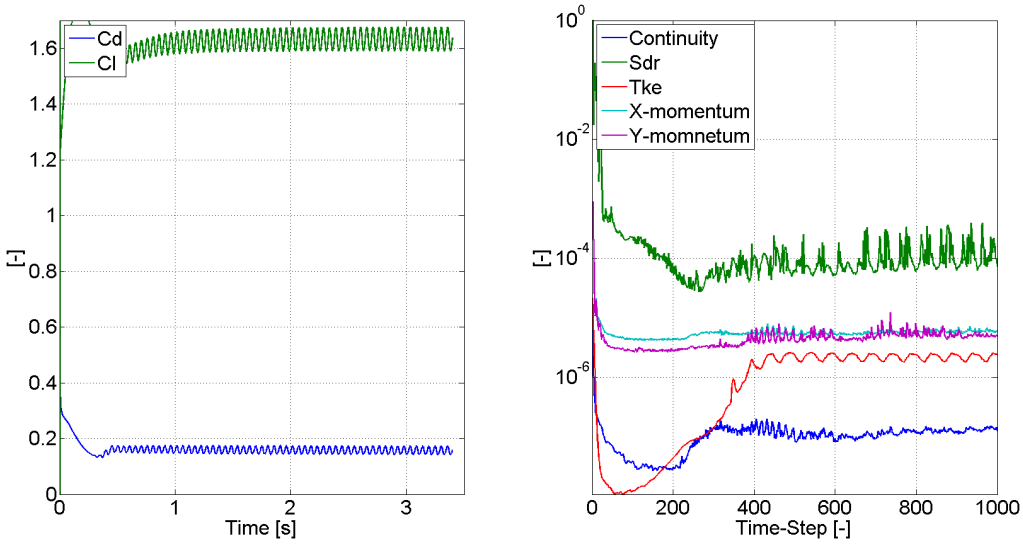
$$\Delta t_{2D} = \frac{1/f}{100} \tag{5.2}$$

A análise de convergência foi realizada para definir as dimensões do domínio, a malha computacional e o time-step, e está detalhadamente descrita no apêndice A.

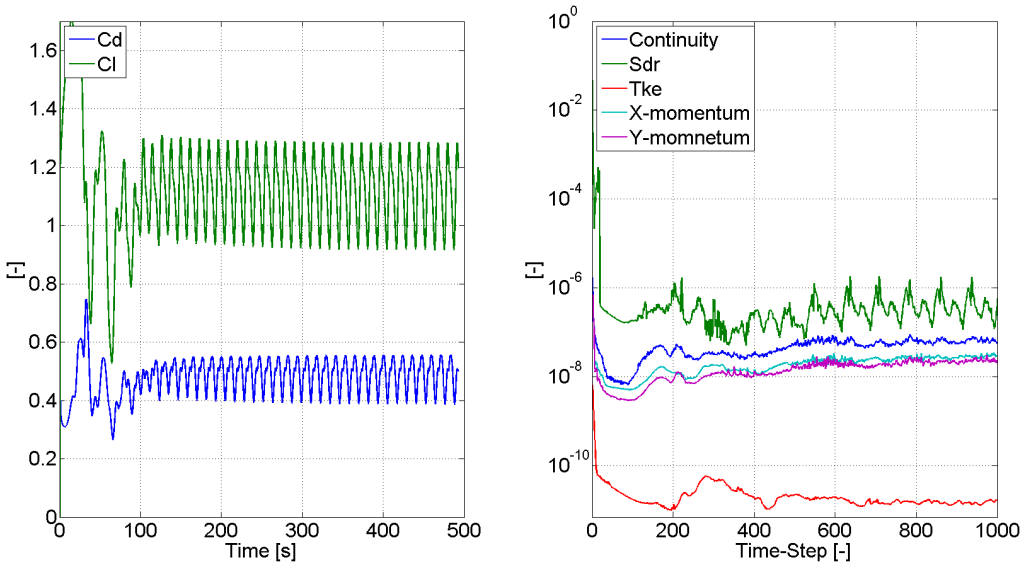
5.2.1 Convergência e pós-processamento dos resultados

As Figuras 17(a) e 17(b) apresentam séries temporais para $\alpha = 20°$, na escala real e do modelo, respectivamente. À esquerda, as séries dos coeficientes de arrasto e de sustentação e, à direita, os resíduos das respectivas simulações transientes. As séries dos resíduos são referentes, respectivamente, a equação da continuidade (Continuity), das

variáveis da turbulência (Specific Dissipation Rate - ω e Turbulent Kinetic Energy - k) e da quantidade de movimento na direção X e Y (X-Momentum e Y-Momentum).



(a) $Re = 10^6$



(b) $Re = 10^4$

Figura 17 – Séries temporais do C_d e C_l (esquerda) e resíduos (direita) para $\alpha = 20°$

.

Fonte: Elaboração Própria.

Como se pode observar, as forças de arrasto e sustentação têm comportamento cíclico, consequência da emissão de vórtices. Após um trecho inicial transitório, os ciclos se estabilizam e há pouca variação entre eles. No trecho com variação de $\Delta\psi < 1\%$ (ver equação 3.39), os valores dos coeficientes de força são calculados pela média dos últimos 10 ciclos.

Analisando as frequências de emissão de vórtices e os números de Strouhal para as duas escalas, Tabela 5, verifica-se que os resultados são de fato próximos do $S_t = 0.2$ que foi utilizado para se estimar o time-step das simulações. A frequência de emissão de vórtices na escala do modelo é menor que na escala real. Além disso, há mais frequencias aparentes, que podem ser explicadas devido à maior instabilidade da camada-limite para essa escala.

Além da convergência dos esforços, os resíduos RMS, plotados em função do time-step, tendem para valores menores que 10^{-5}, que são representativos das simulações transientes realizadas nesse trabalho.

Nas Figuras 18(a) e 18(b) são apresentadas as séries para $\alpha = 0°$, na escala real e do modelo, respectivamente. À esquerda, as séries de arrasto e de sustentação e, à direita, os resíduos RMS, apresentados do mesmo modo que para o ângulo de $\alpha = 20°$

Tabela 5 – No. de Strouhal

Re	**f** $[\frac{rad}{s}]$	**T** [s]	**St** [-]
10^6	14.28	0.07	0.3118
10^4	0.084	11.89	0.1835

Fonte: Elaboração Própria.

Neste caso, verifica-se que as forças têm comportamento assintótico e os resíduos decaem rapidamente, alcançando valores menores que 10^{-5}, comportamento típico das simulações estacionárias. Os valores de C_d e C_l são calculados para média de 200 iterações, no trecho que apresenta $\Delta\psi < 1\%$. Vale notar que a sustentação na escala do modelo é negativa, comportamento que será investigado detalhadamente nas próximas seções.

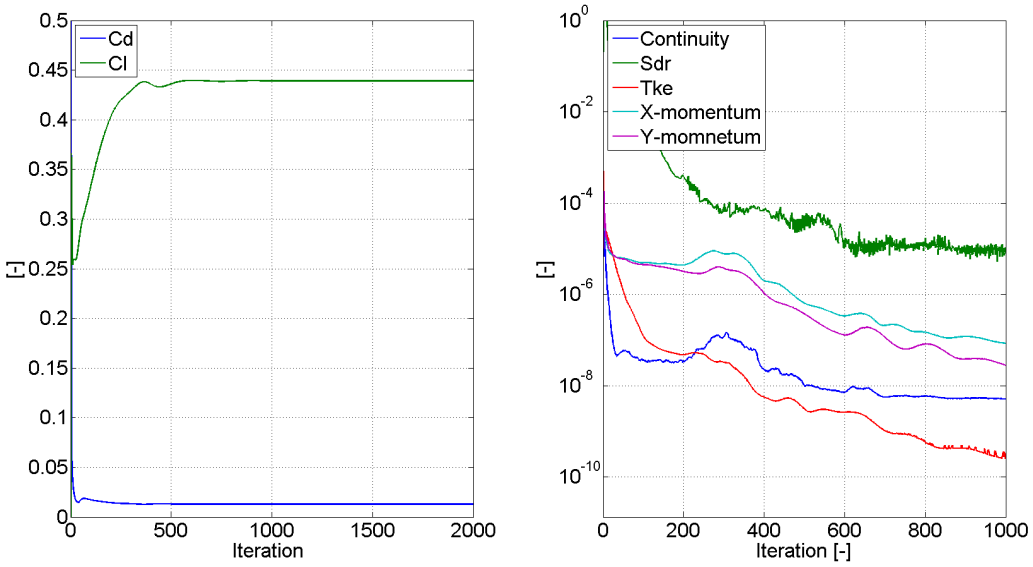
Além dos coeficientes de arrasto e sustentação, o escoamento ao redor do fólio é importante. Para comparar os escoamentos nas duas escalas, alguns parâmetros são definidos, expressões 5.3 a 5.6, o coeficiente de velocidade (C_v), o coeficiente de pressão (C_{pn}), o coeficiente de atrito (C_f) e a viscosidade turbulenta normalizada ($\bar{\mu_t}$).

$$C_v = \frac{V}{V_\infty} \tag{5.3}$$

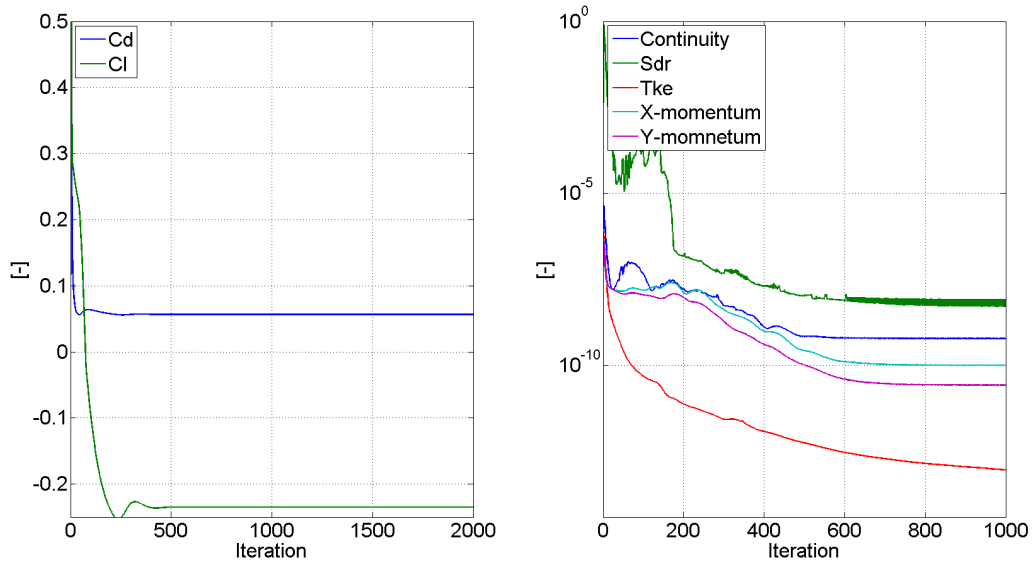
$$C_{pn} = \frac{P - P_\infty}{0.5\rho V_\infty^2} \tag{5.4}$$

$$C_f = \frac{\tau}{0.5\rho V_\infty^2} \tag{5.5}$$

$$\bar{\mu_t} = \frac{\mu_t}{\mu} \tag{5.6}$$



(a) $Re = 10^6$



(b) $Re = 10^4$

Figura 18 – Séries temporais do C_d e C_l (esquerda) e resíduos (direita) para $\alpha = 0°$

Fonte: Elaboração Própria.

Onde P, P_∞, τ, μ_t são, respectivamente, a pressão local, a pressão atmosférica, a tensão cisalhante na parede e a viscosidade turbulenta (ver equacão 3.33).

5.3 Resultados e discussões

5.3.1 Escala Real

Na Figura 19 são apresentadas para a escala real, as curvas de C_d (esquerda) e C_l (centro) em função do ângulo de ataque, além da relação C_l versus C_d (direita). As linhas pretas são os resultados numéricos do CFD, as linhas pontilhadas vermelhas foram geradas pelo XFOIL, as linhas pontilhadas azuis foram extraídas de Jonkman et al. (JONKMAN et al., 2009), dados de referência para o programa FAST, e os pontos em verde foram extraídos de Abbott et al. (ABBOTT; DOENHOFF, 1959), que compila resultados experimentais para diferentes aerofólios NACA sob número de Reynolds entre 3×10^6 e 9×10^6. Os resultados apresentados de Abbott et al. (ABBOTT; DOENHOFF, 1959) são para $Re = 3 \times 10^6$, que é o mais próximo do simulado no trabalho.

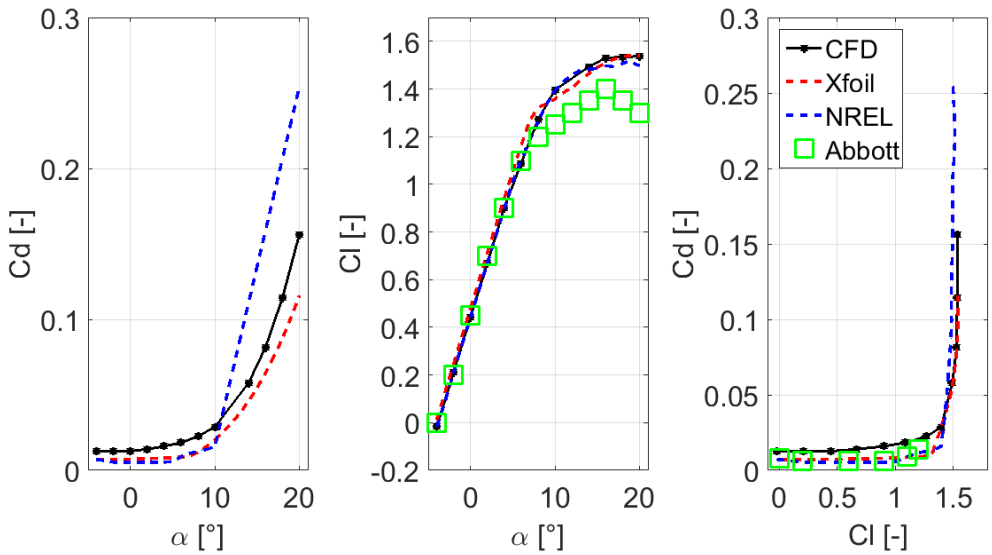


Figura 19 – C_d (esquerda), C_l (centro) e C_l *vs* C_d (direita) para escala real, valores numéricos do CFD, XFOIL e dados de (JONKMAN et al., 2009).

Fonte: Elaboração Própria.

As curvas de arrasto apresentam uma razoável concordância, sendo que o CFD parece superestimar os valores para $\alpha < 10°$, que pode ser justificado por possíveis diferenças na rugosidade superficial do aerofólio em cada curva. Para $\alpha > 10°$, há uma discrepância maior entre os resultados do CFD e os da NREL. Em $\alpha = 10°$ há um aumento abrupto do C_d, apresentado por (JONKMAN et al., 2009), indicando o descolamento da camada-limite.

Em relação à sustentação, as curvas apresentam tendência similar entre si e ótima concordância com o experimento na região linear da sustentação ($C_l = 2\pi(\alpha + \alpha_0)$). Para $\alpha > 10°$, as curvas (XFOIL, CFD e NREL) tendem a descolar dos resultados experimentais, superestimando-os em torno de 10%.

A relação C_l versus C_d têm boa concordância entre os resultados. Devido ao arrasto do CFD ser maior que os apresentados pelos outros resultados para os ângulos de ataque até 10°, a relação C_l/C_d é, ligeiramente, menor para essa faixa de ângulo.

5.3.2 Escala do Modelo

Na Figura 20 são apresentados para escala do modelo, as curvas de C_d (esquerda), C_l (centro) em função do ângulo de ataque, além da relação C_l versus C_d (direita). Os resultados do CFD (linha preta) são comparados apenas com o XFOIL (linha vermelha), pois não há referência experimental para esse número de Reynolds, ao menos no conhecimento da autora.

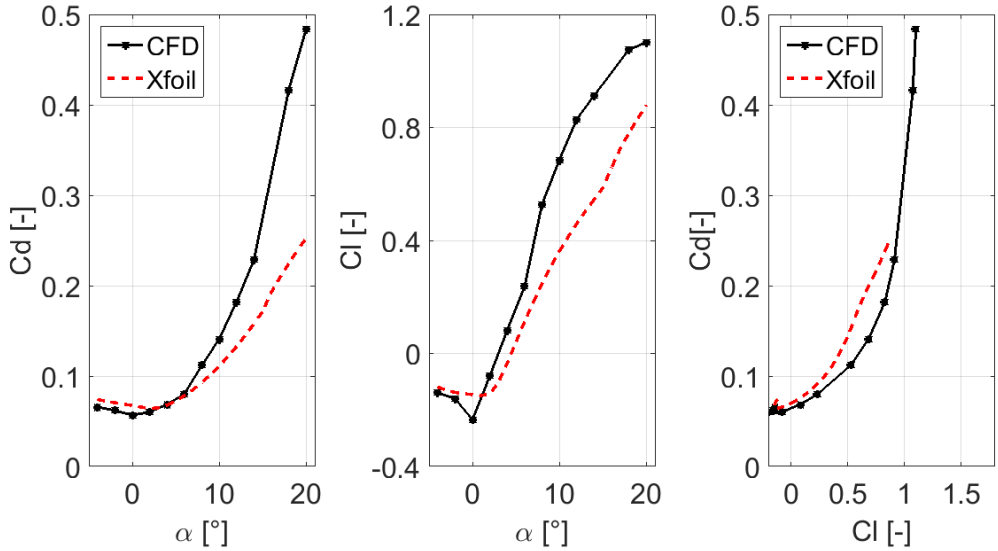


Figura 20 – C_d (esquerda), C_l (centro) e C_l *vs* C_d (direita) para escala do modelo, valores numéricos do CFD e XFOIL.

Fonte: Elaboração Própria.

Os resultados de C_d e C_l para o CFD e o XFOIL têm boa concordância, principalmente para $\alpha < 5°$. O ponto interessante é o C_l negativo para $\alpha < 4°$, isto é, a força de sustentação é aplicada no aerofólio no sentido do extradorso para o intradorso, comportamento oposto do que é esperado de um aerofólio.

5.3.3 Escala Real x Escala do Modelo

Um comparativo entre as curvas de arrasto (esquerda), sustentação (centro) e C_l *vs* C_d (direita), para a escala real (linha cheia) e do modelo (linha pontilhada), é apresentado na Figura 21. A performance do aerofólio na escala do modelo é claramente inferior a da escala real.

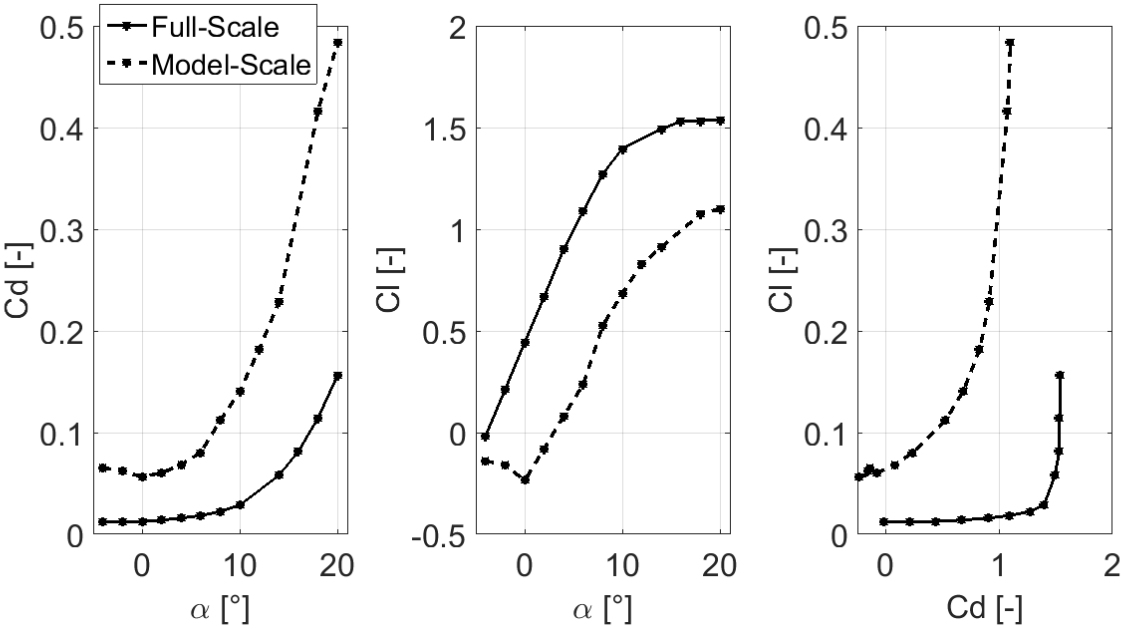


Figura 21 – Comparação entre os resultados do CFD para C_d (esquerda), C_l (centro) e C_l vs C_d (direita) na escala real e do modelo.

Fonte: Elaboração Própria.

