

UNIVERSIDADE FEDERAL DO CEARÁ
CENTRO DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA E DE PRODUÇÃO
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

FRANCISCO OLIMPIO MOURA CARNEIRO

LEVANTAMENTO DE CURVAS DE EFICIÊNCIA DE AEROGERADORES DE 3m DE
DIÂMETRO UTILIZANDO MODELOS DE TURBULÊNCIA RANS DE UMA E DUAS
EQUAÇÕES COM COMPARAÇÃO EXPERIMENTAL

FORTALEZA

2011

FRANCISCO OLIMPIO MOURA CARNEIRO

LEVANTAMENTO DE CURVAS DE EFICIÊNCIA DE AEROGERADORES DE 3m DE
DIÂMETRO UTILIZANDO MODELOS DE TURBULÊNCIA RANS DE UMA E DUAS
EQUAÇÕES COM COMPARAÇÃO EXPERIMENTAL

Dissertação submetida à Coordenação do Curso de Pós Graduação em Engenharia Mecânica, da Universidade Federal do Ceará, como requisito parcial para obtenção do grau Mestre em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Paulo Alexandre Costa Rocha

Co-Orientadora: Prof^{ta}. Maria Eugênia Vieira da Silva, *Ph.D.*

FORTALEZA

2011

C288L Carneiro, Francisco Olimpio Moura

Levantamento de curvas de eficiência de aerogeradores de 3m de diâmetro utilizando modelos de turbulência RANS de uma e duas equações com comparação experimental / Francisco Olimpio Moura Carneiro, 2011.
82 f. ; Il.; enc.

Orientador: Prof. Dr. Paulo Alexandre Costa Rocha

Co-orientadora: Profa. Dra. Maria Eugênia Vieira da Silva

Área de concentração: Processos, equipamentos e sistemas para energias renováveis .

Dissertação (mestrado) - Universidade Federal do Ceará, Departamento de Engenharia Mecânica e de Produção, Fortaleza, 2011.

1. Engenharia mecânica. 2. Energia - Fontes alternativas. 3. Dinâmica dos fluidos. I. Rocha, Paulo Alexandre Costa (orient.) II. Silva, Maria Eugênia Vieira da (co-orient.). III. Universidade Federal do Ceará – Programa de Pós- Graduação em Engenharia Mecânica. IV. Título.

CDD 620.1

FRANCISCO OLIMPIO MOURA CARNEIRO

LEVANTAMENTO DE CURVAS DE EFICIÊNCIA DE AEROGERADORES DE 3m DE
DIÂMETRO UTILIZANDO MODELOS DE TURBULÊNCIA RANS DE UMA E DUAS
EQUAÇÕES COM COMPARAÇÃO EXPERIMENTAL

Dissertação submetida à Coordenação do Curso de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica,
da Universidade Federal do Ceará, como requisito parcial para a obtenção do grau de Mestre
em Engenharia Mecânica.

Aprovado em 28/02/2011

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Paulo Alexandre Costa Rocha
Universidade Federal do Ceará – UFC

Prof^a. Maria Eugênia Vieira da Silva, *Ph.D.*
Universidade Federal do Ceará – UFC

Prof. Dr. Antônio Clecio Fontelles Thomaz
Universidade Estadual do Ceará – UECE

Dedico este trabalho, primeiramente, a Deus que me conduziu e permitiu seguir em frente. Em especial a minha família, Pai, Mãe e Irmã, pelo apoio e o incentivo incondicionais.

AGRADECIMENTOS

A Deus.

Aos meus pais José Maria e Ana Lúcia a quem devo a minha educação, oportunidade de estudo e apoio, também à minha irmã Joseanne pelo incentivo e apoio assim como a minha tia Maria Cecília.

A todos os meus professores em especial ao meu Orientador, Prof. Dr. Paulo Alexandre Costa Rocha, pela orientação e apoio desde a graduação, e a minha Co-Orientadora, Prof^a. Maria Eugênia Vieira da Silva, *Ph.D.*, pelas importantes contribuições e sugestões, também, desde a graduação.

Aos meus colegas de mestrado, que compartilham o mesmo interesse no desenvolvimento das Energias Renováveis, em especial ao colega Alberto dos Santos Lopes com o qual dividi os temas ligados a Energia Eólica e desenvolvi trabalhos em parceria.

Aos meus colegas do Laboratório de Aerodinâmica e Mecânica dos Fluidos da UFC que me acompanharam no desenvolvimento deste trabalho. Laboratório este que faço parte desde o seu nascimento, coordenado pelo Prof. Dr. Paulo Alexandre, pelo qual tenho muita estima.

À minha namorada Natália pela profunda compreensão e incentivos constantes na busca por este título.

À CAPES (Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior), pela concessão da bolsa e financiamento da aquisição de materiais de consumo.

À FUNCAP (Fundação Cearense de Apoio ao Desenvolvimento Científico), pelo financiamento da compra de equipamentos.

RESUMO

Realizou-se o levantamento de curvas de eficiência utilizando modelos numéricos RANS de uma e duas equações para um aerogerador com 3m de diâmetro, utilizando pás projetadas para operar em diferentes condições de λ com perfis NACA 0012, 4412 e 6412. A parametrização da geometria da malha para a dimensão do rotor, juntamente com a parametrização do refinamento frente à capacidade dos modelos RANS obteve a independência da malha à solução. Posteriormente a análise numérica realizou a comparação do melhor resultado – pá projetada $\lambda=6$ com o perfil NACA 6412 – com dados experimentais. O aparato experimental foi capaz de coletar dados de rotação e torque do rotor simultaneamente com a medição da velocidade do vento, no qual foi obtido um valor máximo de eficiência de aproximadamente 25% e uma faixa de operação limitada a $\lambda=6$. Conclui-se que os modelos fornecem boa precisão em prever a faixa operacional de λ , no entanto os valores de C_p foram subestimados. O modelo k- ω SST apresentou o melhor resultados dentre todos.

