

METODOLOGIA HÍBRIDA CFD/BEM PARA A ESTIMATIVA DO DESEMPENHO DE TURBINAS EÓLICAS DE EIXO HORIZONTAL

Felipe Rodrigues Coutinho

Dissertação de Mestrado apresentada ao Programa de Pós-graduação em Engenharia Mecânica, COPPE, da Universidade Federal do Rio de Janeiro, como parte dos requisitos necessários à obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Orientador: Gustavo César Rachid Bodstein

Rio de Janeiro
Dezembro de 2017

METODOLOGIA HÍBRIDA CFD/BEM PARA A ESTIMATIVA DO DESEMPENHO
DE TURBINAS EÓLICAS DE EIXO HORIZONTAL

Felipe Rodrigues Coutinho

DISSERTAÇÃO SUBMETIDA AO CORPO DOCENTE DO INSTITUTO ALBERTO
LUIZ COIMBRA DE PÓS-GRADUAÇÃO E PESQUISA DE ENGENHARIA (COPPE)
DA UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO DE JANEIRO COMO PARTE DOS
REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO GRAU DE MESTRE EM
CIÊNCIAS EM ENGENHARIA MECÂNICA.

Examinada por:

Prof. Gustavo César Rachid Bodstein, Ph.D.

Prof. Antonio MacDowell de Figueiredo, Dr.Ing.

Prof. Roger Matsumoto Moreira, Ph.D.

RIO DE JANEIRO, RJ - BRASIL

DEZEMBRO DE 2017

Coutinho, Felipe Rodrigues

Metodologia Híbrida CFD/BEM para a Estimativa do Desempenho de Turbinas Eólicas de Eixo Horizontal/
Felipe Rodrigues Coutinho. – Rio de Janeiro: UFRJ/COPPE, 2017.

XI, 94 p.: il.; 29,7 cm.

Orientador: Gustavo César Rachid Bodstein

Dissertação (mestrado) – UFRJ/ COPPE/ Programa de Engenharia Mecânica, 2017.

Referências Bibliográficas: p. 86-88.

1. Turbina eólica de eixo horizontal. 2. Teoria clássica (BEM). 3. Fluidodinâmica computacional. I. Bodstein, Gustavo César Rachid. II. Universidade Federal do Rio de Janeiro, COPPE, Programa de Engenharia Mecânica. III. Título.

AGRADECIMENTOS

A Deus em primeiro lugar, pois sem Ele nada seria possível.

À minha mãe Ana, meu pai Laercio e minha irmã Ana Lúcia, por estarem sempre ao meu lado me apoiando, me orientando em todos os meus projetos.

Ao meu orientador Gustavo César Rachid Bodstein, por me ajudar a tornar este trabalho possível.

Resumo da Dissertação apresentada à COPPE/UFRJ como parte dos requisitos necessários para a obtenção do grau de Mestre em Ciências (M.Sc.)

METODOLOGIA HÍBRIDA CFD/BEM PARA A ESTIMATIVA DO DESEMPENHO DE TURBINAS EÓLICAS DE EIXO HORIZONTAL

Felipe Rodrigues Coutinho

Dezembro/2017

Orientador: Gustavo César Rachid Bodstein

Programa: Engenharia Mecânica

O presente trabalho propõe-se a estimar o desempenho de uma turbina eólica de eixo horizontal utilizando uma teoria clássica denominada “Momento do Elemento de Pá” (*Blade Element Momentum* - BEM) acoplada a dados provenientes de simulações utilizando fluidodinâmica computacional (CFD) e comparar os resultados obtidos aos resultados experimentais encontrados na literatura. O modelo experimental escolhido para comparação é a turbina eólica de eixo horizontal NREL Phase II. Faz-se também uma análise comparativa da potência de saída da turbina com diferentes configurações de aerofólios empregados nas pás da NREL Phase II. Para estimar o desempenho de cada configuração de turbina, foram realizadas simulações em CFD afim de obter os coeficientes aerodinâmicos de aerofólios específicos, a saber, o S809, NACA4412, NACA63012 e o LS0417. A análise dos diferentes tipos de combinações de aerofólios que formam as pás baseou-se no máximo valor da razão coeficiente de sustentação e arrasto (C_l/C_d) e na potência gerada para cada configuração. Os resultados indicam que a turbina que utiliza o aerofólio LS0417 apresenta o melhor desempenho entre os casos estudados.

Abstract of Dissertation presented to COPPE/UFRJ as a partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science (M.Sc.)

HYBRID METHODOLOGY CFD/BEM FOR THE PERFORMANCE ESTIMATION OF HORIZONTAL AXIS WIND TURBINES

Felipe Rodrigues Coutinho

December/2017

Advisor: Gustavo César Rachid Bodstein

Department: Mechanical Engineering

The present work aims at estimating the performance of a Horizontal - Axis Wind Turbine (HAWT) using a classical theory known as Blade Element Momentum (BEM) coupled to numerical data from Computational Fluid Dynamics simulations (CFD). The results are compared to experimental data obtained from the literature. The experimental model chosen for comparison is the NREL Phase II (HAWT). A comparative analysis is also carried out for the output power of several NREL Phase II configurations whose blades are comprised of three different airfoil sections. To estimate the performance of each turbine configuration, CFD simulations were run to obtain the aerodynamic coefficients of specific airfoils, namely S809, NACA4412, NACA63012 and LS0417. The analysis of the different types of airfoil combinations that form the blades was based on the maximum value of the lift-to-drag ratio on the output power of each configuration. The results indicate that the HAWT that employs the LS0417 airfoil section over the entire blade presents the best performance among the case studies.

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS.....	ix
LISTA DE TABELAS.....	xi
1 INTRODUÇÃO	1
1.1 OBJETIVOS.....	3
2 TEORIA CLÁSSICA (BEM)	5
2.1 TEORIA DO MOMENTO LINEAR E DISCO ATUADOR.....	5
2.1.1 Turbina Eólica de Eixo Horizontal Ideal com Rotação na Esteira.....	8
2.1.2 Teoria do Momento e Teoria do Elemento de Pé.....	12
2.1.3 Teoria Clássica para um Rotor Generalizado com Rotação na Esteira .	16
2.2 MODIFICAÇÕES NA TEORIA CLÁSSICA.....	18
2.2.1 Fator de Correção de Perda na Ponta (<i>Tip Loss Correction Factor</i>) – Prandtl’s Method.....	18
2.2.2 Correção de Glauert.....	19
2.2.3 <i>Stall Delay</i>	20
2.3 AEROFÓLIO DE UMA TURBINA EÓLICA.....	22
2.4 TURBINA NREL PHASE II	26
3 REVISÃO DE LITERATURA.....	29
4 FORMULAÇÃO MATEMÁTICA.....	32
4.1 MODELAGEM DA TURBULÊNCIA.....	33
4.2 EQUAÇÕES MÉDIAS DE REYNOLDS – RANS	34
4.3 FORMULAÇÃO DO MODELO SST.....	36
5 PROCEDIMENTO DE MODELAGEM	41
5.1 FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL	41
5.1.1 Discretização Espacial.....	41
5.1.2 Discretização Temporal	42
5.2 PROCEDIMENTO DE SOLUÇÃO PARA MODELOS CFD	44
5.2.1 Geração de Geometria e Malha	45
5.3 VERIFICAÇÃO NUMÉRICA	45
5.3.1 Definição da Malha Computacional	46
5.3.2 Tipos de Elementos	46
5.3.3 Qualidade dos Elementos	47
5.3.4 Convergência da Malha no Espaço.....	48

5.3.5 Análise de Convergência.....	48
6 RESULTADOS	50
6.1 CÁLCULO DOS COEFICIENTES DE SUSTENTAÇÃO E ARRASTO	50
6.1.1 Aerofólio S809.....	53
6.1.2 Aerofólio NACA4412	61
6.1.3 Aerofólio NACA63012	64
6.1.4 Aerofólio LS0417	67
6.2 TESTE DO PROGRAMA BEM	70
6.3 TURBINA NREL PHASE II	74
6.4 VARIAÇÃO DO AEROFÓLIO AO LONGO DA PÁ.	80
7 CONCLUSÃO.....	84
7.1 TRABALHOS FUTUROS	85
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	86
APÊNDICE A - Geometria do domínio utilizado para as simulações em CFD.	89
APÊNDICE B - Coordenadas dos aerofólios.	90
APÊNDICE C - Estrutura do programa da Teoria Clássica (BEM - <i>Blade Element Momentum</i>).....	94

LISTA DE FIGURAS

Figura 3.1: Curvas de potência (Esfahanian et al., 2013).....	29
Figura 3.2: Potência em função da velocidade (Adaptado de Belamadi <i>et al.</i> , 2015)....	30
Figura 5.1: Tipos de malha computacional: estruturada (a), não estruturada (b) ou híbrida (c) (ANSYS, 2015).....	42
Figura 5.2: Principais tipos de elementos: (a) hexaédrico e (b) tetraédrico (ANSYS, 2015).....	47
Figura 5.3: Medida de qualidade ortogonal (ANSYS, 2015).	47
Figura 5.4: Exemplo de um estudo de convergência de malha (ANSYS, 2015).	48
Figura 6.1: Domínio e as localizações das condições de contorno.	51
Figura 6.2: Detalhes da malha do aerofólio S809: (a) Malha ao redor do aerofólio; (b) Camadas próximas à parede.	53
Figura 6.3: Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para $Re=1 \times 10^6$ para o aerofólio S809.....	55
Figura 6.4: Coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque para $Re=1 \times 10^6$ para o aerofólio S809.	55
Figura 6.5: Coeficiente de pressão em função de x/c , para $Re=2 \times 10^6$ e ângulo de ataque de $-0,010$ para o aerofólio S809.....	56
Figura 6.6: Coeficiente de pressão em função de x/c , para $Re=2 \times 10^6$ e ângulo de ataque de $5,130$ para o aerofólio S809.....	56
Figura 6.7: Coeficiente de pressão em função de x/c , para $Re=2 \times 10^6$ e ângulo de ataque de $9,220$ para o aerofólio S809.....	57
Figura 6.8: Coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para $Re=5 \times 10^5$ para o aerofólio S809.	58
Figura 6.9: Coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para $Re=7 \times 10^5$ para o aerofólio S809.....	58
Figura 6.10: Coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para $Re=1 \times 10^6$ para o aerofólio S809.	59
Figura 6.11: Coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para $Re=1,5 \times 10^6$ para o aerofólio S809.....	59
Figura 6.12: Detalhes da malha do aerofólio NACA4412: (a) Malha ao redor do aerofólio (b) Camadas próximas as paredes.	61
Figura 6.13: Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para o aerofólio NACA4412.....	62
Figura 6.14: Coeficiente de arrasto x coeficiente de sustentação para o aerofólio NACA4412.....	63
Figura 6.15: Coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para $Re=1 \times 10^6$ para o aerofólio NACA4412.....	63
Figura 6.16: Detalhes da malha do aerofólio NACA4412: (a) Malha ao redor do aerofólio (b) Camadas próximas a parede do aerofólio.....	64
Figura 6.17: Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque	65
Figura 6.18: Coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para $Re=1 \times 10^6$ para o aerofólio NACA63012.....	66

Figura 6.19: Detalhes da malha do aerofólio LS0417: (a) Malha ao redor do aerofólio (b) Camadas próximas a parede.....	67
Figura 6.20: Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para $Re=1 \times 10^6$ para o aerofólio LS0417.....	68
Figura 6.21: Coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para $Re=1 \times 10^6$ para o aerofólio LS0417.	69
Figura 6.22: Ângulo de escoamento em função de posição do elemento de pá.	72
Figura 6.23: Corda em função da posição elemento de pá.	72
Figura 6.24: Ângulo de torção em função da posição elemento de pá.	73
Figura 6.25: NREL Phase II: (a) Rotor com 3 pás; (b) detalhe dos 20 elementos (Software Qblade).....	75
Figura 6.26: Ângulo de escoamento de cada elemento de pá.....	75
Figura 6.27: Fator de indução axial para cada elemento de pá.....	76
Figura 6.28: Fator de indução tangencial para cada elemento de pá.	76
Figura 6.29: Potência em função da velocidade do vento.	77
Figura 6.30: Potência em função da velocidade do vento.	78
Figura 6.31: Potência em função da velocidade do vento.	78
Figura 6.32: Potência em função da velocidade do vento.	79
Figura 6.33: Potência em função da velocidade do vento.	80
Figura 6.34: $ClCd$ para um dado ângulo de ataque para cada aerofólio.....	81

LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1: Dados turbina NREL Phase II.	28
Tabela 4.1: Constantes empregadas na modelagem de turbulência.	39
Tabela 6.1: Domínio.	52
Tabela 6.2: Inlet e Opening.	52
Tabela 6.3: Outlet.	52
Tabela 6.4: Wall.	52
Tabela 6.5: Malhas avaliadas.	54
Tabela 6.6: Malhas avaliadas.	62
Tabela 6.7: Malhas avaliadas.	65
Tabela 6.8: Malhas avaliadas.	68
Tabela 6.9: Dados de entrada.	70
Tabela 6.10: Definição da geometria da pá.	71
Tabela 6.11: Dados de saída.	71
Tabela 6.12: Máximo $ClCd$ em função do ângulo de ataque.	81
Tabela 6.13: Montagem dos aerofólios na pá da turbina eólica Phase II.	82
Tabela 6.14: Potência estimada para pá com mesmo o aerofólio.	82
Tabela 6.15: Potência estimada para pá com diferentes aerofólios.	83

1 INTRODUÇÃO

Nos anos 1970 veio à tona a preocupação das fontes de combustíveis fósseis serem limitadas, como também o seu impacto no meio ambiente. Devido a essa crescente preocupação, surgiu o interesse em usar as energias renováveis para suprir o constante crescimento de demanda de eletricidade do planeta. Somada a isso, a crise do petróleo de 1973 e 1979 tornou o problema ainda mais evidente. A guerra do Golfo, em 1990-91, confirmou tal preocupação (Pinto, 2013).

No entanto, mesmo após a Segunda Guerra Mundial, o desenvolvimento de turbinas eólicas ainda mais eficientes era buscado em vários países, como Alemanha, EUA, França, Reino Unido e Dinamarca. Na Dinamarca, este trabalho foi realizado por Johannes Juul, que era um funcionário na empresa de serviços públicos SEAS e um ex-aluno da Cour. Em meados da década de 1950, Juul apresentou o que mais tarde foi chamado de conceito dinamarquês construindo a famosa turbina Gedser, que tinha um rotor regulado por três barras, contra o vento, conectado para um gerador assíncrono AC com velocidade quase constante (Hansen, 2008).

Uma turbina eólica é uma máquina que converte a energia mecânica disponível no vento em eletricidade. Isso contrasta com um "moinho de vento", que é uma máquina que converte a energia mecânica de translação do vento em potência mecânica. Como geradores de eletricidade, as turbinas eólicas são conectadas a alguma rede elétrica. Essas redes incluem circuitos de carregamento de bateria, sistemas de energia de escala residencial, redes isoladas ou ilhas e grandes redes de serviços públicos (Manwell *et al.*, 2002).

Outra definição para turbina eólica é dada por Burton *et al.* (2001), que define uma turbina eólica como sendo um dispositivo para extrair energia cinética do vento. Removendo parte da energia cinética do vento, a velocidade do vento deve diminuir, mas apenas a massa de ar que passa pelo disco do rotor é afetada.

O Brasil é um país que tem sua matriz energética baseada na dependência de duas principais matrizes: a hidrelétrica, predominante e prioritária, e a termoeletrica, cuja maioria das usinas opera somente em tempos de baixa da primeira matriz citada. Por esse motivo, a expansão da energia eólica no Brasil surge a partir da necessidade de

diversificação das fontes energéticas do país para que este fique menos suscetível a crises no setor e também gere menos impactos ao meio ambiente.

O Brasil é o maior gerador de energia eólica da América Latina. De acordo com ranking divulgado pela Global Wind Energy Council (GWEC), organização internacional especializada em energia eólica, houve uma expansão de 2.014 Megawatts na geração dessa energia no País em 2016, o que posicionou o Brasil na 5ª posição no ranking mundial de capacidade instalada no ano passado. O país também ocupou a nova colocação no ranking mundial de capacidade acumulada de geração eólica (10.740 MW). Segundo a organização, a estimativa do governo, presente no Plano Decenal de Expansão de Energia (PDE 2024), é de que a capacidade instalada eólica do Brasil chegue a algo em torno de 24 mil MW. Desse total, 21 mil MW deverão ser gerados na região Nordeste, o que vai representar 45% do total produzido na região (Portal Brasil, 2017)

Essa expansão da energia eólica no Brasil e no mundo está diretamente ligada às pesquisas nesta área. A eficiência de uma turbina eólica está ligada diretamente ao projeto aerodinâmico das pás das turbinas eólicas. Cada vez mais projetos de turbinas eólicas estão sendo feitos visando retirar do vento a maior energia possível, com isso é de suma importância pesquisas que visem obter o melhor projeto de pá.

Pesquisas na área da aerodinâmica são necessárias no projeto de novas pás para um rotor de uma turbina eólica. Isso exige uma validação contínua de ferramentas e métodos de projetos novos, com maior precisão e eficiência dos resultados. A fluidodinâmica computacional (*Computational Fluid Dynamics – CFD*) é uma dessas ferramentas de projeto e uma extensa pesquisa foi realizada no desenvolvimento das ferramentas CFD e métodos para prever a aerodinâmica das turbinas eólicas nos últimos anos.

Tradicionalmente, as pás das turbinas eólicas são projetadas com base na teoria clássica (teoria BEM) e na utilização de tabelas dos coeficientes aerodinâmicos de aerofólio 2D obtidas em túnel de vento. Correções empíricas são usadas para incorporar os efeitos 3D, as perdas nas pontas, perdas de raiz, efeitos de rotação (Yelmule e Anjuri VSJ, 2013).

A simulação computacional traz benefícios significativos durante as etapas iniciais de um projeto, permitindo reduções nos custos com desenvolvimento de protótipos, quanto no tempo de desenvolvimento. Desta forma, a dinâmica dos fluidos

computacional vem sendo usada intensamente como ferramenta para prever o comportamento aerodinâmico das turbinas eólicas.

1.1 OBJETIVOS

O objetivo principal desse trabalho consiste em estimar o desempenho de uma turbina eólica de eixo horizontal utilizando teoria clássica (BEM), que modela o rotor da turbina do ponto de vista da sua aerodinâmica, com os dados provenientes de simulações em fluidodinâmica computacional (CFD) e comparar os resultados obtidos aos resultados experimentais encontrados na literatura. O modelo experimental utilizado para comparação é a turbina eólica de eixo horizontal NREL Phase II (*National Renewable Energy Laboratory Phase II*) e, por fim, fazer uma análise do efeito de diferentes configurações de montagem de aerofólios nas pás da turbina NREL Phase II.

A teoria clássica para projeto e análise do rotor de uma turbina eólica de eixo horizontal combina a teoria do disco atuador com a teoria da quantidade de movimento linear e a teoria de elemento de pá. A teoria do disco atuador e a teoria da quantidade de movimento linear referem-se à análise das forças no volume de controle da pá baseada na conservação da massa e das quantidades de movimento linear e angular. A teoria de elemento de pá refere-se a uma análise das forças para cada seção da pá em função da sua geometria, onde a pá é dividida em elementos bidimensionais e as características aerodinâmicas desses perfis são inseridos na teoria. Os resultados dessas aproximações podem ser combinados para produzir a teoria da quantidade de movimento do elemento de pá (BEM - *Blade Element Momentum*). Para que seja calculada a potência de uma turbina é necessário resolver as equações da teoria BEM, o que requer que dados das características bidimensionais de aerofólios sejam inseridos.

No modelo proposto, as características dos aerofólios são retiradas dos resultados obtidos de uma análise fluidodinâmica computacional (CFD) em 2D. O *software* que será utilizado para realizar essa tarefa é o ANSYS / CFX 17.2.

Inicialmente é feita uma análise bidimensional no ANSYS / CFX utilizando um perfil do aerofólio S809, que é o perfil utilizado na turbina NREL Phase II, afim de calcular os coeficientes de sustentação e os coeficientes de arrasto para um dado ângulo de ataque. O efeito do número de Reynolds também é estudado nessas simulações. O

mesmo procedimento é repetido para outros tipos de perfis aerodinâmicos, que são o NACA4412, NACA63012 e LS0417. Em seguida, os valores calculados da simulação em CFD são utilizados para estimar a potência via teoria clássica (BEM). Um estudo de malha é feito a priori para eliminar erros numéricos devido à utilização de uma malha grosseira. E por fim é feita uma análise da configuração de montagem dos aerofólios na pá turbina NREL Phase II. Nessa análise é observada a melhor configuração, isto é, a que produz a maior potência. A identificação de melhor configuração também está associada à utilização de um ângulo de ataque local efetivo que produz um valor máximo de razão C_l/C_d .

2 TEORIA CLÁSSICA (BEM)

Nesta seção são discutidos a teoria clássica de turbina eólica conhecida também como teoria BEM (*Blade Element Momentum*) e as situações nos quais a teoria falha, para corrigir essas falhas são inseridas correlações e modificações, também são discutidas as características de alguns aerofólios que são usados nas pás de uma turbina eólica, e por fim, as características da turbina eólica de eixo horizontal NREL Phase II.

2.1 TEORIA DO MOMENTO LINEAR E DISCO ATUADOR

Um simples modelo geralmente atribuído a Betz pode ser usado para determinar a potência para uma turbina ideal, empuxo do vento no rotor ideal e os efeitos do rotor operando no campo eólico. Esse modelo é baseado na teoria unidimensional do momento linear desenvolvida há mais de 100 anos atrás no estudo da performance de propulsores de navios.

Segundo Burton *et al.* (2001), supõe-se um volume de controle com a forma de um tubo de corrente, no qual não há passagem de escoamento através de sua superfície lateral. A turbina é substituída por um disco, que é chamado disco atuador, sob seguintes hipóteses:

- homogêneo, incompressível, escoamento permanente;
- não há arrasto;
- infinito número de pás;
- empuxo uniforme sobre todo disco ou área do rotor;
- não há rotação na esteira;
- as pressões estáticas muito a frente do disco e muito atrás do disco são iguais.

A Figura 2.1 mostra o tubo de corrente e o disco atuador e as seções onde foi aplicado a teoria da quantidade de movimento linear.

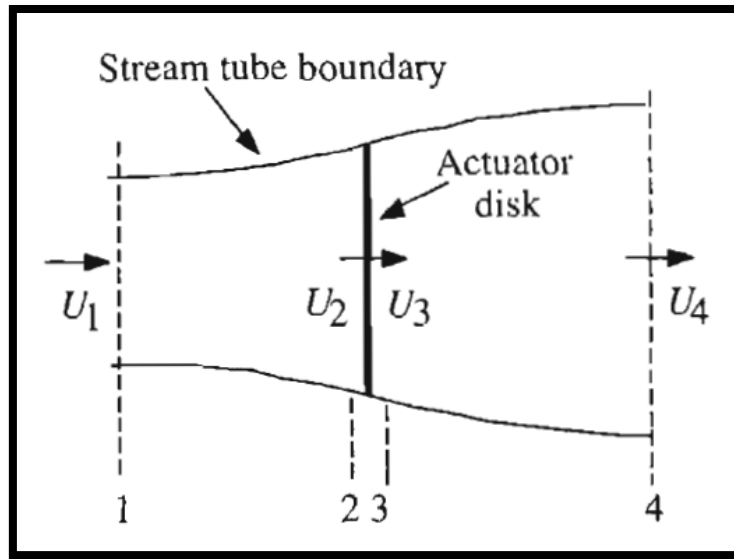


Figura 2.1: Tubo de corrente, disco atuador e suas seções (Manwell *et al.*, 2002).

Aplicando a teoria do momento linear na Figura 2.1 sujeita às hipóteses descritas anteriormente, obtemos a seguinte expressão para o empuxo, T , sobre o disco atuador

$$T = U_1(\rho AU)_1 - U_4(\rho AU)_4, \quad (2.1)$$

onde ρ é a massa específica, A é a área da seção do tubo de corrente e U é a velocidade do ar. Como $(\rho AU)_1 = (\rho AU)_4 = \dot{m}$, pela equação da continuidade, onde $\dot{m}$ é a vazão em massa, a Eq. (2.1) pode ser reescrita como

$$T = \dot{m}(U_1 - U_4). \quad (2.2)$$

Sendo $p_2 = p_3$ e $U_2 = U_3$, o empuxo também pode ser escrito como

$$T = A_2(p_2 - p_3). \quad (2.3)$$

Utilizando a Equação de Bernoulli nas seções acima, podemos escrever

$$U_2 = \frac{U_1 - U_4}{2}. \quad (2.4)$$

Esse modelo simplificado nos mostra que a velocidade no vento no rotor é a média das velocidades nas seções 1 e 4.

A redução de velocidade do vento ao passar pelo disco atuador permite definir o fator de indução axial, definido por:

$$a = \frac{U_1 - U_2}{U_1}, \quad (2.5)$$

onde pode-se escrever

$$U_2 = U_1(1 - a), \quad (2.6)$$

e

$$U_4 = U_1(1 - 2a). \quad (2.7)$$

Se $a = 1/2$ a velocidade atrás do disco é zero e, portanto, a teoria não se aplica. Com base nesses resultados é possível deduzir as seguintes grandezas associadas ao disco atuador:

(a) Potência

$$P = \frac{1}{2} \rho U^3 4a(1 - a)^2, \quad (2.8)$$

onde $A_2 = A$ e $U_1 = U$.

(b) Coeficiente de Potência

$$C_p \equiv \frac{P}{\frac{1}{2} \rho U^3 A} = \frac{\text{Potência Rotor}}{\text{Potência do Vento}}, \quad (2.9)$$

e, portanto,

$$C_p = 4a(1 - a)^2. \quad (2.10)$$

Derivando a Eq. (2.10) em relação a a e igualando a zero, obtemos $a = 1/3$.

Logo, em $a = 1/3$, o coeficiente de potência máximo é

$$C_{pmax} = \frac{16}{27} = 0,5926. \quad (2.11)$$

Esse resultado indica que se um rotor ideal foi projetado e operado de modo que a velocidade do vento no rotor seja $2/3$ da velocidade do vento de corrente livre, a turbina estaria operando no ponto de produção de potência máxima.

(c) Empuxo

$$T = \frac{1}{2} \rho A U_1^2 [4a(1 - a)]. \quad (2.12)$$

(d) Coeficiente de Empuxo

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho U^2 A} = \frac{\text{Força de Empuxo}}{\text{Força Dinâmica}}. \quad (2.13)$$

O coeficiente de empuxo ideal é $4a(1 - a)$. O valor de C_T máximo ($=1$) ocorre quando $a = 1/2$, logo a velocidade atrás do disco é igual a zero ($U_4 = 0$). Para a máxima potência de saída ($a = 1/3$), C_T tem um valor de $8/9$. Esse modelo é um modelo idealizado e não vale para fatores de indução maiores que 0,5.

O limite de Betz, $C_{Pmax} = 16/27$, é o máximo valor teoricamente possível que um rotor pode alcançar. Esse limite teórico não tem nada haver com a forma ou geometria da pá, mas sim com a máxima energia com que a turbina conseguiria retirar do vento. Na prática três efeitos provocam a diminuição do máximo valor do coeficiente de potência:

- rotação atrás do rotor, na esteira;
- número finito de pás e perdas de pontas associadas a elas;
- arrasto aerodinâmico.