A sustentação é significativamente menor e o arrasto é maior na escala do modelo em toda a faixa de ângulos de ataque de interesse. O número de Reynolds é, portanto, determinante nessa comparação e o comportamento da camada-limite laminar é diferente daquele observado para a camada turbulenta.

A camada-limite laminar é mais sensível aos gradientes de pressão e a separação ocorre mesmo para ângulos de ataque pequenos, afetando o arrasto e a sustentação. Esse comportamento é evidente quando comparamos para $\alpha = 0°$ o escoamento ao redor do fólio, a distribuição de pressão e o coeficiente de atrito no aerofólio na escala real, Figura 22, e na escala do modelo, Figura 23.

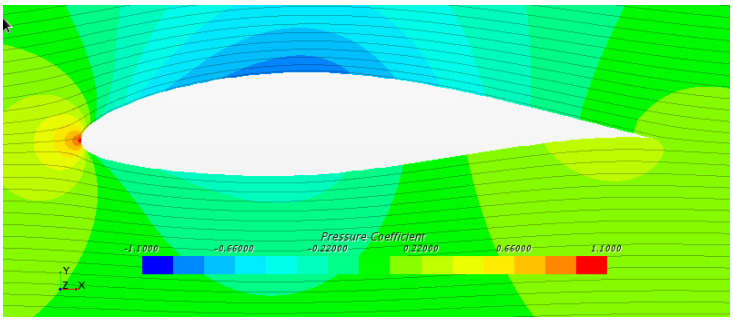
A Figura 22(a) mostra as linhas de corrente do escoamento ao redor do aerofólio na escala real, e fica evidente que para esse caso não há perturbações ou descolamentos da camada-limite. No entanto, na Figura 23(a), há pertubação das linhas de corrente próxima do bordo de fuga na escala do modelo, indicando o escoamento reverso nessa região. Outra evidência do escoamento reverso é a tensão cisalhante negativa entre $0.5 < x/c < 1$ na escala do modelo, Figura 23(b), enquanto na escala real a tensão é sempre positiva, Figura 22(b). Além disso, a tensão cisalhante é significativamente maior no bordo de ataque na escala do modelo, sendo responsável pelo arrasto maior nessa escala.

A diferença no escoamento está diretamente ligada ao estado da camada-limite, como explicado anteriormente (ver capítulo 3). A viscosidade turbulenta normalizada é plotada para a região turbulenta ($\bar{\mu}_t > 1$) na Figura 22(c) e Figura 23(c). A camada-limite

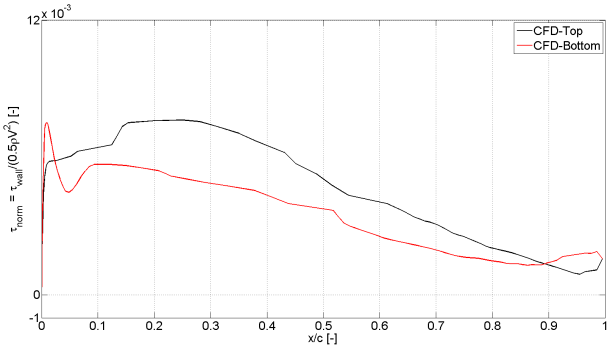
é laminar (região em branco) em toda extensão do aerofólio na escala do modelo, diferente da escala real.

Por último, o coeficiente de pressão (C_{pn}) ao longo da corda do aerofólio é plotado na Figura 22(d) e 23(d). Para cada escala são comparados os resultados do CFD e do XFOIL, para o extradorso e intradorso. Os resultados dos dois códigos são similares. Entretanto, entre as escalas a diferença do C_{pn} é evidente. Na escala real, o C_{pn} é maior na intradorso em toda sua extensão, o que resulta em C_l positivo, pois a pressão ao redor do aerofólio é responsável pela sustentação. Já na escala do modelo, o C_{pn} no extradorso é maior que no intradorso e, em consequência disso, o C_l é negativo. Ademais, o gradiente de pressão próximo a $x/c = 0.4$ é pequeno e menor que na escala real, mas o suficiente para ocasionar a separação da camada-limite e dar origem ao escoamento reverso.

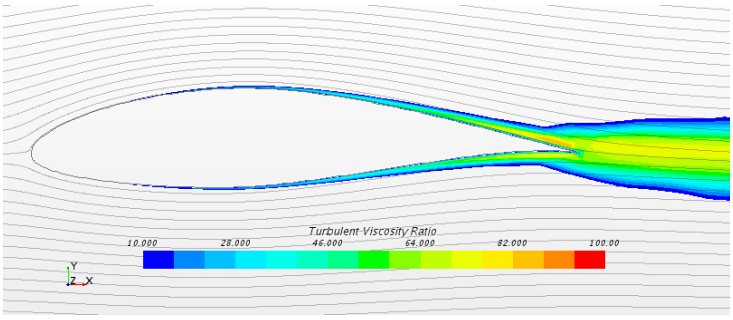
A performance aerodinâmica da turbina está diretamente ligada ao esforços no aerofólio. Logo, na escala do modelo a performance da turbina será deteriorada. A próxima seção analisa o desempenho das pás da turbina nas duas escalas e detalha essas diferenças.



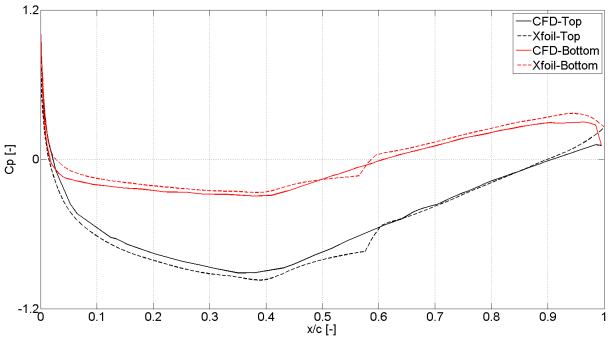
(a) Linhas de correntes e C_{pn}



(b) C_f vs x/c



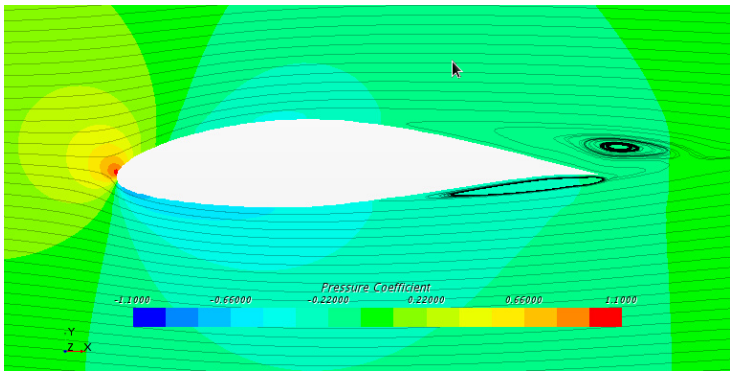
(c) $\bar{\mu_t}$



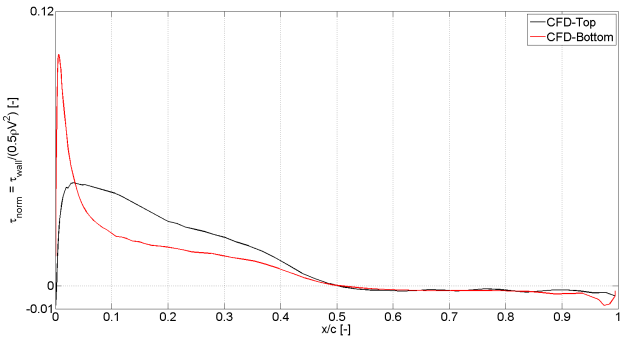
(d) C_{pn} vs x/c

Figura 22 – $\alpha = 0°$ e Escala Real ($Re = 10^6$)

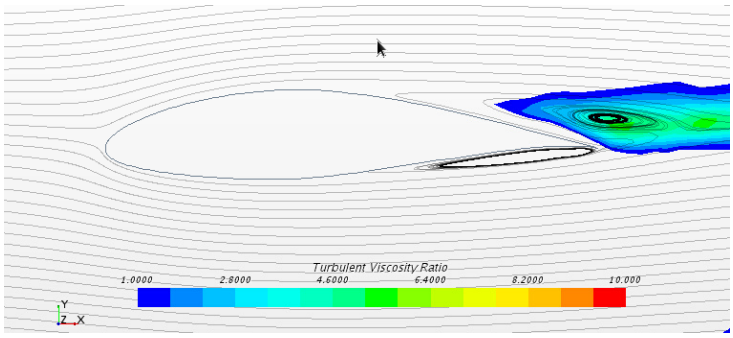
Fonte: Elaboração Própria.



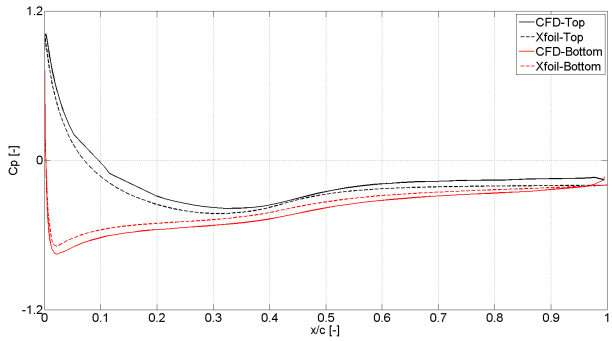
(a) Linhas de Corrente e C_{pn}



(b) C_f vs x/c



(c) $\bar{\mu_t}$



(d) C_{pn} vs x/c

Figura 23 – $\alpha = 0°$ e Escala do Modelo ($Re = 10^4$)

Fonte: Elaboração Própria.

6 Análise em CFD das pás da turbina

Este capítulo apresenta uma análise em CFD da aerodinâmica das pás da turbina "NREL 5MW baseline wind turbine", tanto na escala real quanto na escala do modelo. Os coeficientes de potência e empuxo são determinados para diferentes velocidade de ponta de pá (TSR), variando-se a velocidade angular e mantendo constante e uniforme a velocidade incidente do vento, com o rotor em condição de regime. As condições estudadas são sumarizadas na Tabela 6.

Tabela 6 – Condições de simulação do rotor da turbina

Escala	V_w **[m/s]**	**TSR**	$\Omega[rad/s]$
Real	11.4	3	0.54
Real	11.4	4	0.72
Real	11.4	5	0.90
Real	11.4	6	1.09
Real	11.4	7	1.27
Modelo	1.61	3	3.84
Modelo	1.61	4	5.12
Modelo	1.61	5	6.40
Modelo	1.61	6	7.68
Modelo	1.61	7	8.96

Fonte: Elaboração Própria

O capítulo é divido em quatro seções. Na primeira, é descrito brevemente o ensaio experimental disponível na literatura, empregado para validação do CFD na escala do modelo. Na segunda, são apresentados os parâmetros empregados no FAST e os resultados obtidos por esse programa, que são comparados à solução em CFD para a escala real. Na terceira, são apresentados o modelo numérico em CFD e os resultados deste para as duas escalas. Na quarta seção, são comparadas as curvas de desempenho e o padrão de escoamento nas duas escalas, e a influência da escala de Froude é discutida.

6.1 Ensaio experimental em tanque de provas

O ensaio experimental foi realizado para a turbina "NREL 5MW baseline" na escala do modelo (1:50). O rotor da turbina está acoplado a torre e esse conjunto está sob

uma estrutura flutuante semi-submersível, Figura 24.

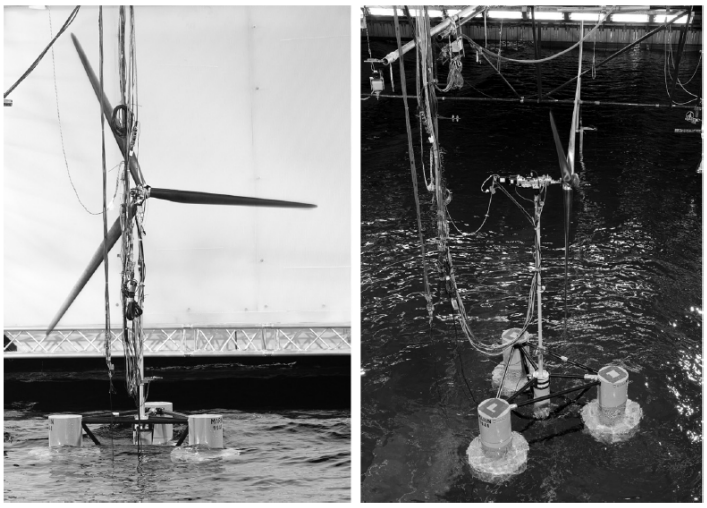


Figura 24 – "NREL 5MW Wind Turbine" na escala do modelo (1:50) montada no tanque de provas do ensaio experimental de (MARTIN et al., 2014).

Fonte: (MARTIN et al., 2014).

A primeira parte do experimento, e importante para esse trabalho, foi caracterizar a aerodinâmica do rotor da turbina sob condições ambientais escaladas por Froude. O flutuador é mantido fixo e não há incidência de correntezas ou ondas. A velocidade incidente do vento é constante ($V_w = 1.61m/s$) e a velocidade angular do rotor é imposta para obter TSR ($TSR = \Omega R/V$) entre 1 a 6.

O ensaio experimental descrito nessa seção não faz parte do presente trabalho e foi apenas utilizado como comparação e validação do CFD. Maiores detalhes são encontrados em (MARTIN et al., 2014).

6.2 Simulação numérica no FAST

As simulações numéricas no FAST são baseadas na BEMT e algumas correções para as perdas de carregamento próximo as pontas e na base da pá, e para escoamento não ortogonal ao plano do rotor podem ser aplicadas. Os parâmetros de entrada desse programa são: a distribuição dos aerofólios ao longo da pá e os coeficientes C_d e C_l destes perfis; a posição do rotor em relação ao nível do mar ou solo; a velocidade incidente do vento e a velocidade angular do rotor.

As simulações no FAST empregam a geometria do rotor da "NREL 5MW Wind Turbine". Os movimentos do flutuador e a torre não foram considerados, condição similar a que será empregada nas simulações em CFD. O centro do rotor está a 90m de altura e o cubo tem 8m de diâmetro. A velocidade incidente do vento é constante ($V_w = 11.4m/s$) e

perpendicular ao plano do rotor. Cinco velocidades angulares foram simuladas, TSR entre 3 a 7.

O modelo numérico inclui as perdas na ponta da pá e no centro do rotor. Os coeficientes de arrasto e sustentação em função de α são disponibilizados pela ferramenta para todos os aerofólios da pá da turbina. Para o perfil NACA64-618, foram apresentados na seção 5.3.1 e as demais curvas podem ser encontradas em (MORIARTY; HANSEN, 2005).

A Figura 25 apresenta a série temporal do C_t e C_p para a TSR=7 extraídas do programa. O tempo total de simulação é de 360s e o time-step é de 0.001s, satisfazendo o indicado pelo programa de ao menos 200 intervalos para uma revolução do rotor. A série apresenta pouca oscilação em relação ao valor médio de C_p e C_t e os valores foram calculados como a média dos últimos 60s da série temporal.

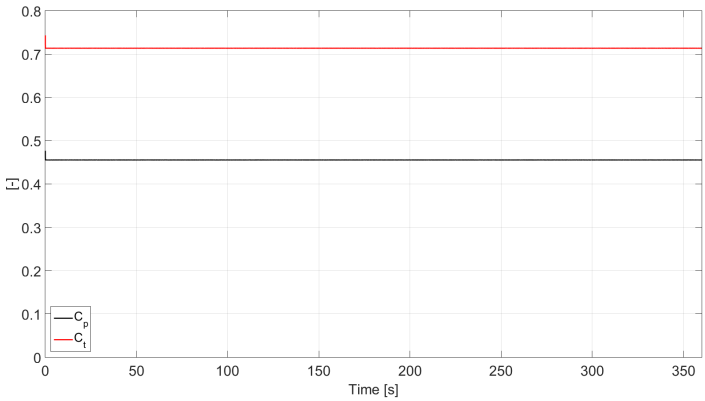


Figura 25 – Série temporal de C_t e C_p do FAST para TSR=7.

Fonte: Elaboração Própria.

6.3 Simulação numérica em CFD

6.3.1 Modelo numérico

O modelo numérico em CFD é tridimensional, escoamento incompressível de ar ($\rho = 1.184\ kg/m^3$ e $\mu = 1.855e^{-}5\ Pa.s$). As equações são RANS, transiente, e modelo de turbulência $k - \omega$ SST, com discretização de 2ª ordem no espaço e tempo.

O domínio é cilíndrico de diâmetro de 6D (sendo D o diâmetro do rotor da turbina) e comprimento de 15D, Figura 26, com as pás da turbina posicionadas a 1/5 do comprimento total. A torre da turbina é omitida, diferentemente do ensaio experimental, porém na ausência da torre é possível simplificar o problema e aplicar o movimento de rotação da malha computacional, isto é, os vértices da malha se movem com uma velocidade angular prescrita. A velocidade da malha é $V_{grid} = \omega_g \times r$, onde V_{grid}, ω e r são, respectivamente,

a velocidade dos vértices da malha, a velocidade angular prescita e o vetor posição dos vértices da malha. Portanto, a velocidade nas equações de transporte (equação 3.34) é composta da velocidade local e da velocidade da malha ($V = V_{local} - V_{grid}$).

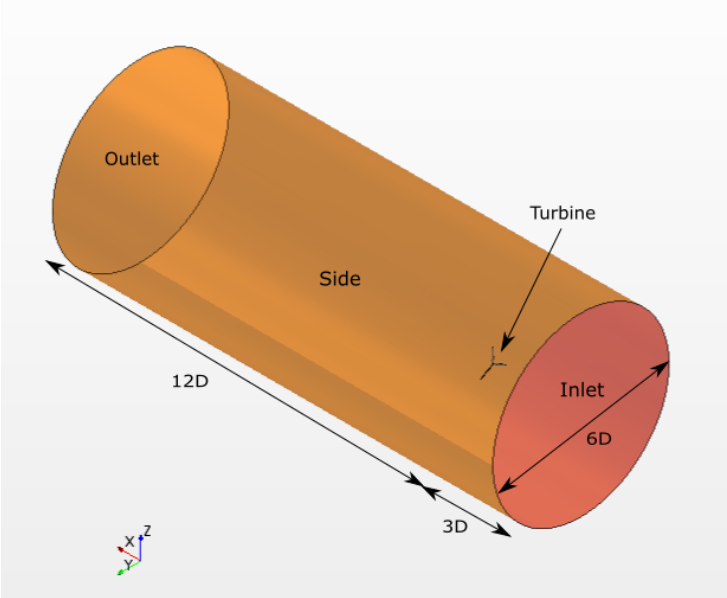


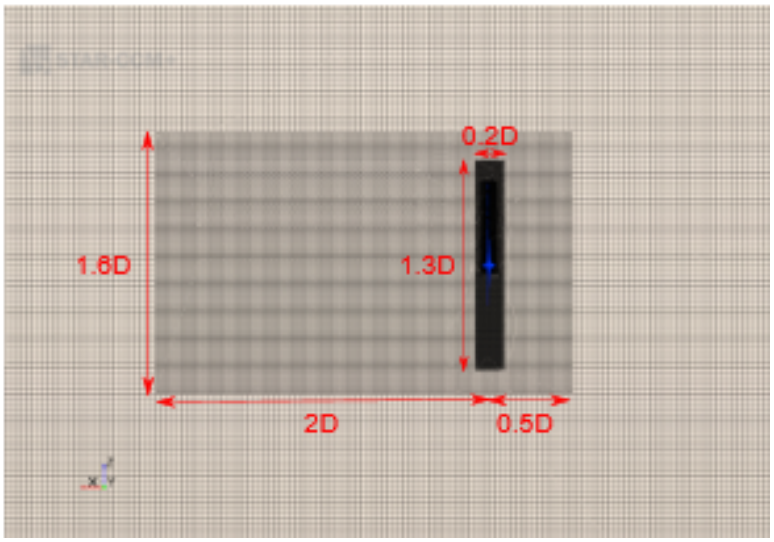
Figura 26 – Dimensões e condições de contorno.

Fonte: Elaboração Própria.

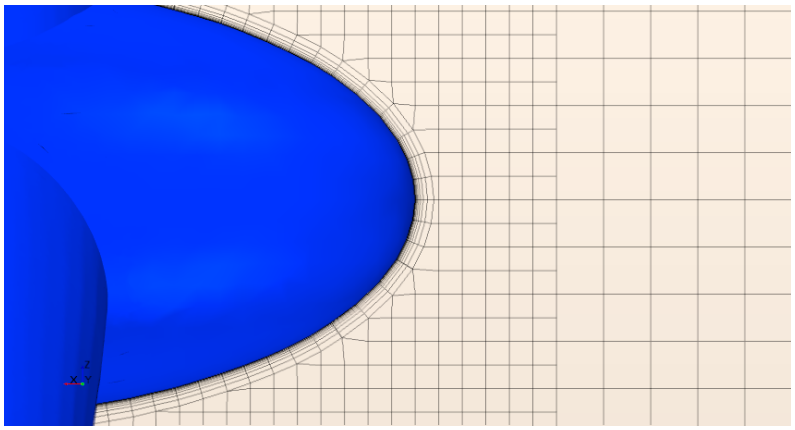
As condições de contorno são:

- Turbina: condição de parede sem escorregamento, superfície impermeável, rugosidade lisa e vetor velocidade nulo.
- *Inlet*: entrada do escoamento de ar com velocidade uniforme, constante e normal à superfície.
- *Outlet*: saída do escoamento com condição de pressão constante, igual a atmosférica, e normal à superfície.
- *Side*: saída do escoamento com condição de pressão constante, igual a atmosférica, e condições do escoamento extrapoladas do interior do domínio.