ABSTRACT

A survey was conducted, consisting of efficiency curves applying RANS turbulence numerical models of one and two equations for a wind turbine with a diameter of 3m, using blades designed to operate under different λ with NACA 0012, 4412 and 6412 profiles. The parameterization of the mesh geometry to the size of the rotor, together with the parameterization of the refinement level compared to the ability of RANS models reached independence from the grid to the solution. Later, a numerical analysis was performed to compare the best result – a blade designed to operate under $\lambda = 6$ with the NACA 6412 profile - against experimental data. The experimental apparatus was able to collect data rotation and torque of the rotor simultaneously with the measurement of wind velocity, which obtained a maximum efficiency of approximately 25% and an operating range limited to $\lambda = 6$. It can be concluded that the models provide good accuracy in predicting the operating range of λ , however the values of C_p were underestimated. The k- ω SST model showed the best results among all.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

- Figura 1.1 – (a) Modelo típico de uma turbina eólica moderna de eixo horizontal; (b) Modelo típico de uma turbina eólica moderna de eixo vertical.
- Figura 4.1 – Cone de expansão. (Burton, *et al*, 2001)
- Figura 4.2 – Extração de energia no disco atuador. Adaptado de Burton, *et al*. (2001)
- Figura 4.3 – Curva de eficiência típica de um aerogerador moderno. (Burton, *et al*, 2001)
- Figura 4.4 – Fatias infinitesimais da pá. (Burton, *et al*, 2001)
- Figura 4.5 – Velocidade resultante, W , em cada fatia infinitesimal da pá.
- Figura 4.6 – Estado de tensões de um volume infinitesimal de fluido.
- Figura 5.1 – Perfil NACA 0012.
- Figura 5.2 – Perfil NACA 4412.
- Figura 5.3 – Perfil NACA 6412.
- Figura 5.4 – (a) Vista lateral do aparato montado; (b) Vista frontal do aparato montado.
- Figura 5.5 – Esquema ilustrativo do aparato experimental montado
- Figura 5.6 – Tacômetro digital.
- Figura 5.7 - Transdutor de torque T22 HBM.
- Figura 5.8 – (a) Conversor de sinal modelo EL037; (b) Datalogger modelo EL005.
- Figura 5.9 – Anemômetro de efeito sônico WindMaster 1590-PK-20, Fabricado pela GILL Instruments.
- Figura 6.1 – Cone de expansão desenvolvido após solução numérica.
- Figura 6.2 – Zona de maior refinamento abrangendo o efeito de expansão do fluido.
- Figura 6.3 – Solução da pressão mostrada por um plano perpendicular ao escoamento que corta as pás no centro radial.
- Figura 6.4 – Malha sobrepondo a solução de pressão mostrada na Figura 6.3.
- Figura 6.5 – Resultado da parametrização da malha.
- Figura 6.6 – Ganho de momento angular do fluido ao passar pelo rotor.
- Figura 6.7 – Perturbação no escoamento devido às perdas de ponta da pá.

LISTA DE GRÁFICOS

Figura 4.1 – Gráfico demonstrativo da linearização da curva de afilamento.

Gráfico 6.1 – Curva de Torção - Pás com perfil NACA 0012.

Gráfico 6.2 – Curva de Afilamento - Pás com perfil NACA 0012.

Gráfico 6.3 – Curva de Torção - Pás com perfil NACA 4412.

Gráfico 6.4 – Curva de Afilamento - Pás com perfil NACA 4412.

Gráfico 6.5 – Curva de Torção - Pás com perfil NACA 6412.

Gráfico 6.6 – Curva de Afilamento - Pás com perfil NACA 6412.

Gráfico 6.7. Variação do torque gerado pelo rotor com a variação do comprimento a jusante.

Gráfico 6.8. Variação do torque gerado pelo rotor com a variação do comprimento a montante.

Gráfico 6.9 – Resultados obtidos com as pás projetados com perfil NACA 0012 obtidos pelo modelo de turbulência RANS k- ϵ .

Gráfico 6.10 – Resultados obtidos com as pás projetados com perfil NACA 0012 obtidos pelo modelo de turbulência RANS k- ω SST.

Gráfico 6.11 – Resultados obtidos com as pás projetados com perfil NACA 0012 obtidos pelo modelo de turbulência RANS Spalart-Allmaras.

Gráfico 6.12 – Resultados obtidos com as pás projetados com perfil NACA 4412 obtidos pelo modelo de turbulência RANS k- ϵ .

Gráfico 6.13 – Resultados obtidos com as pás projetados com perfil NACA 4412 obtidos pelo modelo de turbulência RANS k- ω SST.

Gráfico 6.14 – Resultados obtidos com as pás projetados com perfil NACA 4412 obtidos pelo modelo de turbulência RANS Spalart-Allmaras.

Gráfico 6.15 – Resultados obtidos com as pás projetados com perfil NACA 6412 obtidos pelo modelo de turbulência RANS k- ϵ .

Gráfico 6.16 – Resultados obtidos com as pás projetados com perfil NACA 6412 obtidos pelo modelo de turbulência RANS k- ω SST.

Gráfico 6.17 – Resultados obtidos com as pás projetados com perfil NACA 6412 obtidos pelo modelo de turbulência RANS Spalart-Allmaras.

Gráfico 6.18 – Impacto da variação do comprimento característico sobre a solução no modelo k- ω SST.

Gráfico 6.19 – Impacto da variação da intensidade turbulenta sobre a solução no modelo $k-\omega$ SST.

Gráfico 6.20 – Impacto da variação do esquema de interpolação sobre a solução no modelo $k-\omega$ SST.

Gráfico 6.21 – Modificações no comprimento característico e na intensidade turbulenta associados.

Gráfico 6.22 – Nuvem de pontos experimentais da curva C_p versus λ para um rotor tripá projetado para λ operacional igual a 5 e perfil NACA 6412 (332 pontos levantados).