2.1.1 Turbina Eólica de Eixo Horizontal Ideal com Rotação na Esteira

Em uma situação real, a rotação do rotor está associada ao momento angular, que se relaciona ao torque sobre o rotor. A geração da energia cinética de rotação na esteira resulta em menos extração de energia pelo rotor do que no caso de sem rotação na esteira (Manwell *et al.*, 2002).

Turbinas eólicas com baixa rotação (baixa velocidade angular e alto torque) experimentam mais perdas devido a rotação na esteira do que as com altas velocidades de rotação e baixo torque.

Nessa análise é assumido que a velocidade angular do escoamento, ω , é pequena em comparação a Ω , a velocidade angular do rotor da turbina. Pode-se também assumir que a pressão longe na esteira é igual à pressão da corrente livre (Wilson *et al.*, 1976). Se essa análise usa um volume de controle que se move com velocidade angular das pás (ver Figura 2.2), a equação de energia pode ser usada para resolver esse problema.

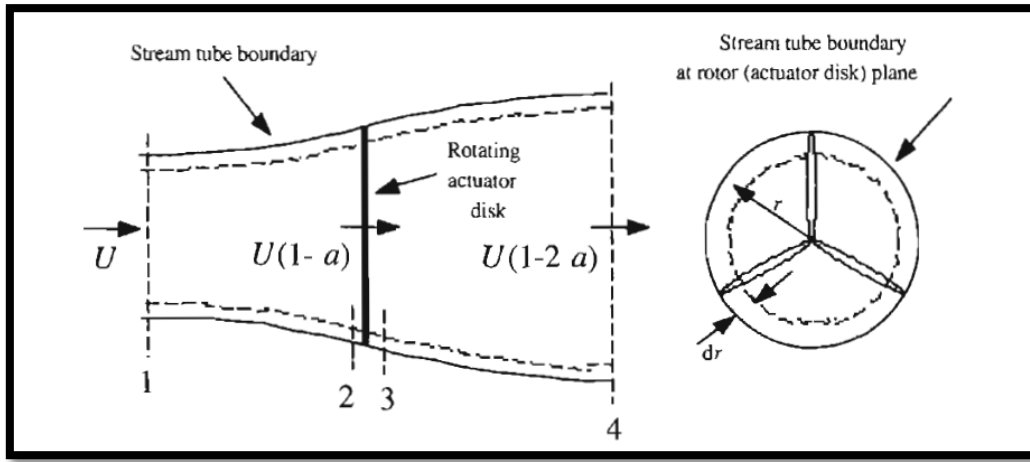


Figura 2.2: Geometria para análise do rotor (Manwell *et al.*, 2002).

Note que a velocidade angular relativa do ar que atravessa o disco aumenta de valor Ω para $\Omega + \omega$, enquanto que a componente axial permanece constante. Assim temos:

$$p_2 - p_3 = \rho \left(\Omega + \frac{1}{2} \omega \right) \omega r^2. \quad (2.14)$$

A resultante do empuxo no anular é:

$$dT = (p_2 - p_3)dA = \left[\rho \left(\Omega + \frac{1}{2} \omega \right) \omega r^2 \right] 2\pi r dr. \quad (2.15)$$

O fator de indução angular, a' , é definido como:

$$a' = \omega/2\Omega. \quad (2.16)$$

Substituindo esse valor do fator de indução angular na equação do empuxo temos:

$$dT = 4a'(1 + a')\frac{1}{2}\rho\Omega^2r^22\pi r dr. \quad (2.17)$$

Equação do empuxo sem considerar a rotação na esteira pode ser escrita como:

$$dT = 4a(1 - a)\frac{1}{2}\rho U^22\pi r dr. \quad (2.18)$$

Relacionando as duas equações do impulso, temos:

$$\frac{a(1 - a)}{a'(1 + a)} = \frac{\Omega^2r^2}{U^2} = \lambda_r^2, \quad (2.19)$$

onde λ_r é a razão local de velocidade. Logo λ é a razão de velocidade de ponta de pá (TSR), definida pela expressão

$$\lambda = \frac{\Omega R}{U}. \quad (2.20)$$

Aplicando a quantidade de momento angular para achar o torque, temos

$$dQ = d\dot{m}(\omega r)(r) = (\rho U_2 2\pi r dr)(\omega r)(r), \quad (2.21)$$

onde

$$U_2 = U(1 - a), \quad (2.22)$$

e

$$a' = \omega/2\Omega.$$

Logo a expressão para o torque fica descrita da seguinte forma:

$$dQ = 4a'(1 - a)\frac{1}{2}\rho U \Omega r^2 2\pi r dr. \quad (2.23)$$

A potência gerada para cada elemento de pá é dada por:

$$dP = \Omega dQ. \quad (2.24)$$

Substituindo os valores de dQ e λ_r , obtemos:

$$dQ = \frac{1}{2} \rho A U^3 \left[\frac{8}{\lambda^2} a' (1 - a) \lambda_r^3 d\lambda_r \right]. \quad (2.25)$$

O coeficiente de potência, escrito na forma diferencial,

$$dC_p = \frac{dP}{\frac{1}{2} \rho A U^3}, \quad (2.26)$$

pode ser integrado para produzir a expressão

$$C_p = \frac{8}{\lambda^2} \int_0^\lambda a' (1 - a) \lambda_r^3 d\lambda_r. \quad (2.27)$$

Resolvendo a equação

$$\frac{a(1 - a)}{a'(1 + a)} = \frac{\Omega^2 r^2}{U^2} = \lambda_r^2. \quad (2.28)$$

pode-se expressar a' em termos de a , ou seja,

$$a' = -\frac{1}{2} + \frac{1}{2} \sqrt{\left[1 + \frac{4}{\lambda_r^2} a(1 - a) \right]}. \quad (2.29)$$

A condição aerodinâmica para o máximo possível de produção de potência ocorre quando o termo $a'(1 - a)$ está em seu maior valor. Substituindo o valor de a' em $a'(1 - a)$ e tomando a derivada em relação a a e igualando a zero, obtemos

$$\lambda_r^2 = \frac{(1 - a)(4a - 1)^2}{1 - 3a}. \quad (2.30)$$

A equação acima define o fator de indução para máxima potência em função de λ_r para cada anel anular. Substituindo na Eq. (2.28), obtemos

$$a' = \frac{1 - 3a}{4a - 1}. \quad (2.31)$$

2.1.2 Teoria do Momento e Teoria do Elemento de Pá

A análise nesse tópico envolve a Teoria do Momento e a Teoria do Elemento de Pá. A Teoria de Momento refere-se a análise do volume de controle das forças das pás baseadas nas leis da conservação dos momentos linear e angular. A Teoria do Elemento de Pá refere-se à análise das forças nas seções das pás em função da geometria da pá. O resultado dessas duas análises combinados é conhecido com Teoria do Momento do Elemento de Pá (BEM).

(a) Teoria do Momento Linear

A Equação do Momento Linear é:

$$dT = \rho U^2 4a(1 - a)\pi r dr. \quad (2.32)$$

A Equação do Momento Angular é:

$$dQ = 4a'(1 - a)\rho U \pi r^3 \Omega dr. \quad (2.33)$$

(b) Teoria do Elemento de Pá

As forças nas pás da turbina eólica podem também ser expressadas em função do coeficiente de sustentação e arrasto e do ângulo de ataque. Supondo que a pá é dividida em N seções ou elementos como ilustra a Figura 2.3, podemos fazer as seguintes hipóteses:

- não existe interação aerodinâmica entre os elementos de pá;
- as forças nas pás são determinadas exclusivamente pela sustentação e arrasto característicos da forma do aerofólio das pás.

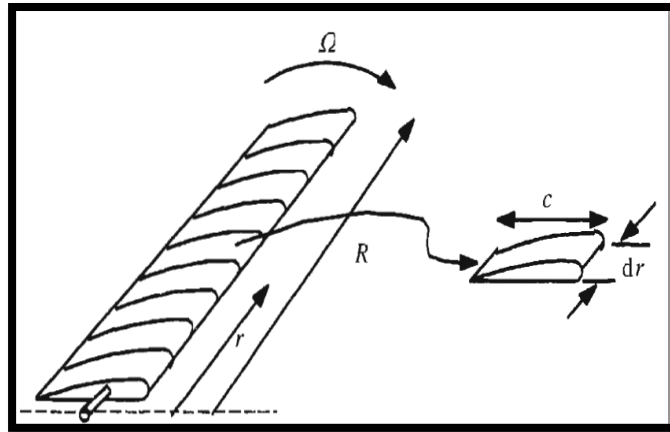


Figura 2.3: Esquema de uma pá dividida em N elementos (Manwell *et al.*, 2002).

Considerando que as forças de sustentação e arrasto devem ser, respectivamente, perpendiculares e paralelas ao vento relativo, conforme mostrado nas Figuras 2.4a e 2.4b.

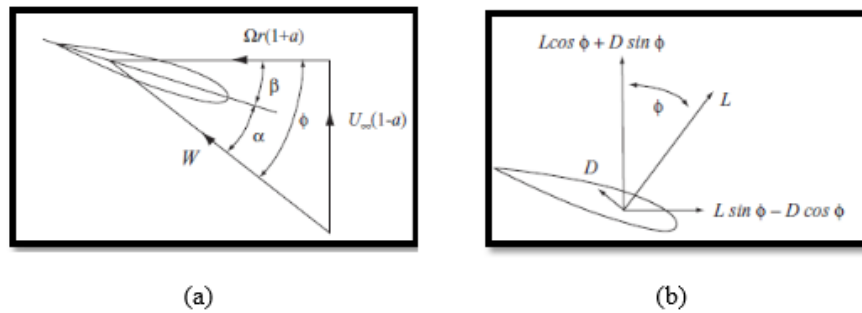


Figura 2.4: Velocidades e Forças em um elemento de pá: (a) Velocidade efetiva; (b) Decomposição de L (força de sustentação) e D (força de arrasto) (Burton *et al.*, 2001).

A Figura 2.5 ilustra as forças atuando em um elemento de pá. As forças que atuam em um elemento de pá formam ângulos em relação determinados planos de referências.

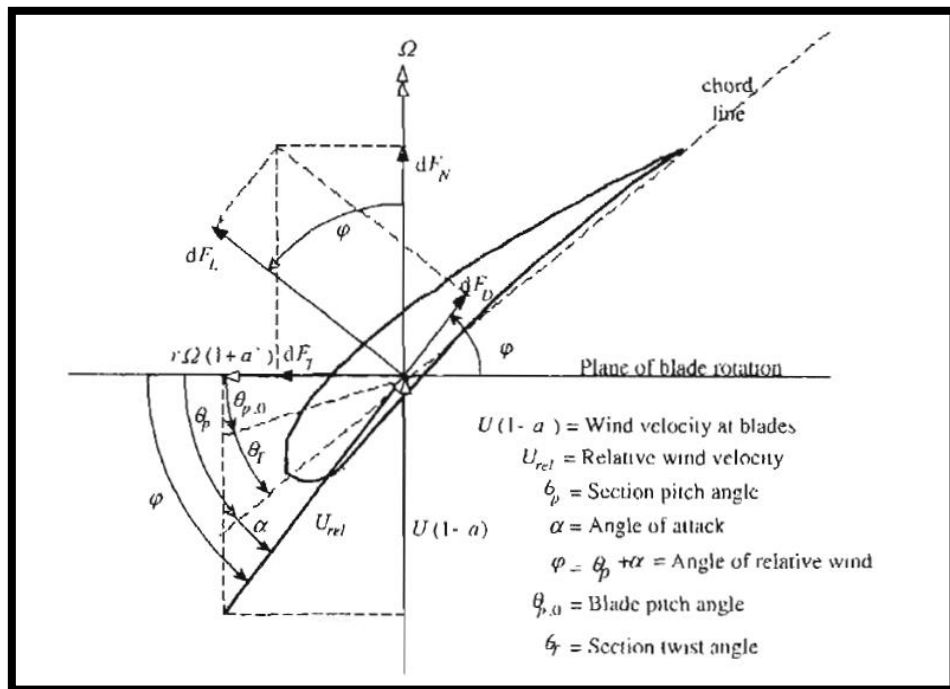


Figura 2.5: Principais forças e ângulos em uma pá (Manwell *et al.*, 2002).

- θ_p = Ângulo de passo. Ângulo entre o plano de rotação e a corda;
- $\theta_{p,0}$ = Ângulo de passo de ponta;
- θ_T = Ângulo de torção;
- α = Ângulo de ataque. Ângulo entre a corda e o vento relativo;
- φ = Ângulo de escoamento. ($\varphi = \theta_p + \alpha$);
- dF_L = Força de sustentação incremental;
- dF_D = Força de arrasto incremental;
- dF_N = Força normal incremental;
- dF_T = Força tangencial incremental;
- U_{rel} = Velocidade relativa do vento.

Da geometria da Figura 2.4, temos:

$$\tan\varphi = \frac{U(1-a)}{\Omega r(1+a')} = \frac{1-a}{(1+a')\lambda_r}, \quad (2.34)$$

$$U_{rel} = U(1-a)/\sin\varphi, \quad (2.35)$$

$$dF_L = C_l \frac{1}{2} \rho U_{rel}^2 c dr, \quad (2.36)$$

$$dF_D = C_d \frac{1}{2} \rho U_{rel}^2 c dr, \quad (2.37)$$

$$dF_N = dF_L \cos\varphi + dF_D \sin\varphi, \quad (2.38)$$

$$dF_T = dF_L \sin\varphi - dF_D \cos\varphi. \quad (2.39)$$

Para um rotor com B pás, a força total na seção a uma distância r do centro é:

$$dF_N = B \frac{1}{2} \rho U_{rel}^2 (C_l \cos\varphi + C_d \sin\varphi) c dr. \quad (2.40)$$

Igualmente, para o torque,

$$dQ = B r dF_T, \quad (2.41)$$

$$dQ = B \frac{1}{2} \rho U_{rel}^2 (C_l \sin\varphi - C_d \cos\varphi) c r dr. \quad (2.42)$$

O efeito do arrasto é diminuir o torque e consequentemente a potência.

2.1.3 Teoria Clássica para um Rotor Generalizado com Rotação na Esteira

Nessa análise inicia-se com as quatro equações, duas oriundas da Teoria do Momento e duas para Teoria do Elemento de Pá. As forças e momentos derivados das teorias do momento e elemento de pá devem ser iguais.

- Teoria do Momento:

Momento axial:

$$dT = \rho U^2 4a(1-a)\pi r dr; \quad (2.43)$$

Momento angular:

$$dQ = 4a'(1-a)\rho U \pi r^3 \Omega dr; \quad (2.44)$$

- Teoria de Elemento de Pá:

$$dF_N = B \frac{1}{2} \rho U_{rel}^2 (C_l \cos \varphi + C_D \sin \varphi) c dr; \quad (2.45)$$

$$dQ = B \frac{1}{2} \rho U_{rel}^2 (C_l \sin \varphi - C_D \cos \varphi) c dr. \quad (2.46)$$

Igualando $dT = dF_N$ e a velocidade expressa de seguinte forma:

$$U_{rel} = U(1-a)/\sin \varphi, \quad (2.47)$$

$$dF_N = \sigma' \pi \rho \frac{U^2 (1-a)^2}{\sin^2 \varphi} (C_l \cos \varphi + C_D \sin \varphi) r dr, \quad (2.48)$$

$$dQ = \sigma' \pi \rho \frac{U^2 (1-a)^2}{\sin^2 \varphi} (C_l \sin \varphi - C_D \cos \varphi) r^2 dr, \quad (2.49)$$

onde σ' é a solidez local, definida como

$$\sigma' \equiv Bc/2\pi r. \quad (2.50)$$

Hansen (2008) leva em conta nos cálculos dos fatores de indução axial e tangencial o arrasto produzido, logo não despreza o coeficiente de arrasto (C_d). Essa abordagem é feita nesse trabalho por se tratar de uma análise de uma turbina experimental real. As Eq. (2.51) a (2.57) foram utilizadas nesse trabalho

$$a = \frac{1}{\frac{4\sin^2\varphi}{\sigma C_n} + 1}, \quad (2.51)$$

$$a' = \frac{1}{\frac{4\sin\varphi\cos\varphi}{\sigma C_t} - 1}, \quad (2.52)$$

$$dT = \frac{1}{2}\rho B \frac{U^2(1-a)^2}{\sin^2\varphi} cC_n r dr, \quad (2.53)$$

$$dQ = \frac{1}{2}\rho B \frac{U(1-a)\Omega r(1+a')}{\sin\varphi\cos\varphi} cC_l r dr, \quad (2.54)$$

onde dT é o empuxo, dQ é o torque e:

$$C_n = C_l\cos\varphi + C_d\sin\varphi, \quad (2.55)$$

$$C_t = C_l\sin\varphi - C_d\cos\varphi. \quad (2.56)$$

Para calcular a potência de cada elemento, basta multiplicar o torque, Eq. (2.54), pela velocidade angular. Logo,

$$dP = \omega dQ. \quad (2.57)$$

Vários autores utilizam formulações diferentes para o cálculo do coeficiente de potência. Abaixo, são listadas duas possíveis formulações:

- Wilson e Lissaman, (1974):

$$C_p = (8/\lambda^2) \int_{\lambda_h}^{\lambda} \lambda_r^3 a' (1-a) [1 - (C_d/C_l) \cot \varphi] d\lambda_r \quad (2.58)$$

Usando a expressão para o torque, Eq. (2.53), e a definição para a razão de velocidade de ponta, Eq. (2.20), o coeficiente de potência pode ser escrito da seguinte forma

$$C_p = \frac{2}{\lambda^2} \int_{\lambda_h}^{\lambda} \sigma' C_l (1-a)^2 (1/\sin \varphi) [1 - (C_d/C_l) \cot \theta] \lambda_r^2 d\lambda_r. \quad (2.59)$$

Foi usada a Eq. (2.59) proposta por Manwell *et al.* (2002) para o cálculo do coeficiente de potência.

2.2 MODIFICAÇÕES NA TEORIA CLÁSSICA

2.2.1 Fator de Correção de Perda na Ponta (*Tip Loss Correction Factor*) – Prandtl's Method

Devido a ter uma baixa pressão na superfície de cima do aerofólio, o escoamento na ponta tende a subir para parte de cima da ponta da pá e, com isso, diminuir a sustentação. Muitos modelos tem sido utilizados para levar em conta essa perda na ponta, mas o modelo mais utilizado é baseado no Método de Prandtl, que consiste em introduzir um fator de correção F . Esse fator de correção é escrito em função do número de pás, ângulo relativo do vento, e as posições na pá, e é dado por

$$F = (2/\pi) \cos^{-1} \left[\exp \left(- \left\{ \frac{(B/2)[1 - (r/R)]}{(r/R) \sin \varphi} \right\} \right) \right]. \quad (2.60)$$

O valor resultante do inverso do cosseno deve ser expresso em radianos. O fator F adota um valor de 0 a 1.

2.2.2 Correção de Glauert

Segundo Manwell *et al.* (2002) a teoria BEM não é válida para fatores de indução axial maiores ou iguais a 0,5, pois a velocidade atrás do rotor seria negativa ou nula. A Figura 2.6 mostra os dois estados de operação de uma turbina eólica, que são o estado de moinho de vento (*windmill*) e o estado de esteira turbulenta (*turbulent wake*). O estado *windmill* é um estado normal de operação, isto é, onde a teoria é válida; já a esteira turbulenta é um estado que ocorre com velocidades do vento elevadas no qual a teoria falha, devido o fator de indução ser igual ou maior que 0,5. A teoria do momento não é aplicada para todos os casos. Relações empíricas devem ser obtidas entre C_T (coeficiente de empuxo) e a (fator de indução axial) afim de corrigir essa falha.

No estado de esteira turbulenta (*turbulent wake*), a solução pode ser encontrada usando uma relação empírica entre o coeficiente de empuxo e o fator de indução axial. A relação empírica desenvolvida por Glauert, inclui o fator F de perda na ponta da pá (*tip loss*), e é dada por

$$a = (1/F) \left[0,143 + \sqrt{0,0203 - 0,6427(0,889 - C_T)} \right]. \quad (2.61)$$

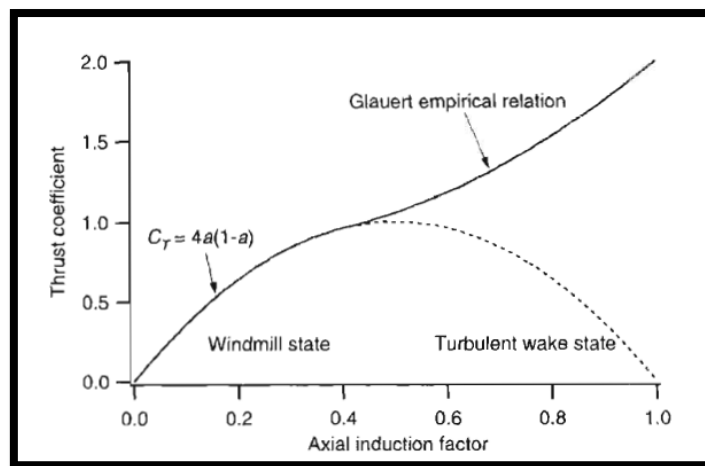


Figura 2.6: Curva coeficiente de impulsão versus fator de indução axial. (Manwell *et al.*, 2002).

a Eq. (2.61) tem validade para $a > 0,4$ ou $C_T > 0,96$.

Wilson *et al.* (1976) define o valor do coeficiente de empuxo para cada elemento de pá como sendo:

$$C_T = \frac{\sigma(1-a)^2(C_l \cos\varphi + C_d \sin\varphi)}{\sin^2\varphi}. \quad (2.62)$$

2.2.3 Stall Delay

Segundo Du e Selig (1997), o efeito de rotação produz o chamado atraso do estol (*Stall Delay*), cujo principal efeito é um dramático aumento no coeficiente de sustentação em comparação aos dados 2D extraídos experimentalmente em um túnel de vento. Por exemplo, na Figura 2.7 mostra esse fenômeno para a turbina NREL Phase II.

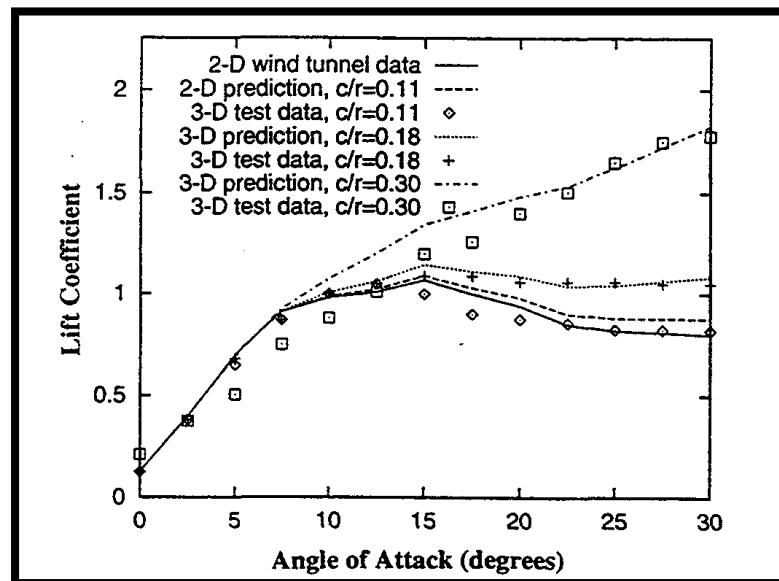


Figura 2.7: Coeficiente de sustentação S809. (Du e Selig, 1997).

Outro ponto importante é o efeito relacionado a redução do arrasto. O aumento da sustentação e a diminuição do arrasto são a principal causa do aumento da potência de saída, comparada com a potência prevista baseada nos dados 2D do aerofólio. Para propulsores e helicópteros esses efeitos são benéficos. No caso de turbina eólica está diretamente ligada à força de sustentação e consequentemente, à potência.

Du e Selig (1997) propõe a seguinte correlação para prever o efeito da rotação no coeficiente de sustentação e arrasto

$$C_{l,3D} = C_{l,2D} + f_{cl}(2\pi(\alpha - \alpha_0) - C_{l,2D}), \quad (2.63)$$

$$C_{D,3D} = C_{D,2D} + f_{cd}(C_{D,2D} - C_D(\alpha = 0)), \quad (2.64)$$

onde

$$f_{cl} = \frac{1}{2\pi} \left[\left(\frac{1,6(c/r)}{0,1267} \right) \left(\frac{a - (c/r)^{\frac{dR}{\Lambda r}}}{b + (c/r)^{\frac{dR}{\Lambda r}}} \right) - 1 \right], \quad (2.65)$$

$$f_{cd} = \frac{-1}{2\pi} \left[\left(\frac{1,6(c/r)}{0,1267} \right) \left(\frac{a - (c/r)^{\frac{dR}{2\Lambda r}}}{b + (c/r)^{\frac{dR}{2\Lambda r}}} \right) - 1 \right], \quad (2.66)$$

sendo Λ definido por

$$\Lambda \equiv \Omega R / \sqrt{(U_\infty^2 + (\Omega R)^2)}, \quad (2.67)$$

$$a = b = d = 1. \quad (2.68)$$

Snel *et al.* (1993) propõe de modo diferente os valores das funções e não considera que haja uma variação no coeficiente de arrasto, isto é, o valor de $C_{D,3D} = C_{D,2D}$. Desta forma os fatores de correção são dados por

$$f_{cl} = 3 \left(\frac{c}{r} \right)^2, \quad (2.69)$$

$$f_{cd} = 0. \quad (2.70)$$

Neste trabalho, foi utilizado a correlação de Snel *et al.* (1993).

2.3 AEROFÓLIO DE UMA TURBINA EÓLICA

Um aerofólio é um perfil 2D de uma asa, projetada com o objetivo de gerar força de sustentação. Tais forças surgem devido ao movimento relativo entre o aerofólio e o fluido que o circula. O ar que escoar em volta do aerofólio faz com que o aerofólio tenha uma diferença de pressão entre as superfícies superior e inferior. Essa diferença faz com que o aerofólio experimente uma força na direção perpendicular ao escoamento e na direção paralela ao escoamento, chamadas respectivamente, de força de sustentação e força de arrasto.

O escoamento sobre o aerofólio produz uma distribuição das tensões normais e tangenciais que geram as forças sobre o aerofólio. A velocidade do escoamento acelera na parte convexa (extradorso) do aerofólio resultando em uma pressão média menor quando comparada a parte côncava (intradorso). O resultado dessa distribuição de forças devido a pressão e atrito (viscosidade) é resumido em duas forças e um momento que age ao longo da corda a uma distância de $c/4$ do bordo de ataque. As características geométricas de um aerofólio e as forças de superfície associadas encontra-se mostradas nas Figs. 2.7 e 2.8.