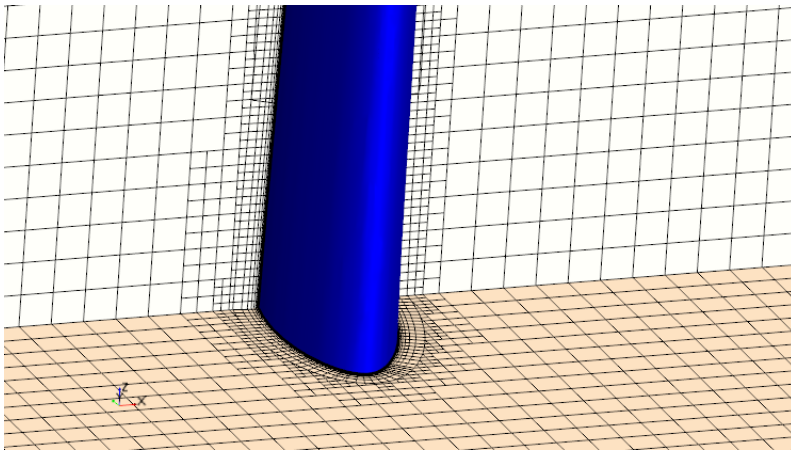
A malha computacional tem 28 milhões de elementos e a Figura 27 apresenta o layout geral e detalhes das camadas prismáticas. Dois blocos de refino são aplicados, um próximo as pás e outro na região da esteira à jusante das pás, e as dimensões dos blocos estão indicadas na figura. Camadas prismáticas na superfície das pás são empregadas para capturar os gradientes de pressão e velocidade, garantindo que a condição de parede sem escorregamento seja resolvida adequadamente. A espessura da 1ª camada e a total são definidas conforme o procedimento já adotado nas simulações bidimensionais do fólio ($y+ = 1$ e FC=1.2).



(a) Layout Geral e Blocos de Refino



(b) Detalhe das camadas prismáticas no cubo do rotor



(c) Detalhe das camadas prismáticas na pá do rotor

Figura 27 – Malha computacional das simulações do rotor da turbina.

Fonte: Elaboração Própria.

As simulações foram conduzidas para TSR entre 3 a 7, sendo a velocidade incidente do vento igual a nominal do rotor da turbina ($V_{real} = 11.4m/s$ e $V_{modelo} = 1.61m/s$).

Na análise de sensibilidade (Apêndice B) foi constatado que simulações estacionárias não predizem o comportamento do rotor da turbina na escala real, portanto, as simulações são transientes. O *time-step* foi definido como o intervalo de tempo para o rotor rotacionar 1° na condição de velocidade angular máxima ($TSR = 7$). As simulações são executadas para 4 rotações completas do rotor e o tempo de processamento é de, aproximadamente, 80 horas[2].

A análise de sensibilidade para definir as dimensões do domínio, a malha computacional e o time-step é detalhadamente descrita no Apêndice B.

6.3.2 Convergência e pós-processamento dos resultados

As Figuras 28(a) e 28(b) apresentam as séries temporais para $TSR = 7$, na escala real e do modelo, respectivamente. À esquerda, as séries dos coeficientes de potência e empuxo e, à direita, os resíduos RMS das respectivas simulações. As séries dos resíduos são referentes, respectivamente, a equação de transporte da massa (Continuity), das variáveis da turbulência (Specific Dissipation Rate - ω e Turbulent Kinetic Energy - k) e da velocidade na direção X, Y e Z (X-Momentum, Y-Momentum e Z-Momentum).

Como se pode observar, os coeficientes têm pouca variação na escala real, porém na escala do modelo é possível identificar um caráter oscilatório devido ao desprendimento de vórtices ao longo das pás. Após algumas rotações, os valores se estabilizam e os coeficientes são calculados pela média dos valores nas duas últimas rotações completas do rotor, que apresentam $\Delta\psi < 5\%$.

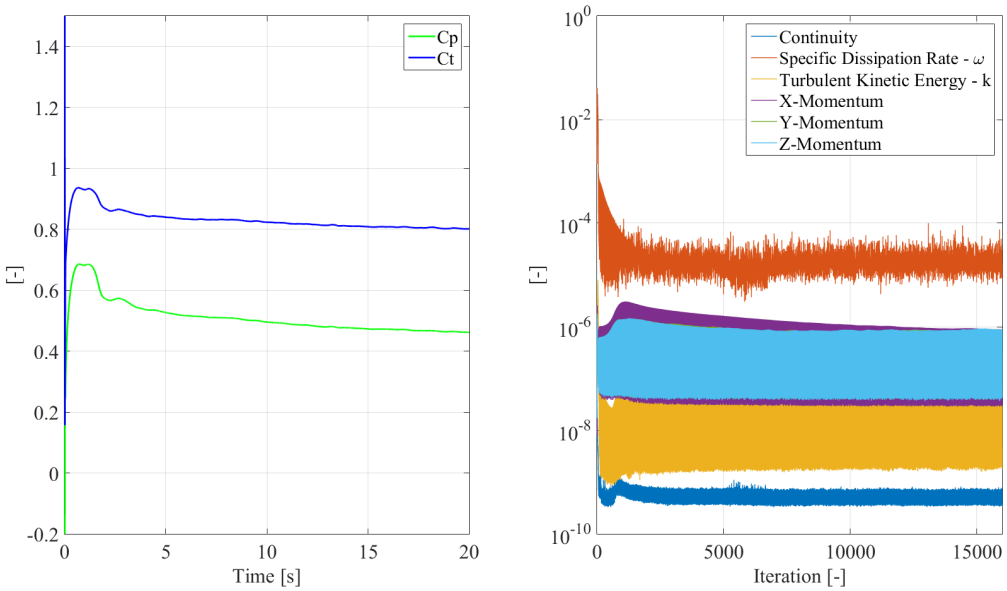
Os resíduos RMS, tendem a valores menores que 10^{-4}. O ideal seriam resíduos mais baixos, mas alcançá-los é um desafio devido às instabilidades do escoamento na escala do modelo.

Além dos adimensionais de empuxo e potência, o escoamento ao redor do rotor é importante. Parâmetros para comparar os escoamentos nas duas escalas são definidos, expressões 6.1 a 6.6, o coeficiente de velocidade (C_v), o coeficiente de pressão (C_{pn}), coeficiente de pressão nas pás ($C_{pnPÁS}$), o coeficiente de atrito (C_f), a vorticidade normalizada ($\bar{\omega}$) e a viscosidade turbulenta normalizada ($\bar{\mu_t}$).

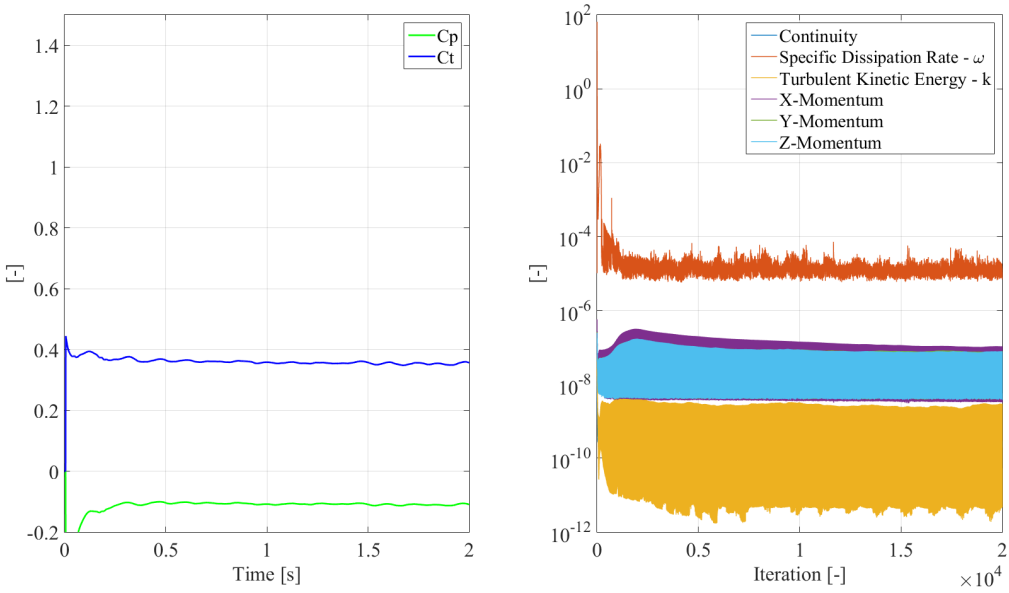
$$C_v = \frac{V}{V_\infty} \tag{6.1}$$

$$C_{pn} = \frac{P - P_\infty}{0.5\rho(V_\infty)^2} \tag{6.2}$$

[2] 1 nó com 20 do processadores da Intel(R) Xeon(R) CPU E5-2680 v2 @2.809GHz



(a) Escala Real



(b) Escala do Modelo

Figura 28 – Séries temporais do C_p e C_t (esquerda) e resíduos RMS (direita) para $TSR = 7$

Fonte: Elaboração Própria.

$$C_{pnPÁS} = \frac{P - P_\infty}{0.5\rho(nD)^2} \tag{6.3}$$

$$C_f = \frac{|\tau|}{0.5\rho V_\infty^2} \tag{6.4}$$

$$\bar{w} = \frac{|w|\,D}{V_\infty} \tag{6.5}$$

$$\bar{\mu_t} = \frac{\mu_t}{\mu_{dinâmica}} \tag{6.6}$$

Onde n e w são, respectivamente, a rotação angular em rev/s e a vorticidade.

Outro parâmetro interessante é o *Q-criterion* (Q_{cri}), expressão 6.7, que representa a diferença entre o tensor de vorticidade (Ω) e o tensor da taxa de deformação (S), para $Q_{cri} > 0$ o escoamento é dominado pela vorticidade (KOLÁŘ, 2007).

$$Q_{cri} = \frac{1}{2}(\|\Omega\|^2 - \|S\|^2) \tag{6.7}$$

6.3.3 Escala Real

Na Figura 29 são apresentados os valores de C_p (esquerda) e C_t (direita) do rotor em função da TSR para a escala real. As linhas pretas (marcador triangular) são os valores numéricos obtidos pelo CFD e as linhas em azul (marcador circular) são os valores do FAST.

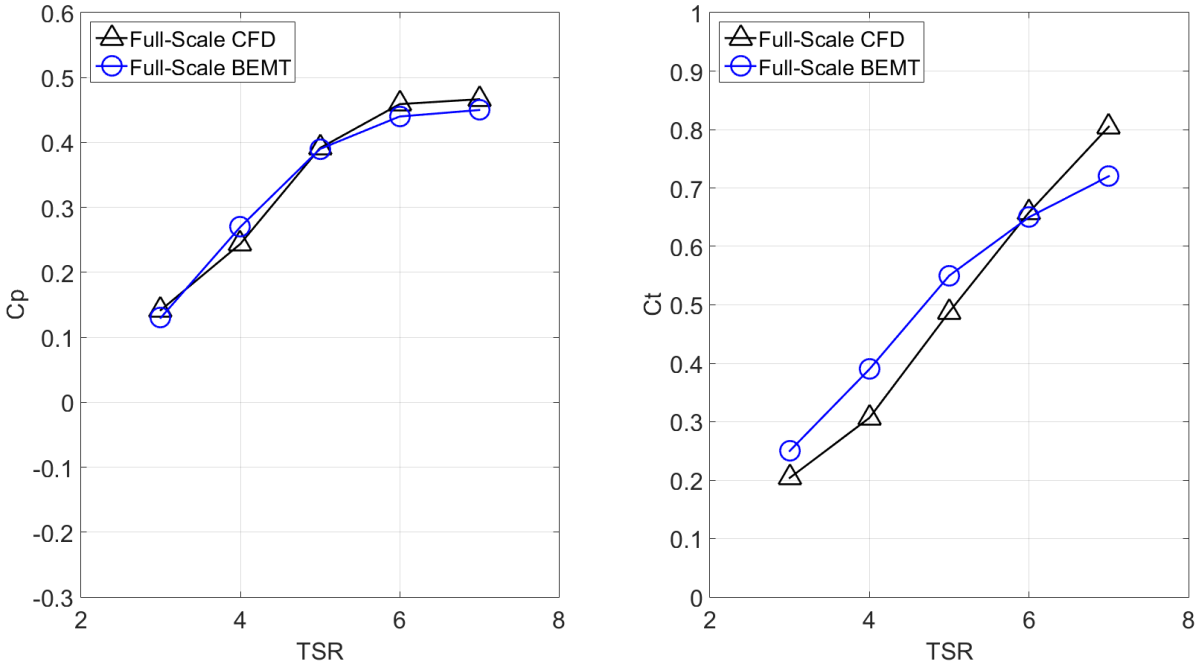


Figura 29 – C_p (esquerda) e C_t (direita) versus TSR para o CFD e BEMT (FAST).

Fonte: Elaboração Própria.

Os dois resultados apresentam boa concordância, os valores do C_t aumentam com a TSR e do C_p tendem à valores abaixo do limite de Betz ($C_p = 0.6$). Não é possível determinar qual resultado é mais preciso, pois não há dados experimentais disponíveis na escala real. Entretanto, vale lembrar que o modelo do FAST deste trabalho assume

a hipótese de bidimensionalidade do escoamento ao redor do aerofólio da pá e essa simplificação pode levar a resultados imprecisos.

6.3.4 Escala do Modelo

A Figura 30 apresenta os valores de C_p (esquerda) e C_t (direita) para a escala do modelo. As linhas pretas (marcador triangular) são os resultados numéricos do CFD e as linhas verdes (marcador quadragular) são os valores experimentais extraídos de Martin et al. (MARTIN et al., 2014).

Os valores de C_t aumentam com a TSR, porém os valores de C_p tendem a valores negativos. O comportamento atípico do C_p significa que ao invés de extrair energia do fluxo do ar incidente, o rotor da turbina está transferindo energia para o escoamento, condição que não ocorreria na no protótipo.

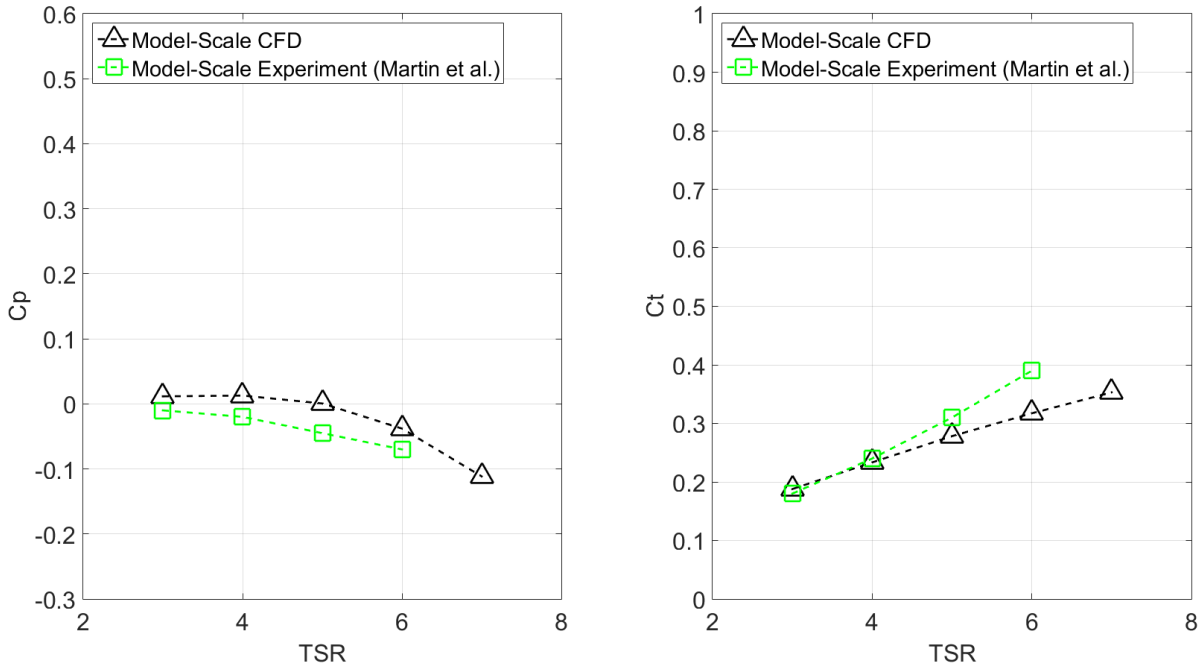


Figura 30 – C_p (esquerda) e C_t (direita) versus TSR para o CFD e Experimento (Martin et al (MARTIN et al., 2014)).

Fonte: Elaboração Própria.

O CFD e o ensaio experimental apresentam boa concordância, principalmente, para a potência. Modelagens numéricas em CFD anteriores ao presente trabalho, como por exemplo (MAKE; VAZ, 2015), não conseguiram reproduzir os valores negativos do C_p na escala do modelo e a justificativa para a concordância ruim foi o uso de simulações estacionárias. Porém, esse comportamento não foi constatado na análise de sensibilidade (apêndice B.4). As simulações estacionárias foram capazes de reproduzir o comportamento do rotor da turbina na escala do modelo, entretanto, na escala real, os valores de C_p não são recuperados adequadamente.

6.3.5 Escala Real versus Escala do Modelo

Na Figura 31 são comparados os resultados de C_p (esquerda) e C_t (direita) do CFD para a escala real (linha cheia) e do modelo (linha pontilhada). O efeito da escala por Froude é evidente e o desempenho do rotor na escala do modelo é deteriorado. O C_p na escala do modelo apresenta valores quase nulos para TSR baixas e negativos para TSR altas, enquanto na escala real, os valores são positivos. Os valores de C_t na escala do modelo são bem inferiores, aproximadamente, a metade dos valores da escala real para as TSR mais altas. Visto que o empuxo é um dos carregamentos mais importantes para a dinâmica da FOWT, essa perda implicaria em uma dinâmica diferente entre o modelo e o protótipo.

A discrepância entre os coeficientes deve-se as diferenças no escoamento ao redor do rotor e a distribuição do carregamento ao longo da pá, assunto discutido na próxima seção.

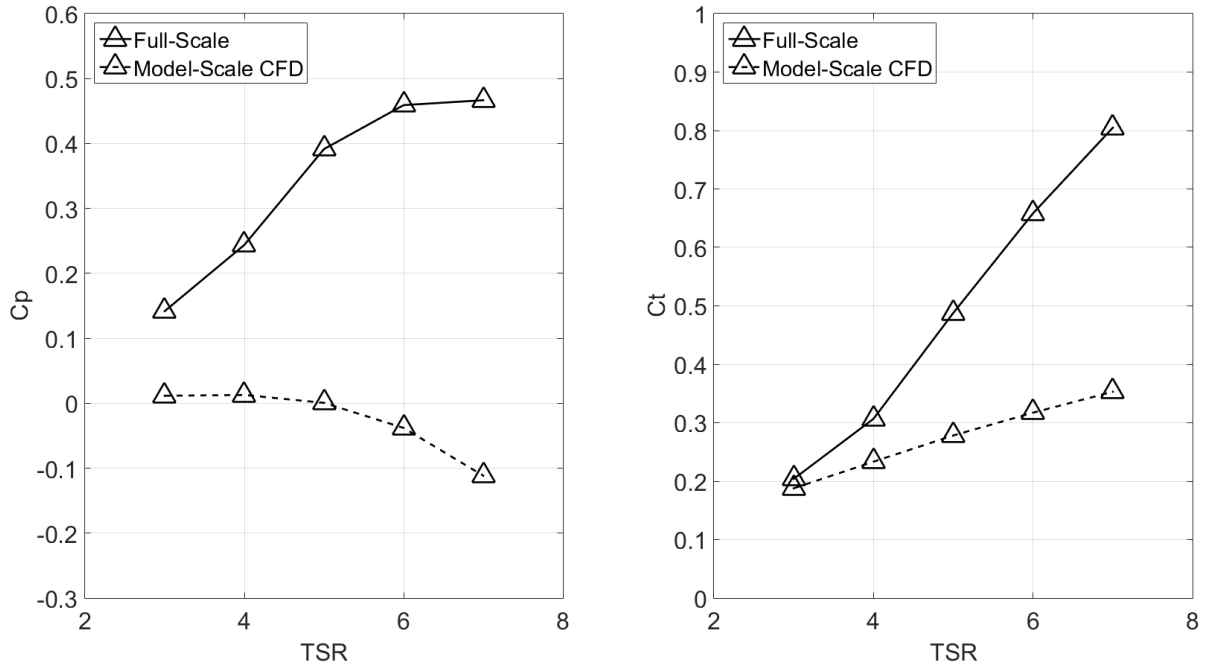


Figura 31 – C_p (esquerda) e C_t (direita) versus TSR do CFD para escala real e do modelo.