Gráfico 6.23 – Comparação do polinômio gerador a partir dos pontos experimentais com o melhor resultado numérico obtido.

LISTA DE TABELAS

Tabela 5.1. Malhas geradas para parametrização do comprimento a jusante.

Tabela 5.2. Malhas geradas para parametrização do comprimento a montante.

Tabela 5.3 – Valores de rotação aplicados como condição de contorno de rotação às diferentes condições de rotação do rotor.

Tabela 5.4 – Condições de contorno aplicadas aos modelos $k-\varepsilon$ e $k-\omega$ SST.

Tabela 5.5 – Condições de contorno aplicadas ao modelo Spalart-Allmaras.

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ANEEL	Agência Nacional de Energia Elétrica
BEM	<i>Blade Element Momentum</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
DNS	<i>Direct Numerical Simulation</i>
FEC	Fluxo de Energia Cinética
LDV	<i>Laser Doppler Velocimeter</i>
LES	<i>Large Eddy Simulation</i>
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
PIV	<i>Particle Image Velocimetry</i>
RANS	<i>Reynolds Averaged Navier-Stokes</i>
RNG	<i>Renormalization Group Methods</i>
SST	<i>Shear Stress Transport</i>
STL	<i>Stereolithography</i>
TSR	<i>Tip Speed Ratio</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

a	Fator de interferência axial
a'	Fator de interferência tangencial
A_∞	Área do cone de expansão a montante do aerogerador
A_d	Área do disco do rotor de aerogerador
A_w	Área do cone de expansão a jusante do aerogerador
c	Corda de elemento de pá
C_d	Coefficiente de arrasto de um perfil aerodinâmico
C_l	Coefficiente de sustentação de um perfil aerodinâmico
C_{lmax}	Coefficiente de sustentação máximo de um perfil aerodinâmico
C_n	Coefficiente de força normal
C_p	Coefficiente de potência
C_{pmax}	Coefficiente de potência máximo da curva C_p versus velocidade específica
C_t	Coefficiente de empuxo
c_u	Valores de corda linearizadas em projetos de pás otimizado
D	Força de arrasto
k	Energia cinética
l	Comprimento característico
L	Força de sustentação
m	Coefficiente angular da reta que mais se adéqua a ao trecho ascendente do gráfico C_l versus α de um perfil qualquer
N	Número de pás
P_d^+	Pressão máxima no plano do rotor do aerogerador
P_∞	Pressão da zona não afetada pelo aerogerador
P_d^-	Pressão mínima no plano do rotor do aerogerador
r	Posição radial em relação ao rotor
R	Raio do rotor
u	Velocidade na direção x
u'	Flutuação da velocidade na direção x
U_∞	Velocidade do vento a montante do aerogerador
U_d	Velocidade do vento no plano do rotor do aerogerador
U_w	Velocidade do vento a jusante do aerogerador
v	Velocidade na direção y

v'	Flutuação da velocidade na direção y
W	Resultante vetorial do vento incidente no elemento da pá
w	Velocidade na direção z
w'	Flutuação da velocidade na direção z
x	Direção cartesiana
y	Direção cartesiana
z	Direção cartesiana
α	Ângulo ótimo de ataque do perfil aerodinâmico, onde a razão C_l/C_d é mínima
β	Ângulo de torção da pá
β^*	Constante dos modelos k- ϵ e k- ω SST
δ	Delta de Dirac / Ângulo de sustentação zero de perfil aerodinâmico
ϵ	Dissipação de energia cinética, modelo RANS k- ϵ
λ	Velocidade de ponta de pá (TSR)
μ	Posição radial adimensional / viscosidade dinâmica
μ_t	Viscosidade turbulenta
ρ	Densidade do fluido
σ	Tensão normal
τ	Tensão de cisalhamento
ν	Viscosidade cinemática
Φ	Ângulo de incidência do vento no elemento de pá
φ	Propriedade qualquer
φ'	Flutuação de uma Propriedade qualquer
χ	Relação entre as viscosidades cinemáticas no modelo Spalart-Allmaras
ω	Dissipação de energia cinética, modelo RANS k- ω SST
Ω	Rotação

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	16
2 OBJETIVOS	19
2.1 Modelagem Numérica	19
2.2 Simulações	19
2.3 Experimento	20
2.4 Resultados	20
2.5 Comparação	20
3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	21
4 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	27
4.1 Aerodinâmica de turbinas eólicas	27
4.2 Modelagem da pá utilizando BEM (<i>Blade Element Momentum</i>)	30
4.3 Modelos de turbulência RANS (<i>Reynolds Averaged Navier-Stokes</i>)	34
5 METODOLOGIA	41
5.1 Projeto e dimensionamento da pá	41
5.1.1 Modelagem tridimensional da pá	43
5.2 Parametrização da malha	43
5.2.1 Parametrização do comprimento do volume de controle	44
5.2.2 Parametrização da área de seção transversal e do refinamento do volume de controle ..	45
5.3 Ajuste dos parâmetros de simulação	45
5.3.1 Parâmetros dos modelos k- ϵ , k- ω SST e Spalart-Allmaras	45
5.4 Medições experimentais	48
5.4.1 Descrição dos equipamentos utilizados.....	50
a) Tacômetro.....	50
b) Transdutor de torque	50
c) Conversor de sinal e <i>datalogger</i>	51
d) Anemômetro.....	52
6 RESULTADOS E DISCUSSÃO	54
6.1 Projeto das pás	54
6.1.1 Projeto das pás utilizando NACA 0012.....	54
6.1.2 Projeto das pás utilizando NACA 4412.....	55
6.1.3 Projeto das pás utilizando NACA 6412.....	56
6.2 Resultados da parametrização da malha	58