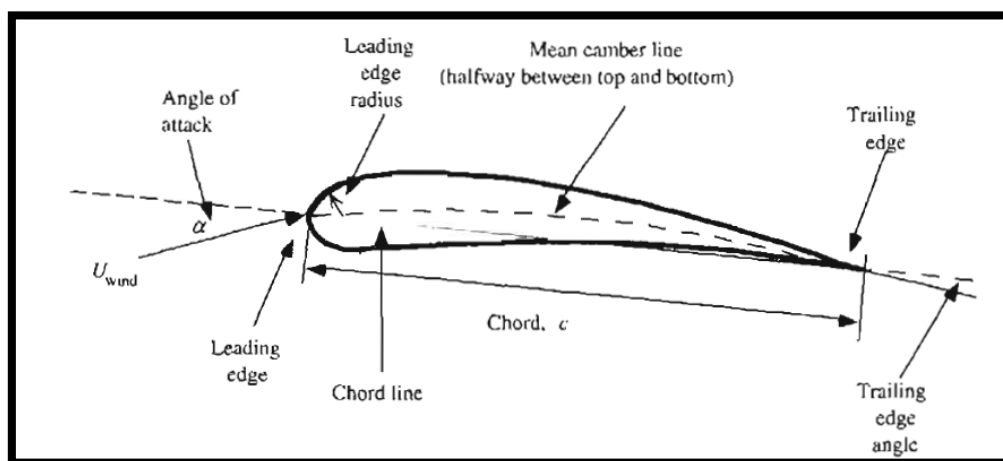


Figura 2.7: Nomenclatura de um aerofólio (Manwell *et al.*, 2002).

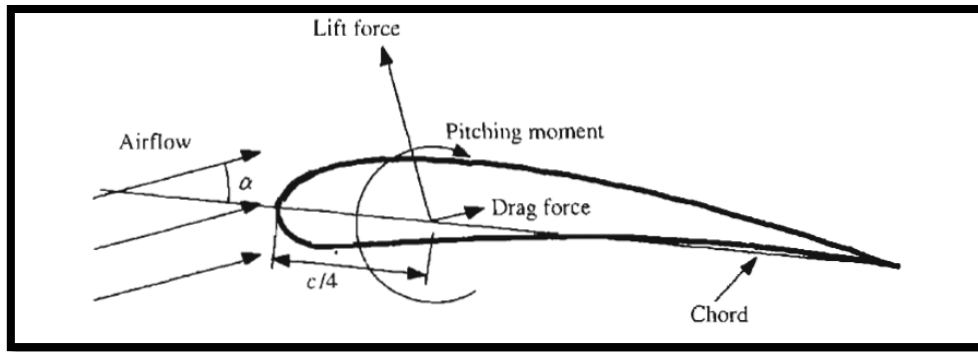


Figura 2.8: Forças atuando sobre um aerofólio (Manwell *et al.*, 2002).

Esses componentes das forças aerodinâmicas sobre o aerofólio se chamam:

- Força de Sustentação: Perpendicular a direção de escoamento relativo entre o aerofólio e o fluido infinito;
- Força de Arrasto: Paralela à direção de escoamento relativo entre o aerofólio e o fluido infinito;
- Momento de Arfagem.

Os parâmetros adimensionais associados ao cálculo das forças aerodinâmicas sobre um aerofólio são:

- Número de Reynolds :

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} = \frac{UL}{\nu} = \frac{\text{Forças de Inercia}}{\text{Forças Viscosas}};$$

- Coeficiente de Sustentação:

$$C_l = \frac{L/l}{\frac{1}{2}\rho U^2 c} = \frac{\text{Força de Sustentação/Unidade de Comprimento}}{\text{Força Dinâmica/Unidade de Comprimento}};$$

- Coeficiente de Arrasto:

$$C_d = \frac{D/l}{\frac{1}{2}\rho U^2 c} = \frac{\text{Força de Arrasto/Unidade de Comprimento}}{\text{Força Dinâmica/Unidade de Comprimento}};$$

- Coeficiente de Momento de Passo:

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho U^2 c} = \frac{\text{Momento de Passo}}{\text{Momento Dinâmico}};$$

- Coeficiente de Pressão:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho U^2} = \frac{\text{Pressão Estática}}{\text{Pressão Dinâmica}}.$$

Aerofólios de turbina eólica de eixo horizontal (*Horizontal Axis Wind Turbine* - HAWT) são geralmente projetadas para baixos ângulos de ataque, onde os coeficientes de sustentação são bastante altos e de arrasto baixo. Se aumento a velocidade (Número de Reynolds) aumento também o arrasto, conseqüentemente aumento o coeficiente de arrasto.

Os aerofólios podem ser organizados em diferentes classes, devido à grande influência dos parâmetros geométricos sobre o comportamento aerodinâmico, cada qual voltada a um tipo de aplicação específica. Algumas dessas classes são citadas por Souza (2008):

- (a) **Aerofólios de alta sustentação:** são voltados para aplicações que exigem grandes forças de sustentação, baixo ângulo de incidência ($\alpha \leq 4^\circ$) e baixo número de Reynolds ($Re \leq 10^6$). Essa classe de aerofólios é normalmente aplicada em aeronaves de competição de pequena escala e em planadores com alongamento moderado.
- (b) **Aerofólios laminares:** possuem características geométricas que favorecem a permanência de uma camada limite laminar ao longo de grande extensão da

superfície do aerofólio. Os aerofólios desenvolvidos pela NACA, pertencentes à série 6, são os mais conhecidos dessa classe. São indicados para aplicações que possam exigir pequenas faixas de operação a baixos números de Reynolds, por exemplo, pás de turbocompressores e planadores com grande alongamento.

- (c) **Aerofólios subsônicos:** apresentam características geométricas semelhantes à dos aerofólios laminares, incorporando algumas características dos aerofólios supercríticos (aerofólios que possuem maiores raios de bordo de ataque, maiores espessuras e maiores curvaturas da bissetriz entre as superfícies superior e inferior no bordo de fuga em relação à corda). Apresentam comportamento aerodinâmico semelhante ao dos aerofólios laminares, a baixas velocidades, mas gerando uma sustentação e arrasto ligeiramente maior.

A maioria dos perfis de aerofólios utilizados em turbinas eólicas de eixo horizontal são projetados originalmente para asas de aeronaves. Contudo, os requisitos impostos aos aerofólios destinados aos rotores eólicos não são idênticos aos requisitos do projeto de uma aeronave. Nos últimos anos, aerofólios especiais vêm sendo desenvolvidos para turbinas eólicas (Pinto, 2013).

As pás de uma turbina eólica usam aerofólios para desenvolverem potência mecânica. Uma pá de uma turbina eólica pode ser formada por um único perfil aerodinâmico ou uma combinação. As características geométricas de cada pá como, largura e comprimento, são em função do desempenho aerodinâmico desejado, da máxima potência desejada do rotor, das propriedades do aerofólio escolhido e das forças envolvidas. Essas propriedades aerodinâmicas dos aerofólios são medidas em modelos em túneis de vento.

Entre 1970 e início de 1980, os projetistas de turbinas eólicas davam menos importância às características de desempenho do perfil aerodinâmico em relação a otimizar a torção da pá e o afilamento. Por essa razão não foi dada muita importância à seleção de um aerofólio adequado. Assim, os aerofólios que eram utilizados pela indústria da aviação, em helicópteros, foram escolhidos para serem utilizados também em turbinas eólicas. Aerofólios usados na aviação, como os modelos NACA 44XX e NACA 230XX, eram os mais utilizados pois tinham altos coeficientes de sustentação, baixo momento e baixo arrasto. A série de perfis NACA apresentam várias classes. Para as turbinas eólicas,

a série de 4 dígitos foi bastante utilizada. Por exemplo: NACA4415 (Manwell *et al.*, 2002).

No início dos anos 80 os projetistas de turbinas eólicas começaram a dar importância à escolha do perfil aerodinâmico adequado e passaram a utilizar o LS(1) MOD. Esse aerofólio foi utilizado pelos projetistas americanos e ingleses pela sensibilidade reduzida à rugosidade no bordo de ataque, em comparação as séries NACA44XX e NACA230XX (Tangler *et al.*, 1990). Por esse mesma razão projetistas dinamarqueses iniciaram a usar o NACA63(2)-XX em vez do NACA44XX. A existência de rugosidade no bordo de ataque afeta diretamente o desempenho do rotor. Por este motivo a produção de energia pode cair até 40%, quando nas pás se acumulam insetos e sujeira ao longo do bordo de ataque. Mesmo os aerofólios LS (1) MOD, projetados para tolerar rugosidade na superfície, apresentam perda de potência quando as pás ficam sujas (Manwell *et al.*, 2002).

Dessa maneira, os critérios de seleção dos aerofólios para turbinas eólicas mudaram para alcançar um desempenho elevado e confiável. Novos códigos numéricos para projeto de aerofólios começaram a ser utilizados por engenheiros de energia eólica, buscando projetar aerofólios específicos para essa área. Usando o código de Eppler, pesquisadores do Laboratório Nacional de Energia Renovável (NREL) desenvolveu famílias específicas de aerofólios (*special purpose families*) para três classes de turbinas eólicas (classificação denominada SERI de aerofólios). As superfícies de sustentação da série S têm demonstrado ser relativamente insensíveis a rugosidade da superfície do bordo de ataque, contribuindo para o aumento da produção de energia. Estes aerofólios são agora usados em algumas turbinas eólicas comerciais (Manwell *et al.*, 2002).

2.4 TURBINA NREL PHASE II

Os dados experimentais usados para comparação dos resultados foram obtidos do relatório de Butterfield *et al.* (1992) que tem como título *NREL Experimental Final Report-Phase II*. O relatório descreve a geometria da turbina e apresenta os dados obtidos experimentalmente. Esses experimentos foram realizados no NREL (*National Renewable Energy Laboratory*). Esse relatório Phase II foi planejado e realizado em um período de 4 anos. O programa foi dividido em 2 fases, o primeiro tendo início em 1987 (Phase I). A mais significativa diferença entre a Phase I e Phase II está na extensão dos medidores de

pressão. Phase I tem somente um medidor de pressão em sua extensão enquanto a Phase II possui 4 medidores.

A turbina Phase II é uma turbina eólica com eixo horizontal (HAWT) com passo fixo (*fixed pitch*), com 3 pás, rotor na posição *downwind* com diâmetro de 10,06 m, altura do chão até o centro rotor (*hub*) de 17,03 m, velocidade de cut-in 6 m/s, ângulo de *tilt* igual a zero, velocidade angular de 71,63 rpm, as pás não possuem torção, e é formada pelo aerofólio S809 com o mesmo comprimento de corda de 0,4572m em toda sua extensão. O ângulo de passo (*pitch angle*) selecionado é de 12°.

Para uma condição sem guinada (*non-yawed*) permanente, a turbina NREL Phase II possui uma curva de potência conforme a Figura 2.9.

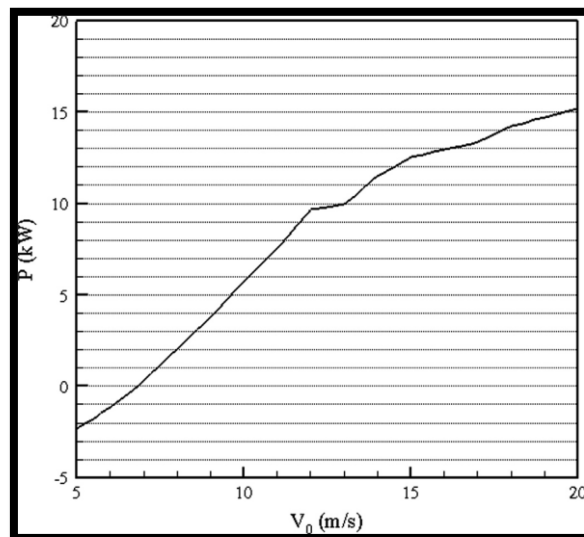


Figura 2.9: Curva NREL Phase II (Shepers *et al.*, 1997)

Simms *et al.* (1999) em seu relatório técnico, descreve resumidamente a evolução das turbinas NREL Phase II-IV, mostrando as geometrias e as diferenças nos sensores de pressão. A partir da Phase III começaram a construir as pás com torção. A Tabela 2.1 mostra os principais dados de operação e geometria da turbina NREL Phase II.

Tabela 2.1: Dados turbina NREL Phase II.

Número de pás	3
Diâmetro do rotor	10.06 m
RPM	71,63 r/min
<i>Cut-in speed wind</i>	6 m/s
<i>Cut-out wind speed</i>	Não aplicado (<i>Stall control</i>)
Potência avaliada	20 KW
Regulagem potência	<i>Stall</i>
Tipo da pá	Corda constante
Extensão da base	0,723 m
Passo da pá	12 graus (fixo)
Perfil da pá	NREL S809
Corda de cada perfil	0,4572
Torção da pá	Não

3 REVISÃO DE LITERATURA

Esfahanian *et al.* (2013) estimam a potência de uma determinada turbina eólica, NREL Phase II, usando a teoria clássica (BEM) com auxílio da fluidodinâmica computacional (CFD) e faz comparações com os dados experimentais. A teoria BEM necessita dos coeficientes de sustentação e arrasto 2D dos aerofólios. São obtidos esses dados do aerofólio via CFD, rodando ANSYS Fluent. A teoria BEM requer algumas modificações, pois em alguns casos a teoria falha quando o fator de indução axial é maior que 0,5. Para resolver esse problema, os autores utilizam uma correção proposta por Spera (1994), além de levar em consideração também uma correção devido à perda na ponta da pá (*tip losses*) e por fim considerou o efeito da rotação nos coeficientes de sustentação e arrasto, utilizando o modelo de Du e Selig (1997). Esfahanian *et al.* (2013) concluíram que essa abordagem, utilizando BEM/CFD, teve um bom resultado comparado aos resultados experimentais. A Figura 3.1 mostram os resultados obtidos.

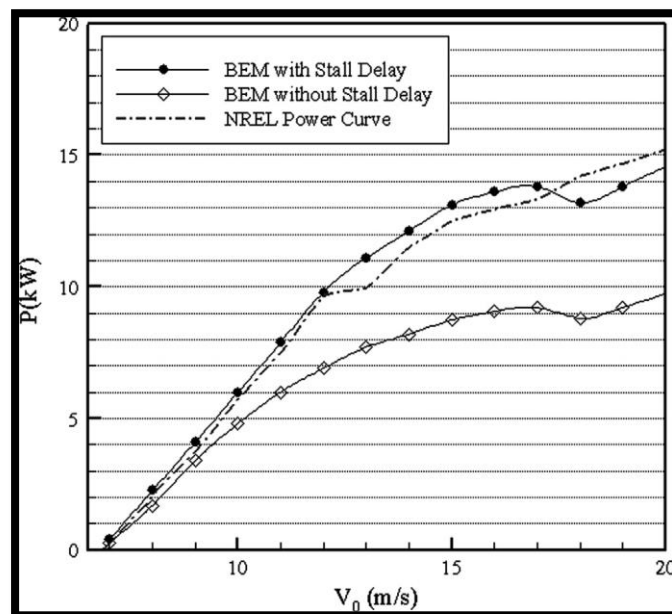


Figura 3.1: Curvas de potência (Esfahanian *et al.*, 2013).

Belamadi *et al.* (2015) teve como objetivo estudar as características aerodinâmicas do rotor NREL Phase II. Simulou o rotor completo no software ANSYS Fluent para as seguintes velocidades 7,2 m/s, 10,56 m/s, 12,85 m/s, 16,3 m/s e 9,18 m/s. Os resultados de CFD do coeficiente de potência estão em boa concordância com os obtidos utilizando

o método BEM. O estudo confirma que as simulações RANS são capazes de resolver com uma precisão razoável os diferentes aspectos envolvidos no campo de escoamento de turbina tipo HAWT, o que confirma que atualmente a simulação CFD pode ser a ferramenta mais importante para análise e design de rotores de turbinas eólicas. A Figura 3.2 ilustra os resultados obtidos em relação aos dados experimentais e com outros trabalhos relacionado ao mesmo tema.

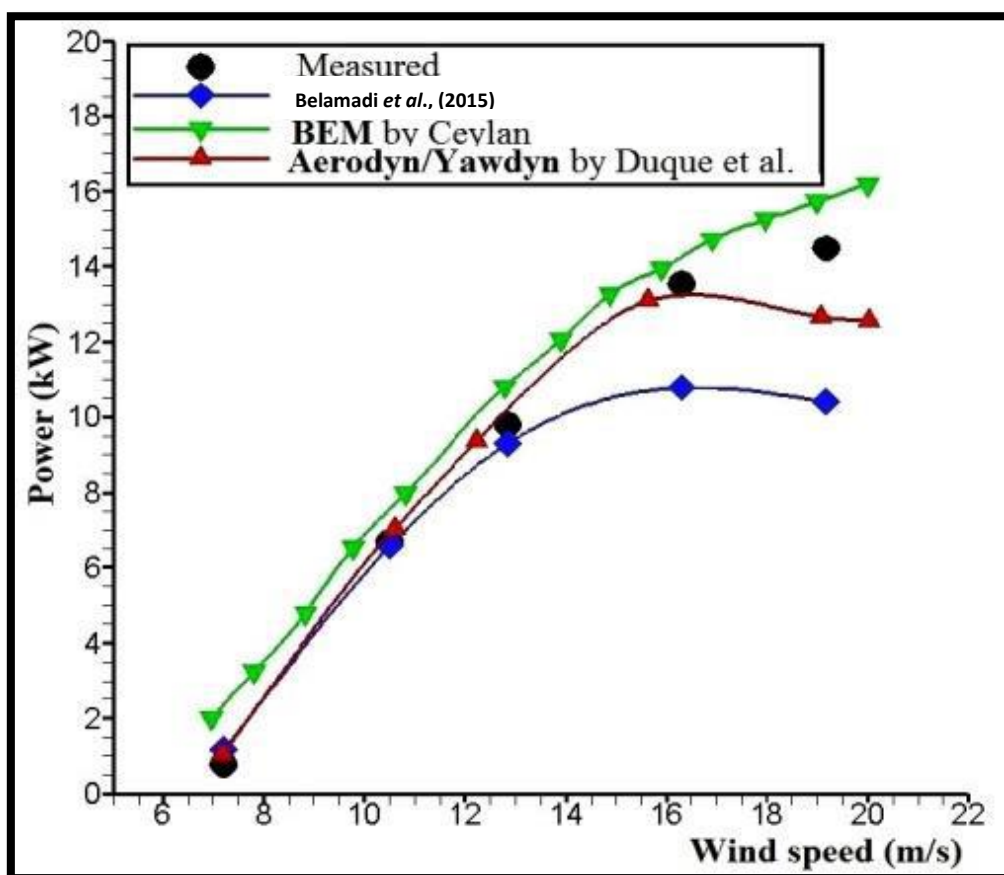


Figura 3.2: Potência em função da velocidade (Adaptado de Belamadi *et al.*, 2015).

Tahani *et al.* (2015) simulou em escala completa o rotor da turbina eólica Vesta V47 no software ANSYS CFX e comparou com resultados provenientes da teoria clássica (BEM) da mesma turbina. Utilizou modificações na teoria clássica como correção de Glauert e perda de ponta Prandtl. Após comparação obteve bons resultados. Concluiu que, de acordo com a precisão dos resultados e o custo computacional, a teoria clássica BEM é mais aplicável nas estimativas de engenharia.

Mahmuddin *et al.* (2017) mostra em seu estudo vantagens em utilizar a teoria clássica (BEM) para estimar a potência das turbinas eólicas em comparação a uma simulação completa em software de CFD. A teoria clássica muitas vezes requer coeficientes de sustentação e arrasto para altos ângulos de ataque e muitas das vezes não estão disponíveis na literatura, com isso apresenta métodos de extrapolações dos valores dos coeficientes aerodinâmicos. Utilizou o método de Viterna e Montgomerie para extrapolações dos dados experimentais do aerofólio NACA23012.

4 FORMULAÇÃO MATEMÁTICA

Segundo Maliska (2004), a obtenção da solução numérica de qualquer problema físico requer, inicialmente, a habilidade da criação do modelo matemático correspondente. O modelo matemático deve ser tal que possa ser desenvolvido com tempos de computação não-proibitivos e que os resultados obtidos representem adequadamente, isto é, dentro das exigências do analista, o fenômeno físico em consideração.

As equações de conservação de massa, quantidade de movimento e energia podem ser escritas da seguinte forma:

Equação da Continuidade:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U}) = 0; \quad (4.1)$$

Equação de Quantidade de Movimento Linear:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \mathbf{U}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} \otimes \mathbf{U}) = -\nabla p + \nabla \cdot \tau + S_M; \quad (4.2)$$

Onde $\mathbf{U}$ é o vetor velocidade, ρ é a massa específica, τ é o tensor de tensões e é definido, para fluidos newtonianos, pela seguinte equação constitutiva

$$\tau = \mu \left(\nabla \mathbf{U} + (\nabla \mathbf{U})^T - \frac{2}{3} \nabla \cdot \mathbf{U} \delta \right), \quad (4.3)$$

sendo δ , tensor delta de Kronecker, S_M engloba os termos fontes de *momentum* presentes no modelo, inclusive o gravitacional.

A equação da energia não será resolvida neste trabalho, pois será considerado escoamento isotérmico.

4.1 MODELAGEM DA TURBULÊNCIA

Uma definição para um escoamento turbulento é que ele possui flutuações do campo de escoamento no tempo e espaço. Por ser uma condição irregular do fluido, tem um impacto significativo nas características do escoamento.

Existe atualmente uma grande quantidade de modelos de turbulência disponíveis. Apesar de haver muitas pesquisas no campo da turbulência, não há um modelo que possa ser usado a todos os tipos de escoamentos. Como a maior parte dos escoamentos de interesse da engenharia são turbulentos, a modelagem apropriada da turbulência é um dos fatores principais de uma simulação CFD bem-sucedida. A modelagem da turbulência pode ser dividida em:

- Simulação numérica de Escoamentos Turbulentos via Equações Médias de Reynolds (RANS- *Reynolds Avaraged Navier-Stokes*). As equações RANS são obtidas através de um conjunto de médias das equações de Navier-Stokes e Continuidade.
- Simulação de Grandes Escalas (LES - *Large Eddy Simulation*). As grandes escalas são consideradas como turbilhões que contém energia, são calculadas diretamente e para as pequenas escalas utilizam-se modelos de escalas sub-malha.
- Simulação Numérica Direta (DNS – *Direct Numerical Simulation*). As equações de Navier–Stokes são resolvidas sem modelagem, em malhas bastantes refinadas com passos de tempo bastante pequenos, a fim de capturar toda a gama de escalas turbulentas.

Os tipos de modelagens apresentadas acima estão em ordem de exigência computacional. A princípio, as equações de Navier-Stokes descrevem tanto escoamentos laminares quanto turbulentos. Entretanto, escoamentos turbulentos em velocidades realistas englobam uma faixa ampla de escalas de tempo e espaço, incluindo escalas muito menores que uma malha de elementos finitos média. Essa característica inviabiliza a solução numérica direta da turbulência (DNS) para a maior parte das aplicações, pois haveria necessidade de um poder computacional maior do que está disponível atualmente, a utilização prática da DNS limita-se aos escoamentos com baixo ou moderado número de Reynolds. Diante disto, as simulações RANS e LES tornam-se melhores alternativas

para resolução do problema. Tanto o RANS quanto LES possuem problema de fechamento da turbulência.

No presente trabalho serão utilizados a modelagem via RANS e o SST (*Shear-Stress Transport*) como modelo de fechamento para turbulência.

4.2 EQUAÇÕES MÉDIAS DE REYNOLDS – RANS

O escoamento é separado em um termo médio e uma flutuação, como na Eq. (4.4). O mesmo princípio é aplicado de maneira análoga a outras propriedades do escoamento (pressão, massa específica, temperatura, etc).

$$\mathbf{U} = \bar{\mathbf{U}} + \mathbf{u}. \quad (4.4)$$

Podemos ampliar esse procedimento para as demais propriedades do escoamento, como mostra a Eq. (4.5)

$$\bar{\phi} = \frac{1}{\Delta t} \int_{\Delta t} \phi dt, \quad (4.5)$$

onde pela própria definição, $\phi'_i = 0$.

É importante destacar que, apesar da turbulência ser intrinsecamente transiente, os modelos RANS permitem sua simplificação para estado permanente, onde se considera que a variação da turbulência em termos macroscópicos é pequena o suficiente para ser descartada.

Substituindo os valores das médias via RANS nas equações de transporte e por simplicidade, o símbolo $\bar{\mathbf{U}}$ será substituído por $\mathbf{U}$ em relação às médias turbulentas, as Eqs. (4.1) e (4.2) ficam da seguinte forma:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho U_i}{\partial x_i} = 0, \quad (4.6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho U_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_i U_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\tau_{ij} - \rho \overline{u_i u_j}) + S_M. \quad (4.7)$$

O termo $\overline{u_i u_j}$ é interpretado como a contribuição média das flutuações turbulentas de velocidade à quantidade de movimento, é denominado Tensor de Reynolds. O tensor de Reynolds, em três dimensões, é composto por nove componentes. As componentes na diagonal são as tensões normais e as tensões cisalhantes estão fora da diagonal. Se as flutuações turbulentas puderem ser consideradas completamente isotrópicas, o tensor de Reynolds é simétrico, e dado pela Eq. (4.8).

$$\begin{bmatrix} -\overline{\rho u^2} & -\overline{\rho uv} & -\overline{\rho uw} \\ -\overline{\rho uv} & -\overline{\rho v^2} & -\overline{\rho vw} \\ -\overline{\rho uw} & -\overline{\rho vw} & -\overline{\rho w^2} \end{bmatrix}, \quad (4.8)$$

As Eqs. (4.6) e (4.7) para serem resolvidas para um escoamento turbulento apresentam dez variáveis independentes (três componentes de velocidade U_i , pressão e os seis componentes do tensor de Reynolds), para quatro equações de conservação (continuidade e três equações de quantidade de movimento linear). Esse desbalanceamento no sistema caracteriza o chamado problema de fechamento da turbulência, e é contornado através dos modelos de turbulência. Os modelos mais usados de turbulência, dentro da modelagem via RANS, são os de duas equações, nos quais a viscosidade e a difusividade turbulentas são determinadas, os quais destacam-se os modelos $k - \varepsilon$, $k - \omega$ e *SST* (*Shear Stress Transport*).

O modelo $k - \varepsilon$ baseia-se nas escalas turbulentas de altos número de Reynolds. Sendo assim, é preciso na região de escoamento livre, porém não obtém bons resultados em regiões próximas à camada limite, já que nessas regiões a velocidade é muito baixa.

O modelo $k - \omega$, ao contrário de $k - \varepsilon$, foi desenvolvido para atingir melhores resultados próximo as paredes. Entretanto, ele é mais sensível às condições de contorno, principalmente na região de escoamento livre. O modelo *SST*, introduzido por Menter (1994), combina as vantagens de $k - \varepsilon$ e $k - \omega$, selecionando automaticamente entre os

dois. Nesse caso $k - \omega$, é utilizado em regiões próximas à parede, e $k - \varepsilon$ na região de escoamento livre. Na Seção 4.3 serão discutidos os principais conceitos do modelo SST.

4.3 FORMULAÇÃO DO MODELO SST

Menter (1994) mostrou que a introdução de difusão cruzada pode reduzir a dependência da corrente livre do modelo $k - \omega$ e escolheu introduzi-lo de uma forma não uniforme através da multiplicação desse termo com “funções de mistura”, com base na distância para a parede mais. Estas funções de mistura são iguais à zero na borda interna de uma camada limite turbulenta e têm um valor unitário na borda exterior da camada. Consequentemente, o modelo se comporta como o modelo $k - \varepsilon$ longe das paredes e como o modelo $k - \omega$ na região próxima da parede. Desta maneira o bom desempenho da camada limite do modelo $k - \omega$ padrão é mantido, enquanto são acrescentados resultados mais confiáveis do modelo $k - \varepsilon$ nos escoamentos com camadas cisalhantes livres.