Fonte: Elaboração Própria.

6.3.5.1 Escoamento ao redor do rotor e carregamento nas pás

Nas Figuras 32 a 34 são plotados no plano longitudinal do domínio computacional o C_v na direção axial, tangencial e radial, respectivamente, para a escala real (acima) e do modelo (abaixo) e TSR=3 (esquerda) e TSR=7 (direita). Na escala real, o rotor afeta a velocidade axial à montante do escoamento, principalmente para TSR=7, enquanto na escala do modelo esse comportamento é menos evidente. Na direção tangencial e radial

não há grandes diferenças entre as escalas, mas vale notar que o C_v radial, Figura 34, não é nulo em nenhuma escala ou TSR, isto é, há interação entre os elementos radialmente, condição diferente da hipótese adotada pela BEMT.

O coeficiente de pressão (C_{pn}) plotado no plano longitudinal do domínio computacional para a escala real (acima) e do modelo (abaixo) e TSR=3 (esquerda) e TSR=7 (direita) estão apresentados na Figura 35. Há uma região de alta pressão à montante do rotor e de baixa pressão à jusante, comportamento mais visível na escala real e TSR=7. Quanto maior a diferença de pressão, maior o empuxo no rotor da turbina. Consequentemente, o empuxo na escala real é maior do que na escala do modelo.

Analisando os resultados obtidos com os modelos em CFD nas duas escalas, é possível concluir que a justificativa para as discrepâncias entre os resultados está na turbulência dos escoamentos. Na Figura 36, a viscosidade turbulenta normalizada é plotada para a isosurface de $Q_{cri} = 5$ na escala real (acima) e do modelo (abaixo) para TSR=3 (esquerda) e TSR=7 (direita). O primeiro ponto a se notar é que os níveis de turbulência (barras de valores) nas duas escalas são bastante diferentes. Na escala real, a $\bar{\mu}_t$ é uma ordem de grandeza maior que na escala do modelo, para TSR=7 a camada-limite permanece colada ao aerofólio em quase todo a extensão da pá, se desprendendo apenas próximo as pontas das pás e no centro do rotor. Na escala do modelo, a $\bar{\mu}_t$ é menor, a separação da camada-limite ocorre antecipadamente, devido à maior sensibilidade da camada-limite laminar aos gradientes adversos de pressão, em consequência, a região de vorticidade está presente ao longo de toda pá, intensificada nas regiões próximas ao centro do rotor e nas pontas das pás.

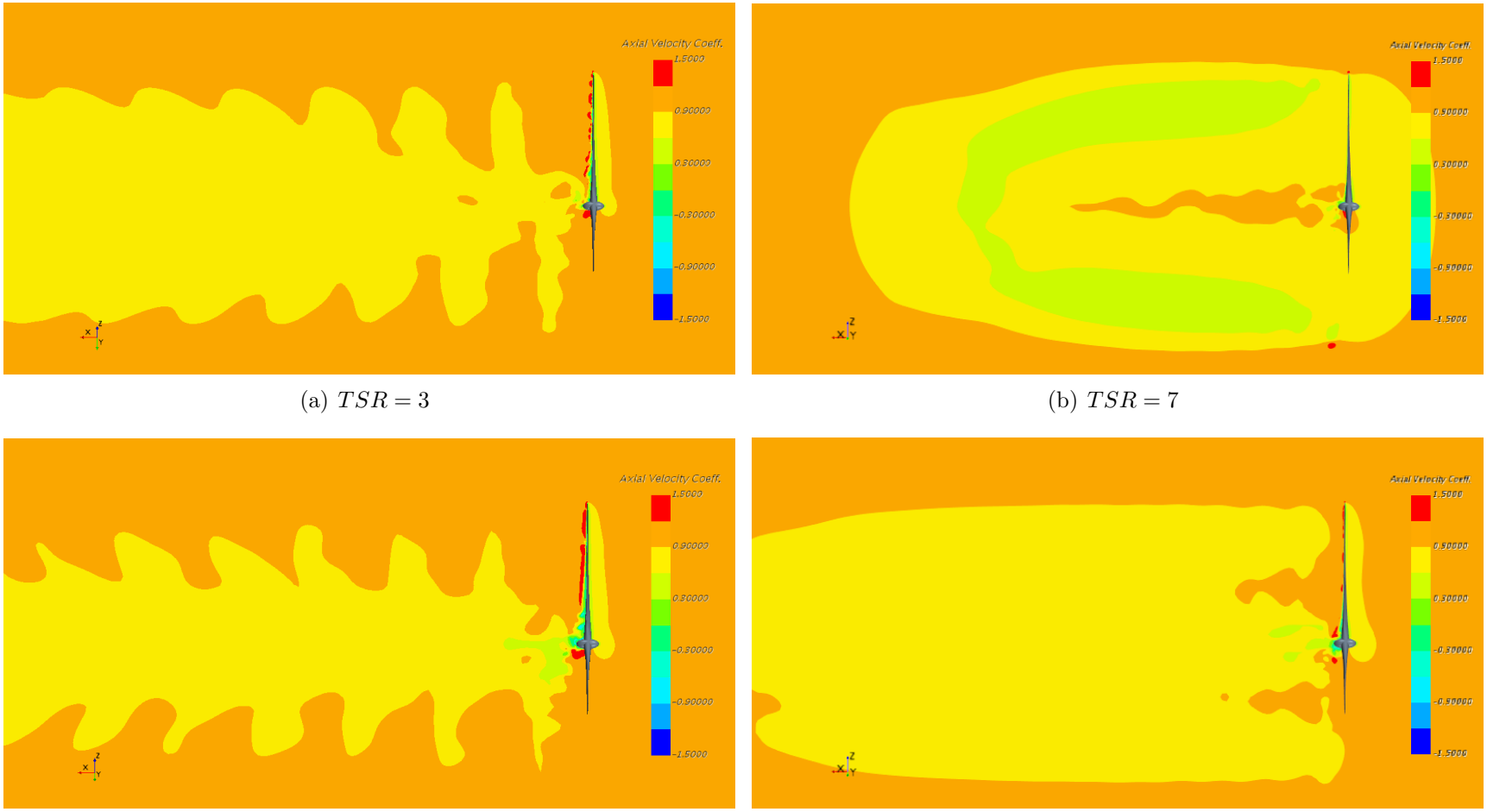
A separação da camada-limite acarreta uma distribuição de pressão ao longo da pá distinta nas duas escalas. Nas Figuras 37 e 38, o coeficiente de pressão na pá ($C_{pn\,PÁS}$) no intradorso e no extradorso, respectivamente, são apresentados para as TSRs investigadas no trabalho, para a escala real (acima) e do modelo (abaixo). No intradorso da pá, a distribuição de pressão é semelhante nas duas escalas e para todas as TSRs. Entretanto, a distribuição de pressão no extradorso é diferente. Na escala real, o aumento da TSR acarreta no aumento da região de baixa pressão na ponta da pá. Já na escala do modelo, o comportamento é oposto, a região de baixa pressão diminui para TSRs mais altas. Além disso, a intensidade da pressão é maior na escala real do que na escala do modelo. Visto que a sustentação de um aerofólio é devido a diferença de pressão entre intradorso e extradorso, a sustentação na escala do modelo será menor que a encontrada na escala real.

A Figura 39 apresenta o coeficiente de atrito (C_f) para o intradorso da pá na escala real (acima) e do modelo (abaixo) e para as TSRs analisadas. A magnitude do C_f aumenta com o aumento da TSR nas duas escalas. É possível notar que, na escala real, as regiões próximas da base da pá têm C_f pequenos e as próximas da ponta da pá têm C_f maiores. Enquanto, na escala do modelo, ao longo de toda a pá há regiões de C_f altos,

principalmente no bordo de ataque.

Na Figura 40 está presente o C_f no extradorso da pá na escala real (acima) e do modelo (abaixo) e para as TSRs analisadas. O comportamento do C_f no extradorso é similar ao encontrado no intradorso da pá. Contudo, na escala do modelo, há alguns pontos/faixas de C_f baixos nas regiões de C_f altos, esse comportamento indica a recirculação do escoamento nesses pontos, pois o C_f é plotado em termos do módulo da τ, não sendo possível conferir a direção da tensão na pá da turbina. O arrasto no aerofólio depende das tensões τ, portanto, para a escala do modelo, o arrasto é maior do que o encontrado na escala real.

Em conclusão, na escala do modelo, o C_d é maior e o C_l é menor quando comparados com a escala real. O empuxo e o torque resultante no rotor da turbina são decorrentes da decomposição do arrasto e da sustentação ao longo das pás ($Empuxo \approx C_l \cos\phi + C_d \sin\phi$ e $Torque \approx C_l \sin\phi - C_d \cos\phi$). Em TSRs mais altas, ϕ são menores (ver tabela 4), a principal contribuinte para o empuxo é o $C_l \cos\phi$ e para o torque o $C_d \cos\phi$. Logo, o empuxo é menor e potência é negativa em TSRs mais altas, na escala do modelo. Em TSRs mais baixas, ϕ são maiores, a principal contribuinte para o empuxo é o $C_d \sin\phi$ e para o torque o $C_l \sin\phi$. Portanto, o empuxo não tem grandes diferenças entre a escala real e do modelo, porém, a potência é deteriorada na escala do modelo para essas condições.



(a) $TSR = 3$

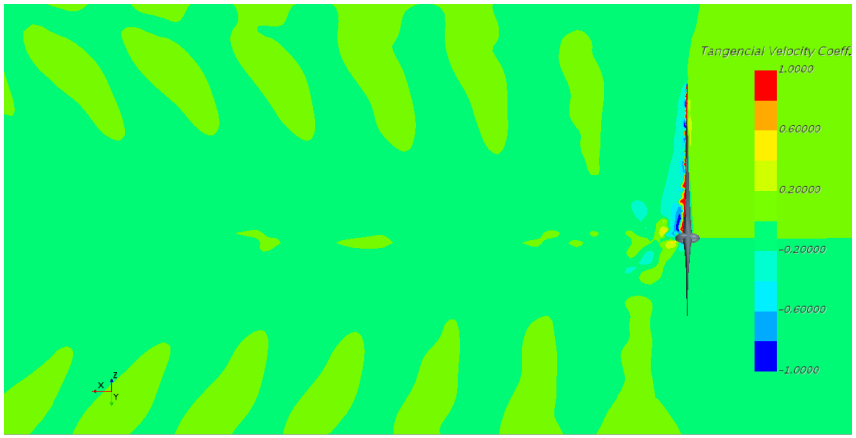
(b) $TSR = 7$

(c) $TSR = 3$

(d) $TSR = 7$

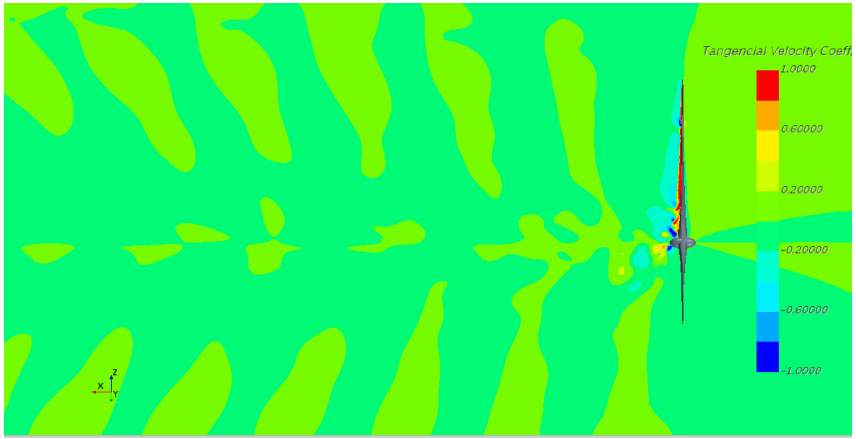
Figura 32 – C_v Axial para a escala real (acima) e do modelo (abaixo).

Fonte: Elaboração Própria.



(a) $TSR = 3$

(b) $TSR = 7$

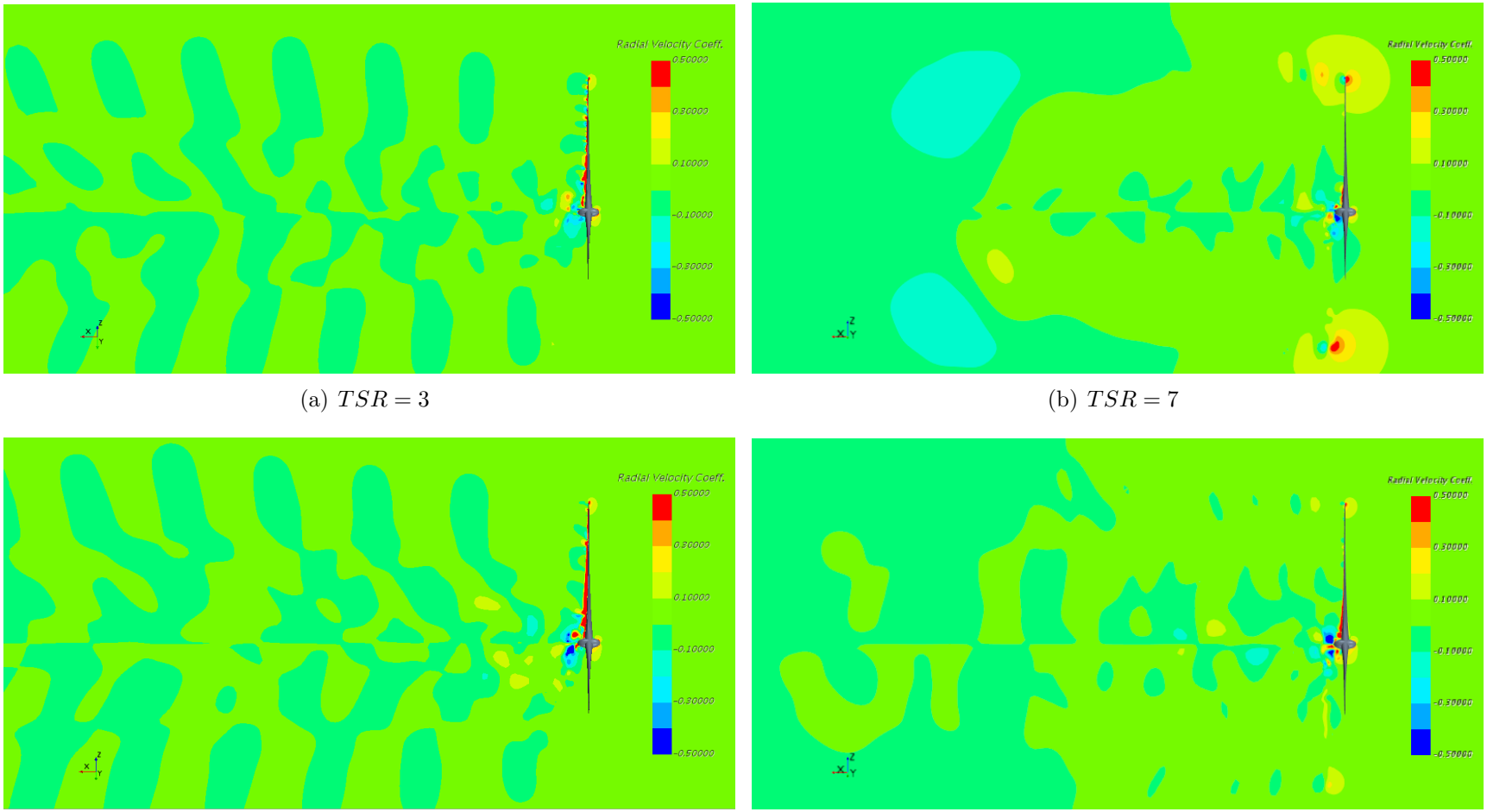


(c) $TSR = 3$

(d) $TSR = 7$

Figura 33 – C_v Tangencial para a escala real (acima) e do modelo (abaixo).

Fonte: Elaboração Própria.



(a) $TSR = 3$

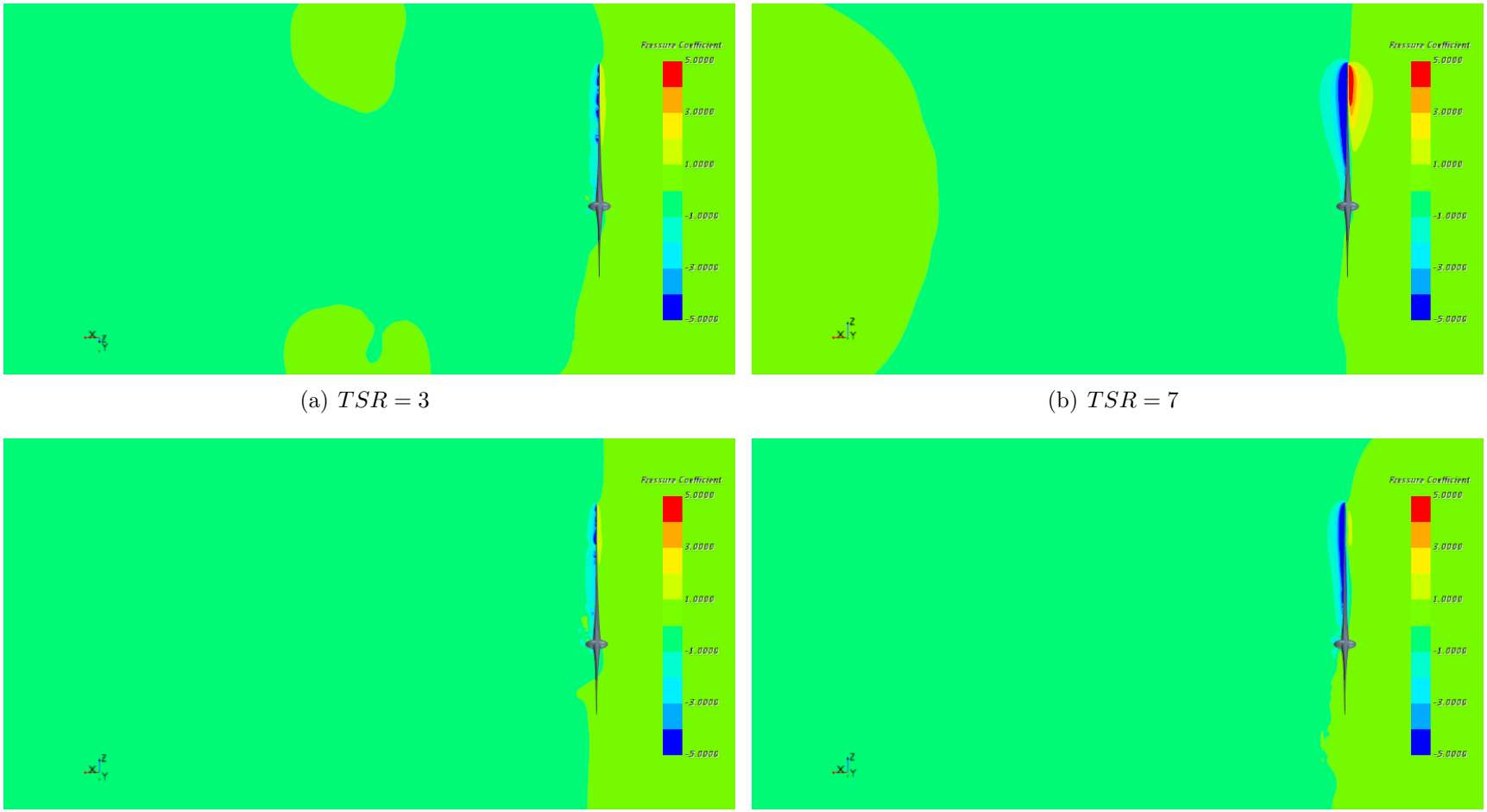
(b) $TSR = 7$

(c) $TSR = 3$

(d) $TSR = 7$

Figura 34 – C_v Radial para a escala real (acima) e do modelo (abaixo).

Fonte: Elaboração Própria.