6.2.1 Resultado do comprimento do volume de controle	58
6.2.2 Resultado da área de seção transversal e do refinamento do volume de controle	59
6.3 Resultados comparativos entre modelos de turbulência de projetos de pás	63
6.3.1 Resultados comparativos entre os modelos k- ϵ , k- ω SST e Spalart-Allmaras para as pás projetadas com o Perfil NACA 0012.....	63
6.3.2 Resultados comparativos entre os modelos k- ϵ , k- ω SST e Spalart-Allmaras para as pás projetadas com o Perfil NACA 4412.....	65
6.3.3. Resultados comparativos entre os modelos k- ϵ , k- ω SST e Spalart-Allmaras para as pás projetadas com o Perfil NACA 6412.....	67
6.4 Resultados comparativos das variações no modelo k-ω SST para o melhor resultado obtido	70
6.5 Análise qualitativa do escoamento	72
6.6 Resultados comparativos entre o melhor resultado numérico obtido e resultados experimentais	74
7 CONCLUSÕES.....	76
7.1 Solução numérica.....	76
7.2 Dados experimentais	76
7.3 Comparação dos resultados numérico e experimentais	77
7.4 Considerações finais	78
8 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	79

1 INTRODUÇÃO

As tecnologias capazes de extrair energia de fontes renováveis ganharam atenção especial na tentativa de reduzir os danos ambientais, os quais têm sido causados pelo aumento da taxa com a qual as indústrias retiram matérias primas da natureza e pela agressão deixada na queima de combustíveis fósseis, gerando, por consequência, impactos profundos e duradouros. Esta extração intensa imposta pelo homem na natureza é consequência direta da necessidade de crescimento contínuo, seja ele pelo aumento da quantidade populacional e/ou pela melhoria nas condições da qualidade de vida. (CARNEIRO *et al*, 2009)

Outrossim, as motivações que têm levado o homem a buscar novas matrizes sofreram mudanças nos últimos tempos, uma vez que as fontes nas quais estão apoiadas as matrizes energéticas são finitas e algumas delas no prazo de vida do ser humano, como o petróleo. A inserção na matriz energética das fontes renováveis busca tornar o avanço econômico, tão dependente da energia elétrica, menos danoso ao meio ambiente ao passo que supre uma demanda energética crescente.

Ao serem analisadas as tecnologias renováveis no âmbito da economia, é certo que elas ainda não são auto sustentáveis, devido basicamente à eficiência de conversão e à sazonalidade das fontes. Desta forma, a utilização destas tecnologias vem sendo possível devido não só aos avanços tecnológicos, mas também pelas mudanças nas políticas financeiras dos países que as utilizam. A injeção direta e/ou indireta, como através de subsídios, de verbas para desenvolvimento e implantação destas tecnologias tornaram-nas atrativas a diversos ramos industriais. No contexto econômico atual, uma das tecnologias de energias renováveis mais utilizadas é a eólica.

A utilização da energia dos ventos remonta a, pelo menos, 3000 anos com os moinhos de vento, usados principalmente para moer grãos ou bombear água, e nas embarcações a vela. Apesar do uso da força dos ventos ter caído em desuso com a chegada dos motores movidos a combustíveis fósseis, atualmente tornou-se, dentre todas as tecnologias que utiliza fontes renováveis, a mais utilizada no cenário energético brasileiro. Isto é consequência de décadas de estudos e projetos, da evolução dos materiais e das técnicas e processos de fabricação. Com isto, países ao redor do mundo vêm usando a energia eólica como suporte à geração de energia pelos processos tradicionais. (ALVAREZ *et al*, 2008)

O desafio para o futuro é utilizar fontes de energias renováveis de forma sustentável. Para tal, trabalhos de pesquisa estão sendo realizados na tentativa de tornar

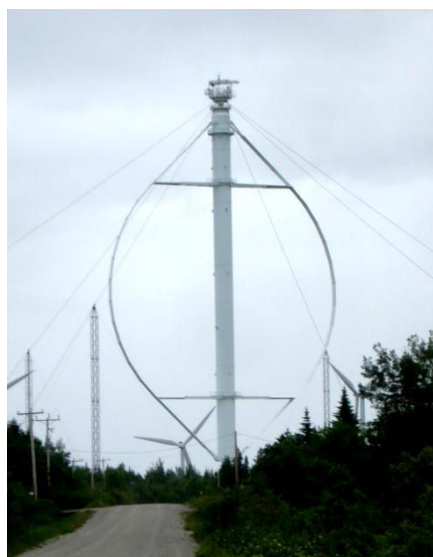
possível a substituição dos processos tradicionais de geração de energia. No entanto isto ainda não é viável, devido as baixas eficiências das tecnologias no geral e a sazonalidade das fontes. Assim, a seleção do tipo de energia renovável que será mais bem aproveitada está intimamente ligada à região do globo no qual esta tecnologia será instalada. No caso específico da energia eólica, regiões nas quais os ventos possuem constância a utilização é mais eficiente.

Turbinas eólicas são máquinas rotativas de grande porte capazes de transformar o fluxo de energia cinética que passa pelo rotor em energia elétrica. Tais turbinas podem ser de eixo horizontal, Figura 1.1, ou de eixo vertical, Figura 1.2. No âmbito da aplicação comercial quase a totalidade dos modelos utilizados são de eixo horizontal que são compostos de três partes: rotor, casa de máquinas e torre. As diferenças entre as fabricantes são visualmente pequenas, no entanto são proeminentes em relação aos materiais utilizados, aos componentes internos à casa de máquinas e à geometria das pás. A torre de sustentação pode ser de concreto protendido ou aço. É na casa de máquinas e nas pás que incidem as maiores diferenças tecnológicas entre os fabricantes. Na primeira os geradores utilizados podem ser síncronos ou assíncronos e tal diferença impacta na utilização ou não de caixa de redução.

Um dos principais aspectos no funcionamento e eficiência de um gerador eólico é a aerodinâmica das pás. Todos os efeitos aerodinâmicos que acontecem sobre as pás de uma turbina eólica são muito complexos e ainda representam um desafio para os pesquisadores. Apesar de parte do estudo aerodinâmico de turbinas eólicas terem herdado o legado dos estudos de rotores de aviões e helicópteros, no primeiro caso o sistema é destinado a extrair a energia do vento, além de operar a baixos números de Reynolds. Essa diferença acarreta problemas específicos para o projeto das pás. (SCHRECK & ROBINSON, 2007).