As tensões de Reynolds são consideradas proporcionais aos gradientes médios de velocidade, conforme a Eq. (4.9)

$$-\rho \overline{u_i u_j} = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \right), \quad (4.9)$$

onde μ_t é definida como a viscosidade turbulenta, que precisa ser modelada, e k é a energia cinética turbulenta, dada por $k = \frac{1}{2} \overline{u_i^2}$. Note que, a partir da Eq. (4.9), as flutuações turbulentas podem ser expressas através das velocidades médias, desde que a viscosidade turbulenta e a energia cinética sejam conhecidas. Considerando uma viscosidade efetiva, $\mu_{eff} = \mu + \mu_t$, a equação de conservação de quantidade de movimento é reescrita segundo Eq. (4.10)

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho U_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_i U_j) = - \frac{\partial p^*}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right] + S_M. \quad (4.10)$$

O termo relacionado ao divergente de velocidade, $\frac{2}{3}\mu_{eff}\frac{\partial U_k}{\partial x_k}$, é desprezado nos software ANSYS, apesar desta simplificação não ser estritamente correta em escoamentos compressíveis (ANSYS, 2015).

O modelo *SST* modela a viscosidade turbulenta a partir de energia e dissipação turbulentas, respectivamente k e ω , segundo as Eqs. (4.11) e (4.12)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k3}} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta' \rho k \omega + P_{kb}, \quad (4.11)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \omega) \\ &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 3}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + (1 - F_1) 2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega 2} \omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \\ &+ \alpha_3 \frac{\omega}{k} P_k - \beta_3 \rho \omega^2 + P_{\omega b}. \end{aligned} \quad (4.12)$$

F_1 e F_2 são funções de transição, responsáveis pela ligação entre os modelos $k - \epsilon$ e $k - \omega$, permitindo ao modelo *SST* selecionar automaticamente entre os dois de acordo com a região do domínio a ser resolvida. São definidas através das Eqs. (4.13) e (4.14)

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4), \quad (4.13)$$

$$F_2 = \tanh(\arg_3^2). \quad (4.14)$$

Os argumentos das funções de transição são:

$$\arg_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta' \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4\rho k}{CD_{k\omega} \sigma_{\omega 2} y^2} \right], \quad (4.15)$$

$$arg_2 = \max\left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta'\omega y}, \frac{500\nu}{y^2\omega}\right). \quad (4.16)$$

sendo y a distância desde a parede. O termo $CD_{k\omega}$ é dado por:

$$CD_{k\omega} = \max\left(2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega 2}\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10}\right). \quad (4.17)$$

Nos modelos $k - \epsilon$ e $k - \omega$, as equações base contém uma série de constantes, conforme a Tabela 4.1. O índice 1 corresponde ao modelo $k - \epsilon$ e o índice 2, $k - \omega$. O modelo *SST* utiliza o índice 3 nas Eqs. (4.11) e (4.12) para indicar uma combinação linear entre essas constantes, e incluindo a função de transferência, conforme a Eq. (4.18)

$$\Phi_3 = F_1\Phi_1 + (1 - F_1)\Phi_2. \quad (4.18)$$

Para que as vantagens do modelo *SST* sejam alcançadas, é preciso que a resolução da malha na camada limite seja de pelo menos dez nós, e que tenha elementos de tamanhos apropriados. Isso porque, longe da parede, o modelo *SST* remonta ao $k - \epsilon$, que usa funções de parede baseadas em dados empíricos para aproximar o escoamento na camada limite.

Tabela 4.1: Constantes empregadas na modelagem de turbulência.

Constante	Valor
β'	0,09
α_1	5/9
β_1	0,075
σ_{k1}	2
$\sigma_{\omega 1}$	2
α_2	0,44
β_2	0,0828
σ_{k2}	1
$\sigma_{\omega 2}$	1/0,856

Segundo Ariff *et al.* (2009), o parâmetro y^+ é utilizado tradicionalmente nas leis de parede da teoria de camada limite, e utilizado em CFD para definir se um elemento utiliza o modelo de baixo Reynolds ou de alto Reynolds. Um $y^+ < 5$ representa um elemento inteiramente na subcamada viscosa, e portanto com perfil de velocidade laminar. Já um $y^+ > 30$ adota um comportamento totalmente turbulento, sob a lei logarítmica de velocidade, como mostra a Eq. (4.19)

$$y^+ = \frac{u_\tau \Delta y}{\nu}, \quad (4.19)$$

onde $u_\tau = \sqrt{\tau_\omega / \rho}$ é a velocidade de fricção. A tensão cisalhante na parede, τ_ω , pode ser aproximada através de correlações conhecidas na literatura. Δy é o tamanho de um elemento a partir da parede. No modelo *SST*, o y^+ dito ideal é 1. Entretanto, esse valor frequentemente implica em tamanhos de malha proibitivos em termos de custo computacional. É portanto recomendável não exceder $y^+ = 10$, acima do qual o modelo perde precisão, conforme pode ser observado na Figura 4.1.

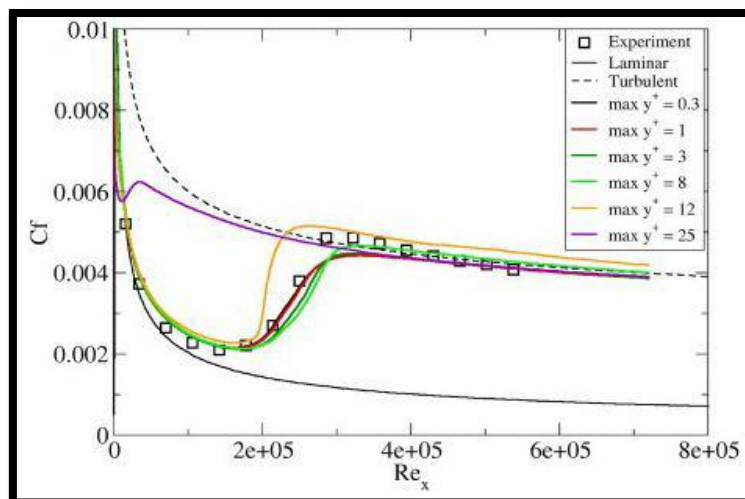


Figura 4.1: Influência do y^+ na resolução do modelo SST (ANSYS , 2015).

5 PROCEDIMENTO DE MODELAGEM

Nesta seção, são resumidos alguns princípios básicos da modelagem por fluidodinâmica computacional, suas principais etapas para a solução do problema, definição de malhas computacionais, princípios de verificação e validação numérica e por fim, métodos de análise de convergência.

5.1 FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL

A fluidodinâmica computacional (CFD) é uma área de grande interesse para solução e avaliação de fenômenos de problemas físicos ou equipamentos, muitas das vezes com menor custo e em um espaço mais curto de tempo, pois diminui significativamente o número de protótipos ou experimentos necessários. O modelo CFD se utiliza de técnicas numéricas para a discretização do domínio fluido estudado e emprega o método de discretização para converter as equações diferenciais apresentadas na Seção 4 em sistemas de equações algébricas. Os métodos de discretização mais difundidos são o método das diferenças finitas, o método dos elementos finitos e o método dos volumes finitos. Com esses métodos, troca-se o domínio contínuo por um domínio discreto para representar o domínio original.

5.1.1 Discretização Espacial

A discretização é realizada através da geração de malhas, que podem ser estruturadas (uniformes ou não), não estruturadas, ou híbridas, conforme exemplificado na Figura 5.1. Malhas estruturadas são formadas por elementos hexaédricos, e cada elemento possui sempre o mesmo número de elementos vizinhos. Malhas não estruturadas possuem elementos de geometrias diversas, como tetraedros, prismas e pirâmides, cujo número de células vizinhas não é uniforme ao longo da malha. É um tipo de malha mais adequado a geometrias complexas, por sua facilidade de geração. Já malhas híbridas são uma combinação dos dois tipos de malha, sendo cada um utilizado em uma região do domínio.

Os valores das variáveis são armazenados no centroide dos volumes de controle. Nas faces desses volumes os valores das variáveis discretas são expressos por meio de funções de interpolação. (Patankar, 1990).

Dos esquemas de interpolação destacam-se: o Esquema *Upwind* de primeira ordem (*Upwind Differencing Scheme*, CDS), que assume que os valores das variáveis nas faces de um elemento são iguais aos valores armazenados no centro dos mesmos, o Esquema de Diferenças Centrais (*Central Differencing Scheme*, CDS) que utiliza interpolação linear, e o *Quadratic Upwind Interpolation for Convective Kinematics* (QUICK), que é baseado na média ponderada de um esquema *Upwind* de segunda ordem e diferenças centrais.

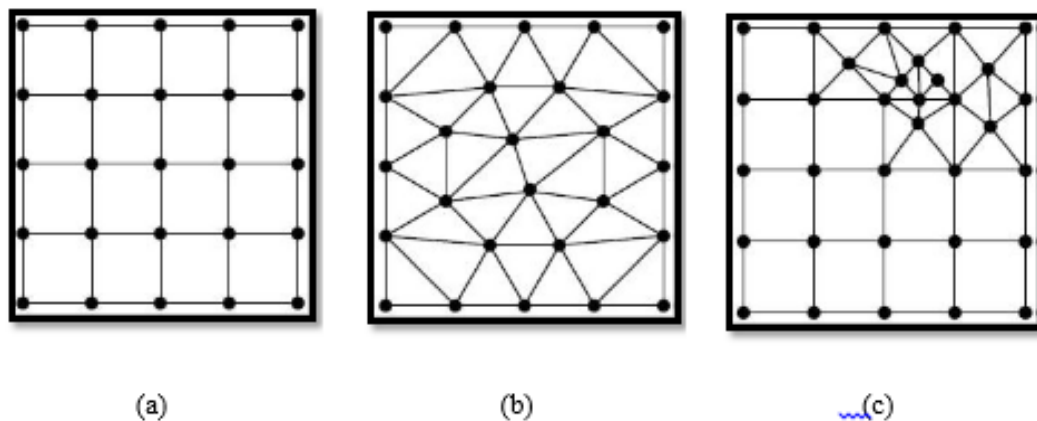


Figura 5.1: Tipos de malha computacional: estruturada (a), não estruturada (b) ou híbrida (c) (ANSYS, 2015).

4.1.2 Discretização Temporal

Os métodos implícitos empregam processos iterativos na solução das equações, pois calculam os valores de velocidade, pressão e outras variáveis no instante de tempo futuro (integração implícita). Já nos métodos explícitos os valores das variáveis são calculados no tempo atual e, assim, não precisam realizar iterações para alcançar os resultados. A desvantagem dos métodos explícitos é que possuem problemas de estabilidade ao se utilizar grandes passos de tempo. Por essa razão que métodos implícitos são mais populares nos *softwares* de CFD comerciais. Lovatto (2012), resumidamente, define os principais parâmetros para uma simulação transiente:

(a) Número de Courant

É uma variável local do domínio fluido que representa o fluxo advectivo em cada volume finito, representado pela Eq. (5.1)

$$\text{Numero de Courant } (Co) = \frac{|u|\Delta t}{\Delta x}, \quad (5.1)$$

onde $|u|$ é a norma da magnitude de velocidade local, Δt o passo de tempo e Δx o tamanho local dos volumes finitos da malha.

(b) CFL – (Courant-Friedrichs-Lewy)

É um parâmetro numérico constante que modifica a magnitude local do Número de Courant, CFL , desempenha um papel importante em CFD. O CFL é um multiplicador do passo de tempo, representa o número de vezes que o passo de tempo do cálculo é superior ao passo de tempo que fornece um Número de Courant igual à unidade conforme a Eq. (5.2)

$$CFL = \frac{\Delta t}{\Delta t_{Co=1}}. \quad (5.2)$$

Visto que o Número de Courant é uma grandeza local, que varia no espaço, o local de referência para o cálculo de $\Delta t_{Co=1}$ é arbitrária, normalmente onde se tem o maior Número de Courant.

(c) Condição CFL

É o intervalo de CFL que permite a precisão física e estabilidade do cálculo. Um cálculo transiente explícito (sem iterações no espaço) exige que o Número de Courant de cada volume da malha seja inferior à unidade em todo o domínio. Então, este cálculo está submetido à condição de um CFL inferior a 1, de onde vem o que chamamos de Condição CFL . A Condição CFL acima respeita a condição para precisão física e estabilidade de um cálculo transiente explícito, mesmo que ela não seja suficiente. Podemos garantir essa condição de duas maneiras diferentes:

- pela definição de um Número de Courant máximo

$$Co < 1 \forall \vec{r} \in \text{domínio}$$

- pela definição de um passo de tempo constante

$$\Delta t = CFL \times \Delta t_{Co=1}$$

onde a Condição *CFL* ($CFL < 1$) pode ser vista como uma limitação do passo de tempo.

Segundo Lovatto (2012), se o código não é capaz de prever o passo de tempo para a próxima iteração por meio do cálculo de *Co* em cada volume da malha, o usuário do código deve fazer uma estimativa do passo de tempo Δt constante à partir dos Δt conhecidos da malha e o $|u|$ (quem sabe também *c*) estimados. Neste último caso, um limiar de "segurança" para o *CFL*, como $CFL = 0,7$, é indicado.

Para cálculos transientes implícitos, a condição é relaxada porque os esquemas temporais implícitos permitem a utilização de um passo de tempo físico maior (por meio de iterações no espaço). A Condição *CFL* é ainda mais relaxada para se chegar a uma solução permanente em transiente deformado. O consequente passo de tempo grande é dito numérico porque ele não é capaz de representar os fenômenos transientes, mas unicamente os campos médios. Estes cálculos permitem um *CFL* de várias dezenas, quem sabe algumas centenas, uma flexibilidade que nos permite jogar facilmente com a difusividade numérica: aumentando o *CFL* para acelerar a obtenção de uma solução (permanente) ou diminuindo-o para diminuir as dificuldades de convergência. (Lovatto, 2012).

5.2 PROCEDIMENTO DE SOLUÇÃO PARA MODELOS CFD

É necessário primeiramente definir qual é a região de interesse a ser modelada em uma simulação, e que simplificações podem ser feitas. Esse processo inclui a retirada de elementos considerados não essenciais ao escoamento (adoçamentos, elementos de ligação, etc.); definição de simetria, axissimetria, ou periodicidade, quando apropriado; e adaptação do domínio fluido a áreas onde as condições de contorno são conhecidas .

5.2.1 Geração de Geometria e Malha

Silva (2016) define algumas etapas na modelagem em CFD:

- Definição dos modelos físicos: nesta etapa, as condições de contorno são prescritas, bem como as propriedades dos fluidos em estudo. Os modelos computacionais apropriados (transiência, turbulência, empuxo, entre outros) também são determinados.
- Solução do problema: integração e resolução numérica das equações de interesse em todos os elementos da malha, de forma iterativa, mediante critérios de convergência. O critério padrão é definido a partir da diferença de resultados (pressão, componentes de velocidade, entalpia, etc.), em cada elemento entre uma iteração e outra. Outros critérios podem ser definidos, sendo o mais comum o monitoramento das variáveis de conservação (massa, quantidade de movimento linear e energia) no volume de controle.
- Visualização de resultados e pós processamento.

5.3 VERIFICAÇÃO NUMÉRICA

Segundo Menter (1994), a verificação visa assegurar que as equações diferenciais parciais sejam resolvidas corretamente, e a validação confere se o modelo representa a realidade. A verificação abrange dois tipos, sendo o primeiro relativo aos códigos CFD. O segundo tipo de verificação estima os erros numéricos e incertezas de resultado para aplicações específicas. Segundo Roy (2005), As três maiores fontes de erro computacional em uma simulação numérica são:

- Erros de arredondamento (*round-off*): ocorrem devido ao armazenamento finito no computador das casas decimais de uma variável.

- Erros de iteração: em uma simulação por volumes finitos, métodos iterativos são utilizados para resolver o sistema linear que representa as equações diferenciais. Consequentemente, é impossível encontrar a solução exata do sistema, e a simulação é considerada completa quando a diferença relativa entre os resultados de uma iteração (resíduos) e outra alcançam um determinado parâmetro de convergência. O monitoramento de convergência pode ser feita através da média dos resíduos em todos os elementos do volume de controle (mais comum), ou do resíduo máximo em todo o volume de controle (critério mais restrito).
- Erros de discretização: É necessária que a malha utilizada no modelo seja de boa qualidade, e seus elementos refinados o suficiente para não interferirem diretamente nos resultados.

5.3.1 Definição da Malha Computacional

Um estudo de malha adequado é fundamental para obter resultados satisfatórios em uma simulação numérica. A geração de uma malha de qualidade depende da escolha do tipo de elemento utilizado (tetraédrico ou hexaédrico) e da verificação de métricas que estimam a deformação desses elementos. A malha deve ser refinada o suficiente para que a solução independa da disposição de seus elementos, com isso, menor custo computacional. Esse procedimento foi realizado para cada perfil aerodinâmico, através de testes de convergência e sensibilidade de malha.

5.3.2 Tipos de Elementos

Malhas computacionais são compostas, predominantemente, de elementos tetraédricos e hexaédricos, exemplificados na Figura 5.2. A escolha do tipo de elemento que será usado na simulação, depende de alguns fatores dentre eles, o custo computacional durante a solução e acurácia numérica.

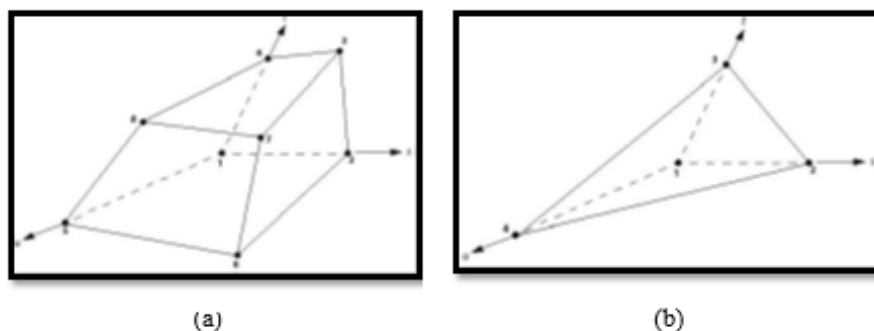


Figura 5.2: Principais tipos de elementos: (a) hexaédrico e (b) tetraédrico (ANSYS, 2015).

A diferença entre os dois tipos de malha é que a malha tetraédrica se adequa mais facilmente a geometrias mais complexas, com isso diminuindo o custo do pré-processamento. Neste trabalho foi adotada malha tetraédrica pois na região do bordo de fuga apresenta maior dificuldade na geração de malha.

5.3.3 Qualidade dos Elementos

A qualidade de malha é muito importante na convergência de uma simulação, obtendo valores próximos à realidade. Existem vários critérios disponíveis para avaliar a qualidade de malha e medir a deformação de seus elementos, um dos principais métodos está relacionado com a ortogonalidade dos elementos, ou seja, quão próximos os ângulos entre faces adjacentes dos elementos se aproximam do ângulo ótimo (90° para hexaedros).

Valores de qualidade ortogonal acima de 0,1 (10% de deformação) são considerados aceitáveis, e indicam malhas de qualidade razoável, segundo a Figura 5.3 (ANSYS, 2015). O valor máximo de θ é 1, que representa o elemento ideal.

Unacceptable	Bad	Acceptable	Good	Very good	Excellent
0-0.001	0.001-0.14	0.15-0.20	0.20-0.69	0.70-0.95	0.95-1.00

Figura 5.3: Medida de qualidade ortogonal (ANSYS, 2015).

5.3.4 Convergência da Malha no Espaço

É importante para obter bons resultados finais o estudo de convergência e/ou sensibilidade de malha. Esse estudo irá mostrar que os resultados obtidos independem da resolução da malha. A Figura 5.4 exemplifica um gráfico clássico de convergência de malha. A malha é considerada convergida quando a diferença de propriedades entre malhas é menor que um parâmetro predefinido, em geral entre 1 e 5%, e dependendo da precisão necessária para o modelo.

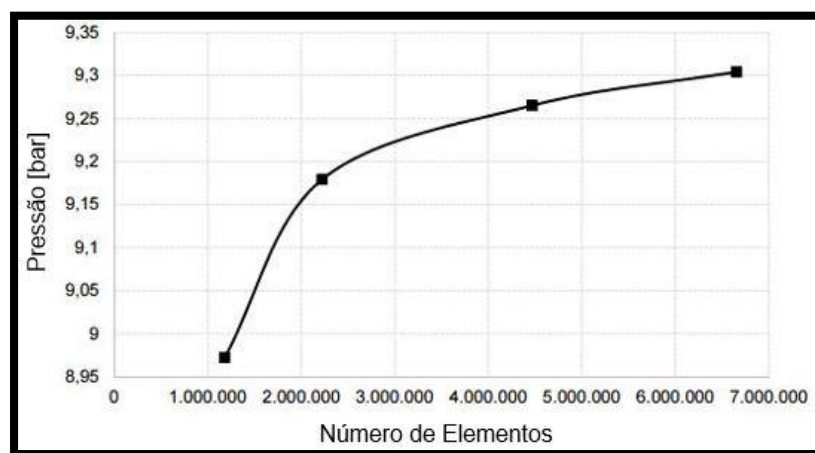


Figura 5.4: Exemplo de um estudo de convergência de malha (ANSYS, 2015).

5.3.5 Análise de Convergência

A monitoração da convergência em simulações CFD é monitorada a partir de resíduos numéricos. Para cada iteração, um resíduo, definido como a diferença normalizada entre a iteração vigente e a anterior, é calculado. Há dois tipos de resíduos, o Resíduo Médio (RMS) que é obtido através da Eq. (5.3), onde R_i é o resíduo calculado em cada elemento da malha

$$RMS = \sqrt{\sum R_i^2}. \quad (5.3)$$

Para uma alta precisão é recomendada um valor de RMS de 10^{-5} para problemas de engenharia. O Resíduo Máximo (MAX) representa o resíduo máximo (em módulo) encontrado no domínio. É um critério de convergência mais apertado que o RMS. Neste trabalho, foi empregado um resíduo máximo de 10^{-5} como critério de convergência, para todos os modelos (ANSYS, 2005).

6 RESULTADOS

6.1 CÁLCULO DOS COEFICIENTES DE SUSTENTAÇÃO E ARRASTO

Foram realizadas simulações em CFD no software ANSYS CFX afim de obter os coeficientes de sustentação e arrasto. Para as simulações foi utilizado um computador com *hardware* composto de um processador *quadcore* i7 3.0 GHz com 4 núcleos e 16 Gb de memória RAM, rodando na plataforma Windows 10 como sistema operacional. Foram selecionados 4 tipos de aerofólios S809, NACA4412, NACA63012, LS0417, conforme Manwell *et al.* (2002).

A pá da turbina *NREL Phase II* é formada pelo aerofólio S809 em toda sua extensão. Foram realizadas simulações para diferentes números de Reynolds $1,5 \times 10^6$, 1×10^6 , 7×10^5 e 5×10^5 , para ângulos de ataque de 0 a 75° , variando em 1° , com o objetivo de calcular os coeficientes de sustentação e arrasto.

Os aerofólios NACA4412, NACA63012 e LS0417 foram selecionados com objetivo de avaliar o desempenho turbina eólica variando o aerofólio que compõe a pá. Para esse caso foi feita uma simulação no ANSYS CFX, somente para o Reynolds de 1×10^6 .

As simulações foram realizadas em modo transiente com passo de 0,05s no tempo de 10s, totalizando 200 passos, pois envolve formação de vórtices, principalmente da região de estol e pós-estol. O modelo de domínio utilizado foi o tipo *C-grid* (ver APÊNDICE A). Como o ANSYS CFX não realiza simulações em 2D foi definida uma espessura no domínio de $0,1c$, na direção ortogonal ao plano de escoamento, onde c é o comprimento da corda do aerofólio. O modelo de turbulência adotado foi o *SST* conforme descrito na Seção 4.3.

Para solucionar esse problema, há a necessidade de satisfazer as condições de contorno. Essas condições são as restrições nas fronteiras do domínio as quais o resultado tem que obedecer. No caso transiente é definida também a condição no tempo, sendo chamada de condição inicial.

Duas categorias de condições de contorno disponíveis podem ser classificadas como condições para superfície externa de um fluido ou para um sólido. As condições então são:

- Contorno de fluidos:
 - Entrada (*Inlet*)
 - Saída (*Outlet*)
 - Abertura (*Opening*)
 - Parede (*Wall*)
 - Plano de simetria (*Symmetry*)
- Contorno de sólidos:
 - Parede (*Wall*)
 - Plano de simetria (*Symmetry Plane*)

As condições de *inlet* e *outlet*, são as superfícies em que há predominantemente a entrada ou saída de fluidos, respectivamente. A condição *opening* é utilizada quando não se tem total descrição da direção do escoamento mas se, por exemplo, tiver informações da pressão no local. A condição *wall*, por sua vez, impõe uma região sólida, impermeável, assim o fluido não pode penetrar, além de ser, com essa condição que se impõe também a condição de não deslizamento. A condição chamada *symmetry plane* é utilizada em problemas físicos que apresentam uma propriedade de simetria geométrica em relação a um plano físico. A Figura 6.1 detalha a localização das condições de contorno na geometria.

As Tabelas 6.1 a 6.4 mostram as condições de contorno que foram usadas para realizar essa simulação.

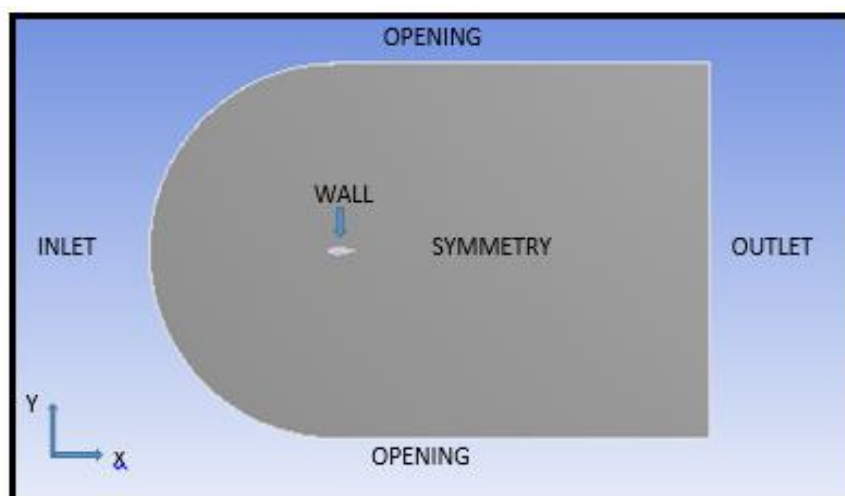


Figura 6.1: Domínio e as localizações das condições de contorno.

Tabela 6.1: Domínio.

DOMÍNIO	
Fluido	Ar a 25°
Pressão de referência	1 [atm]
Gravidade no eixo X	$9,8\text{sen}(\alpha\pi/180)[m/s^2]$
Gravidade no eixo Y	$-9,8\text{cos}(\alpha\pi/180)[m/s^2]$
Modelo de transferência de calor	Isotérmico
Temperatura de referência	25°
Modelo de Turbulência	SST
Regime de análise	Transiente

Tabela 6.2: *Inlet e Opening*.