(a) $TSR = 3$

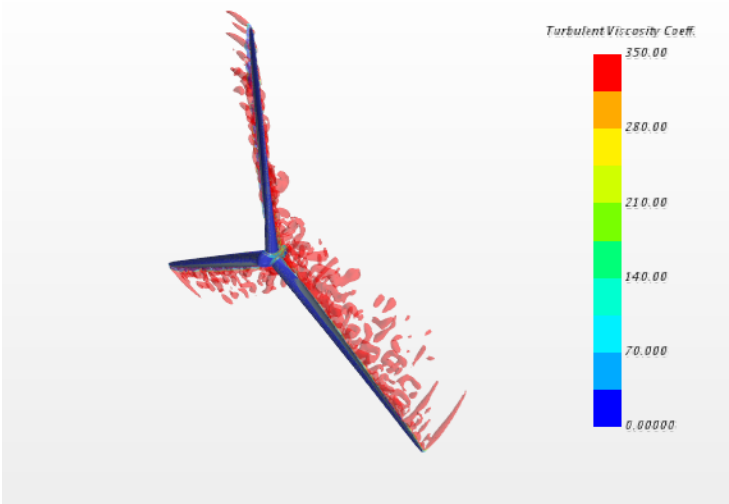
(b) $TSR = 7$

(c) $TSR = 3$

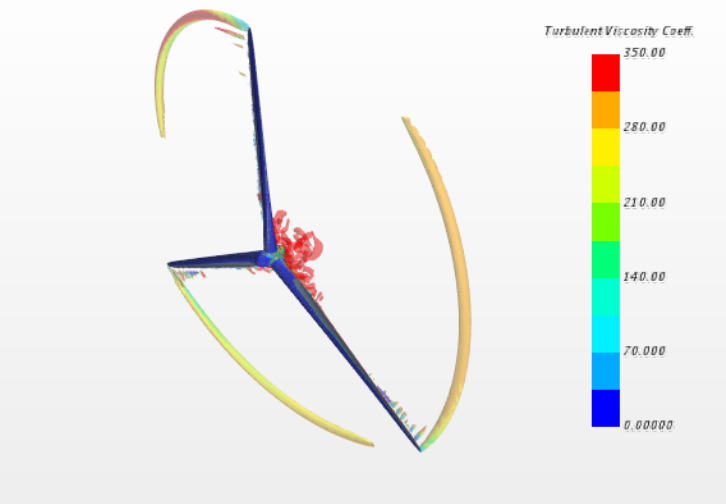
(d) $TSR = 7$

Figura 35 – C_{pn} para a escala real (acima) e do modelo (abaixo).

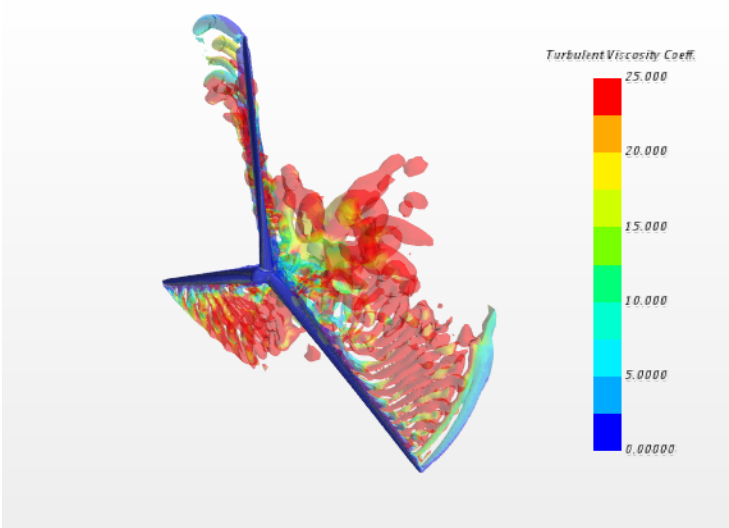
Fonte: Elaboração Própria.



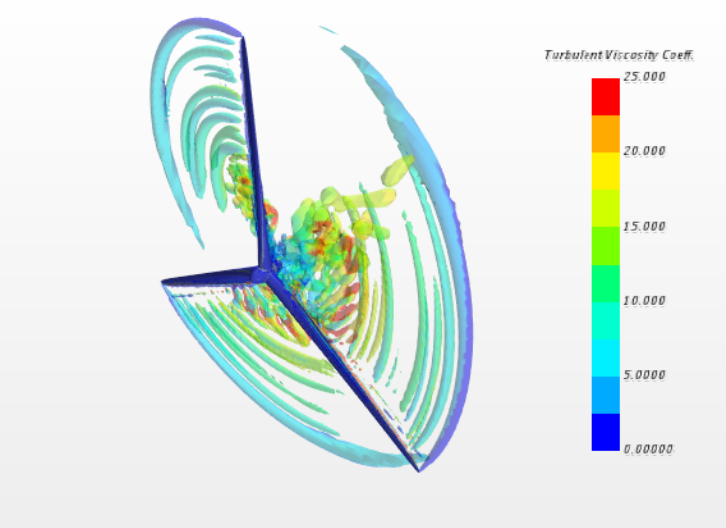
(a) $TSR = 3$



(b) $TSR = 7$



(c) $TSR = 3$



(d) $TSR = 7$

Figura 36 – $\bar{\mu}_t$ plotado na isosurface (Q=5) para a escala real (acima) e do modelo (abaixo).

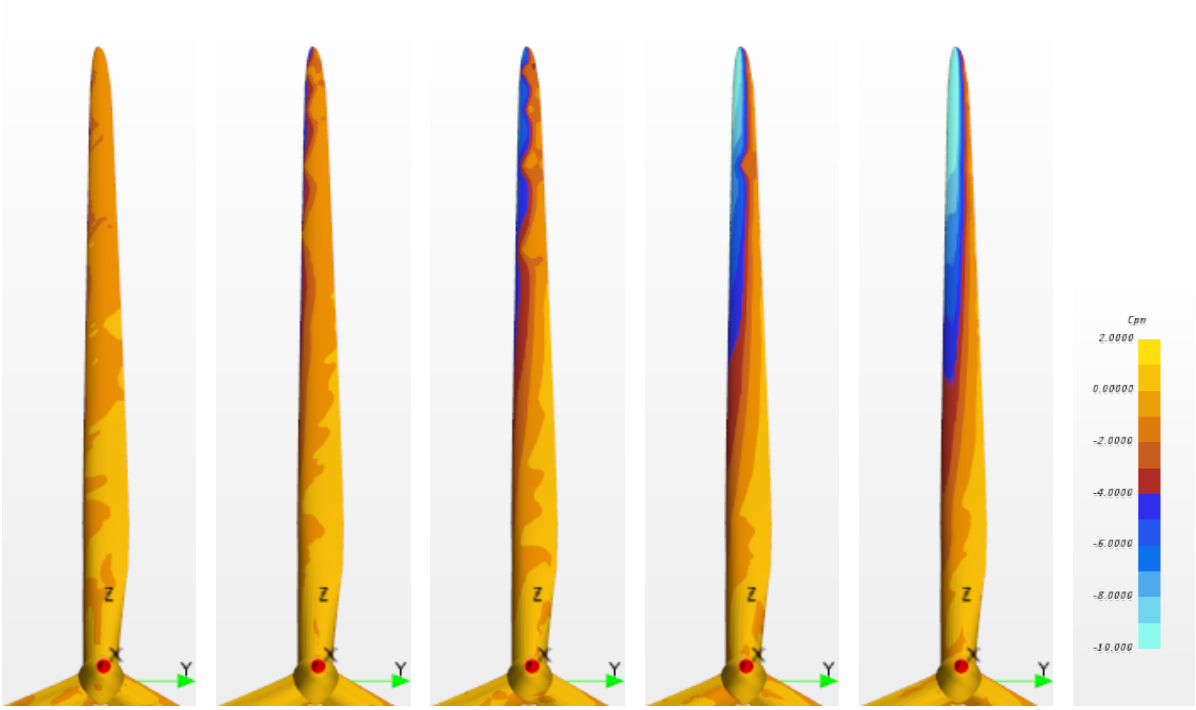
Fonte: Elaboração Própria.

(a) $TSR = 3$ (b) $TSR = 4$ (c) $TSR = 5$ (d) $TSR = 6$ (e) $TSR = 7$

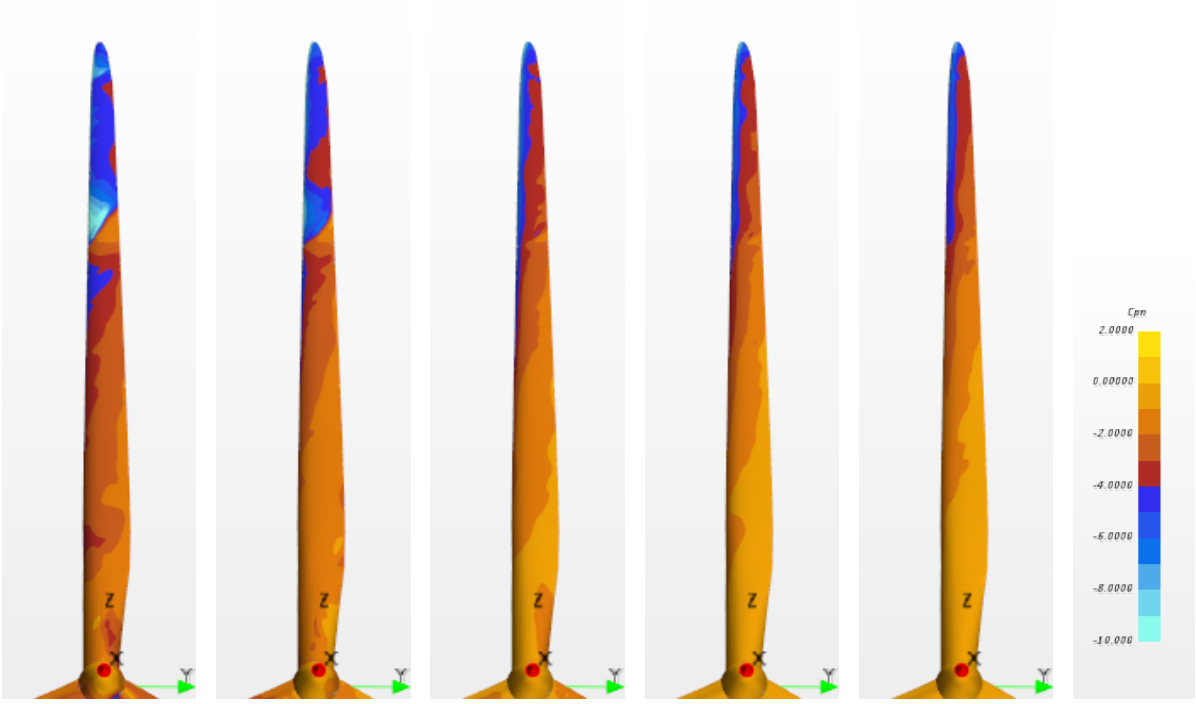
(g) $TSR = 3$ (h) $TSR = 4$ (i) $TSR = 5$ (j) $TSR = 6$ (k) $TSR = 7$

Figura 37 – $C_{pnPÁS}$ no intradorso da pá na escala real (acima) e modelo (abaixo) para diferentes TSR.

Fonte: Elaboração Própria.



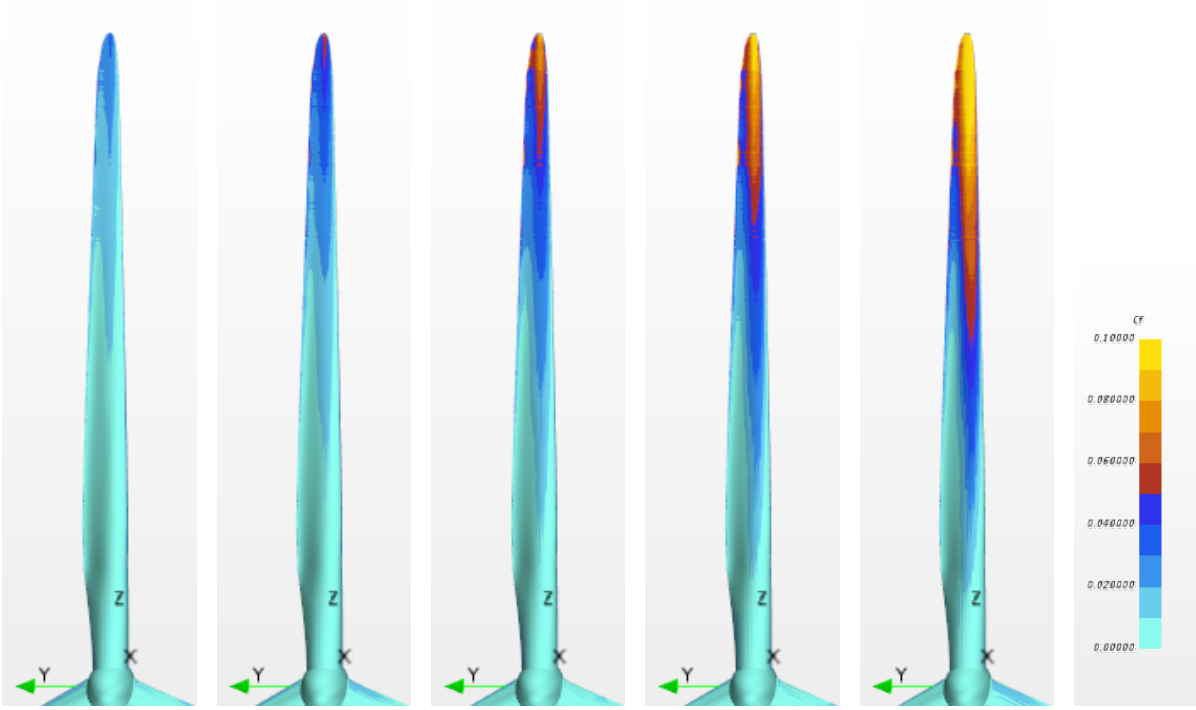
(a) $TSR = 3$ (b) $TSR = 4$ (c) $TSR = 5$ (d) $TSR = 6$ (e) $TSR = 7$



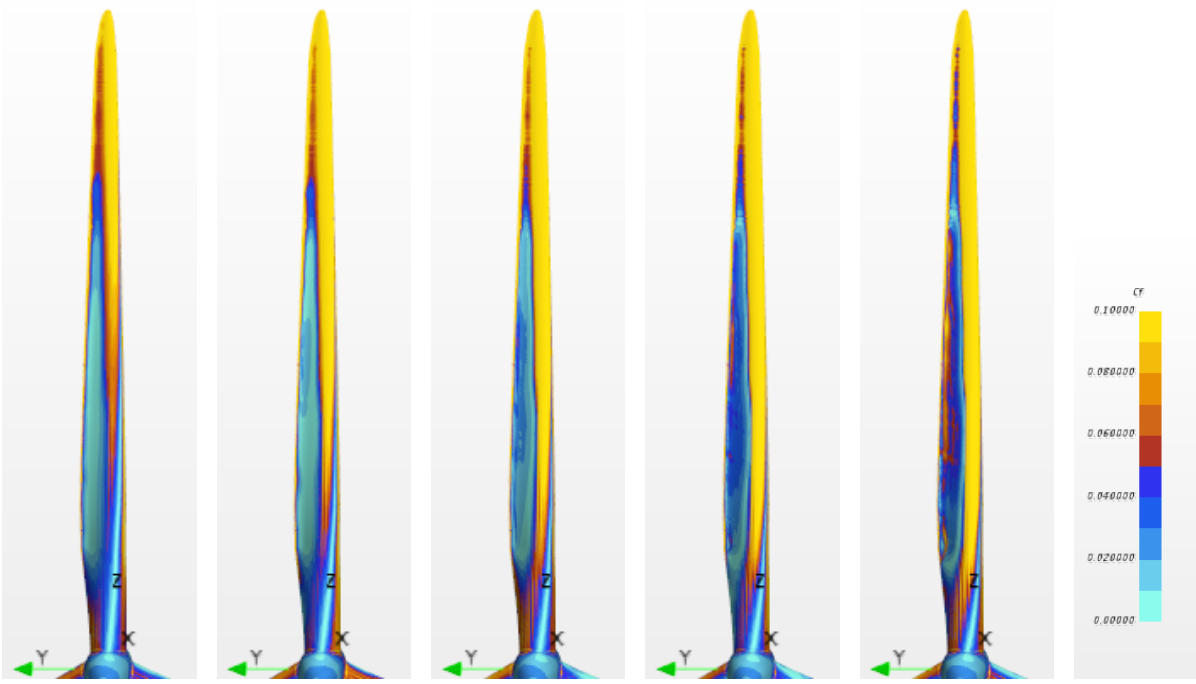
(g) $TSR = 3$ (h) $TSR = 4$ (i) $TSR = 5$ (j) $TSR = 6$ (k) $TSR = 7$

Figura 38 – $C_{pn\,PÁS}$ no extradorso da pá na escala real (acima) e modelo (abaixo) para diferentes TSR.

Fonte: Elaboração Própria.



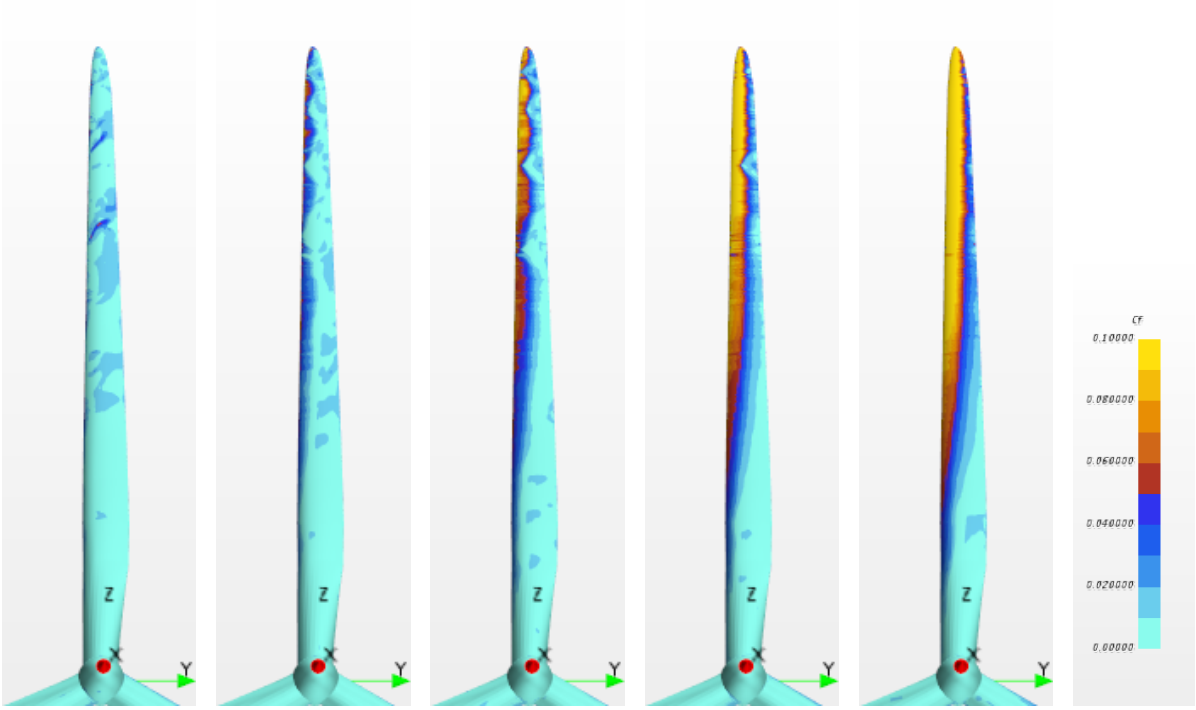
(a) $TSR = 3$ (b) $TSR = 4$ (c) $TSR = 5$ (d) $TSR = 6$ (e) $TSR = 7$



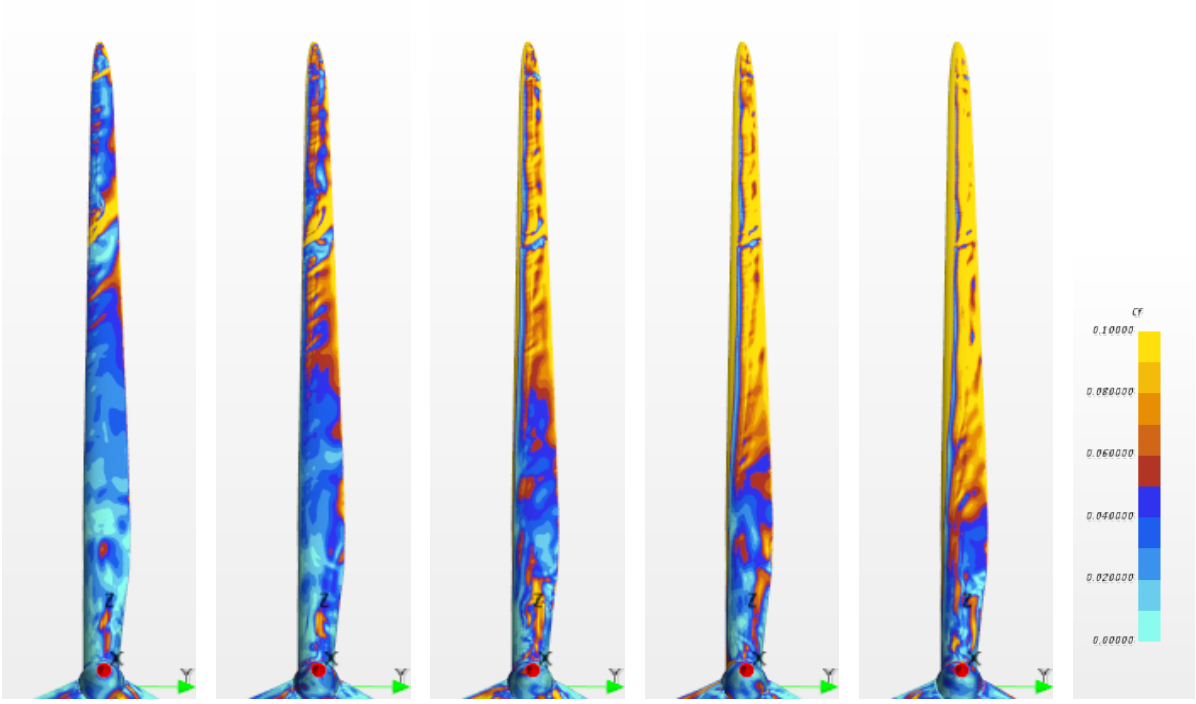
(g) $TSR = 3$ (h) $TSR = 4$ (i) $TSR = 5$ (j) $TSR = 6$ (k) $TSR = 7$

Figura 39 – C_f no intradorso da pá na escala real (acima) e modelo (abaixo) para diferentes TSR.