(a)



(b)

Figura 1.1 – (a) Modelo típico de uma turbina eólica moderna de eixo horizontal; (b) Modelo típico de uma turbina eólica moderna de eixo vertical.

Testes experimentais contribuem para os estudos em pás de turbinas eólicas, no entanto são muito caros e a instrumentação necessária é complexa. Além disto, no processo de investigação para a otimização de pás de uma turbina eólica se faz necessária a repetição exaustiva dos testes sob diferentes condições. Neste contexto, a Dinâmica dos Fluidos Computacional, CFD (*Computational Fluid Dynamics*) ganhou atenção especial com a evolução dos computadores. Isto tornou possível a aproximação da solução de modelos de turbulência em geometrias complexas, como as pás de uma turbina eólica, com malha em movimento em um período de tempo de execução plausível.

2 OBJETIVOS

O presente trabalho teve como objetivo avaliar os resultados numéricos, utilizando modelos de turbulência RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) de uma e duas variáveis, em simulações tridimensionais aplicadas às geometrias complexas das pás de aerogeradores. As simulações foram realizadas a fim de levantar curvas de eficiência com dados numéricos os quais foram comparados com curvas levantadas com dados experimentais. Para tal as seguintes fases (objetivos específicos) foram cumpridas:

2.1 Modelagem Numérica

a) Projeto e modelagem das pás para um rotor de um aerogerador de três pás de pequena capacidade, utilizando os perfis NACA 0012, 4412 e 6412 para diferentes velocidades específicas de projeto.

b) Geração das malhas hexaédricas com menor não-ortogonalidade possível, respeitando a geometria da pá.

c) Ajuste da dimensão do espaço ao redor do gerador e nível de discretização de forma que as condições de contorno das fronteiras não impactem sobre a solução de pressão e velocidade sobre o conjunto das pás.

d) Ajuste do nível de refinamento capaz de gerar as malhas ao redor de diferentes geometrias mantendo o número de células aproximadamente iguais e alcançando a independência da malha ao resultado.

2.2 Simulações

a) Simulação das pás projetadas em diferentes velocidades específicas de operação e variações nos parâmetros dos modelos de turbulência, totalizando 171 simulações.

b) Análise dos efeitos de pressão e viscosidade no escoamento sobre os aerogeradores, baseado nos dados obtidos pelos modelos de turbulência RANS.

2.3 Experimento

a) Montagem e realização de experimentos com a pá que forneceu o melhor resultado numérico.

2.4 Resultados

a) Levantamento das curvas de eficiência, ou seja, Coeficiente de Potência versus Velocidade Específica através dos resultados numéricos.

b) Levantamento das curvas de eficiência, ou seja, Coeficiente de Potência versus Velocidade Específica através dos dados obtidos experimentalmente.

2.5 Comparação

a) Comparação dos resultados das curvas obtidas numericamente com os dados obtidos experimentalmente.

3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

A seguir, são apresentados trabalhos relativos ao desenvolvimento e testes de pás de aerogeradores no âmbito numérico e experimental, os quais estão associados ao tema deste trabalho.

Habalie e Saleh (1994) desenvolveram, construíram e testaram experimentalmente um aerogerador de pequeno porte com pás de comprimento superior a 5m. Ficou evidente a preocupação com a eficiência estrutural a qual foi aliada à eficiência aerodinâmica pela utilização de dois perfis aerodinâmicos ao longo da pá. Um deles foi o FX 66-S-196 até o raio de 0,8m e o outro foi o NACA 63-621 no restante da pá. O percentual de cada um ao longo do raio foi determinado pela maior relação entre a espessura do perfil e sua corda, no entanto, na região de encontro dos perfis, o NACA 63-621 teve de ser multiplicado por um fator de 1,41. A característica aerodinâmica que motivou a utilização destes perfis foi a necessidade de um perfil que fornecesse um baixo C_{lmax} , coeficiente de sustentação máximo, na extremidade, a fim de melhorar o controle nos picos de potência, enquanto que na região de menor raio um com o C_{lmax} alto para compensar a pequena distância entre a aplicação da força e o eixo de rotação. Os testes foram satisfatórios, a pá suportou cargas estruturais dez vezes maiores do que a de operação e em teste do conjunto atingiu um valor de C_{pmax} igual a 0,412.

Apadopoulos, *et al*, (1995) montaram um aparato experimental no parque eólico de *Samos Island*, Grécia, no topo de uma estrutura geológica de 400m para avaliar a turbulência a jusante e próxima do aerogerador. Os dados foram obtidos sob condição de ventos fortes que permitiu a análise, enquanto a turbina operava fornecendo valores acima dos da curva de C_p . Os resultados demonstraram um significativo aumento da energia turbulenta a jusante em comparação a montante. Já a análise espectral mostrou uma perda de energia em frequências mais baixas e um ganho nas frequências mais altas. No entanto o nível de turbulência variou ao longo do raio, sendo observados níveis mais altos nas extremidades e no cubo. Demonstrou-se que o ganho de energia em altas frequências estava relacionado com os efeitos de ponta da pá, enquanto que a redução da energia em baixas frequências estava relacionada com o processo de extração de energia.

Wood, D. H. (1996) projetou aerogeradores de pequeno porte que operavam com velocidades específicas altas a fim de aumentar a eficiência na geração de energia elétrica. No

entanto, nesta condição, a velocidade tangencial da ponta da pá podia alcançar valores tão altos que os efeitos de compressibilidade tornavam-se proeminentes. Assim, apoiado em um banco de dados extenso fornecido pela NASA sobre o perfil NACA0012 foram feitas análises matemáticas embasadas pelo BEM (*Blade Element Momentum*) relacionando o efeito do número de Mach sobre os valores de C_l e C_d , coeficientes de sustentação e arrasto respectivamente. Esta análise foi utilizada para traçar as curvas de velocidade específica, λ , versus coeficiente de potência, C_p , e coeficiente de empuxo, C_t , para as velocidades de corrente livre iguais a 10, 20 e 30m/s. Os resultados mostraram a diminuição do C_p e do λ ótimo com o aumento da velocidade de corrente livre. Concluiu-se que o λ ótimo em velocidades de corrente livre na faixa entre 0 e 10m/s é 9.