INLET E OPENING: Componentes de velocidade cartesiana	
U	$U\text{cos}(\alpha\pi/180)[m/s^2]$
V	$U\text{sen}(\alpha\pi/180)[m/s^2]$
W	0 [m/s ²]

Tabela 6.3: *Outlet*.

OUTLET: Pressão estática média	
Pressão relativa	0 [atm]

Tabela 6.4: *Wall*.

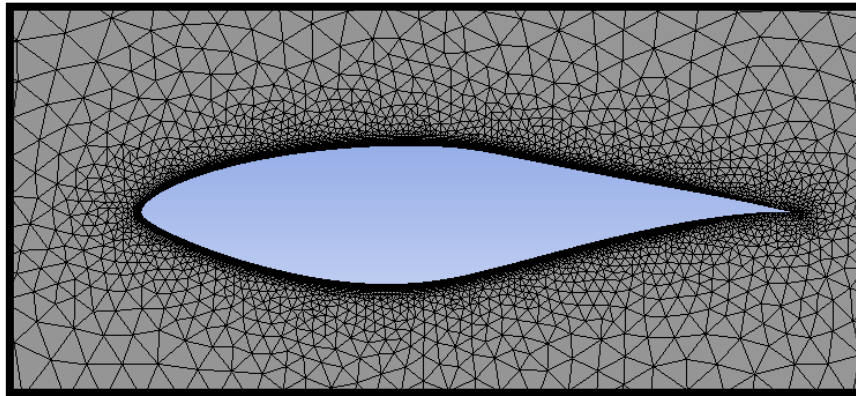
WALL	
Não escorregamento (no <i>slip wall</i>)	
Parede lisa (<i>smooth wall</i>)	

Os valores obtidos serão comparados com resultados experimentais. Informações detalhadas sobre cada simulação dos aerofólios serão apresentadas nas próximas seções.

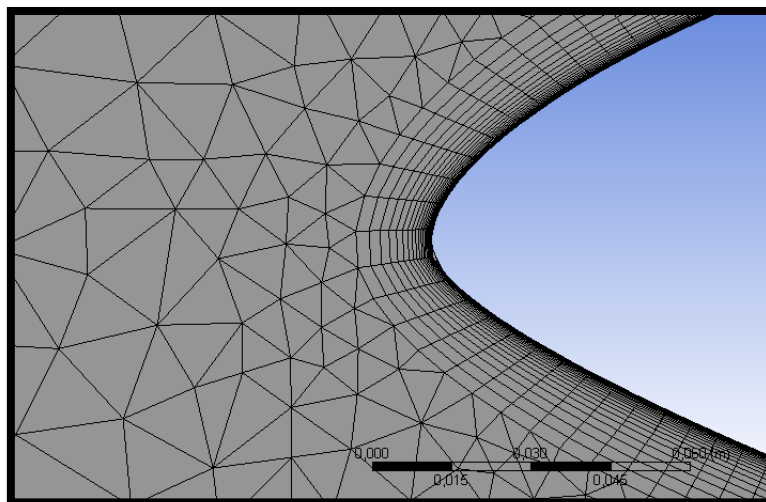
Foi utilizado esse mesmo domínio, condições de contorno e condição inicial para todos os aerofólios.

6.1.1 Aerofólio S809

As Figuras 6.2a e 6.2b ilustram a malha ao redor do aerofólio S809.



(a)



(b)

Figura 6.2: Detalhes da malha do aerofólio S809: (a) Malha ao redor do aerofólio; (b) Camadas próximas à parede.

- **Validação dos Resultados**

Foi realizada a simulação para o aerofólio S809 com um ângulo de ataque de $6,1^\circ$ e número de Reynolds de 1×10^6 . Foram avaliadas 3 malhas, conforme apresentadas na Tabela 6.5. Todas as malhas foram definidas com elementos de qualidade ortogonal acima de 0,2 (como explicitado na Seção 5.3. A distância do primeiro nó (y^+) é menor que 10 conforme descrito na Seção 4.3. Foi escolhido a malha 2, por apresentar uma variação de 0,43% em relação a malha 3, que possui 69% a mais de elementos. O valor encontrado foi comparado com o valor experimental encontrado em Gregorek *et al.* (1991). A diferença entre o valor experimental (0,79) e o calculado pela malha 2 é aproximadamente 0,1%. Isso mostra que a malha foi bem modelada.

Tabela 6.5: Malhas avaliadas.

	Número de Elementos	Número de Nós	Coef. de Sustentação	y^+	Variação [%]
Malha1	177132	44381	0,87217	5	8
Malha2	372055	137670	0,79874	5	0,43
Malha3	627645	190967	0,80222	5	-

Com a malha modelada, foram feitas simulações para comparar com os resultados experimentais do aerofólio S809. As Figuras 6.3 e 6.4 mostram a comparação dos dados obtidos na simulação numérica (Trabalho_CFX) com os dados experimentais dos coeficientes de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque. Os dados experimentais foram obtidos em DUT *experiments* (Somers, 1997), OSU *experiments* (Gregorek *et al.*, 1991). Os resultados obtidos estão em concordância com os resultados experimentais. Observa-se que a partir do ângulo de ataque de 17° os resultados de DUT *experiments* começam a ter uma significativa diferença em relação aos resultados experimentais e os resultados em CFD, que permanecem tendo boa concordância. Essa diferença é devida ao aerofólio estar na região de estol.

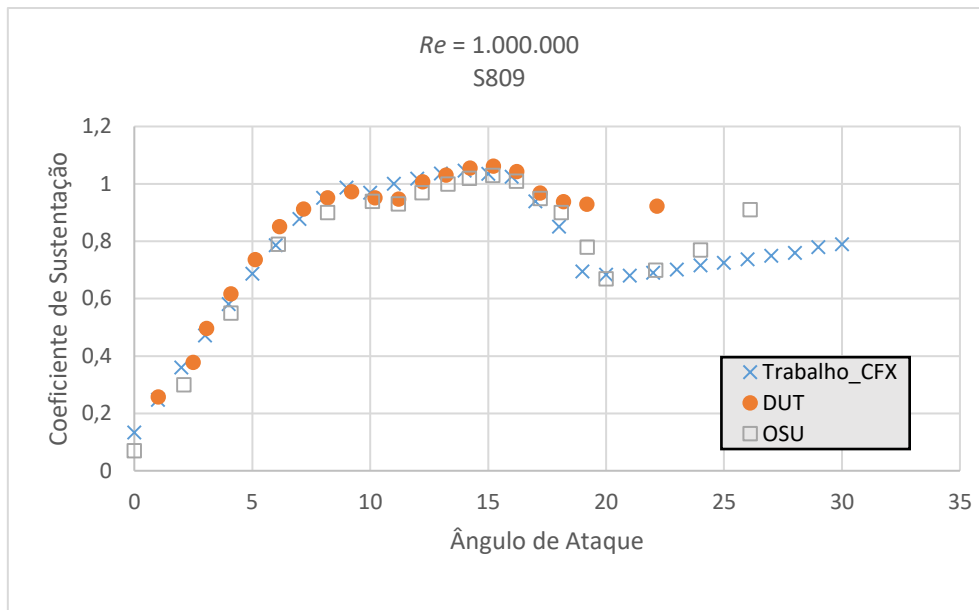


Figura 6.3: Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para $Re=1 \times 10^6$ para o aerofólio S809.

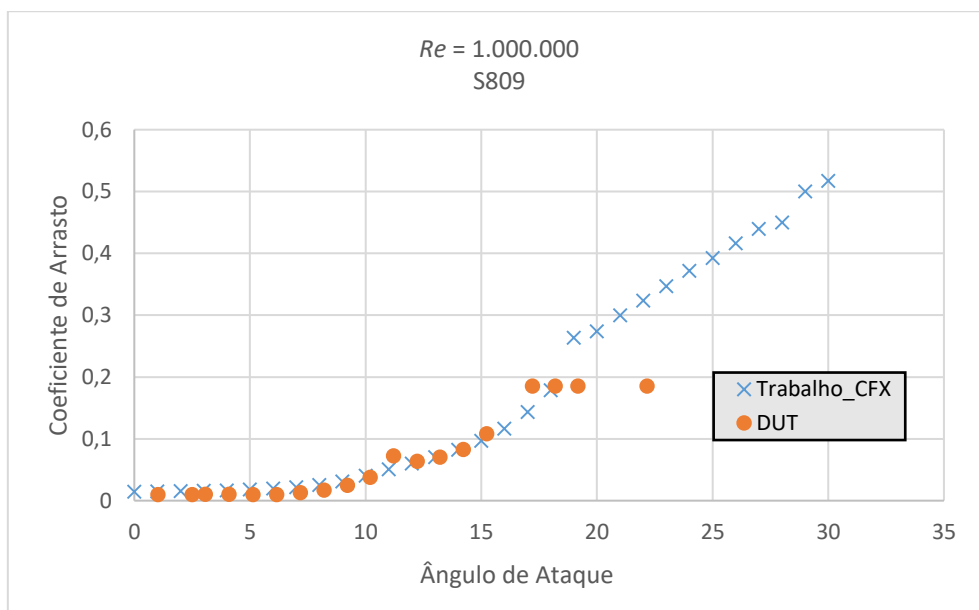


Figura 6.4: Coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque para $Re=1 \times 10^6$ para o aerofólio S809.

As Figuras 6.5, 6.6 e 6.7 mostram comparações com dados experimentais dos coeficientes de pressão para diferentes posições em relação à corda. A simulação foi realizada para o número de $Re=2 \times 10^6$ para ângulos de ataque de $-0,01^\circ$, $5,13^\circ$ e $9,22^\circ$. Os dados experimentais foram retirados de *DUT experiments* (Somers, 1997). Os

resultados estão em concordância com os resultados experimentais, ratificando que a malha 2 selecionada, foi bem modelada.

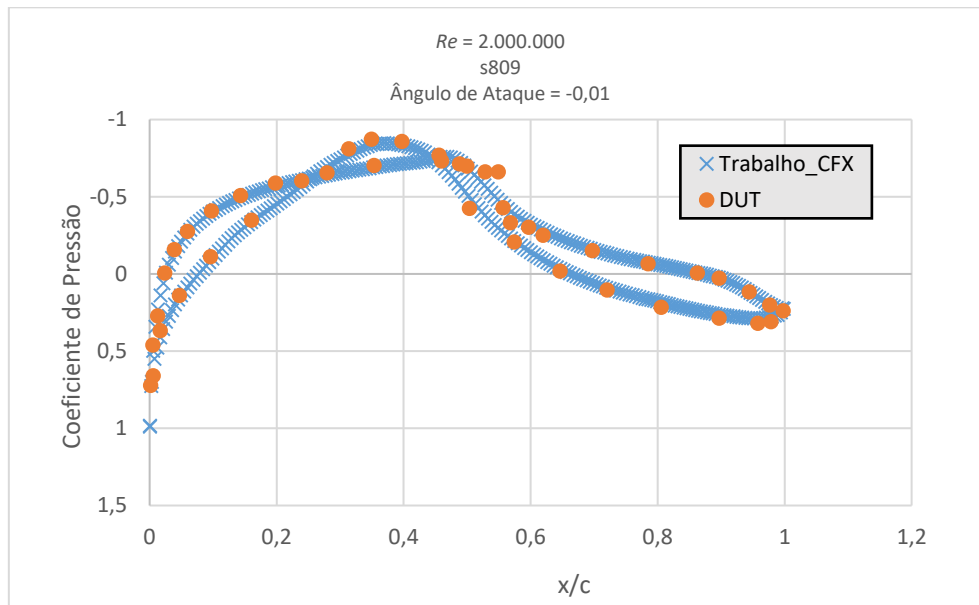


Figura 6.5: Coeficiente de pressão em função de x/c , para $Re=2 \times 10^6$ e ângulo de ataque de $-0,01^\circ$ para o aerofólio S809.

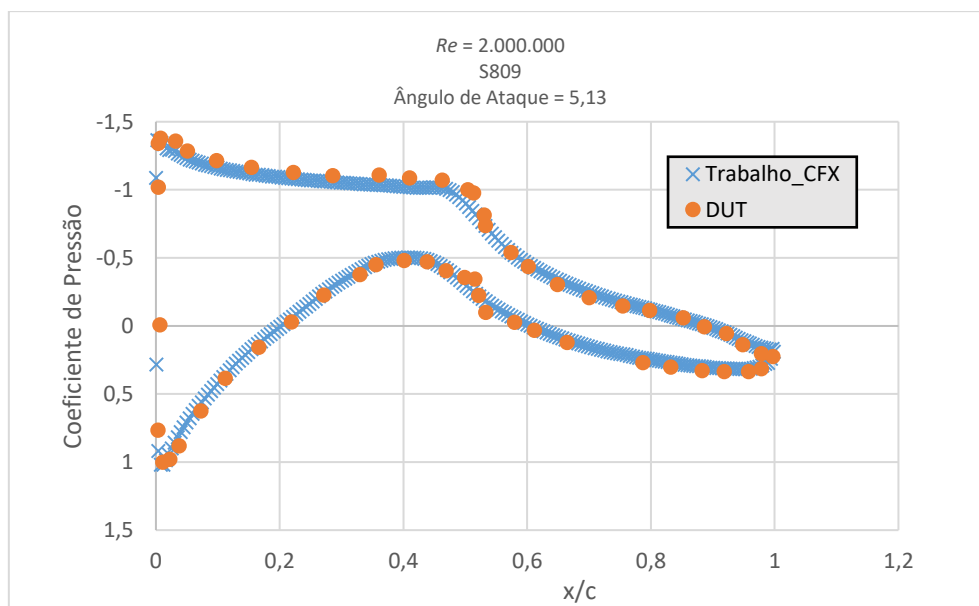


Figura 6.6: Coeficiente de pressão em função de x/c , para $Re=2 \times 10^6$ e ângulo de ataque de $5,13^\circ$ para o aerofólio S809.

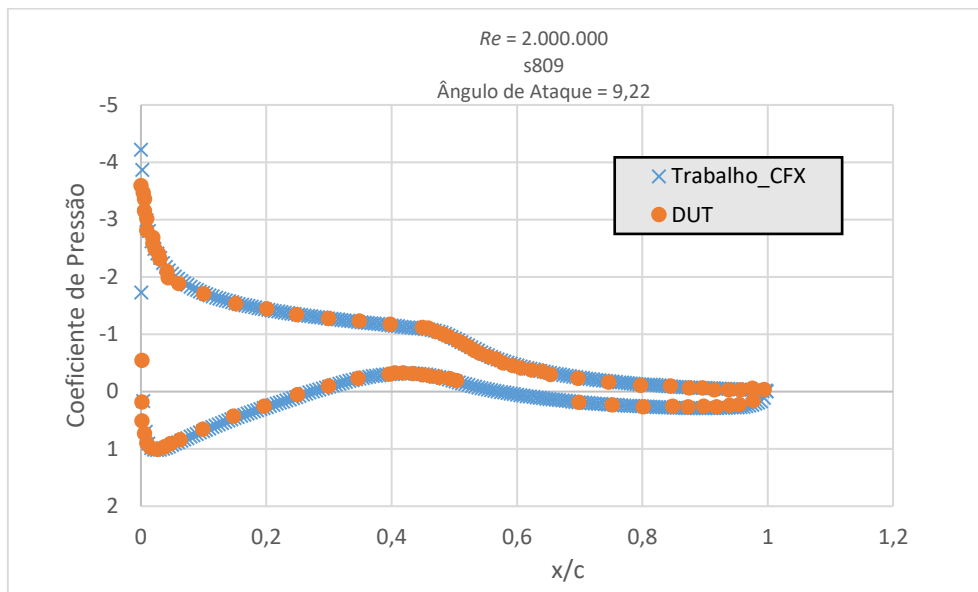


Figura 6.7: Coeficiente de pressão em função de x/c , para $Re=2 \times 10^6$ e ângulo de ataque de $9,22^\circ$ para o aerofólio S809.

Tendo validado a malha com os dados experimentais do aerofólio S809, variou-se o número de Reynolds $1,5 \times 10^6$, 1×10^6 , 7×10^5 e 5×10^5 , para ângulos de ataque de 0 a 75° , variando em 1° a fim de se criar uma tabela dos coeficientes de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para que seja utilizado na teoria clássica (BEM).

As Figuras 6.8 a 6.11 mostram os gráficos dos coeficientes de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para diferentes valores de número de Reynolds para o aerofólio S809.

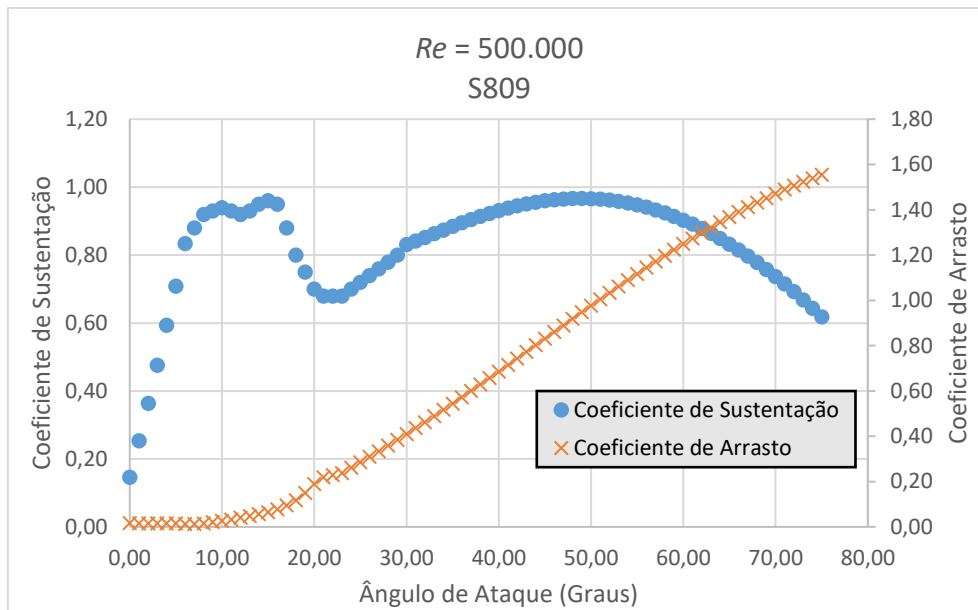


Figura 6.8: Coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para $Re=5 \times 10^5$ para o aerofólio S809.

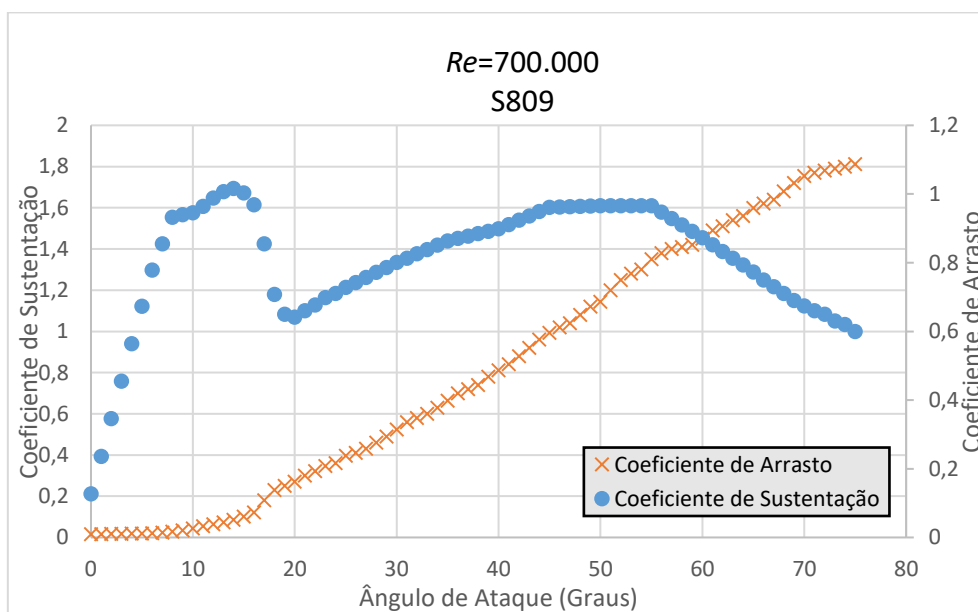


Figura 6.9: Coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para $Re=7 \times 10^5$ para o aerofólio S809.

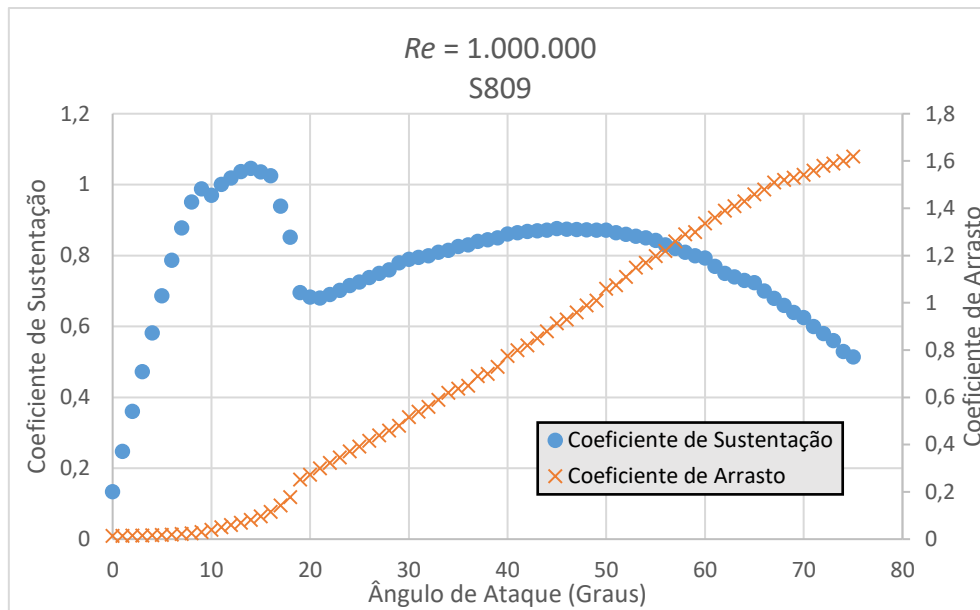


Figura 6.10: Coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para $Re=1 \times 10^6$ para o aerofólio S809.

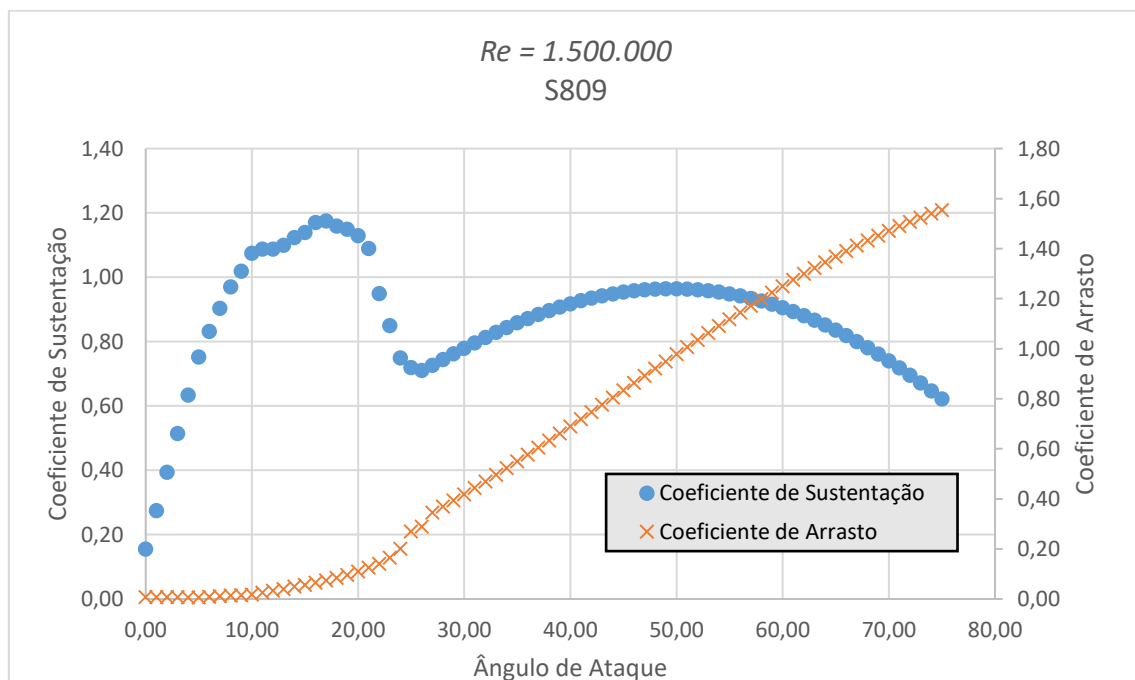


Figura 6.11: Coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para $Re=1,5 \times 10^6$ para o aerofólio S809.

Os valores dos ângulos de ataque que foram simulados são valores inteiros. Nem sempre os valores dos coeficientes de sustentação e arrasto empregados na teoria BEM

são em função de ângulos de ataque com valores inteiros, nesse caso foi feita uma interpolação linear entre dois pontos como mostra a seguinte expressão para o coeficiente de sustentação

$$C_l = C_{l1} + \frac{(\alpha - \alpha_1)}{(\alpha_2 - \alpha_1)} (C_{l2} - C_{l1}), \quad (6.1)$$

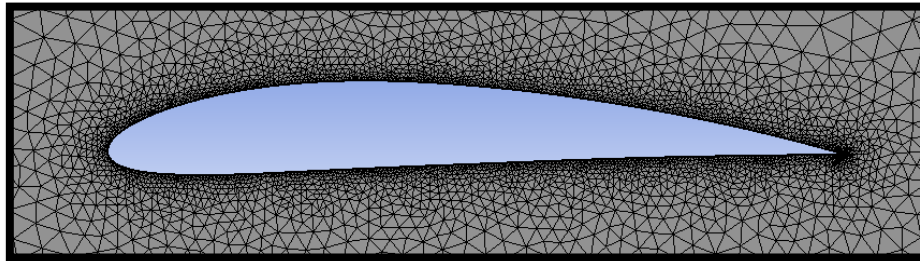
onde os índices 1 e 2 representam dois pontos na reta.

Da mesma forma foi para calcular o coeficiente de arrasto, tem-se

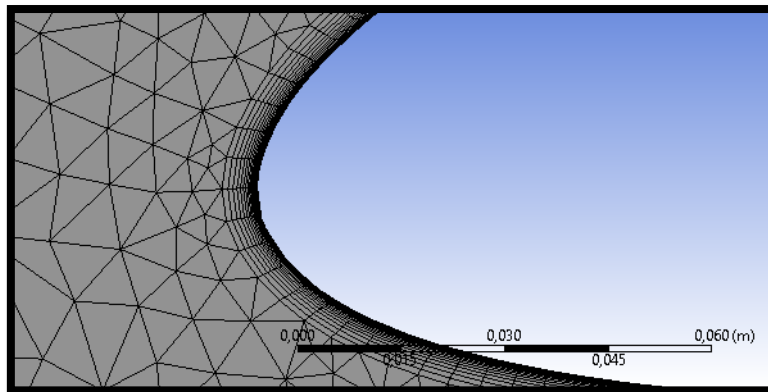
$$C_d = C_{d1} + \frac{(\alpha - \alpha_1)}{(\alpha_2 - \alpha_1)} (C_{d2} - C_{d1}). \quad (6.2)$$

6.1.2 Aerofólio NACA4412

As Figuras 6.12a e 6.12b ilustram a malha ao redor do aerofólio NACA4412.