Fonte: Elaboração Própria.



(a) $TSR = 3$ (b) $TSR = 4$ (c) $TSR = 5$ (d) $TSR = 6$ (e) $TSR = 7$



(g) $TSR = 3$ (h) $TSR = 4$ (i) $TSR = 5$ (j) $TSR = 6$ (k) $TSR = 7$

Figura 40 – C_f no extradorso da pá na escala real (acima) e modelo (abaixo) para diferentes TSR.

Fonte: Elaboração Própria.

7 Conclusão

O presente trabalho analisou, por meio de simulações em CFD, o efeito da escala de Froude na performance aerodinâmica do rotor da "NREL 5MW Wind Turbine Baseline" para o fator de escala 1:50. Em uma etapa preliminar às simulações do rotor da turbina, analisou-se o aerofólio NACA64-618, que compõe a extremidade exterior da pá da turbina, para dois números de Reynolds, $Re = 10^6$ e $Re = 10^4$, valores típicos do escoamento ao redor da pá na escala real e do modelo, respectivamente.

As simulações bidimensionais do aerofólio, baseadas nas equações RANS e modelo de turbulência $k - \omega$ SST, foram conduzidas para ângulos de ataque representativos do perfil da pá da turbina nas condições estudadas. O arrasto e a sustentação no aerofólio são diferentes nas duas escalas. Na escala do modelo, a razão C_l/C_d é menor e o C_l é negativo para $\alpha < 5°$. Esse comportamento ocorre porque a camada-limite é mais sensível aos gradientes adversos de pressão e a separação acontece já para ângulos de ataque pequenos, afetando o desempenho do aerofólio.

A análise da performance do rotor da turbina foi conduzida por meio de simulações em CFD, baseadas nas equações RANS e modelo de turbulência $k - \omega$ SST, para diferentes razão de velocidades de ponta da pá, isto é, para uma velocidade incidente do vento constante e uniforme, com o rotor em condição de regime, foram impostas diferentes velocidades angulares. A torre e a nacelle da turbina são omitidas e os movimentos do flutuador não são considerados.

Resultados experimentais disponíveis na literatura foram empregados para validar os resultados em CFD na escala do modelo. Por outro lado, na escala real, devido à ausência de dados experimentais na literatura, resultados numéricos do FAST (BEMT) foram empregados como referência. Os resultados em CFD do coeficiente de potência e de empuxo têm boa concordância com as referências empregadas. É importante ressaltar que a concordância com os resultados experimentais foi particularmente boa, com o modelo sendo capaz de capturar as tendências dos coeficientes de empuxo e de potência. Trabalhos anteriores (exemplo: (MAKE; VAZ, 2015)) tiveram dificuldades em reproduzir corretamente a tendência do coeficiente de potência na escala do modelo.

Os efeitos da escala de Froude no desempenho da turbina são grandes, o rotor tem cerca de 50% menos empuxo e não fornece potência significativa na escala do modelo. A queda no empuxo é importante, principalmente, em relação aos ensaios sob ondas, pois também afeta a dinâmica das linhas de amarração e do sistema flutuante.

As discrepâncias dos coeficientes nas duas escalas estão correlacionadas com o escoamento ao redor do rotor. A diferença na turbulência é responsável pelo comportamento

distintos do escoamento nas duas escalas, devido à sensibilidade da camada-limite laminar aos gradientes adversos de pressão na escala do modelo, a separação da camada-limite ocorre ao longo de toda a pá. Em consequência, a distribuição e a magnitude da pressão e, também, do atrito são diferentes quando comparados com a escala real. A relação C_l/C_d é menor e o desempenho do rotor da turbina é deteriorado na escala do modelo.

O bom desempenho do modelo numérico atesta que, de fato, o CFD é uma ferramenta importante para o projeto de FOWTs, pois pode ser empregado tanto para predizer o comportamento aerodinâmico na escala real quanto para entender os efeitos de escala envolvidos nos ensaios experimentais destes sistemas.

Para trabalhos futuros seria interessante, como primeiro passo, impor os movimentos do flutuador para uma comparação com os resultados obtidos pelo software FAST e analisar o efeito dos movimentos do flutuador na aerodinâmica do rotor da turbina, que afetam a velocidade relativa local nas pás do rotor da turbina. Para em sequência, desenvolver um modelo numérico mais robusto com a modelagem de toda a estrutura da FOWT (rotor, torre e flutuador) sob ondas e ventos.

Referências

ABBOTT, I. H.; DOENHOFF, A. E. V. *Theory of Wing Sections*. New York: Dover Publications Inc., 1959. ISBN 0486605868.

ABEEÓLICA. *Annual Wind Energy Report 2018*. 2019.

AHN, H.-J.; SHIN, H. Model test and numerical simulation of OC3 spar type floating offshore wind turbine. *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, Elsevier BV, v. 11, n. 1, p. 1–10, jan 2017.

ANDERSON, J. D. *Fundamentals of Aerodynamics*. 5th. ed. New York: McGraw-Hill, 2016.

ARAPOGIANNI, A. et al. *Deep Water: The next step for offshore wind energy*. [S.l.]: European Wind Energy Association, 2013.

BURTON, T. et al. *Wind Energy Handbook*. 1st. ed. [S.l.]: John Wiley & Sons, Ltd, 2001.

CD-ADAPCO. Starccm+ users manual. Acessado em 01-11-19. 2019. Disponível em: <http://www.cd-adapco.com/products/star-ccm/documentation>.

CHAKRABARTI, S. K. *Advanced Series on Ocean Engineering - Offshore Structure Modeling*. 1st. ed. Singapore: World Scientific Publishing Company, 1994. v. 9.

CHENG, P.; HUANG, Y.; WAN, D. A numerical model for fully coupled aero-hydrodynamic analysis of floating offshore wind turbine. *Ocean Engineering*, Elsevier BV, v. 173, p. 183–196, feb 2019.

CORBETTA, G.; HO, A.; PINEDA, I. *Wind energy scenarios for 2030*. 2015. European Wind Energy Association.

CORDLE, A.; JONKMAN, J. State of the art in floating wind turbine design tools. In: *Proceedings of the 21st International Offshore and Polar Engineering Conference*. Hawaii, USA: International Offshore and Polar Engineering Conference, 2011. p. 367–374.

DRELA, M. Xfoil: An analysis and design system for low reynolds number airfoils. In: *Lecture Notes in Engineering*. Indiana, USA: Springer Berlin Heidelberg, 1989. p. 1–12.

EQUINOR. *Equinor: the world's leading floating offshore wind developer*. 2019. Acessado em 01-11-19. Disponível em: <https://www.equinor.com/en/what-we-do/hywind-where-the-wind-takes-us.html>.

GIAHI, M. H.; DEHKORDI, A. J. Investigating the influence of dimensional scaling on aerodynamic characteristics of wind turbine using CFD simulation. *International Journal of Renewable Energy*, Elsevier BV, v. 97, p. 162–168, nov 2016.

JONES, W.; LAUNDER, B. The prediction of laminarization with a two-equation model of turbulence. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Elsevier BV, v. 15, n. 2, p. 301–314, feb 1972.

JONKMAN, J. et al. *Definition of a 5-MW Reference Wind Turbine for Offshore System Development*. Golden, CO, USA: National Renewable Energy Laboratory (NREL), 2009.

KIM, J.; PHAM, T. D.; SHIN, H. Validation of a 750kW semi-submersible floating offshore wind turbine numerical model with model test data, part II: Model-II. *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, Elsevier BV, aug 2019.

KIM, J.; SHIN, H. Model test & numerical simulation of OC4 semi-submersible type floating offshore wind turbine. In: *Proceedings of the 26th International Offshore and Polar Engineering Conference*. Rhodes, Greece: International Society of Offshore and Polar Engineers, 2016. p. 6.

KOLÁŘ, V. Vortex identification: New requirements and limitations. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Elsevier BV, v. 28, n. 4, p. 638–652, aug 2007.

LIU, Y. et al. Investigation of the effects of platform motion on the aerodynamics of a floating offshore wind turbine. *Journal of Hydrodynamics*, Springer Nature, v. 28, n. 1, p. 95–101, feb 2016.

LIU, Y. et al. Establishing a fully coupled CFD analysis tool for floating offshore wind turbines. *International Journal of Renewable Energy*, Elsevier BV, v. 112, p. 280–301, nov 2017.

MAKE, M.; VAZ, G. Analyzing scaling effects on offshore wind turbines using CFD. *International Journal of Renewable Energy*, Elsevier BV, v. 83, p. 1326–1340, nov 2015.

MARTIN, H. R. et al. Methodology for wind/wave basin testing of floating offshore wind turbines. *Journal of Offshore Mechanics and Arctic Engineering*, ASME International, v. 136, n. 2, mar 2014.

MATHA, D. et al. Challenges in simulation of aerodynamics, hydrodynamics, and mooring-line dynamics of floating offshore wind turbines. In: *Proceedings of the 21th International Offshore and Polar Engineering Conference*. Maui, Hawaii, USA: International Society of Offshore and Polar Engineers, 2011. v. 14, n. 4, p. 8.

MENTER, F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), v. 32, n. 8, p. 1598–1605, aug 1994.

MORIARTY, P. J.; HANSEN, A. C. *AeroDyn Theory Manual*. [S.l.], 2005.

NGHIEM, A.; PINEDA, I. techreport, *Wind Energy in Europe: Scenarios for 2030*. 2017.

OHLENFORST, K. et al. *GWEC | Global Wind Report 2018*. 2019.

PATANKAR, S.; SPALDING, D. A calculation procedure for heat, mass and momentum transfer in three-dimensional parabolic flows. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Elsevier BV, v. 15, n. 10, p. 1787–1806, oct 1972.

PHILIPPE, M. et al. Comparison of simulation and tank test results of a semi-submersible floating wind turbine under wind and wave loads. In: *Proceedings of the ASME 2013 32nd International Conference on Ocean, Offshore and Arctic Engineering*. Nantes, France: American Society of Mechanical Engineers, 2013. Volume 8: Ocean Renewable Energy.

POPE, S. B. *Turbulent Flows*. Cambridge: Cambridge University Press, 2000.

SARMIENTO, J. et al. Experimental modelling of a multi-use floating platform for wave and wind energy harvesting. *Ocean Engineering*, Elsevier BV, v. 173, p. 761–773, feb 2019.

SUN, X.; HUANG, D.; WU, G. The current state of offshore wind energy technology development. *Journal of Energy*, Elsevier BV, v. 41, n. 1, p. 298–312, may 2012.

VERSTEEG, W. M. H. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. [S.l.]: Prentice Hall, 2007. ISBN 0131274988.

WHITE, F. *Fluid Mechanics*. [S.l.]: McGraw-Hill Education - Europe, 2015. ISBN 0073398276.

WILCOX, D. *Turbulence Modeling for CFD*. 1st. ed. La Canada, CA: DCW Industries, Inc., 1998.

WINDEUROPE. *Floating Offshore Wind Vision Statement*. 2017. WindEurope.

WISER, R. et al. Wind vision: A new era for wind power in the united states. *The Electricity Journal*, Elsevier BV, v. 28, n. 9, p. 120–132, nov 2015.

ZHAO, W.; CHENG, P.; WAN, D. Numerical computation of aerodynamic performances of nrel offshore 5-mw baseline wind turbine. In: *The Eleventh ISOPE Pacific/Asia Offshore Mechanics Symposium*. Shanghai, China: International Society of Offshore and Polar Engineers, 2014. p. 6.

ZHOU et al. Numerical modelling of dynamic responses of a floating offshore wind turbine subject to focused waves. *Energies*, MDPI AG, v. 12, n. 18, p. 3482, sep 2019.

Apêndices

APÊNDICE A – Análise de sensibilidade das simulações bidimensionais do aerofólio

A análise de sensibilidade das simulações bidimensionais do aerofólio é conduzida para três ângulos de ataque, $\alpha = 0°$, $4°$ e $20°$, e dois números de Reynolds, Re=10^6 e Re=10^4. Os parâmetros estudados são: a dimensão do domínio computacional, a malha computacional e o time-step. A Tabela 7 apresenta um resumo das condições estudadas nesse anexo.

Tabela 7 – Resumo das simulações bidimensionais para análise de sensibilidade

$\alpha[°]$	**No. Reynolds**	**L [m]**	**Elementos de malha [10^3]**	**Time Step [s]**
		Análise do Domínio		
0	10^6	20-400	50-160	-
4	10^6	20-400	50-160	-
20	10^6	20-400	50-160	T/100
0	10^4	20-400	50-160	-
4	10^4	20-400	50-160	-
20	10^4	20-400	50-160	T/100
		Análise da Malha Computacional		
0	10^6	200	180-900	-
4	10^6	200	180-900	-
20	10^6	200	180-900	T/100
0	10^4	200	180-900	-
4	10^4	200	180-900	-
20	10^4	200	180-900	T/100
		Análise do Time-Step		
20	10^6	200	500	T/100
20	10^6	200	500	T/200
20	10^6	200	500	T/500
20	10^4	200	500	T/100
20	10^4	200	500	T/200
20	10^4	200	500	T/500

Fonte: Elaboração Própria.

A.1 Dimensão do Domínio

A análise das dimensões do domínio computacional visa minimizar os efeitos das condições de contorno. Conforme explicado no capítulo 5, simulações estacionárias são empregadas para $0° < \alpha < 5°$. Devido ao menor custo computacional, 9 dimensões de domínio foram estudadas para $\alpha = 0°$ e $\alpha = 4°$. O domínio é um quadrado de lado L e o aerofólio de corda igual a 1m é posicionado no seu centro. As dimensões dos domínios são iguais a L=20, 40, 60, 80, 120, 160, 200, 240, 320, 400m. As simulações para $\alpha = 20°$ são transientes e demandam maior poder computacional, dessa forma, apenas 3 dimensões de domínio foram avaliadas, L= 20, 200 e 400m.

Para $\alpha = 0°$ e $4°$, os coeficientes de arrasto (esquerda) e sustentação (direita) em função da dimensão do domínio para os Re=10^6 (acima) e Re=10^4 (abaixo) são apresentados na Figura 41. O C_d e C_l apresentam comportamento assintótico com o aumento do domínio, isto é, para domínio maiores os resultados são pouco influenciado pelas dimensões do domínio. Na escala real, a influência das dimensões do domínio no C_l e, principalmente, no C_d são claras, entretanto para escala do modelo é difícil a constatação dessa tendência pois os valores são pequenos.

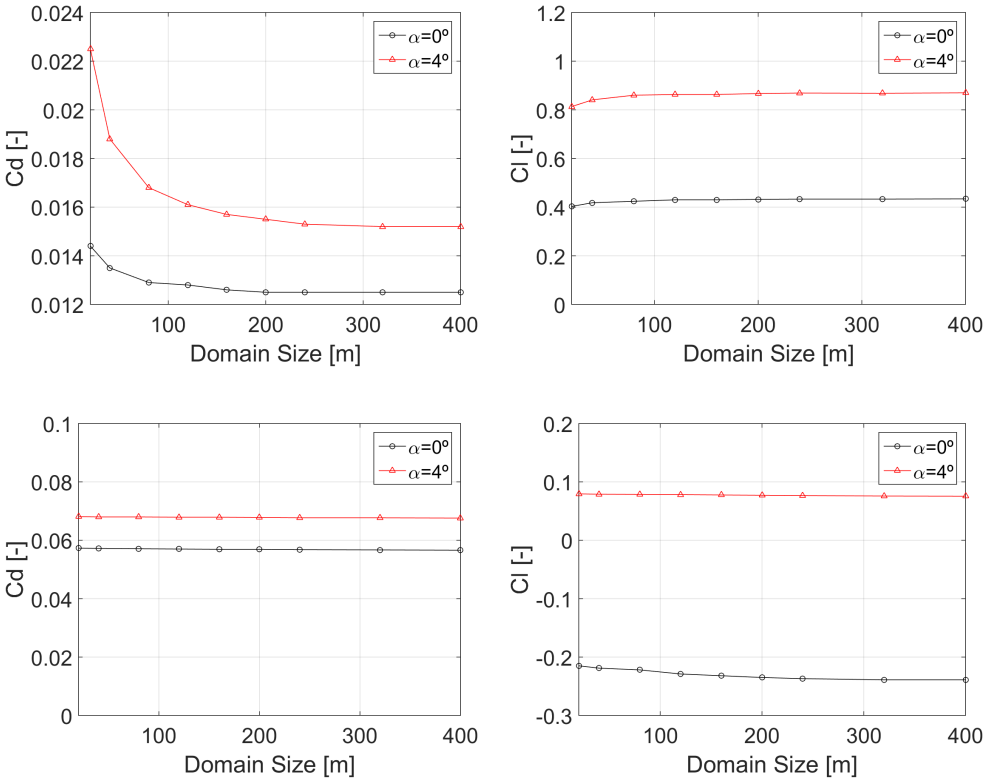


Figura 41 – C_d (esquerda) e C_l (direita) para $\alpha = 0°$ e $\alpha = 4°$ em função da dimensão do domínio computacional para $Re = 10^6$ (acima) e $Re = 10^4$ (abaixo).

Fonte: Elaboração Própria.

Na Figura 42 são plotados as diferenças do C_d e C_l, em relação aos valores encon-

trados para domínio maior (L=400m), que tem pouca influência das condições de contorno. Nestes gráficos, a dependência dos coeficientes com a dimensão do domínio é evidente para a escala do modelo. É possível notar que na escala do modelo a dependencia maior é para o C_l, enquanto na escala real, é para o C_d. Além disso, para o domínio de 200m, a diferença é menor que 2.6% em todos os casos.

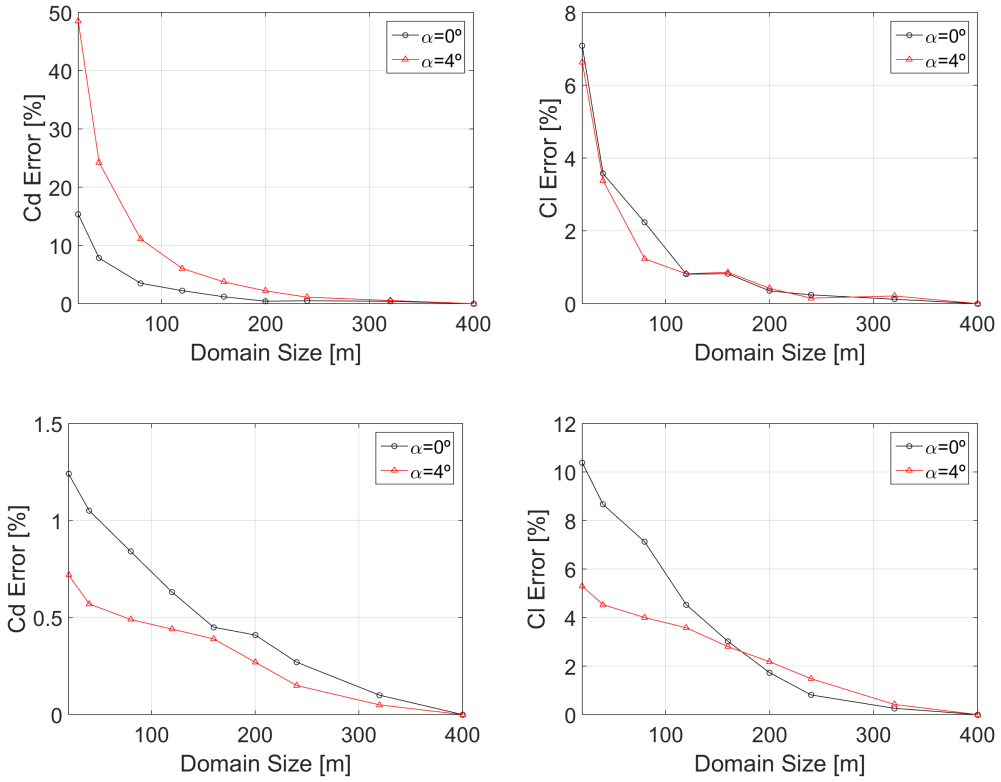


Figura 42 – Erro do C_d (esquerda) e do C_l (direita) para $\alpha = 0°$ e $\alpha = 4°$ em função da dimensão do domínio computacional para $Re = 10^6$ (acima) e $Re = 10^4$ (abaixo).