Utilizando PIV (*Particle Image Velocimetry*) foi feito um estudo por Whale, *et al*, (1997) em túnel de água com um gerador bipá em escala, da estrutura de vorticidade gerada a jusante do modelo para diferentes velocidades específicas de operação. A velocidade de corrente livre foi de 0,25m/s e uma intensidade de turbulenta controlada de 4%. Os resultados mostraram em particular a magnitude e a geometria do espiral de vórtices de ponta. A estrutura de vórtices deixada pelo rotor em movimento com velocidade específica entre 3 e 8 se prolongou por aproximadamente 2,9 diâmetros do rotor.

Ebert e Wood (1998) realizaram experimentos utilizando um rotor bipá, cada pá com a corda constante igual a 60mm, com diâmetro igual a 250mm e perfil NACA 4415. Um anemômetro de fio quente foi utilizado para obter as velocidades a jusante em 6 pontos diferentes a fim de obter o perfil da esteira de turbulência. Os testes foram realizados em três condições diferentes em relação ao ponto de eficiência ótima: uma abaixo, um próximo e outro acima. Os resultados mostraram que em condição de operação próximo ao ponto ótimo a velocidade axial é substancialmente uniforme, sendo as perturbações observadas claramente, identificadas pelo efeito da ponta da pá e pelo efeito do cubo. O maior nível de turbulência foi observado em condição de operação abaixo do ótimo. A provável causa deste fato foi o descolamento da camada limite devido ao alto ângulo de incidência do fluido sobre o perfil. Em condição acima do ponto ótimo de operação foi observada uma indução de rotação na esteira. Mas o resultado mais relevante estava relacionado ao efeito da ponta da pá. Nele geraram-se vórtices com momento angular os quais reduziram significativamente a extração de potência.

Através da solução da equação integral da camada limite em três dimensões Du e Selig (1999) investigaram as discrepâncias existentes entre a análise em duas dimensões feita pelo BEM (*Blade Element Momentum*) e os efeitos tridimensionais devido à rotação. Os resultados demonstraram que o efeito de rotação é benéfico, pois atrasa o ponto de descolamento da camada limite, conseqüentemente aumentando a sustentação e diminuindo o arrasto do perfil em comparação com as condições assumidas em duas dimensões. Este acontecimento foi reforçado pelo fato da força de Coriolis acelerar o fluido no sentido da corda.

Objetivando obter as características transientes da esteira de turbulência deixada por um aerogerador de escala real, Ubaldi e Zunino (2000) utilizaram a combinação de LDV (*Laser Doppler Velocimeter*) e um anemômetro de fio quente posicionado em um ponto fixo para gerar uma referência temporal para união das imagens obtidas pelo LDV, desta forma conseguindo observar a evolução dos vórtices gerados. Os resultados mostraram, diferentemente dos artigos mencionados pelos autores, a influência da flutuação periódica e da flutuação aleatória, ambos da velocidade, devido à turbulência. Esses dois efeitos são da mesma magnitude quando observados próximos ao gerador. No entanto o tensor normal de Reynolds associado às flutuações aleatórias devido à turbulência decaem mais lentamente ao longo da esteira em relação ao mesmo tensor associado a flutuação periódica da velocidade. Assim os autores concluíram que os efeitos de turbulência não podem ser negligenciados em consideração ao tempo.

Devinant, *et al*, (2002) realizaram levantamento de um banco de dados para o perfil NACA 65₄-421 em níveis de turbulência entre 0,5 e 16%, ângulos de ataque entre -10° e 90° e com o número de Reynolds variando de 100.000 a 700.000. Foi levantada uma série de gráficos que mostraram as diferenças de propriedades com a variação do nível de turbulência. Foi observado nos resultados que as propriedades do perfil são fortemente afetadas pelo nível de turbulência, refletindo em uma diferença significativa no comportamento do descolamento da camada limite. Tal experimento foi motivado pela escassez de banco de dados disponíveis sobre perfis aerodinâmicos obtidos através de testes em níveis de turbulência muito baixos, da ordem de 0,1%, e de faixas de ângulos de ataque alta, atendendo a uma necessidade para a indústria aeronáutica. No entanto aerogeradores operam muitas vezes em altos níveis de turbulência e os experimentos também acrescentaram dados aos estudos dessa área.

Wright e Wood (2004) realizaram testes experimentais objetivando analisar a velocidade mínima com a qual é obtido o torque de partida de uma turbina eólica tripá, com 2m de diâmetro e capacidade de geração de 600W, quando operando a 700 rotações por minuto, e velocidade de corrente livre 10m/s. A eficiência global de uma turbina eólica está ligada ao tempo de operação e à faixa de velocidade com qual ela trabalha. O tempo de operação é aumentado quanto menor for a velocidade de partida e maior for a velocidade de corte. O gráfico mais relevante foi o de dU/dt onde, U é a velocidade de corrente livre, versus a velocidade do vento que inicia a partida. Nele foi observada uma nuvem de pontos mostrando que a velocidade de corrente livre capaz de iniciar o movimento é 4,6m/s, no entanto esta velocidade varia entre 2,5 e 7,5m/s e geralmente coincide com o instante de aceleração do vento.