(a)



(b)

Figura 6.12: Detalhes da malha do aerofólio NACA4412: (a) Malha ao redor do aerofólio (b) Camadas próximas as paredes.

- **Validação dos Resultados**

Foi realizada a simulação para um ângulo de ataque de $8,5^\circ$ e número de Reynolds de $6,38 \times 10^5$. Foram avaliadas 3 malhas, conforme apresentadas na Tabela 6.6. A malha escolhida foi a malha 2, porque a diferença para malha 3 foi de 0,63%. Todas as malhas foram definidas com elementos de qualidade ortogonal acima de 0,2 (como explicitado na Seção 5.3). A distância do primeiro nó (y^+) é menor que 10 conforme descrito na Seção 4.3. O valor encontrado para o coeficiente de sustentação foi comparado com o valor experimental encontrado em Jacobs e Sherman. (1939). A diferença entre o valor

experimental (1,22) e o calculado pela malha 2 é aproximadamente 0,18%. Isso mostra que a malha foi bem modelada.

Tabela 6.6: Malhas avaliadas.

	Número de Elementos	Número de Nós	Coef. de Sustentação	y^+	Variação [%]
Malha1	204824	49974	1,3872	5	14,2
Malha2	409506	1449854	1,2228	5	0,63
Malha3	656040	196300	1,2151	5	-

Com a malha modelada, foram feitas simulações com o objetivo de comparar com os resultados experimentais do aerofólio NACA4412. A Figura 6.13 mostra a comparação dos dados obtidos na simulação numérica (Trabalho_CFX) com os dados experimentais dos coeficientes de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para $Re=6,38 \times 10^5$. Já a Figura 6.14 ilustra o gráfico do coeficiente de arrasto versus coeficiente de sustentação e dados obtidos experimentalmente. Os dados experimentais foram obtidos em Jacobs e Sherman (1939). Foi obtido boa concordância com os resultados experimentais.

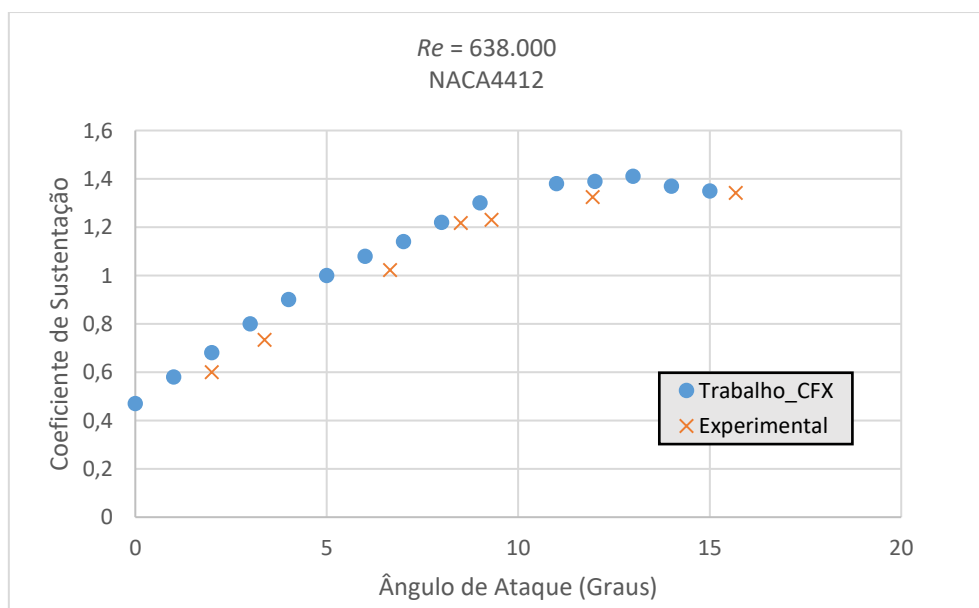


Figura 6.13: Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para o aerofólio NACA4412.

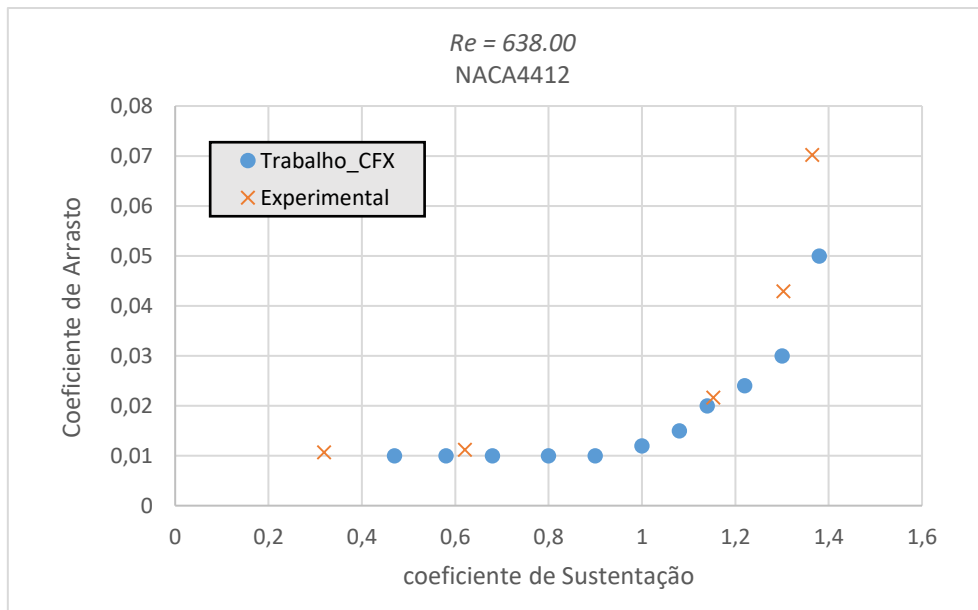


Figura 6.14: Coeficiente de arrasto x coeficiente de sustentação para o aerofólio NACA4412.

A Figura 6.15 mostra os gráficos dos coeficientes de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para diferentes valores de Reynolds. Diferentemente do aerofólio S809 foi realizado uma única simulação para o número de Reynolds ($Re=1 \times 10^6$). Os valores dos coeficientes aerodinâmicos obtidos via simulação CFD foi empregado na teoria BEM.

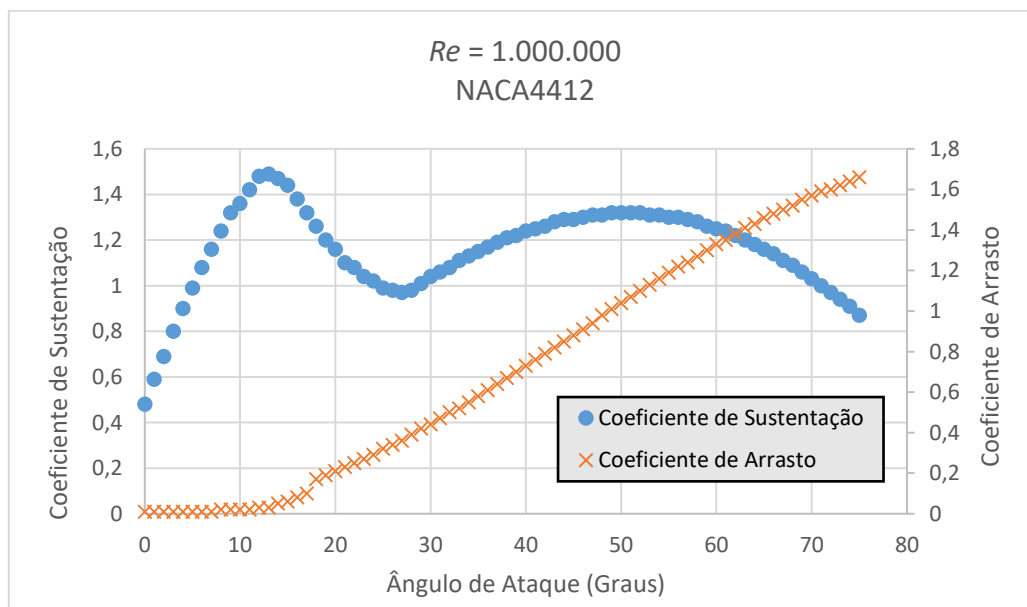
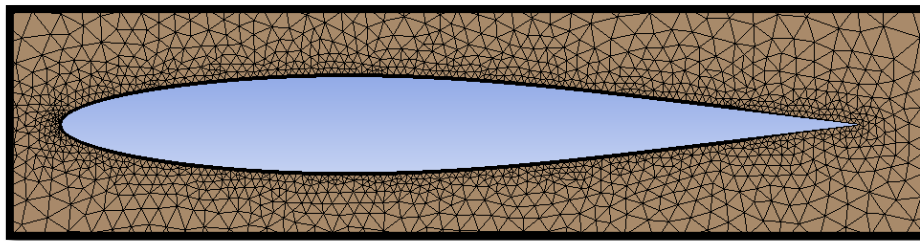


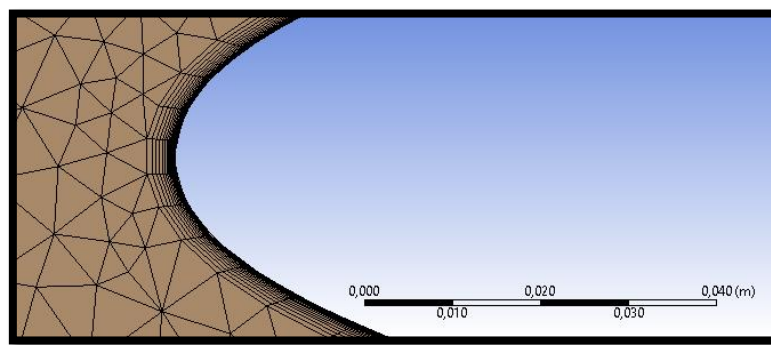
Figura 6.15: Coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para $Re=1 \times 10^6$ para o aerofólio NACA4412.

6.1.3 Aerofólio NACA63012

As Figuras 6.16a e 6.16b ilustram os detalhes da malha do aerofólio NACA63012.



(a)



(b)

Figura 6.16: Detalhes da malha do aerofólio NACA4412: (a) Malha ao redor do aerofólio (b) Camadas próximas a parede do aerofólio.

- **Validação dos Resultados**

Foi realizada a simulação para um ângulo de ataque de $4,3^\circ$ e número de Reynolds de 3×10^6 . Foram avaliadas 3 malhas, conforme apresentadas na Tabela 6.7. A malha escolhida foi a malha 2, porque a diferença para a malha 3 foi de 0,2%. Todas as malhas foram definidas com elementos de qualidade ortogonal acima de 0,2 (como explicitado na Seção 5.3). A distância do primeiro nó (y^+) é menor que 10 conforme descrito na Seção 4.3.

O valor encontrado foi comparado com o valor experimental encontrado em Pinkerton *et al.* (1939). A diferença entre o valor experimental (0,42) e o calculado pela malha 2 é aproximadamente 0,9%. Isso mostra que a malha foi bem modelada.

Tabela 6. 7: Malhas avaliadas.

	Número de Elementos	Número de Nós	Coef. de Sustentação	y^+	Variação [%]
Malha1	100789	26446	0,6548	5	12,5
Malha2	494874	125750	0,4278	5	0,2
Malha3	669450	263040	0,42197	5	-

Com a malha modelada, foram feitas simulações afim de comparar com os resultados experimentais do aerofólio NACA63012. A Figura 6.22 ilustra a comparação dos dados obtidos na simulação numérica com os dados experimentais dos coeficientes de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque. Os dados experimentais foram retirados de Pinkerton *et al.* (1939). As Figuras 6.17 e 6.18 mostram os resultados obtidos dos coeficientes aerodinâmicos via simulação CFD para aerofólio S809 para o número de Reynolds de 1×10^6 .

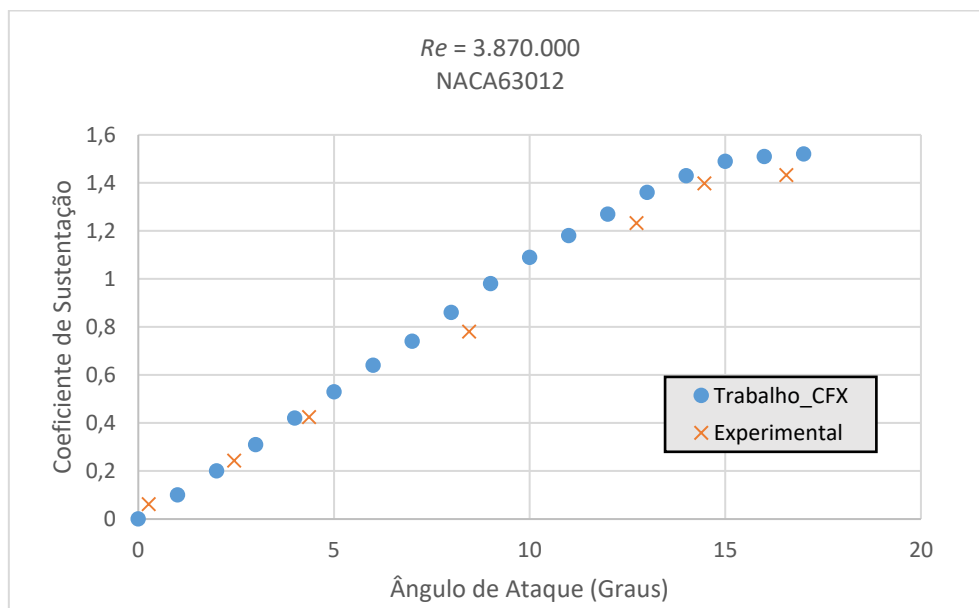


Figura 6.17: Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

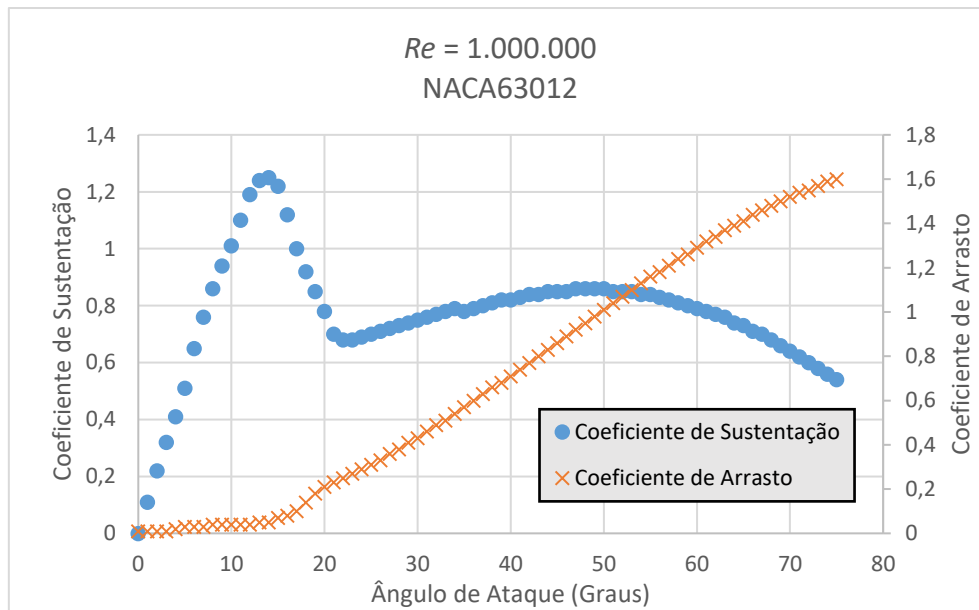
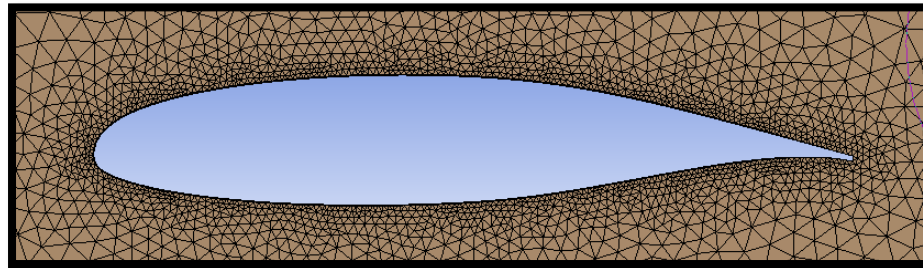


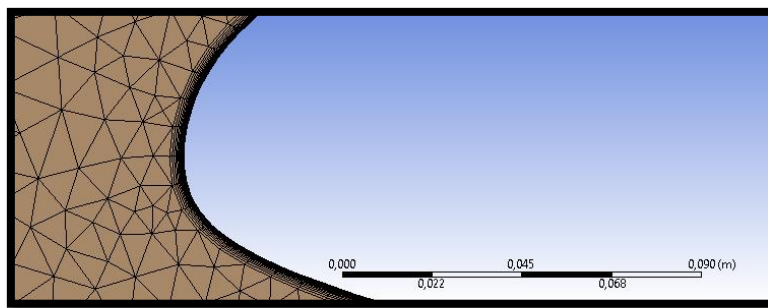
Figura 6.18: Coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para $Re=1 \times 10^6$ para o aerofólio NACA63012.

6.1.4 Aerofólio LS0417

As Figuras 6.19a e 6.19b mostram detalhes da malha no aerofólio LS0417.



(a)



(b)

Figura 6.19: Detalhes da malha do aerofólio LS0417: (a) Malha ao redor do aerofólio
(b) Camadas próximas a parede.

- **Validação dos Resultados**

Foi realizada a simulação para um ângulo de ataque de $4,2^\circ$ e número de Reynolds de 1×10^6 . Foram avaliadas 3 malhas, conforme apresentadas na Tabela 6.8. A malha escolhida foi a malha 2, porque a diferença para a malha 3 foi de 0,72%. Todas as malhas foram definidas com elementos de qualidade ortogonal acima de 0,2 (como explicitado na Seção 5.3). A distância do primeiro nó (y^+) é menor que 10 conforme descrito na Seção 4.3.

O valor encontrado foi comparado com o valor experimental encontrado em Hoffmann *et al.*, (1999). A diferença entre o valor experimental (0,85) e o calculado pela malha 2 é aproximadamente 0,74%. Isso mostra que a malha foi bem modelada.

Tabela 6.8: Malhas avaliadas.

	Número de Elementos	Número de Nós	Coef. de Sustentação	y^+	Variação [%]
Malha1	102040	58030	0,92351	5	8,7
Malha2	325844	115055	0,85630	5	0,72
Malha3	655054	265957	0,85021	5	-

Com a malha modelada, foram feitas simulações afim de comparar aos resultados experimentais do aerofólio LS0417. A Figura 6.20 mostra a comparação dos dados obtidos na simulação numérica com os dados experimentais dos coeficientes de sustentação em função do ângulo de ataque. Os dados experimentais foram retirados de Hoffmann *et al.* (1999). A Figura 6.21 mostram os resultados dos coeficientes aerodinâmicos obtidos na simulação.

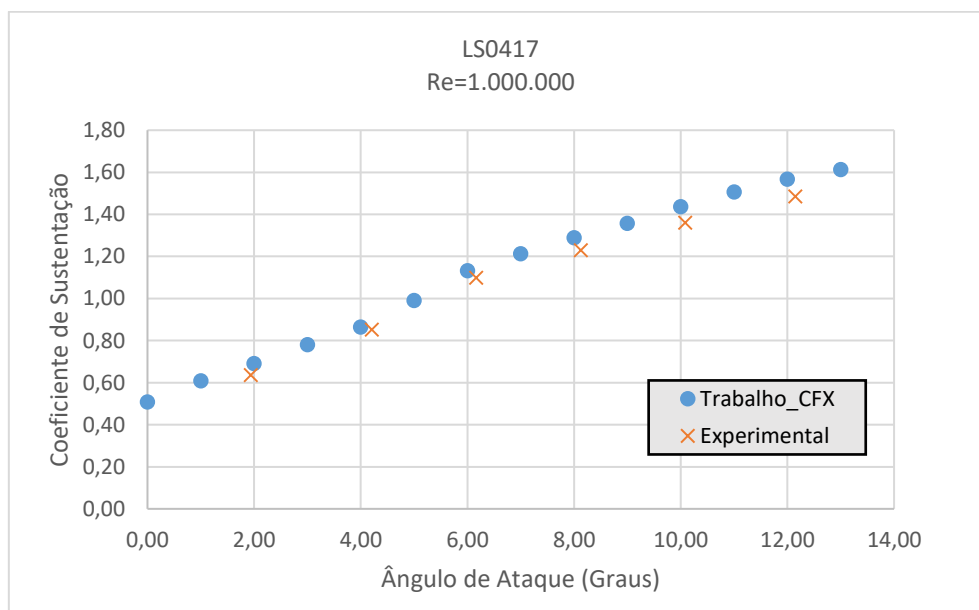


Figura 6.20: Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para $Re=1 \times 10^6$ para o aerofólio LS0417.

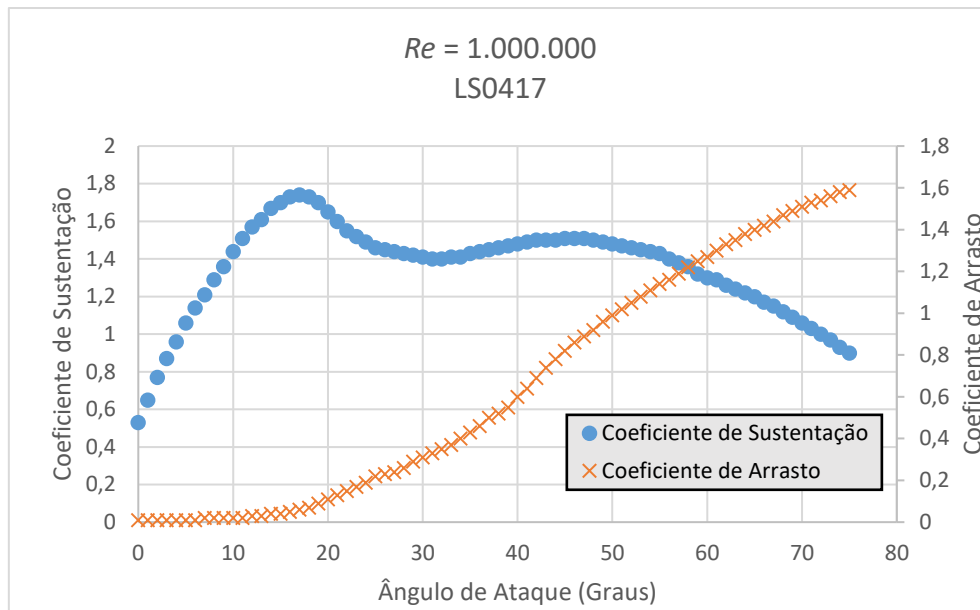


Figura 6.21: Coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para $Re=1 \times 10^6$ para o aerofólio LS0417.

6.2 TESTE DO PROGRAMA BEM

A teoria clássica (BEM) foi programada em planilhas Excel com as modificações conforme descrita na Seção 2.2. As modificações são devido a perdas pelas pontas (*Prandtl's tip loss factor*), modificação de Glauert, caso o fator de indução axial seja maior ou igual a 0,5 e a correção de Snel *et al.* (1993) para o efeito da rotação nos coeficientes aerodinâmicos (*Stall Delay*). Foi realizado uma comparação do programa BEM com dados do livro Manwell *et al.* (2002) para validação da planilha de cálculo. Esse simples exemplo consiste em calcular a geometria de uma turbina eólica de eixo horizontal, tendo como dados de entrada os valores das Tabelas 6.9 e 6.10. Após calcular os resultados, foram comparados com os resultados do livro. A turbina eólica neste exemplo, é uma turbina ideal e não foi considerado rotação na esteira. Os dados de entrada como, por exemplo, razão de velocidade de ponta (TSR) e C_p (Coeficiente de potência), números de pás (B) e são obtidos de gráficos e tabelas que mostram o melhor valor para esses parâmetros.

Tabela 6.9: Dados de entrada.

DADOS DE ENTRADA:	
Velocidade (m/s):	8
Potência Nominal (kW):	11000
Potência Perdas (%):	1000
Número de Pás (B):	3
TSR:	7
C_p :	0,44
Massa Específica (Kg/m^3):	1,204
Temperatura ($^{\circ}\text{C}$):	20
Viscosidade Cinemática (m^2/s)	0,0000182

O valor de $C_{l_projeto}$ é obtido pela análise do gráfico C_d/C_l x α . Achando o valor mínimo para C_d/C_l , temos de imediato o valor do ângulo de ataque de projeto.

Tabela 6.10: Definição da geometria da pá.

DEFINIÇÃO DA FORMA (GEOMETRIA) DA PÁ	
DADOS DE ENTRADA:	
Perfil aerofólio:	NACA4412
$C_{l_projeto}$:	1
$\alpha_projeto$ (Graus):	7
$C_d/C_{l_mínimo}$:	1
Número de Elementos de Pá(B):	20

A Tabela 6.11 e as Figuras 6.29, 6.30 e 6.31 mostram os resultados e comparação com os dados do livro de referência. Foi obtido para as grandezas uma excelente convergência.

Tabela 6.11: Dados de saída.

DADOS DE SAÍDA	
Diâmetro do Rotor (m):	10,2
Comprimento da Pá (m):	5,1
Velocidade Angular (rad/s):	11,0
Velocidade Angular (RPM):	105,3
Reynolds	$5,4 \times 10^6$

As Figuras 6.22, 6.23 e 6.24 mostram, respectivamente, o ângulo de escoamento e torção em função da posição do elemento de pá. Para que a turbina projetada opere em um determinado ângulo de ataque efetivo, tem que haver na turbina uma torção nos elementos de pá.

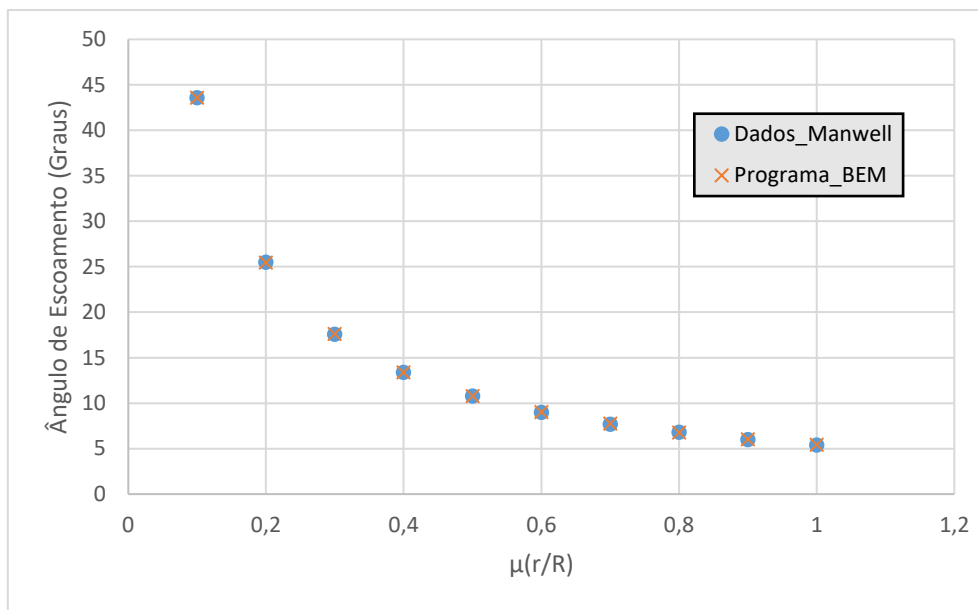


Figura 6.22: Ângulo de escoamento em função de posição do elemento de pá.