Fonte: Elaboração Própria.

Para entender melhor a sensibilidade dos resultados em relação a dimensão do domínio, as componentes dos coeficientes foram decompostas em duas parcelas, uma relativa a pressão e outra ao atrito.

Na escala real, o C_d foi decomposto em $C_d^{Pressão}$ e C_d^{Atrito} conforme a Tabela 8. É possível notar que a componente $C_d^{Pressão}$ é praticamente constante para um α, enquanto a componente C_d^{Atrito} varia consideravelmente. A variação da C_d^{Atrito} ocorre devido ao efeito de blocagem. Em domínios pequenos a velocidade local é maior e, consequentemente, o C_d^{Atrito}.

Na escala do modelo, o C_l foi decomposto em $C_l^{Pressão}$ e C_l^{Atrito} conforme a Tabela 9. Observa-se que a componente C_l^{Atrito} tem uma contribuição irrelevante para a magnitude do C_l, por outro lado $C_l^{Pressão}$ tem grande influência na magnitude do C_l e na sua variação, o que era esperado, visto que a sustentação é advinda pela diferença de pressão ao redor

Tabela 8 – C_d e suas componentes para escala real.

$\alpha[°]$	**L [m]**	C_d	**Erro** C_d [%]	$C_d^{Pressão}$ [-]	**Erro** $C_d^{Pressão}$[-]	C_d^{Atrito}[-]	**Erro** C_d^{Atrito}[-]
	20	0.0144	15.33	0.00850	0.98	0.00589	45.14
	40	0.0135	7.81	0.00848	0.72	0.00497	22.54
	80	0.0129	3.49	0.00846	0.51	0.00445	9.69
	120	0.0128	2.22	0.00846	0.48	0.00429	5.82
0	160	0.0126	1.17	0.00845	0.37	0.00417	2.85
	200	0.0125	0.41	0.00844	0.29	0.00408	0.66
	240	0.0125	0.49	0.00844	0.23	0.00410	1.04
	320	0.0125	0.40	0.00844	0.19	0.00409	0.84
	400	0.0125	-	0.00842	-	0.00406	-
	20	0.0225	48.49	0.00849	1.33	0.01401	106.80
	40	0.0188	24.23	0.00844	0.79	0.01038	53.20
	80	0.0168	11.08	0.00842	0.57	0.00841	24.08
	120	0.0161	6.03	0.00841	0.38	0.00766	13.01
4	160	0.0157	3.72	0.00839	0.19	0.00732	8.09
	200	0.0155	2.19	0.00840	0.23	0.00709	4.61
	240	0.0153	1.10	0.00839	0.16	0.00693	2.27
	320	0.0152	0.53	0.00837	0.11	0.00687	1.33
	400	0.0150	-	0.00838	-	0.00678	-

Fonte: Elaboração Própria.

do aerofólio. Os valores de C_l são pequenos, uma pequena variação na distribuição de pressão ao longo do aerofólio pode acarretar em uma mudança significativa do C_l. Além de promover uma mudança no gradiente de pressão e, consequentemente, no ponto de separação do escoamento, que também afeta o C_l.

Os resultados para as simulações transientes são apresentados na Tabela 10. A tendência de convergência com o aumento do domínio é semelhante as encontradas nas simulações estacionárias. Entretanto, as dimensões do domínio tem menor influencia nos coeficientes para esse α. A diferença nos coeficientes para o domínio de 200m é menor que 1.8%. Assim sendo, o domínio de 200m foi escolhido para as simulações do aerofólio.

Tabela 9 – Componentes do C_l para escala do modelo

$\alpha[°]$	**L [m]**	C_l	**Erro** C_l [%]	$C_l^{Pressão}$ [-]	**Erro** $C_l^{Pressão}$[-]	C_l^{Atrito}[-]	**Erro** C_l^{Atrito}[-]
	20	.	10.38	-0.2142	10.35	-0.0003	26.26
	40	-0.2186	8.66	-0.2183	8.64	-0.0003	21.51
	80	-0.2223	7.12	-0.2220	7.10	-0.0003	17.86
	120	-0.2285	4.53	-0.2282	4.51	-0.0003	12.77
0	160	-0.2321	3.02	-0.2318	3.02	-0.0003	5.38
	200	-0.2352	1.73	-0.2349	1.73	-0.0003	1.94
	240	-0.2374	0.81	-0.2370	0.82	-0.0004	4.69
	320	-0.2387	0.26	-0.2383	0.28	-0.0004	9.42
	400	-0.2393	-	-0.2390	-	-0.0003	-
	20	0.0795	5.29	0.0785	5.16	0.0009	18.31
	40	0.0789	4.53	0.0780	4.38	0.0009	18.12
	80	0.0785	4.00	0.0776	3.85	0.0009	17.83
	120	0.0782	3.58	0.0773	3.44	0.0009	17.54
4	160	0.0776	2.80	0.0767	2.65	0.0009	17.39
	200	0.0771	2.18	0.0762	2.02	0.0009	17.31
	240	0.0766	1.48	0.0757	1.32	0.0009	16.66
	320	0.0758	0.42	0.0749	0.25	0.0009	16.08
	400	0.0755	-	0.0747	-	0.0008	-

Fonte: Elaboração Própria.

A.2 Malha Computacional

A análise de convergência da malha segue o procedimento de engenharia, define-se os resultados da malha mais refinada como referência. As dimensões do bloco de refino próximo ao aerofólio, a espessura da 1^a e total da camada prismática são mantidos, com objetivo de manter a malha mais similar possível entre os casos estudados. O bloco de refino é 25% de um *base size*, medida imposta a todos os elementos da malha computacional.

A Figura 43 apresenta a diferença do C_d e o C_l para a malha mais refinada. Quatro malhas computacionais, de 180 mil a 936 mil elementos, são analisadas para $\alpha = 0°$ e $4°$. Os valores convergem com o aumento do número de elementos da malha. Os erros para $Re = 10^6$ são da mesma ordem tanto para o C_d quanto para o C_l, por outro lado, os erros para $Re = 10^4$ são maiores para o C_l em relação ao C_d. Para as simulações de $\alpha = 20°$ (transiente) são analisadas 3 malhas computacionais e a tendência dos resultados é similar a encontrada nas simulações estacionárias.

Tabela 10 – C_d e C_l para simulações transientes ($\alpha = 20°$)

No. Reynolds	**L [m]**	C_d	**Erro** C_d [%]	C_l	**Erro** C_l [%]
	20	0.2195	0.66	1.4073	1.28
10^6	200	0.2188	0.98	1.4291	0.25
	400	0.2209	-	1.4255	-
	20	0.4587	1.18	1.2354	3.24
10^4	200	0.4566	0.72	1.2175	1.74
	400	0.4534	-	1.1966	-

Fonte: Elaboração Própria.

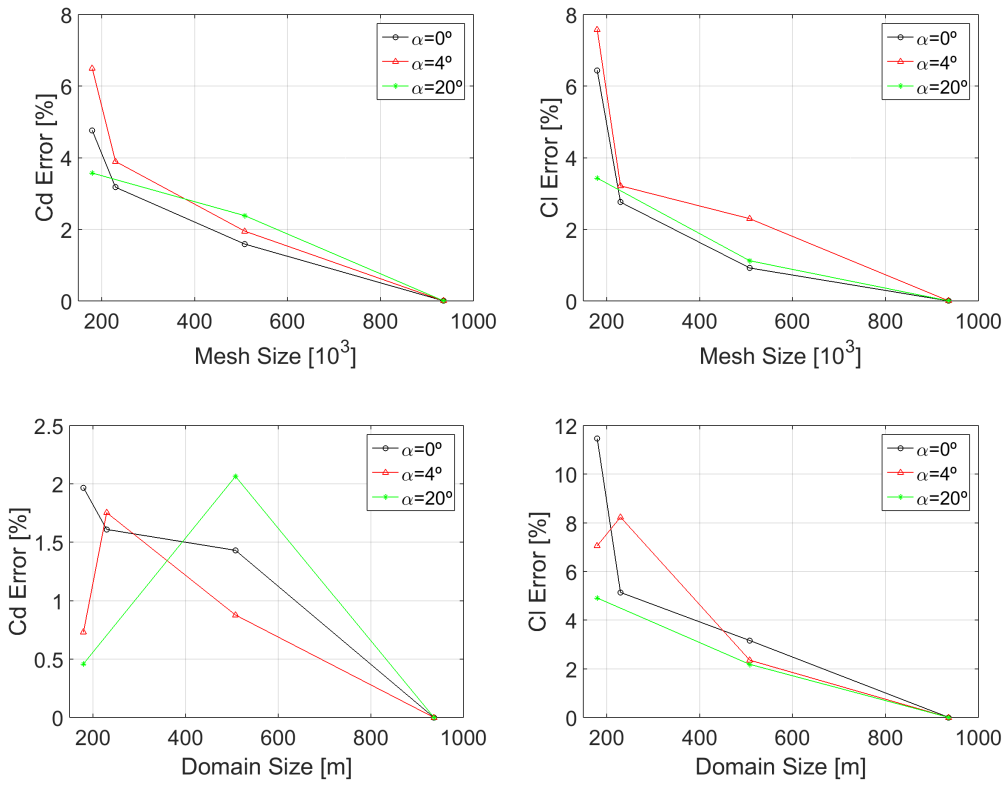


Figura 43 – Erro do C_d (esquerda) e C_l (direita) para $\alpha = 0°$ e $\alpha = 4°$ em função da malha computacional para escala real (acima) e do modelo (abaixo).

Fonte: Elaboração Própria.

A malha de 508 mil elementos será empregada nesse trabalho, esta apresenta diferença máxima 2.5% em comparação a malha mais refinada. Em relação a qualidade da malha, a Figura 44 apresenta a distribuição de elementos da malha versus o ângulo de distorção (θ)para escala real e $\alpha = 0°$, exemplo representativo das malhas empregadas. A malha tem elementos com $\theta < 45°$, permitindo o fluxo difuso acontecer sem problemas de convergência.

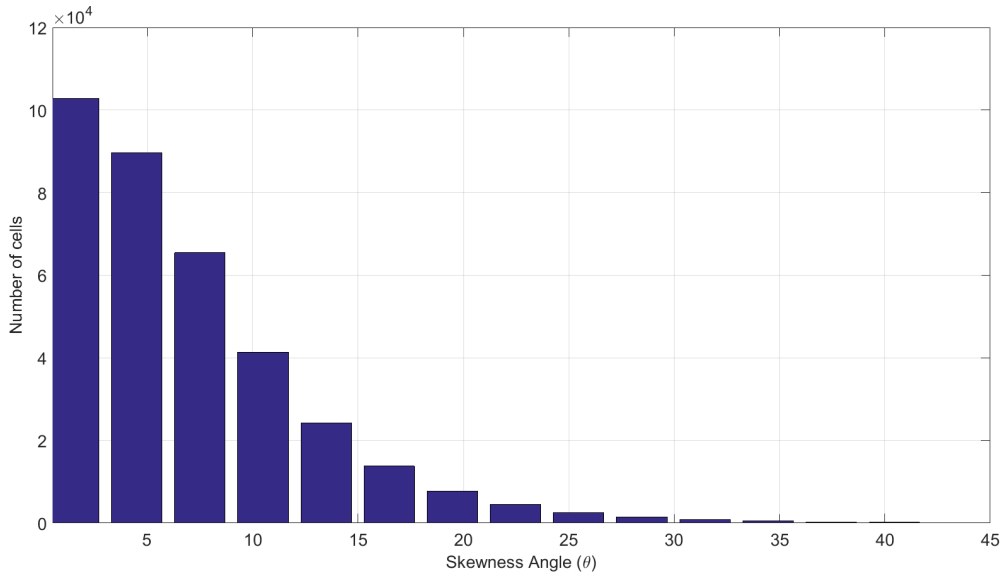


Figura 44 – Ângulo de distorção (θ) para escala real.

Fonte: Elaboração Própria.

A.3 Time-step

As simulações transientes necessitam de uma análise da convergência temporal. O período de emissão de vórtices (T), calculado pela frequência de emissão de vórtices para St=0.2 (ver capítulo 5), é a referência para o cálculo do time-step. Três time-steps são analisados, sendo 100, 200 e 300 vezes menor que o período de referência.

Os resultados são apresentados na Tabela 11. Os coeficientes C_d e C_l apresentam pouca variação tanto na escala real quanto na escala do modelo. O time-step tem uma influência significativa no gasto computacional, por isso, o maior valor é escolhido T/100.

Tabela 11 – C_d e C_l para os time-steps estudados.

No. Reynolds	**Time-Step** [s]	C_d	**Erro** C_d [%]	C_l	**Erro** C_l [%]
	T/100 (0.0011s)	0.1570	0.6536	1.4951	0.5171
10^6	T/200 (0.0005s)	0.1570	0.6561	1.4951	0.5169
	T/500 (0.0002s)	0.1580	-	1.5029	-
	T/100 (0.1125s)	0.4848	0.9154	1.1162	0.6030
10^4	T/200 (0.0562s)	0.4892	0.0043	1.1192	0.3369
	T/500 (0.0225s)	0.4893	-	1.1230	-

Fonte: Elaboração Própria.

APÊNDICE B – Análise de sensibilidade das simulações da turbina

A análise de sensibilidade das simulações do rotor da turbina é realizada na escala real e do modelo para velocidades angulares alta e baixa, isto é, TSR igual a 3 e 7. Os parâmetros estudados são: a dimensão do domínio computacional, a malha computacional e o time-step. Por último, uma breve discussão em relação ao emprego de simulações estacionárias é realizada.

B.1 Dimensões do domínio computacional

A análise das dimensões do domínio computacional tem como objetivo mitigar os efeitos das condições de contorno na solução numérica. O domínio é um cilindro e o rotor é posicionado a 1/5 do comprimento do cilindro. As dimensões dos três domínios estudados (A, B e C) são apresentadas na Tabela 12, onde a distância L1 é a jusante do rotor, L2 a montante e L3 a radial (ver Figura 26). As dimensões estudadas estão de acordo com referências anteriores (GIAHI; DEHKORDI, 2016) e (MAKE; VAZ, 2015).

Tabela 12 – Dimensões dos domínios na análise de sensibilidade

Domínio ID	**n** [-]	**L1** [m]	**L2** [m]	**L3** [m]	**Elementos de malha** [10^6]
A	1	4D	D	2D	14
B	2	8D	2D	4D	15
C	3	12D	3D	6D	16

Fonte: Elaboração Própria.

Os valores de C_t e C_p para escala real e do modelo são apresentados na Tabela 13, assim como a diferença para os valores do domínio maior, no qual a influência das condições de contorno foi considerada irrelevante.

Na escala real, a diferença do C_t e C_p tende a diminuir com o aumento do domínio. Analisando o coeficiente de velocidade axial (C_v) para os domínios estudados e para TSR=3 e TSR=7, Figura 45, é possível conferir o efeito de blocagem para o domínio menor e TSR=7. Apenas valores de C_v que diferenciam 0.5% da velocidade incidente do vento foram plotados. O afastamento das fronteiras diminui a influência das condições de contorno na velocidade axial e para o domínios C a velocidade axial próxima as fronteiras difere menos que 0.5% da V_∞. Para domínios menores há um efeito de blocagem, principalmente para

TSR mais altas. No domínio A e TSR=7 esse efeito é evidente, a velocidade do escoamento é maior entre o rotor e a fronteira lateral.

Na escala do modelo, o domínio A não convergiu para a TSR=7, provavelmente devido ao efeito de blocagem das fronteiras que eleva a velocidade local e a malha gerada torna-se insuficiente para capturar os gradiente de velocidade e pressão. Nota-se também que as dimensões do domínio têm influência maior nos resultados da escala do modelo, devido a maior instabilidade do escoamento para esse número de Reynolds.

Tabela 13 – Resultados de C_t e C_p para os diferentes domínios computacionais

Escala	**Domínio ID**	**TSR** [-]	C_t [-]	**Erro** C_t [%]	C_p [-]	**Erro** C_p [%]
	A	3.0	0.2115	1.55	0.1292	1.16
	B	3.0	0.2063	0.93	0.1290	1.27
	C	3.0	0.2082	-	0.1307	-
Real						
	A	7.0	0.8523	3.20	0.5372	7.66
	B	7.0	0.8243	0.19	0.4983	0.13
	C	7.0	0.8259	-	0.4989	-
	A	3.0	0.2129	5.48	0.0068	9.27
	B	3.0	0.2100	4.06	0.0065	5.74
	C	3.0	0.2018	-	0.0062	-
Modelo						
	A	7.0	-	-	-	-
	B	7.0	0.3697	7.71	-0.0829	4.45
	C	7.0	0.3433	-	-0.0868	-

Fonte: Elaboração Própria.

O impacto das dimensões do domínio no números de elementos de malha é pequeno, Tabela 12, visto que a maioria do elementos se encontram nas camadas prismáticas e nos blocos de refino. Assim sendo, o domínio C foi escolhido para as simulações futuras.

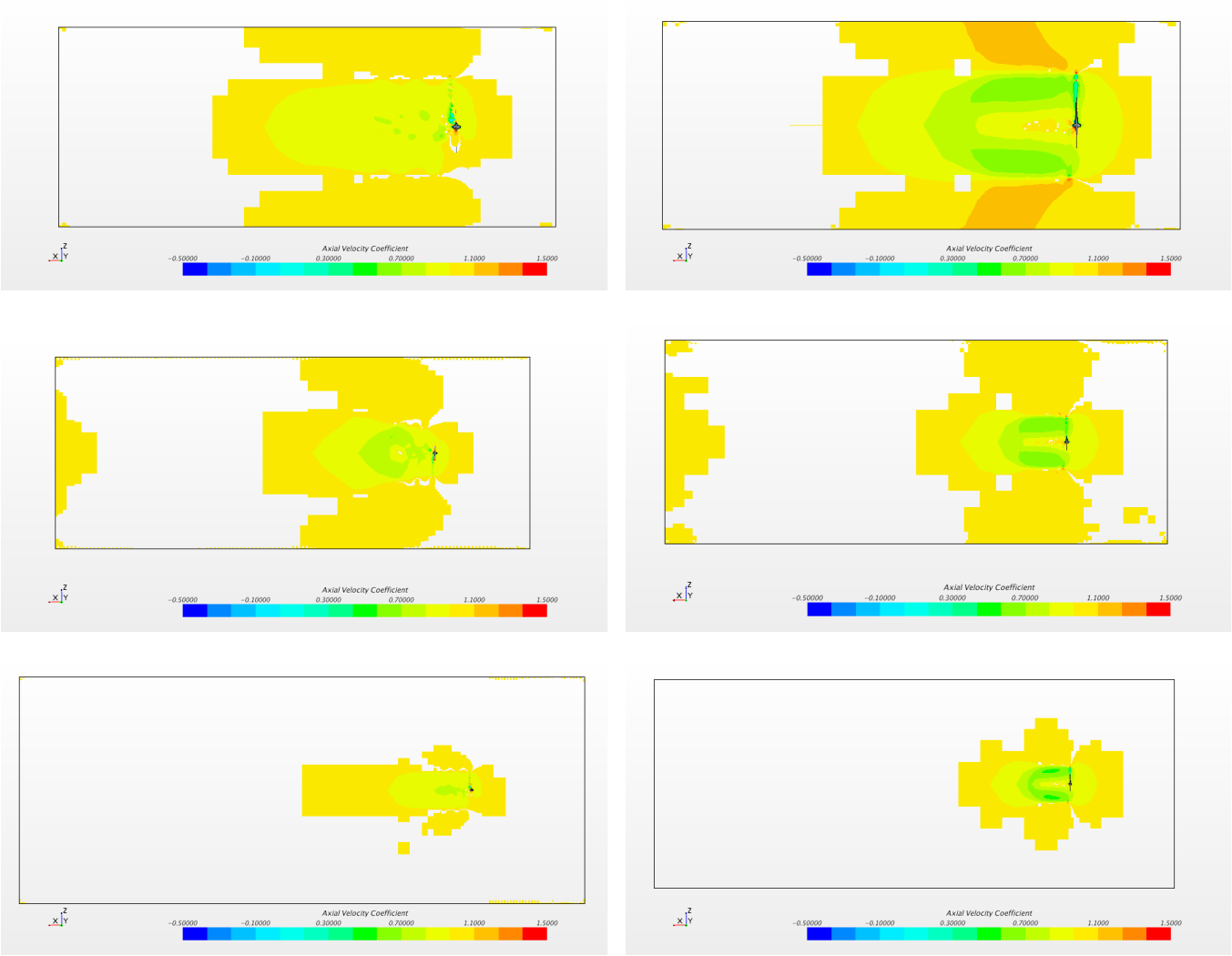


Figura 45 – Coeficiente de velocidade na escala real para TSR=3 (esquerda) e TSR=7 (direita) para o domínio A (acima), B (meio) e C(abaixo)

Fonte: Elaboração Própria.

B.2 Malha computacional

A análise da convergência da malha segue o procedimento de engenharia. Os valores de C_p e C_t da malha mais refinada são definidos como referência. Afim de manter a geometria entre as malhas mais similar possível, alguns procedimentos são adotados. A espessura da 1ª camada prismática, da camada-limite e as dimensões dos blocos de refino são mantidas nas diferentes malhas estudadas. Os blocos de refino têm 50% e 15% do base-size, dimensão característica dos elementos da malha sem refino.