Hu, *et al*, (2005) realizaram um trabalho com o mesmo objetivo de Du e Selig (1999) para estudar os efeitos tridimensionais da rotação sobre o descolamento da camada limite no perfil de uma pá. Foram utilizados resultados experimentais obtidos em túnel de vento e simulação numérica utilizando o modelo de turbulência RANS RNG $k-\epsilon$. Os resultados reforçam a conclusão de Du e Selig (1999), além de demonstrar uma boa concordância entre dados experimentais e o modelo computacional. As forças de Coriolis e centrífuga geraram um gradiente de pressão favorável na direção da corda que impactou no atraso do descolamento da camada limite. Os efeitos destas forças eram consideráveis na raiz, onde estão os maiores ângulos de ataque, e vão diminuindo com o distanciamento do centro de rotação de tal forma que nas porções mais extremas da pá o perfil tem um comportamento similar ao bidimensional.

Utilizando o túnel de vento da NASA, chamado de Ames, de seção transversal de 24,38m x 36,58m, Schreck e Robinson (2007) realizaram teste em escala real de um aerogerador de pequeno porte bipá equipado com o perfil S809, diâmetro igual a 10,1m e capacidade de gerar 19,8kW. O objetivo foi adquirir dados para avaliar o descolamento dinâmico da camada limite e suas consequências aerodinâmicas e estruturais sobre a pá. Os dados coletados mostraram que o descolamento dinâmico da camada limite é um efeito transiente no qual é formado e dissipado um vórtice atrás do perfil, que no caso do S809 muda o coeficiente de força normal (C_n) com o ângulo azimutal, ou seja, no período de uma rotação a pá sofre carregamentos e descarregamentos abruptos.

Kasmi e Masson (2008) realizaram simulações de escoamento utilizando o modelo $k-\epsilon$ (Crespo *et al.*, 1985) no programa de simulação comercial Fluent, objetivando obter o comportamento da velocidade e da energia cinética no rotor, na esteira próxima ao rotor e na esteira distante ao rotor. Os dados obtidos de simulação foram comparados com os obtidos de três turbinas reais: Nibe-B 630-kW (tripá), NASA/DOE Mod-0A 100-kW (bipá) e a Danwin 180-kW (tripá). O estudo de independência concluiu que a dimensão satisfatória do volume de controle, de formato cilíndrico, é da ordem de $25D$ de comprimento e $5D$ de diâmetro, onde o gerador é colocado a $5D$ da região de entrada de fluido, sendo D o diâmetro do rotor. Os resultados do modelo $k-\epsilon$ apresentaram concordância com os resultados experimentais, mostrando uma rápida mudança na produção e dissipação de energia cinética na esteira próxima ao rotor.

Dan-mei e Zhao-hui (2009) montaram um experimento em escala reduzida objetivando coletar dados sobre as propriedades da esteira deixada próximo ao rotor de um aerogerador. Foi utilizado um rotor com 500mm de diâmetro, tripá e projetado com o perfil aerodinâmico S809. As pás possuíam afilamento reto e ângulo de torção constante. Para aquisição dos dados foram utilizados um anemômetro de fio quente e um tacômetro a laser. O primeiro foi posicionado axialmente em 9 locais, azimutalmente em 6 locais e radialmente em 2 locais. As posições axiais e radiais foram parametrizadas em relação ao raio do rotor. As medições foram realizadas para 5 condições de operação diferentes. Os resultados mostraram que na parte central da esteira existe uma porção do fluido que gira no sentido das pás. Também foi observada a expansão e posterior contração da esteira ao longo da direção axial. Ao observar o comportamento da intensidade de turbulência dentro da esteira, nas direções axial, radial e azimutal, foi constatado que a intensidade da turbulência é maior radial e azimutalmente do que axialmente.

Lin e Shieh (2010) realizaram simulações bidimensionais objetivando analisar a influência da torre de um aerogerador sobre o escoamento, no instante em que a pá encontra-se no ponto mais próximo a ela. O domínio foi dividido em dois, um discretizou o espaço ao redor do perfil e o outro ao redor da torre. O movimento relativo entre os dois foi modelado pelo escorregamento entre as malhas. Para a solução do escoamento foi utilizado o modelo de turbulência $k-\omega$ SST, ajustado para uma condição de intensidade de turbulência igual a 5% e um comprimento característico igual 0,1m. As características geométricas de distância entre o perfil e a torre e o comprimento da corda foram alterados e parametrizados em relação ao

diâmetro da torre. Os resultados mostraram que o ponto de estagnação do escoamento através da torre foi sensivelmente modificado quando comparado com o escoamento potencial sobre um cilindro.

4 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

4.1 Aerodinâmica de turbinas eólicas

Uma turbina eólica de eixo horizontal pode ser analisada como uma hélice em operação reversa, ou seja, turbinas eólicas são máquinas que extraem energia cinética do vento. O modelo de Rankine de escoamento unidimensional incorpora um disco de hélice idealizado, chamado de “disco atuador” ou “disco de hélice delgado”. O modelo assume as seguintes hipóteses: (BURTON, *et al*, 2001)

- A turbina eólica afeta apenas o ar contido no cone de expansão;
- A energia cinética produzida como redemoinhos é desconsiderada;
- Qualquer gradiente de pressão radial é ignorado.

Durante a extração de energia, o ar que passa pelo rotor é desacelerado. Assumindo que o ar que é afetado pela turbina não se mistura com o ar do ambiente ao redor, é possível traçar um volume de controle, também chamado de cone de expansão, Figura 4.1. Neste, o ar que passa pelo plano de rotação do rotor se conserva na direção do escoamento.