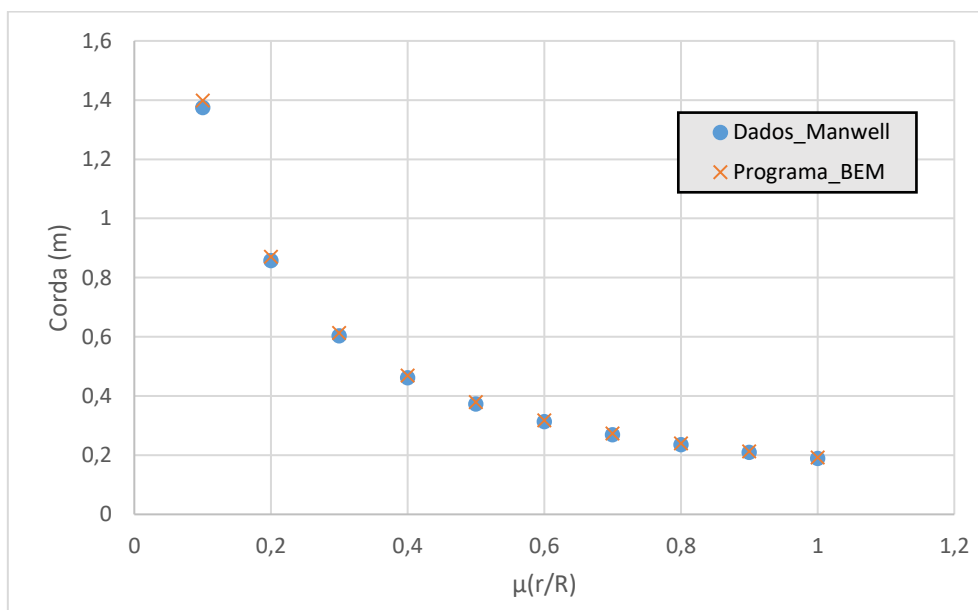


Figura 6.23: Corda em função da posição elemento de pá.

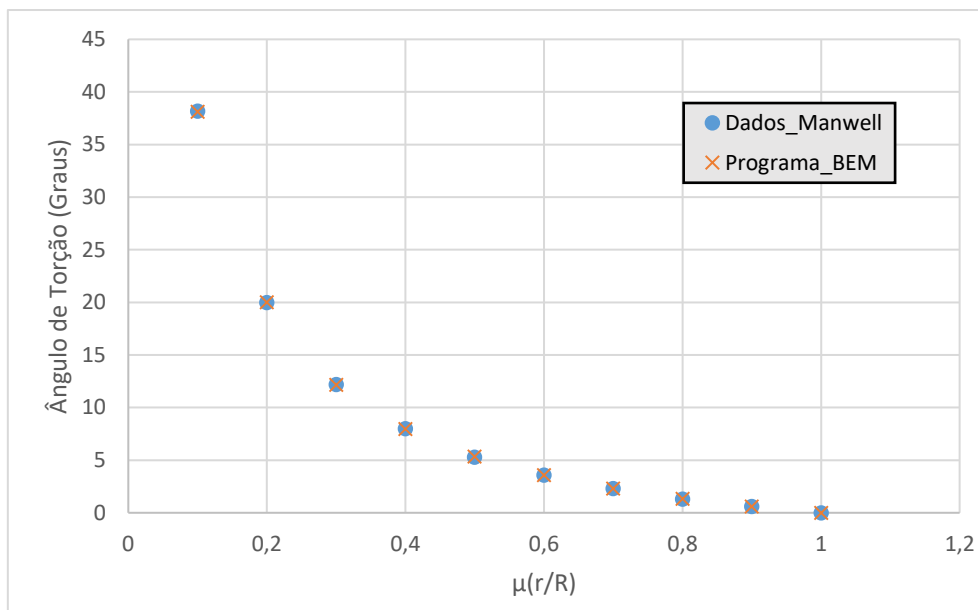


Figura 6.24: Ângulo de torção em função da posição elemento de pá.

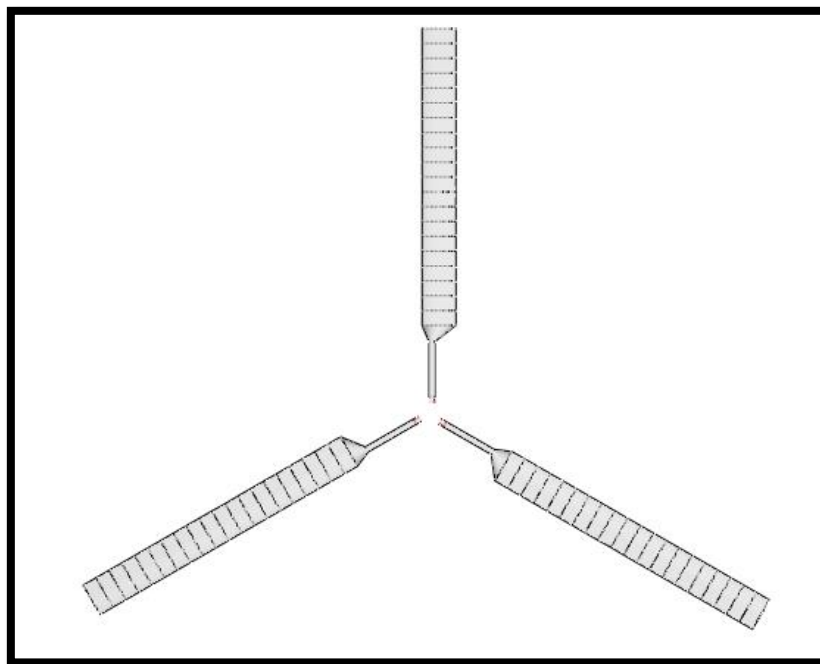
6.3 TURBINA NREL PHASE II

Nessa seção foi feita a análise do desempenho da turbina eólica de eixo horizontal NREL Phase II. Com os valores dos coeficientes de sustentação e arrasto para os números de Reynolds de 5×10^5 , 7×10^5 , 1×10^6 e $1,5 \times 10^6$, calculados na Seção 6.1 para o aerofólio S809 e com as planilhas feitas na Seção 5.2, pode-se determinar a potência, por exemplo, da turbina NREL Phase II via teoria clássica (BEM). O procedimento de cálculo pode ser descrito como (ver APÊNDICE C)

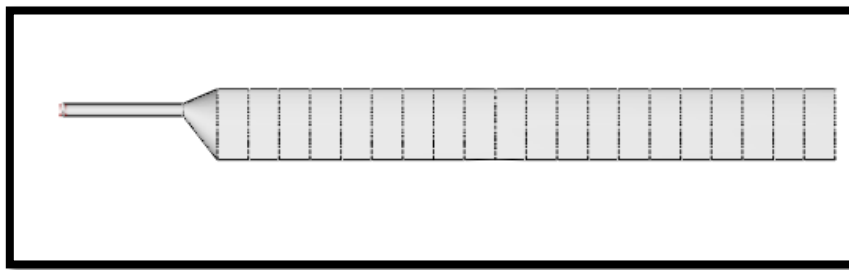
A teoria é válida quando o fator de indução axial é menor ou igual a 0,5. Caso esse valor é ultrapassado, foi feita a correção, esta correção é a de Glauert ver Seção 2.2.

Foi considerada as perdas pelas pontas (*Prandtl Tip Loss*) e o efeito da rotação nos coeficientes de sustentação e arrasto (ver Seção 2.2).

A pá foi dividida em 20 elementos pois, segundo Manwell *et al.* (2002), é suficiente para ter uma boa resposta. A Figura 6.25 mostra as pás da turbina eólica NREL Phase II e as divisões em elementos de iguais tamanhos. Foi considerado um critério de parada de $|a_n - a_{n+1}| < 0,0005$, isto é, quando o valor absoluto da diferença entre os fatores de indução axial atual e anterior for menor que 0,0005 o programa para.



(a)



(b)

Figura 6.25: NREL Phase II: (a) Rotor com 3 pás; (b) detalhe dos 20 elementos (Software Qblade).

Um dado importante nessa análise é o ângulo de empuxo, que é o ângulo entre o plano de rotação e a velocidade relativa, isto é, é igual a soma do ângulo de ataque e ângulo de passo. A Figura 6.26 mostra a variação do ângulo de escoamento para cada elemento de pá. Como observamos, o ângulo de escoamento é alto. A turbina NREL Phase II, nesse caso, possui um ângulo de passo fixo de 12° , com isso haverá muitos elementos de pá que terão ângulos de ataque elevados.

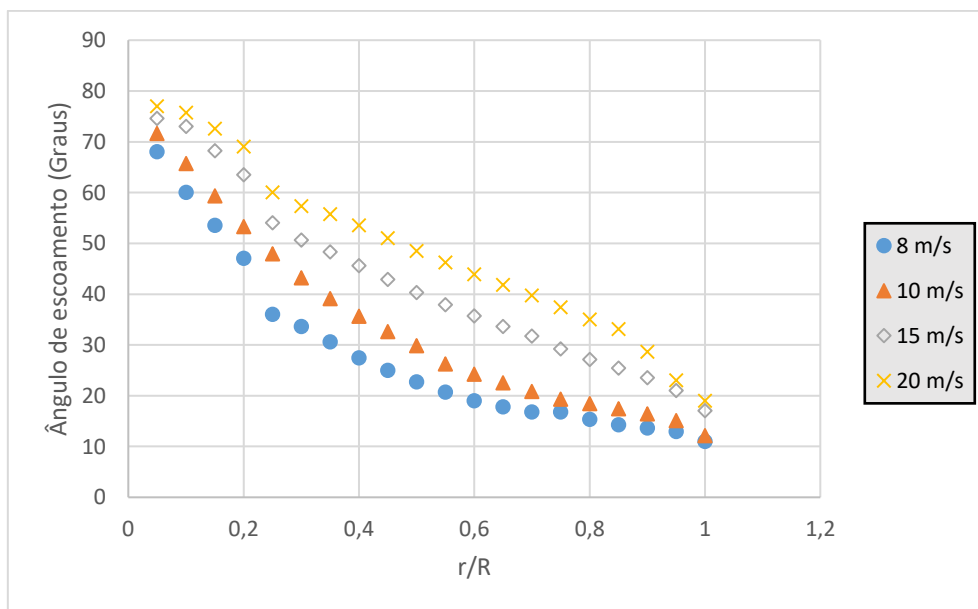


Figura 6.26: Ângulo de escoamento de cada elemento de pá.

As Figuras 6.27 e 6.28 mostram os fatores de indução axial e tangencial para cada elemento de pá. Próximo a raiz ($0,4R$) o ângulo de ataque para cada elemento de pá é alto,

com isso os valores dos fatores de indução axial e tangencial são grandes. A descontinuidade observada na região entre $0,2R$ a $0,4R$ deve-se ao fato de que nessa região observa-se uma recuperação do coeficiente de sustentação.

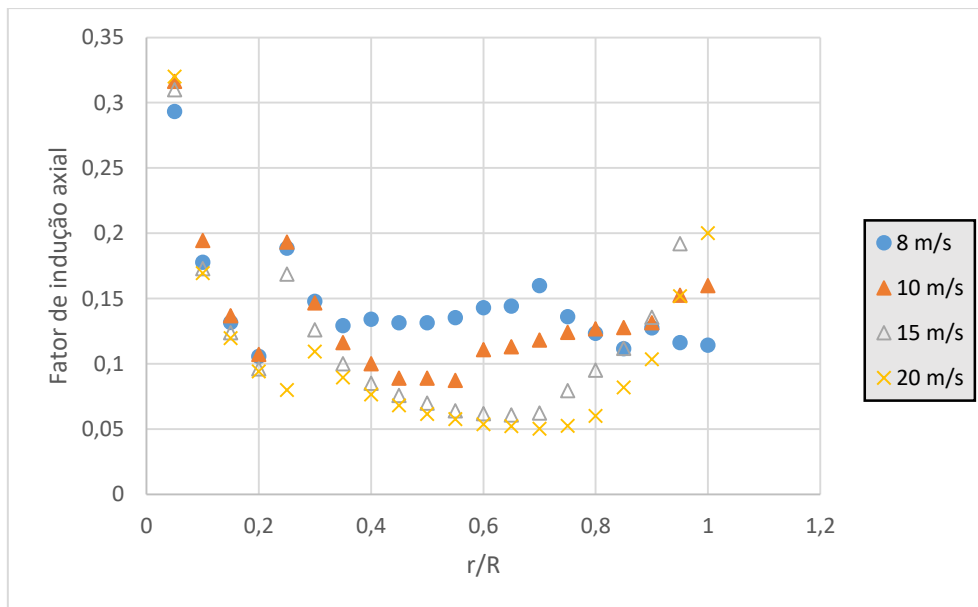


Figura 6.27: Fator de indução axial para cada elemento de pá.

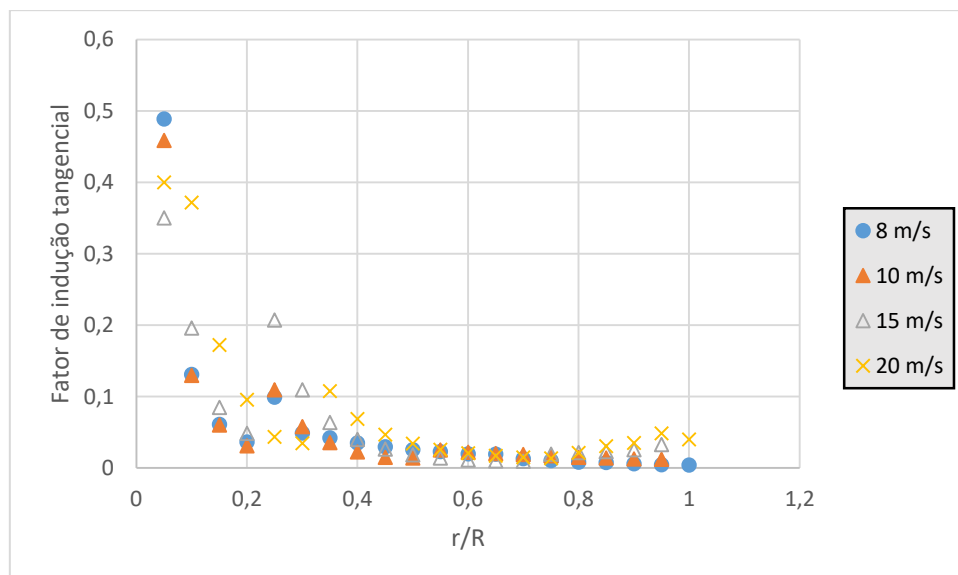


Figura 6.28: Fator de indução tangencial para cada elemento de pá.

Por fim calculamos a potência da turbina eólica para diferentes velocidades do vento. Os resultados obtidos foram comparados aos resultados de Esfahanian *et al.* (2013), Belamadi *et al.* (2015), Ceyhan *et al.* (2008) e com os resultados experimentais da turbina NREL Phase II de Shepers *et al.* (1997).

A Figura 6.29 mostra a comparação entre os dados obtidos em Ceyhan (2008) com os dados calculados pela metodologia apresentada nesse trabalho (BEM_CFX). Ceyhan (2008) usa a teoria BEM para estimar o desempenho da turbina NREL Phase II, a diferença está na obtenção dos valores dos coeficientes de sustentação e arrasto. Ele calcula esses valores baseados em dados experimentais com extrapolações usando o método de Viterna e Corrigan (1981). Os resultados mostram uma boa concordância para velocidades maiores que 15 m/s.

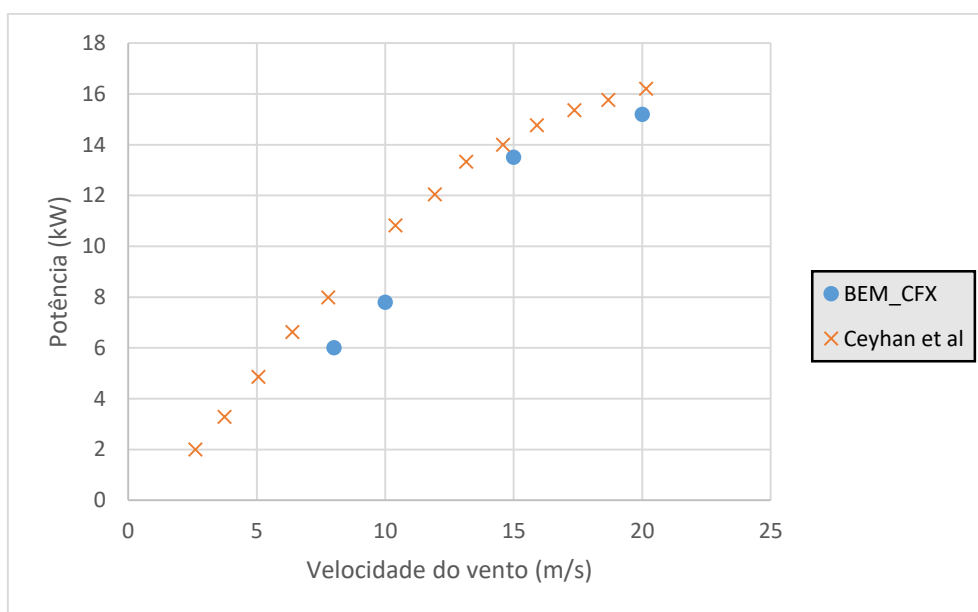


Figura 6.29: Potência em função da velocidade do vento.

A Figura 6.30 mostra a comparação entre os dados obtidos em Belamadi *et al.* (2015) com os dados calculados pela metodologia apresentada nesse trabalho (BEM_CFX). Belamadi *et al.* (2015) realizou uma simulação 3D completa da turbina NREL Phase II, obteve bons resultados em comparação aos resultados experimentais até a velocidade de 12,83 m/s. Os resultados mostram uma boa concordância para velocidades até 12,83 m/s.

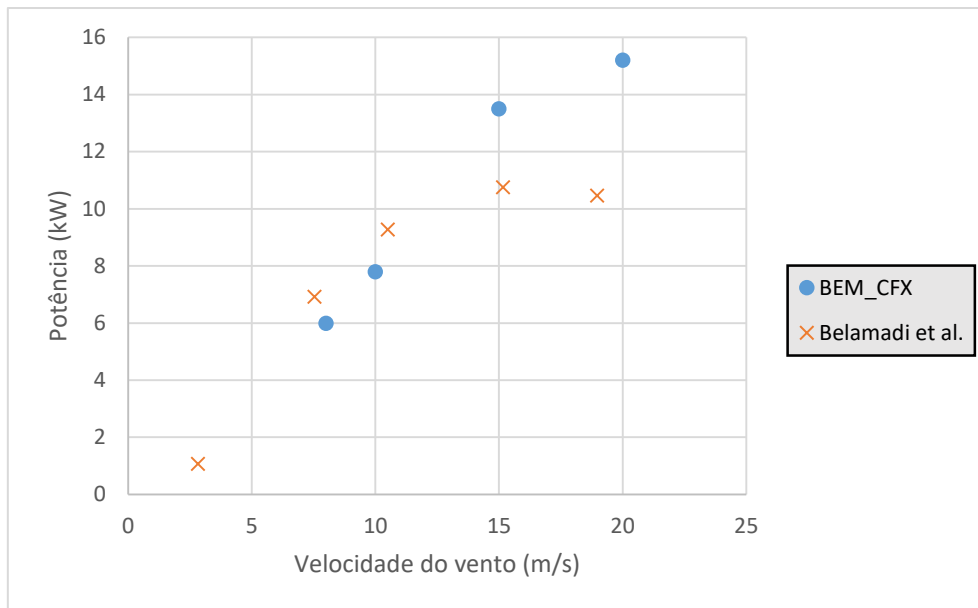


Figura 6.30: Potência em função da velocidade do vento.

A Figura 6.31 mostra a comparação entre os dados obtidos em Esfahanian *et al.* (2013) com os dados calculados pela metodologia apresentada nesse trabalho (BEM_CFX). Esfahanian *et al.* (2013) em seu trabalho calculou o desempenho da turbina eólica NREL Phase II via teoria BEM com os dados dos coeficientes de sustentação e arrasto vinda de simulações em CFD. O software CFD que utilizou foi o ANSYS Fluent, utilizou a correção de Du e Selig (1997) para o atraso de estol (*stall delay*).

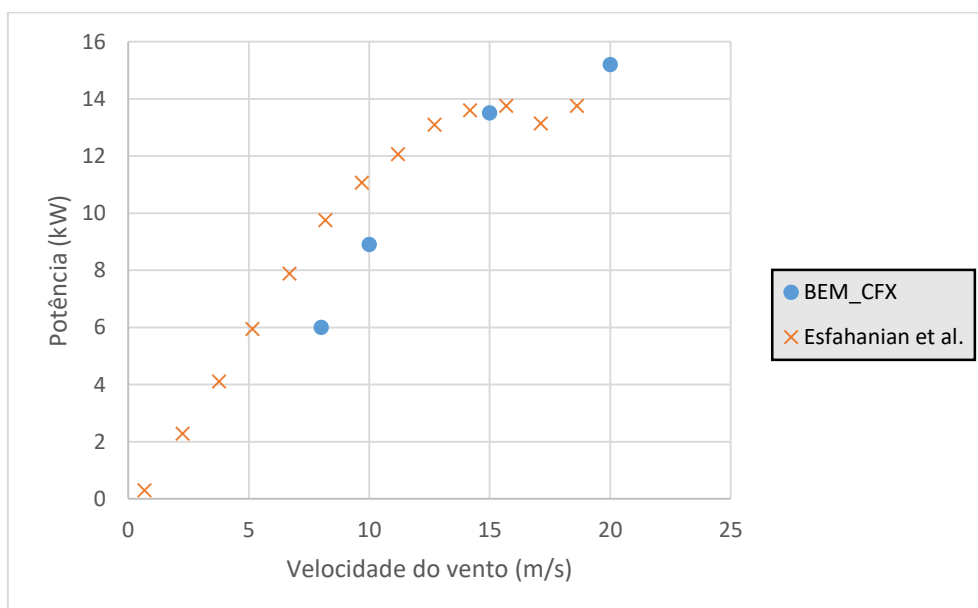


Figura 6.31: Potência em função da velocidade do vento.

A Figura 6.32 compara os resultados BEM_CFX com os resultados experimentais da turbina NREL Phase II. Foi considerado a correção do atraso de estol (*stall delay*) de Snel *et al.* (1993).

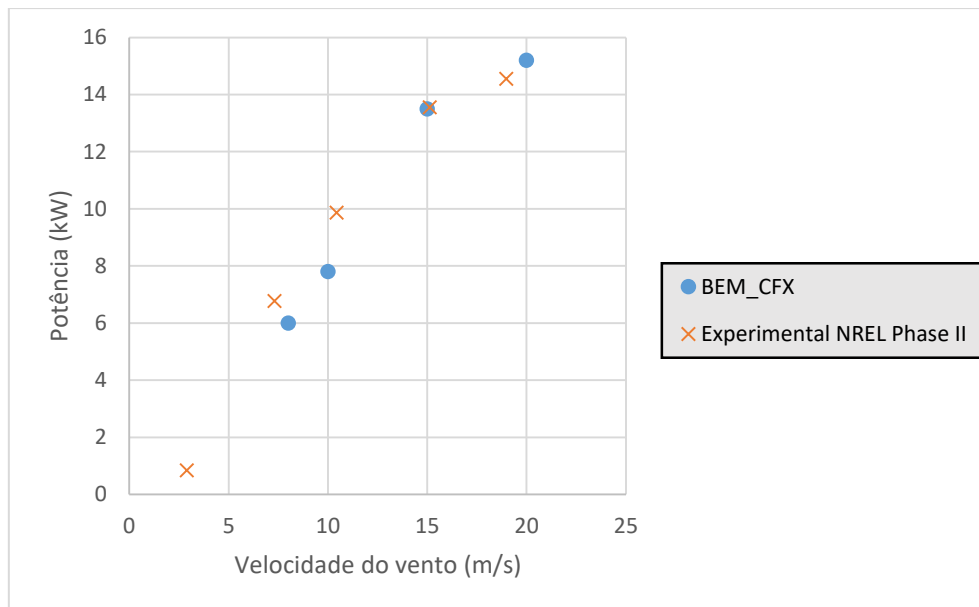


Figura 6.32: Potência em função da velocidade do vento.

A Figura 6.33 mostra todos os resultados mencionados acima em um único gráfico. Uma comparação importante é com os resultados obtidos via simulação completa da turbina em CFD (Belamadi *et al.*, 2015), obtemos bons resultados com um custo computacional baixo.

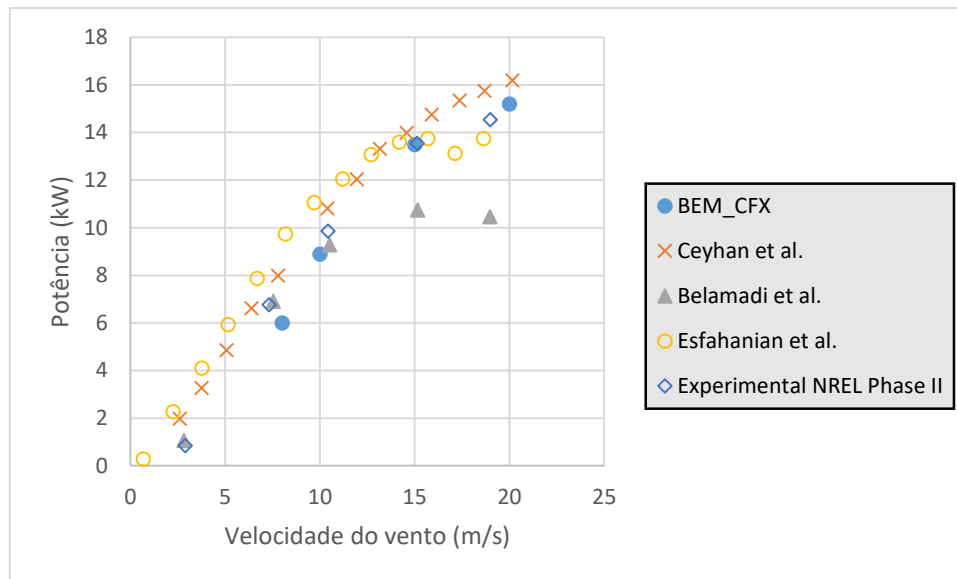


Figura 6.33: Potência em função da velocidade do vento.