São estudadas cinco malhas computacionais para a escala real e do modelo, Tabela 14. O base-size da menor malha (Malaha A) representa 5% do diâmetro da rotor da turbina. As malhas têm entre 9 a 41 milhões de elementos e são simuladas para TSR igual a 3 e 7. O tempo de processamento[1] para TSR=7 é apresentado na tabela e servirá de guia em relação ao custo computacional.

Tabela 14 – Malhas computacionais estudadas.

Escala	**Malha ID**	**Base Size [m]**	**Elementos de malha** [10^6]	**Tempo CPU [h]**
	A	6.3	9.82	23.7
	B	5.5	15.21	38.1
Real	C	5.0	20.50	44.4
	D	4.0	28.70	62.2
	E	3.5	40.35	84.0
	A	0.126	10.05	32.4
	B	0.110	15.98	44.3
Modelo	C	0.100	20.77	48.6
	D	0.080	28.84	69.0
	E	0.070	41.45	90.7

Fonte: Elaboração Própria.

A Tabela 15 apresenta os valores de C_t e C_p para as malhas estudadas. As diferenças diminuem com o refinamento da malha em todas as condições estudadas. Na escala do modelo, a influência do refinamento é mais acentuada, principalmente, para o C_p. A malha D, 28 milhões de elementos, será empregada nesse trabalho, esta apresenta diferença máxima 2.75% e o tempo computacional é cerca de 25% menor em comparação a malha mais refinada.

Em relação a qualidade da malha, a Figura 46 apresenta a distribuição de elementos da malha versus o parâmetro Θ para escala real, exemplo representativo das malhas

[1] 1 núcleo de um Intel(R) Xeon(R) CPU E5-2680 v2 @ 2.80GHz

empregadas no trabalho. Como pode ser visto todos elementos têm $\Theta \geq 0.5$ e 90% dos elementos tem qualidade excelente, $\Theta \geq 0.95$.

Tabela 15 – Resultados de C_t e C_p para as malhas estudadas

Escala	**Malha ID**	**TSR** [-]	C_t [-]	**Erro** C_t [%]	C_p [-]	**Erro** C_p [%]
	A	3.0	0.2066	0.10	0.1260	5.40
	B	3.0	0.2029	1.88	0.1288	3.35
	C	3.0	0.2039	1.39	0.1285	3.59
	D	3.0	0.2059	0.40	0.1298	2.54
	E	3.0	0.2068	-	0.1332	-
Real						
	A	7.0	0.8224	3.51	0.4902	5.43
	B	7.0	0.8226	3.54	0.4950	6.45
	C	7.0	0.8142	2.48	0.4754	2.24
	D	7.0	0.8053	1.36	0.4677	0.59
	E	7.0	0.7945	-	0.4650	-
	A	3.0	0.2456	33.77	0.0046	61.28
	B	3.0	0.2100	14.38	0.0065	45.01
	C	3.0	0.1919	4.52	0.0110	7.40
	D	3.0	0.1878	2.30	0.0116	2.75
	E	3.0	0.1836	-	0.0119	-
Modelo						
	A	7.0	0.3722	3.45	-0.0723	36.88
	B	7.0	0.3697	2.77	-0.0829	27.64
	C	7.0	0.3430	4.68	-0.1059	7.57
	D	7.0	0.3530	1.90	-0.1115	2.68
	E	7.0	0.3598	-	-0.1146	

Fonte: Elaboração Própria.

B.3 Time-Step

O time-step inicial (t) foi definido para o intervalo de tempo no qual o rotor da turbina rotaciona 1° na condição de velocidade angular maior (TSR=7). Para analisar a convergência temporal foram testados outros dois time-step, um 50% maior e outro 50% menor que o inicial.

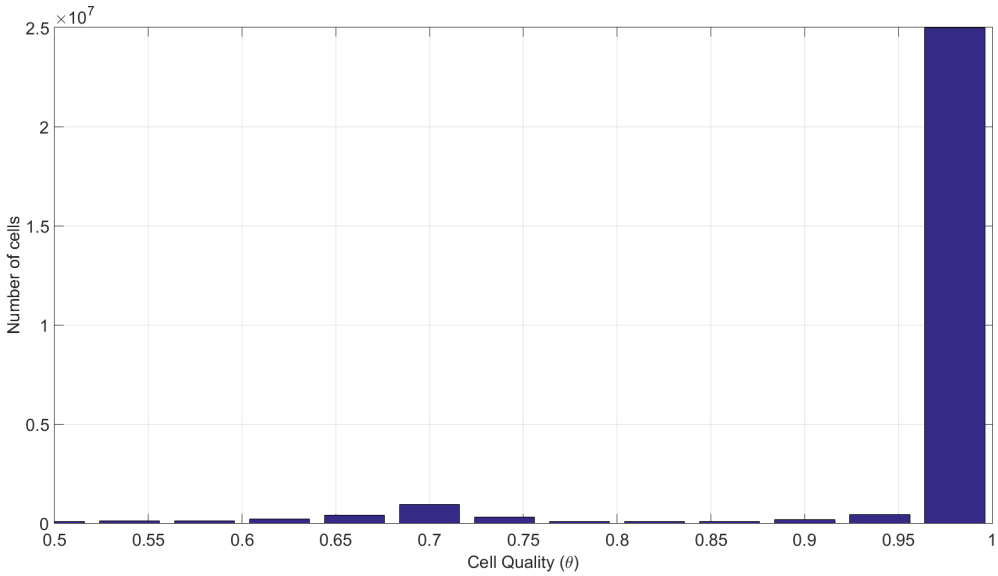


Figura 46 – Qualidade dos elementos da malha (Θ) para escala real.

Fonte: Elaboração Própria.

Os valores de C_t e C_p para cada time-step são apresentados na Tabela 16. O time-step *1.5t* não é suficiente para capturar os efeitos do problema, porém para o t a diferença máxima é de 1.16% e o time-step é adequado para o problema.

Algumas considerações devem ser feitas em relação ao time-step escolhido em relação ao time-step das simulações do aerofólio. Primeiro, vale relembrar que o time-step escolhido para as simulações do aerofólio foram da 0.0011s e 0.1125s para escala real e do modelo, respectivamente, e o erros são menores que 1%.

Na escala real, por exemplo para TSR=7 o time-step é 0.014s, simular o rotor com o time-step das simulações do aerofólio (0.0011s) é inviável, pois o custo computacional é muito alto. Para conferência, foi testado o time-step de 0.014s nas simulações do aerofólio e os valores encontrados foram de $C_d = 0.1603$ e $C_l = 1.5738$, que representa uma diferença de 1.45% e 4.71%. A diferença é pequena e o comportamento cíclico é capturado com esse time-step, demonstrando que o time-step das simulações do rotor da turbina é adequado.

Na escala do modelo, por exemplo para TSR=7 o time-step escolhido nas simulações do rotor (0.002s) é menor que nas simulações do aerofólio (0.125s). Contudo, o tempo total de simulação de 4 rotações completas é menor que o período de emissão de vórtices para o aerofólio e $Re = 10^4$. Para verificação, foi simulado um tempo total maior que o período de emissão de vórtices para a TSR=7 na escala do modelo, e não houve alterações dos resultados de C_p e C_t, Figura 47.

Tabela 16 – Resultados de C_t e C_p para os time-steps estudados

Escala	**Time ID**	**TSR** [-]	C_t [-]	**Erro** C_t [%]	C_t [-]	**Erro** C_t [%]
	1.5t (0.065s)	3	0.2070	0.10	0.1401	1.94
	t (0.032s)	3	0.2077	0.20	0.1419	0.75
	0.5t (0.016s)	3	0.2072	-	0.1429	-
Real						
	1.5t (0.021s)	7	0.8322	3.49	0.5057	8.08
	t (0.014s)	7	0.8053	0.15	0.4677	0.03
	0.5t (0.007s)	7	0.8041	-	0.4679	-
	1.5t (0.007s)	3	0.1949	3.53	0.0133	14.19
	t (0.005s)	3	0.1878	0.21	0.0115	1.16
	0.5t (0.002s)	3	0.1882	-	0.0117	-
Modelo						
	1.5t (0.003s)	7	0.3745	5.94	-0.1392	24.11
	t (0.002s)	7	0.3529	0.15	-0.1115	0.57
	0.5t (0.001s)	7	0.3535	-	-0.1122	-

Fonte: Elaboração Própria.

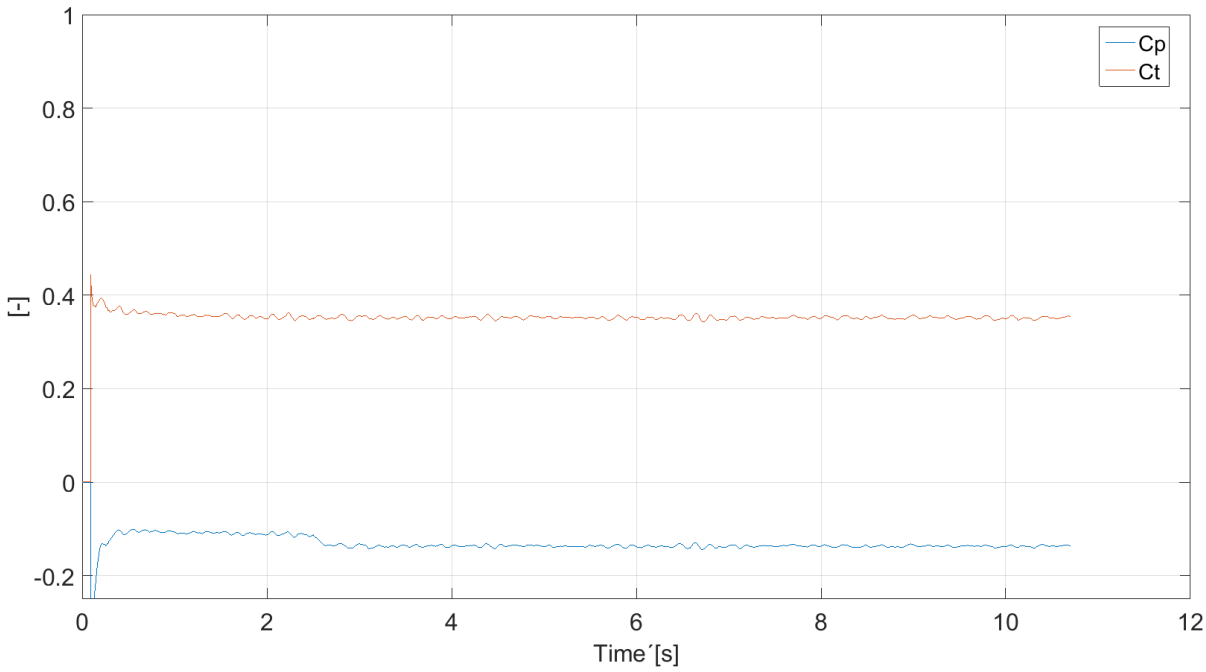


Figura 47 – Série temporal de C_p e C_t para um maior tempo de simulação para TSR=7 e escala do modelo

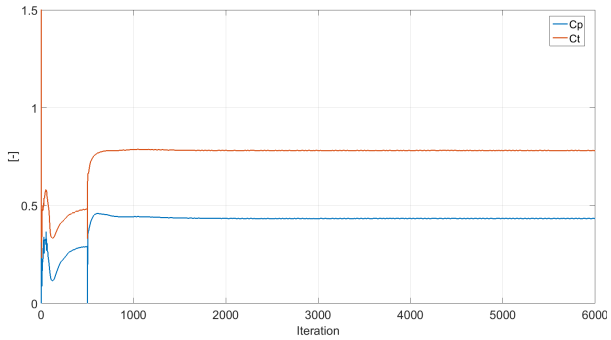
Fonte: Elaboração Própria.

B.4 Simulações Transientes versus Simulações Estacionárias

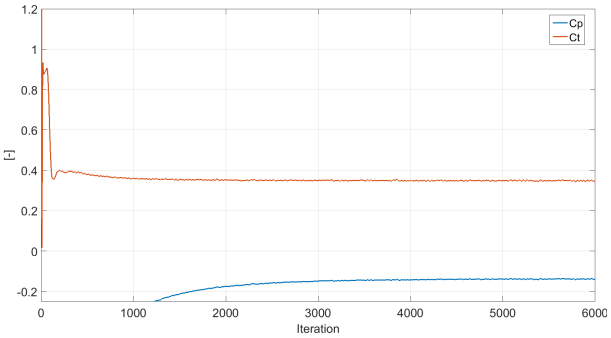
Em análises numéricas em CFD, há sempre um balanço entre o custo computacional e a acurácia da solução. As simulações transientes são mais precisas que as estacionárias, porém têm maior custo computacional.

Em muitos casos, as simulações estacionárias geram resultados adequados e são empregadas com sucesso. Essa seção analisa a viabilidade das simulações estacionárias para o rotor da turbina. Nas simulações estacionárias, a malha computacional permanece igual (malha D), a velocidade de rotação da malha deve ser nula para aplicara condição de estacionária. Então, emprega-se um referencial de movimento de rotação (Moving Reference Frame) para descrever a velocidade angular do rotor. Maiores detalhes em (CD-ADAPCO, 2019).

As simulações são executadas para 6000 iterações e os valores de C_p e C_t são calculados pela média das últimas 1000 iterações. A Figura 48 apresenta um exemplo de série temporal para escala real (acima) e do modelo (abaixo) para TSR=7.



(a)



(b)

Figura 48 – Série temporal de C_p e C_t para escala real (acima) e do modelo (abaixo) para TSR=7.

Fonte: Elaboração Própria.

Três valores de TSR são simulados e a Figura 49 compara os resultados das simulações estacionárias (linha vermelha) e das simulações transientes (linha preta) nas duas escalas. Os resultados de C_t são semelhantes entre as simulações estacionárias e

transientes. O C_p é semelhante na escala do modelo, ponto interessante, pois trabalhos anteriores, como Make et. al (MAKE; VAZ, 2015), não conseguem capturar a tendência negativa do C_p na escala do modelo e justificam a concordância ruim pelo emprego de simulações estacionárias, o que não foi constatado nesse trabalho.

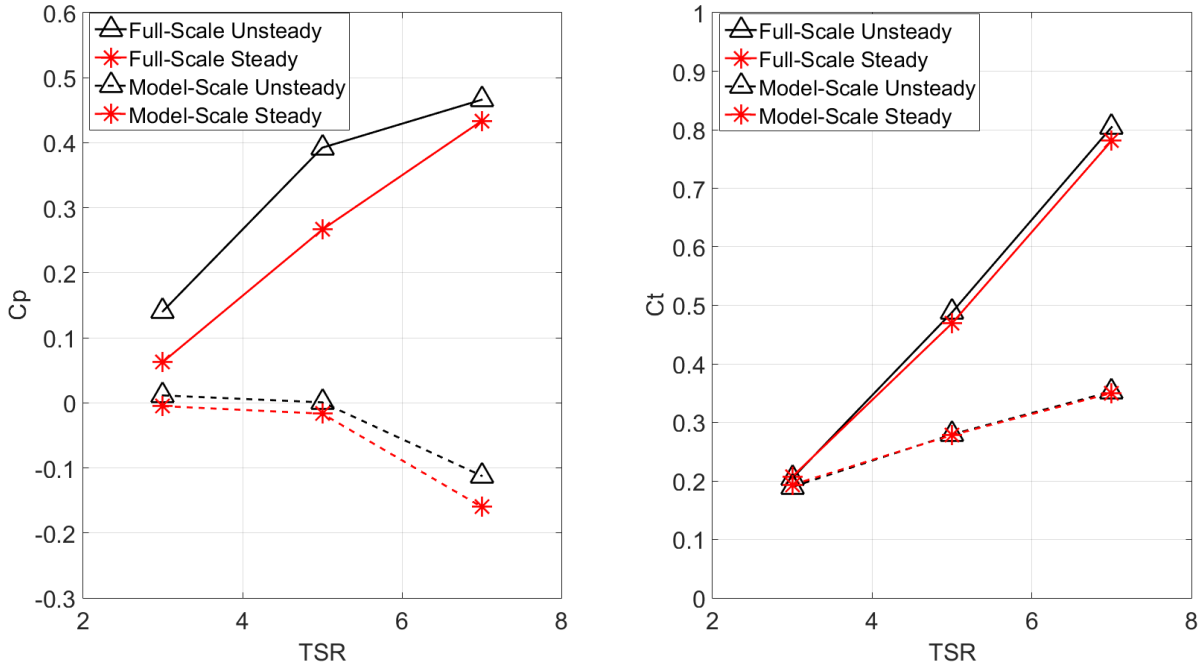


Figura 49 – C_p (esquerda) e C_t (direita) versus TSR do CFD para simulações estacionárias e transientes nas duas escalas.

Fonte: Elaboração Própria.

Entretanto, na escala real, os resultados de C_p apresentam diferenças significativas para a TSR=3 e TSR=5. Por essas divergências, o modelo transiente com rotação da malha computacional, que é o mais preciso, deve ser empregado para analisar o rotor da turbina.

Anexos

ANEXO A – Modelo $k-\omega$ SST

O modelo Shear Stress Transport $k-\omega$ SST é uma junção entre os modelos $k-\omega$ e $k-\epsilon$, este modelo utiliza o modelo $k-\omega$ para as regiões próximas a parede e $k-\epsilon$ para regiões afastadas desta.

Para o modelo $k-\omega$ SST a viscosidade turbulenta é dada por:

$$\mu_t = \rho k(\min(\alpha^*/\omega, a_1/SF_2)) \tag{A.1}$$

Onde α^* e a_1 são coeficientes do modelo, S é o tensor da deformação ($S = \frac{1}{2}(\nabla\bar{V} + \nabla\bar{V}^T)$, para um fluido incompressível) e a função F_2 é definida pela distancia da parede (d), como:

$$F_2 = \tanh\left\{\left[\max\left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* d\omega}, \frac{500\mu}{\rho d^2\omega}\right)\right]^2\right\} \tag{A.2}$$

Onde β^* é coeficiente do modelo.

As equações de transporte para a energia cinética turbulenta e a taxa de dissipação são dadas por:

$$\rho\frac{\partial k}{\partial t} + \rho\nabla\cdot(k\bar{\mathbf{v}}) = \nabla\cdot[(\mu + \sigma_k\mu_t)\nabla k)] + P_k - \rho\beta^*(\omega k - \omega_0 k_0) + S_k \tag{A.3}$$

$$\rho\frac{\partial \omega}{\partial t} + \rho\nabla\cdot(\omega\bar{\mathbf{v}}) = \nabla\cdot[(\mu + \sigma_\omega\mu_t)\nabla\omega)] + P_\omega - \rho\beta\left(\omega^2 - \omega_0^2\right) + S_\omega \tag{A.4}$$

Onde σ_k e σ_ω são coeficientes do modelo, S_k e S_ω são termos fonte,k_0 e ω_0 são valores da turbulência para neutralizar a deterioração da turbulência e P_k e P_ω são termos de produção.

Os termos P_k e P_ω são escritos como:

$$P_k = \mu_t f_c S^2 + \beta\frac{\mu_t}{Pr_t}(\nabla\bar{T}\cdot\mathbf{g}) \tag{A.5}$$

$$P_\omega = \rho\gamma S^2 + 2\rho(1-F_1)\sigma_{\omega_2}\frac{1}{\omega}\nabla k\cdot\nabla\omega \tag{A.6}$$

Onde f_c é o fator de correção de curvatura, β é coeficiente de expansão térmica, Pr_t é o número de Prandtl turbulento, $\bar{T}$ é a temperatura média, e σ_{ω_2} são coeficientes do modelo e F_1 é a função que combina os coeficientes dos modelos $k-\omega$ e $k-\epsilon$.

A função F_1 é definida por:

$$F_1 = \tanh \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega d}, \frac{500}{d^2\omega} \right), \frac{2k}{d^2 CD_{k\omega}} \right]^4 \tag{A.7}$$

Onde $CD_{k\omega}$ é o coeficiente de difusão cruzada ($CD_{k\omega} = \max\left(\frac{1}{\omega}\nabla k \cdot \nabla\omega, 10^{-20}\right)$)

Os valores dos coeficientes do modelo são apresentados na Tabela 17.

Tabela 17 – Valores dos coeficientes do modelo de turbulência $k-\omega$ SST.

Coeficiente	**Valor**
α^*	$F_1 + (1 - F_1)$
β	$0.075F_1 + 0.0828(1 - F_1)$
β^*	$0.09F_1 + 0.09(1 - F_1)$
γ	$(\frac{0.075}{\beta^*} - 0.5\frac{0.41^2}{\sqrt{\beta^*}})F_1 + (\frac{0.0828}{\beta^*} - 0.856\frac{0.41^2}{\sqrt{\beta^*}})(1 - F_1)$
σ_k	$0.85F_1 + 1(1 - F_1)$
σ_ω	$0.5F_1 + 0.856(1 - F_1)$

.