6.4 VARIAÇÃO DO AEROFÓLIO AO LONGO DA PÁ.

Nessa seção a utilização de vários tipos de aerofólio ao longo da pá da turbina NREL Phase II é analisada através de diferentes configurações. Os aerofólios selecionados se basearam em Manwell *et al.* (2002) que, em seu livro, descreve os aerofólios mais usados para uma pá de uma turbina eólica. Além do S809, os aerofólios NACA4412, NACA63012 e LS0417 também são utilizados com frequência. Os dados dos coeficientes de sustentação e arrasto que foram usados para essa análise foram calculados na Seção 6.1 para um único número de Reynolds de 1×10^6 .

Tangler *et al.* (1987), afim de melhorar a performance de uma turbina eólica de eixo horizontal, propôs três famílias de aerofólios para propósitos específicos. Essas famílias de aerofólios foram chamadas de *Thin Airfoil* (*High $C_{l,max}$*), *Thin Airfoil* (*Low $C_{l,max}$*) e *Thick Airfoil* (*Low $C_{l,max}$*). Em seu relatório, sugere que para região primária (*primary*) tenha o valor de 0,75 (r/R), para região da ponta (*tip*) um valor de 0,95(r/R) e para raiz (*root*) o valor de até 0,4(r/R). A montagem dos aerofólios na pá segue a descrição da Tabela 6.12.

As perdas pelas pontas da pá, que são uma função do número total de pás, reduzem o coeficiente de potência das turbinas eólicas. Para todas os quatro aerofólios utilizados neste trabalho os valores de λ (TSR) e de número de pás (B) são constantes, exceto a razão C_l/C_d , que pode variar para cada aerofólio específico. Neste caso para obtermos

um C_{pmax} devemos ter o valor máximo de C_l/C_d para o aerofólio utilizado. A Tabela 6.12 mostra os valores das razões de C_l/C_d em função do ângulo de ataque.

Tabela 6.12: Máximo C_l/C_d em função do ângulo de ataque.

Aerofólio	C_l/C_d
S809	64,22 – 8° (ângulo de ataque)
NACA4412	116,06 – 3° (ângulo de ataque)
NACA63012	58,04 – 8° (ângulo de ataque)
LS0417	106,91-2° (ângulo de ataque)

A Figura 6.41 representa a curva $C_l/C_d \times \alpha$ para cada aerofólio avaliada para $Re = 1 \times 10^6$. Como pode-se observar, para ângulos de ataque maior que 35°, as razões C_l/C_d para cada tipo de aerofólio são parecidas. A região que compreende a faixa de ângulo de ataque entre 0° a 35° possui diferenças significantes da razão C_l/C_d para cada tipo de aerofólio. Nessa região o aerofólio LS0417 seria a melhor opção, pois obteve melhor razão C_l/C_d .

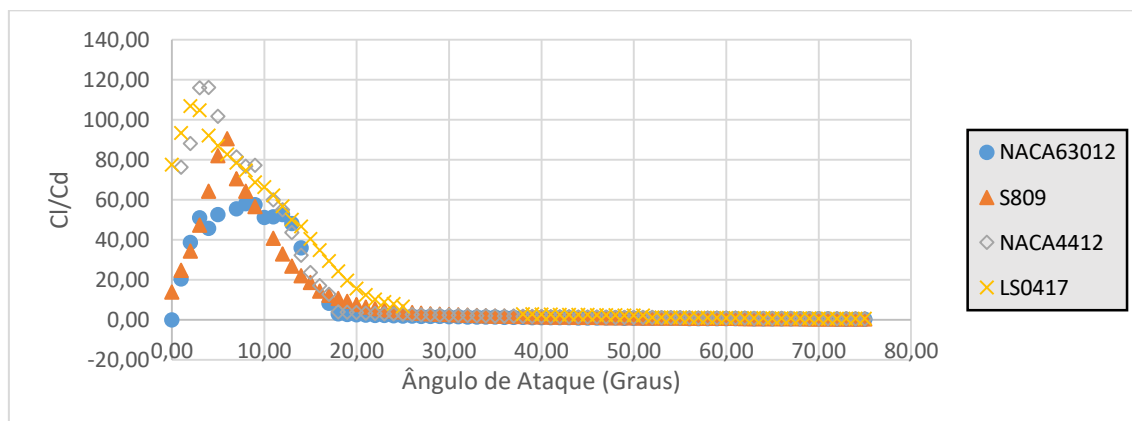


Figura 6.34: C_l/C_d para um dado ângulo de ataque para cada aerofólio.

A Tabela 6.13 lista oito casos de diferentes combinações dos aerofólios que compõe a pá. Devido fato de que a região central da pá é a responsável pela maior parte da força de sustentação, as pás de turbinas tipo HAWT possuem em geral, a maior parte de seu desempenho nesta região que possui um aerofólio de alta razão C_l/C_d . Perto da ponta e da raiz da pá, regiões de perdas por geração de vórtices de ponta de asa, este

trabalho reduz seu comprimento a 5% para a ponta e 30% para a raiz. Desta forma temos uma divisão 30%-65%-5%, como mostrado na Tabela 6.13.

Tabela 6.13: Montagem dos aerofólios na pá da turbina eólica Phase II.

	0,35 (r/R) Raiz(<i>root</i>)	0,75(r/R) Primária (<i>primary</i>)	0,95(r/R) Ponta(<i>tip</i>)
	Aerofólio	Aerofólio	Aerofólio
I	NACA4412	NACA4412	NACA4412
II	S809	S809	S809
III	NACA63012	NACA63012	NACA63012
IV	LS0417	LS0417	LS0417
V	S809	LS0417	NACA63012
VI	NACA4412	LS0417	NACA63012
VII	LS0417	NACA63012	NACA4412
VIII	S809	NACA63012	NACA4412

As Tabelas 6.14 e 6.15 elencam as potências calculadas com a metodologia descrita neste documento para as configurações com o mesmo aerofólio e com aerofólios diferentes, respectivamente. Como pode ser observado nos resultados, a configuração IV, caracterizada pela utilização de um único aerofólio em toda a pá, o perfil LS0417, apresenta a maior potência gerada (18,3 kW). Note que a turbina NREL Phase II com o aerofólio original (S809), caso II, apresenta uma potência de 13,5kW, menor que a configuração IV. A potência no caso IV é 50% maior, que no caso II.

Tabela 6.14: Potência estimada para pá com mesmo o aerofólio.

Configuração	Potência (Kw)
I	8,2
II	13,5
III	7,4
IV	18,3

Tabela 6.15: Potência estimada para pá com diferentes aerofólios.

Configuração	Potência
V	16,3
VI	16,1
VII	7,1
VIII	15,9

Na análise desses resultados é importante levar em consideração alguns aspectos adicionais. Em primeiro lugar, os dados de $C_l/C_d \times \alpha$ são obtidos para perfis 2D, enquanto que o escoamento real é totalmente 3D. Essa diferença é importante na comparação com dados reais de turbina.

Em segundo lugar, turbinas modernas possuem torção geométrica ao longo da pá, o que melhora significativamente o desempenho de cada seção da pá em relação ao caso estudado, que não possui torção. Ao se adicionar torção, é possível que outros aerofólios e suas combinações possam trabalhar em regiões de melhor desempenho, e o resultado global seja diferente do calculado aqui. Em geral, nas turbinas comerciais atuais, é comum a utilização de perfis diferentes nos trechos central, perto da raiz e perto da ponta da pá.

Em terceiro lugar, o tamanho das regiões com perfis diferentes precisa ser estudado mais profundamente, pois também influencia o resultado final.

7 CONCLUSÃO

O presente trabalho teve como objetivo principal estimar a potência de uma turbina eólica de eixo horizontal utilizando teoria clássica (BEM) com auxílio da fluidodinâmica computacional (CFD), fornecendo os coeficientes aerodinâmicos, e comparar os resultados obtidos aos experimentais encontrados na literatura. O modelo experimental comparado foi o da turbina eólica de eixo horizontal NREL Phase II e, por fim, foi feita uma análise comparando a variação de potência com diferentes configurações de montagem e tipos de aerofólios na pá da NREL Phase II.

Para conseguir esses objetivos foram realizadas simulações em CFD nos aerofólios S809, NACA4412, NACA63012 e LS0417. Cada simulação foi validada com dados experimentais que estão na literatura, com uma boa concordância encontrada. A teoria clássica (BEM) foi validada com os resultados obtidos em Manwell *et al.* (2002). Os resultados do uso da metodologia BEM/CFD no desempenho da turbina eólica NREL Phase II foram bons em comparação aos experimentais e a outros resultados que envolvem essa mesma turbina. Devido a turbina eólica NREL Phase II não possuir torção, foram propostas variações no tipo de aerofólios que compõe as pás da turbina. A melhor configuração é a formada pelo aerofólio LS0417 em toda a extensão da pá.

Existem muitos meios de se estimar a potência de uma turbina, seja por metodologias experimentais, seja usando fluidodinâmica computacional, ou mesmo utilizando a teoria clássica (BEM). Os resultados deste trabalho, que combinam a teoria clássica (BEM) com CFD veio corroborar a grande utilidade deste tipo de ferramenta para projeto de turbina tipo HAWT, além de fornecer alternativas mais rápidas de se estimar a potência de uma turbina com um custo mais baixo em comparação ao modelo simulado em um túnel de vento ou em simulações CFD 3D. Uma vantagem adicional desse método é que, como utiliza o CFD para calcular os coeficientes aerodinâmicos 2D, não teria problema se determinados perfis não tivessem dados experimentais disponíveis, pois o *software* de CFD pode ser empregado para calcular dados aerodinâmicos necessários.

7.1 TRABALHOS FUTUROS

Para ratificar ainda mais a eficácia dessa metodologia, seria ideal realizar o mesmo procedimento para outro tipo de turbina que possua dados experimentais. Como sugestão, seguindo a mesma turbina NREL, poderia usar a NREL Phase VI como comparação. A NREL Phase VI é uma turbina com 2 pás, *upwind*, sua pá possui variação no comprimento da corda de cada seção e possui torção.

É importante também, como continuação deste trabalho, aumentar a variedade de aerofólios a serem usados pela teoria clássica (BEM), não restringindo somente a esses 4 que foram propostos neste trabalho.

A possível utilização da teoria clássica 3D de Prandtl para asas de alta razão de aspecto a Teoria de Linha de Sustentação (*Lift-Line Theory*), poderia ser adicionada ao modelo BEM para computar diretamente perdas nas pontas e na raiz da pá, ao invés de se utilizar os fatores F de perda de Prandtl. O tamanho das regiões compostas por diferentes aerofólios também merece um estudo mais detalhado, além de implementação de torção geométrica ao longo da pá.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANSYS . **Theory Guide, Release 16.0**. ANSYS Inc., Cannonsbourg, EUA, 2015.

ARIFF, M.; SALIM, S. M.; CHEAH, S. C. **Wall y+ approach for dealing with turbulent flow over a surface mounted cube: Part 1 - low Reynolds number**. Seventh International Conference on CFD in the Minerals and Process Industries, 2009.

BELAMADI, R.; MDOUKI, R.; ILINCA, A.; DJEMILI, A. **CFD Study of a horizontal Axis Wind NREL Phase II**. Revue des Energies Renouvelables, v.18, n.4, p. 686-700, December. 2015.

BURTON, T.; SHARPE, D.; JENKINS, N.; BOSSANYI, E. **Wind Energy Handbook**. 1 ed. Chichester: John Wiley & Sons, 2001.

BUTTERFIELD, C. P.; MUSICAL, W. P.; SCOTT, G. N.; SIMMS, D. A. **NREL Combined Experimental Final Report—Phase II**. National Renewable Energy Laboratory, Golden. CO: NREL, August. 1992.

CEYHAN, O. **Aerodynamic design and optimization of horizontal axis wind turbines by using BEM theory and genetic algorithm**. Master thesis of graduate school of natural and applied sciences of Middle East technical university, 2008.

DU, Z.; SELIG, M. S. **3-D Stall-Delay Model for Horizontal Axis Wind Turbine Performance Predictions**. AIAA-98e0021, 1997.

ESFAHANIAN, V.; SALAVATI POUR, A.; HARSINI, I.; PASANDEH, R.; SHAHBAZI, A.; AHMADI, G. **Numerical Analysis of Flow Field Around NREL Phase II Wind Turbine by a Hybrid CFD/BEM Method**. Journal of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics, n.120, p. 29-36, June. 2013.

GREGOREK, G. M.; HOFFMANN, M. J.; MULH, K. E. **3-D Wind Tunnel Test of the S809 Airfoil Model**. Aeronautical and Astronautical Research Laboratory. Ohio States University. 1991.

HANSEN, M. O. L. **Aerodynamics of Wind Turbines**. 2. ed. London: Earthscan, 2008.

HOFFMANN, M. J.; JANISZEWSKA, J. M.; REUSS RAMSAY, R.; GREGOREK, G. M. **Effects of Grit Roughness and Pitch Oscillations on The LS(1)-0417MOD Airfoil**. Ohio State University, 1999.

JACOBS, E. N.; SHERMAN, A. **Airfoil Section Characteristics as Affected by Variations of The Reynolds Numer**. Report n.586, 1939.

LOVATTO, M. L. **Número de Courant, CFL e Condição CFL**. Blog do Marco, 16 nov. 2012. Disponível em: < <http://marcolovatto.blogspot.com.br/2012/11/numero-de-courant-cfl-e-condicao-cfl.html> >. Acesso em: 10 jun. 2017.

MAHMUDDIN, F.; KLARA, S.; SITEPU, H.; HARIYANTO, S. **Airfoil Lift and Drag Extrapolation with Viterna and Montgomerie Methods**. The 8th International Conference on Applied Energy – ICAE, Energy Procedia 105, p. 811-816, 2017.

MALALASEKERA, W.; VERSTEEG, H. K. **An introduction to computational Fluid dynamics**. 1.ed. Essex, UK: Prentice Hall ISBN, 1995.

MALISKA, C. R. **Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional**. 2 ed. LTC, 2004.

MANWELL, F.; MCGOWAN, J.; ROGERS, A. **Wind Energy Explained: Theory, Design e Application**. 1 ed. Chichester: John Wiley & Sons, 2002.

MENTER, F. R. **Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications**. AIAA J, v. 32, n. 8, p. 1598-1605, August. 1994.

PATANKAR, S. **Numerical Heat Transfer and Fluid Flow**. 1.ed. New York: McGraw-Hill, New York, 1980.

PINKERTON, R. M.; JACOBS, E. N.; GREENBERG, H. **Test of Related Forward-Camber Airfoil in The Variable-Density Wind Tunnel**. Report n. 610, 1939.

PINTO, M. **Fundamentos de Energia Eólica**. 1 ed. Rio de Janeiro: LTC 2013.

POPE, S. **Turbulent Flows**. 1.ed. Cambridge University Press, 2000.

PORTAL BRASIL. **Brasil é o Maior Gerador de Energia Eólica da América Latina**. Governo do Brasil, 20 mar. 2017. Disponível em: <<http://www.brasil.gov.br/infraestrutura/2017/03/brasil-e-o-maior-gerador-de-energia-eolica-da-america-latina>>. Acesso em: 10 out. 2017.

ROY, C. J. **Review of code and solution verification procedures for computational simulation**. Journal of Computational Physics. v.205, p. 131-156. 2005.

SHEPERS, J. G.; BRAND, A. J.; BRUINING, A.; GRAHAM, J. M. R.; HAND, M. M.; INFELD, D. G.; MADSEN, H. A.; PAYNTER, R. J. H.; SIMMS, D. A. **Final Report of IEA Annex XIV: Field Rotor Aerodynamics**. The Netherlands Energy Research Foundation Publication, 1997.

SILVA, Amanda Briggs. **Utilização de Fluidodinâmica Computacional (CFD) na Simulação de Vazamentos em Dutos**. 2016.114f. Dissertação (Mestrado em Ciências). COPPE, Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro.

SIMMS, D. A.; HAND, M. M.; FINGERSH, L. J.; JAGER, D. W. **Unsteady Aerodynamics Experiment Phases II–IV Test Configurations and Available Data Campaigns**. NREL/TP-500-29955, Golden. CO: NREL, July. 1999.

SNEL, H.; HOUWINK, R.; PIERS, W. J.; VAN BUSSEL, G. J. W. BRUINING, A. **Sectional Prediction of 3D Effects for Stalled Flow on Rotating Blades and Comparasion Measurements**. European Wind Energy Conference, p. 395-399, 1993.

SOMERS, D. A. **Design and Experimental Results for the S809 Airfoil**. National Renewable Energy Laboratory-NREL, January. 1997.

SOUZA, B. S. de. **Projeto de Perfis Aerodinâmicos Utilizando Técnicas de Otimização Mono e Multiobjetivos**. Tese (Doutorado) — Universidade Federal de Itajubá, 2008.

SPERA, D. A. **Wind Turbine Technology**. ASME Press, New York, 1994.

TAHANI, M.; MORADI, M. **Aerodynamic Investigation of a Wind Turbine Using CFD and Modified BEM Methods**. Journal of Applied Fluid Mechanics, v.9, p. 107-111, December. 2015.

TANGLER, J. L. **Status of The Special-Purpose Airfoil Families**. Solar Energy Research Institute. San Francisco, California. 1987.

TANGLER, J. L.; SMITH, B.; JAGER, D.; OLSEN, T. **Atmospheric Performance of the Status of the Special-purpose SERI Thin-airfoil Family: Final Results**. European Wind Energy Conference, Madrid Spain, p. 10-14, September. 1990.

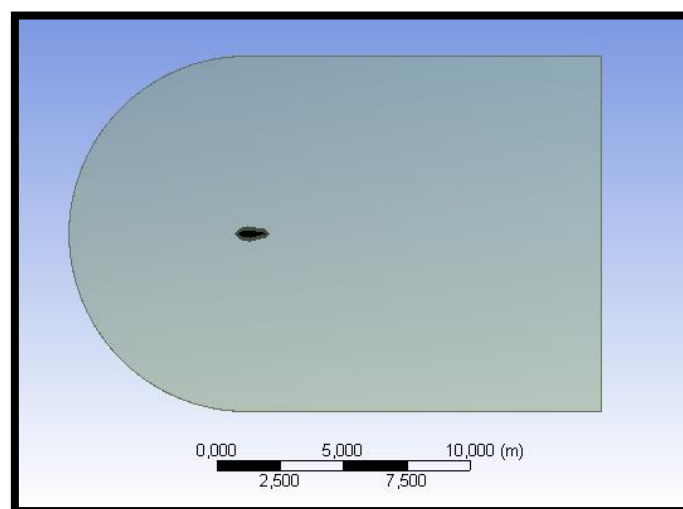
VITERNA, L.A.; CORRIGAN, R. D. **Fixed Pitch Rotor Performance of Large Horizontal Axis Wind Turbines**. DOE/NASA workshop on large wind Turbines, Ohio. 1981.

WILSON, R. E.; LISSAMAN, P. B. S. **Applied Aerodynamics of Wind Power Machine**. Oregon State University. 1974.

WILSON, R. E.; LISSAMAN, P. B. S.; WALKER, S. N. **Aerodynamic Pelformance of Wind Turbines**. Energy Research and Development Administration, ERDA/NSF/04014-76/1. 1976.

YELMULE, M. M.; ANJURI VSJ, E. **CFD Predictions of NREL Phase VI Rotor Experiments in NASA/AMES Wind Tunnel**. International Journal of Renewable Energy Research. v.3, n.2, p. 261-269, February. 2013.

APÊNDICE A - Geometria do domínio utilizado para as simulações em CFD.



Domínio	Distância a montante do bordo de ataque	Distância a jusante do bordo de ataque	Espessura
Tipo C-Grid	7c	14c	1c

*c é o comprimento da corda, que é igual a 1 metro.

APÊNDICE B - Coordenadas dos aerofólios.

(a) AEROFÓLIO S809

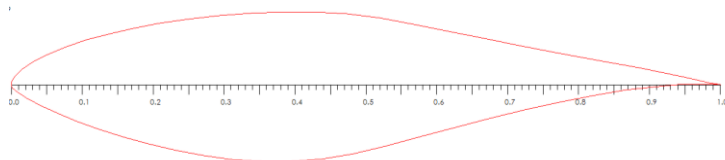


Figura 3: Perfil aerofólio S809. (Software Qblade)

S809	
X	Y
1.000000	0.000000
0.996203	0.000487
0.985190	0.002373
0.967844	0.005960
0.945073	0.011024
0.917488	0.017033
0.885293	0.023458
0.848455	0.030280
0.807470	0.037766
0.763042	0.045974
0.715952	0.054872
0.667064	0.064353
0.617331	0.074214
0.567830	0.084095
0.519832	0.093268
0.474243	0.099392
0.428461	0.101760
0.382612	0.101840
0.337260	0.100070
0.292970	0.096703
0.250247	0.091908
0.209576	0.085851
0.171409	0.078687
0.136174	0.070580
0.104263	0.061697
0.076035	0.052224
0.051823	0.042352
0.031910	0.032299
0.016590	0.022290
0.006026	0.012615
0.000658	0.003723
0.000204	0.001942
0.000000	-0.000020
0.000213	-0.001794
0.001045	-0.003477
0.001208	-0.003724
0.002398	-0.005266
0.009313	-0.011499
0.023230	-0.020399
0.042320	-0.030269
0.065877	-0.040821
0.093426	-0.051923
0.124111	-0.063082
0.157653	-0.073730
0.193738	-0.083567
0.231914	-0.092442
0.271438	-0.099905
0.311968	-0.105281
0.353370	-0.108181
0.395329	-0.108011
0.438273	-0.104552
0.481920	-0.097347
0.527928	-0.086571
0.576211	-0.073979
0.626092	-0.060644
0.676744	-0.047441
0.727211	-0.035100
0.776432	-0.024204
0.823285	-0.015163
0.866630	-0.008204
0.905365	-0.003363
0.938474	-0.000487
0.965086	0.000743
0.984478	0.000775
0.996141	0.000290
1.0	0.000

(b) AEROFÓLIO NACA4412

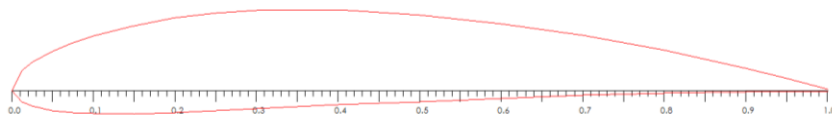


Figura 4: Perfil aerofólio NACA4412.

NACA 4412	
X	Y
1.000000	0.001300
0.950000	0.014700
0.900000	0.027100
0.800000	0.048900
0.700000	0.066900
0.600000	0.081400
0.500000	0.091900
0.400000	0.098000
0.300000	0.097600
0.250000	0.094100
0.200000	0.088000
0.150000	0.078900
0.100000	0.065900
0.075000	0.057600
0.050000	0.047300
0.025000	0.033900
0.012500	0.024400
0.000000	0.000000
0.012500	-0.014300
0.025000	-0.019500
0.050000	-0.024900
0.075000	-0.027400
0.100000	-0.028600
0.150000	-0.028800
0.200000	-0.027400
0.250000	-0.025000
0.300000	-0.022600
0.400000	-0.018000
0.500000	-0.014000
0.600000	-0.010000
0.700000	-0.006500
0.800000	-0.003900
0.900000	-0.002200
0.950000	-0.001600
1.000000	-0.001300

(c) AEROFÓLIO NACA63012

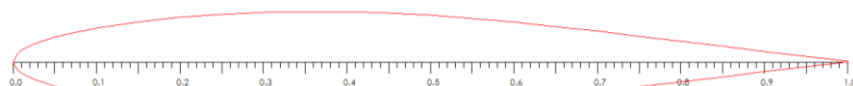


Figura 5: Perfil aerofólio NACA63012.

NACA 63012	
X	Y
1.000000	0.000250
0.950000	0.006250
0.900000	0.012250
0.850000	0.018260
0.800000	0.024260
0.750000	0.030260
0.700000	0.036210
0.650000	0.041860
0.600000	0.047000
0.550000	0.051480
0.500000	0.055170
0.450000	0.057920
0.400000	0.059570
0.350000	0.059950
0.300000	0.059010
0.250000	0.056640
0.200000	0.052870
0.150000	0.047470
0.100000	0.039940
0.075000	0.035040
0.050000	0.028950
0.025000	0.020780
0.012500	0.014920
0.007500	0.011730
0.005000	0.009730
0.000000	0.000000
0.005000	-0.009730
0.007500	-0.011730
0.012500	-0.014920
0.025000	-0.020780
0.050000	-0.028950
0.075000	-0.035040
0.100000	-0.039940
0.150000	-0.047470
0.200000	-0.052870
0.250000	-0.056640
0.300000	-0.059010
0.350000	-0.059950
0.400000	-0.059570
0.450000	-0.057920
0.500000	-0.055170
0.550000	-0.051480
0.600000	-0.047000
0.650000	-0.041860
0.700000	-0.036210
0.750000	-0.030260
0.800000	-0.024260
0.850000	-0.018260
0.900000	-0.012250
0.950000	-0.006250
1.000000	-0.000250

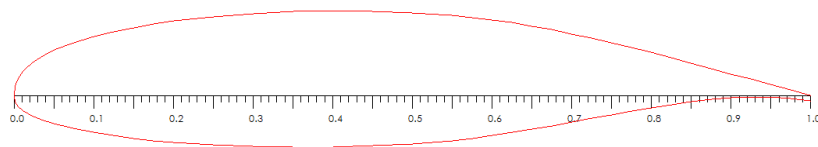
(d) AEROFÓLIO LS 0417

Figura 6: Perfil aerofólio LS0417.

LS(1)-0147	
X	Y
1.000000	-0.000740
0.975000	0.006040
0.950000	0.012870
0.925000	0.019650
0.900000	0.026390
0.875000	0.033130
0.850000	0.039830
0.825000	0.046440
0.800000	0.052910
0.775000	0.059130
0.750000	0.065170
0.725000	0.070960
0.700000	0.076390
0.675000	0.081440
0.650000	0.086040
0.625000	0.090130
0.600000	0.093740
0.575000	0.096740
0.550000	0.099170
0.500000	0.102690
0.450000	0.104560
0.400000	0.105000
0.350000	0.104090
0.300000	0.101690
0.250000	0.097780
0.200000	0.092090
0.175000	0.088480
0.150000	0.084130
0.125000	0.079090
0.100000	0.073090
0.075000	0.065610
0.050000	0.056000
0.037500	0.049740
0.025000	0.041650
0.012500	0.030690
0.005000	0.020350
0.002000	0.013000
0.000000	0.000000
0.002000	-0.009740
0.005000	-0.014440
0.012500	-0.020520
0.025000	-0.026910
0.037500	-0.031910
0.050000	-0.035690
0.075000	-0.042090
0.100000	-0.047000
0.125000	-0.050870
0.150000	-0.054260
0.175000	-0.057000
0.200000	-0.059260
0.250000	-0.062650
0.300000	-0.064480
0.350000	-0.065170
0.400000	-0.064830
0.450000	-0.063440
0.500000	-0.060910
0.550000	-0.056830
0.575000	-0.053960
0.600000	-0.050610
0.625000	-0.046780
0.650000	-0.042650
0.675000	-0.038300
0.700000	-0.033830
0.725000	-0.029300
0.750000	-0.024610
0.775000	-0.020300
0.800000	-0.015870
0.825000	-0.011910
0.850000	-0.008520
0.875000	-0.005650
0.900000	-0.003520
0.925000	-0.002480
0.950000	-0.002570
0.975000	-0.003960
1.000000	-0.007830

APÊNDICE C - Estrutura do programa da Teoria Clássica (BEM - *Blade Element Momentum*)