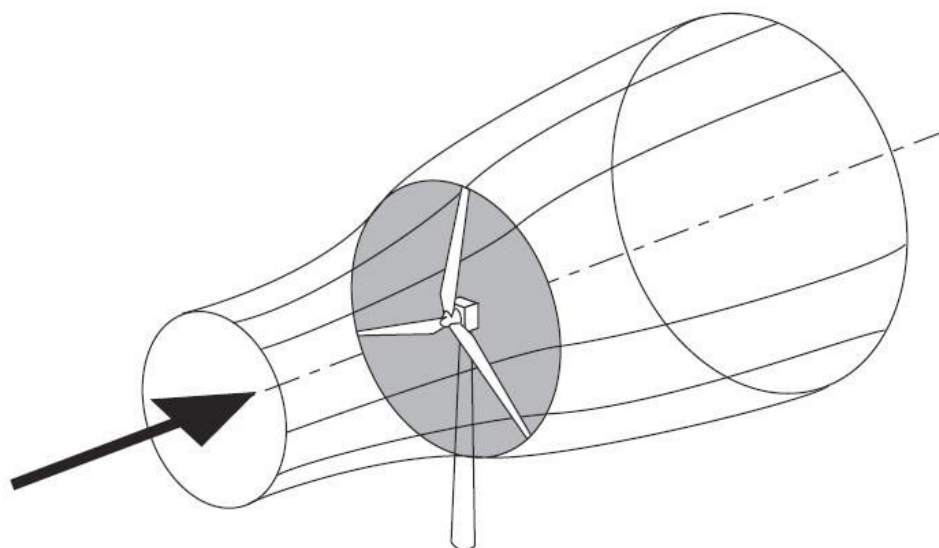


Figura 4.1 – Cone de expansão. (BURTON, *et al*, 2001)

O ar entra no cone pela região a montante do gerador, com velocidade (U_∞) e pressão ambiente (p_∞), ao se aproximar do plano do rotor a pressão do ar aumenta e sua

velocidade diminui, Figura 4.2. No instante que passar pelo rotor a pressão do ar cai bruscamente enquanto a velocidade sofre um pequeno decréscimo, isto devido à extração da energia cinética. Ao entrar na região de jusante, a pressão volta a subir lentamente ao longo da esteira até atingir novamente a mesma do ambiente.

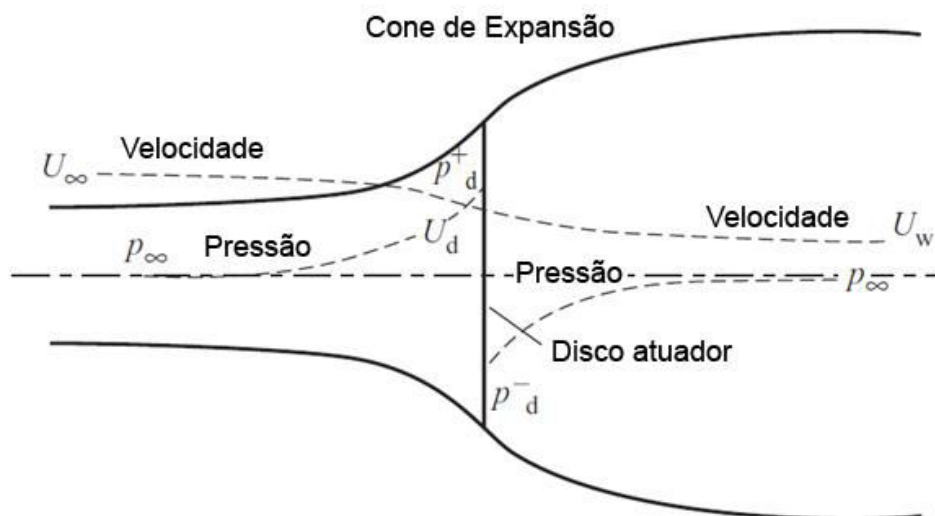


Figura 4.2 – Extração de energia no disco atuador. Adaptado de Burton, *et al.* (2001)

Como a vazão mássica ao longo do volume de controle é constante e não é considerada a compressão do ar, então,

$$A_\infty U_\infty = A_w U_w = A_d U_d = \rho \pi R^2 U_d \quad (4.1)$$

Na qual A corresponde à área de escoamento no cone de expansão, U à velocidade de escoamento, ρ à densidade do ar, R ao raio do disco (rotor), e os subscritos d (*disc*) e w (*wake*) referem-se à posição no rotor e na esteira, respectivamente.

A redução da velocidade em cada região é calculada por $-aU_\infty$, onde a é o fator de interferência axial, assim

$$U_d = U_\infty(1-a) \quad (4.2)$$

$$U_w = U_\infty(1-2a) \quad (4.3)$$

Um dos parâmetros mais importantes para o projeto de uma máquina é o quanto de potência que ela poderá fornecer. Para se chegar a uma equação de potência, é necessário, primeiramente, fazer um balanço de energia cinética na região do escoamento. Estas análises são feitas considerando o cone de expansão como volume de controle, Figura 4.1, onde são obtidos algebricamente o fluxo de energia cinética (FEC), Equação 4.4, a potência teórica (P), Equação 4.5 e o coeficiente de potência (C_p), Equação 4.6.

$$FEC = \frac{1}{2} \rho U_{\infty}^3 \pi R^2 \quad (4.4)$$

$$P = 2\rho\pi R^2 U_{\infty}^3 a(1-a)^2 \quad (4.5)$$

$$C_p = a(1-a)^2 \quad (4.6)$$

Betz (1919) determinou o valor máximo atingível pelo coeficiente de potência igual a 16/27 quando o fator de interferência axial, a , for igual a 1/3.

Ao serem realizados testes reais, ou seja, fora da idealidade, a potência para o cálculo de C_p passa a ser medida. Este coeficiente varia de acordo com as condições de operação, e uma forma de observar seu comportamento é através da curva de C_p versus λ , Figura 4.3, onde λ é a Velocidade Específica de Ponta de Pá (*Tip Speed Ratio*), que relaciona a velocidade de corrente livre com a velocidade linear na extremidade da pá, Equação 4.7. Desta forma, relacionar a eficiência de extração, C_p , com a variação, combinada, de velocidade de corrente livre e rotação da turbina fornece de forma objetiva o comportamento do gerador para diferentes velocidades do ar. (BURTON, *et al*, 2001)

$$\lambda = \frac{\Omega R}{U_{\infty}} \quad (4.7)$$

Onde, Ω é a rotação, R o raio ambos do rotor e U_{∞} é a velocidade de corrente livre.

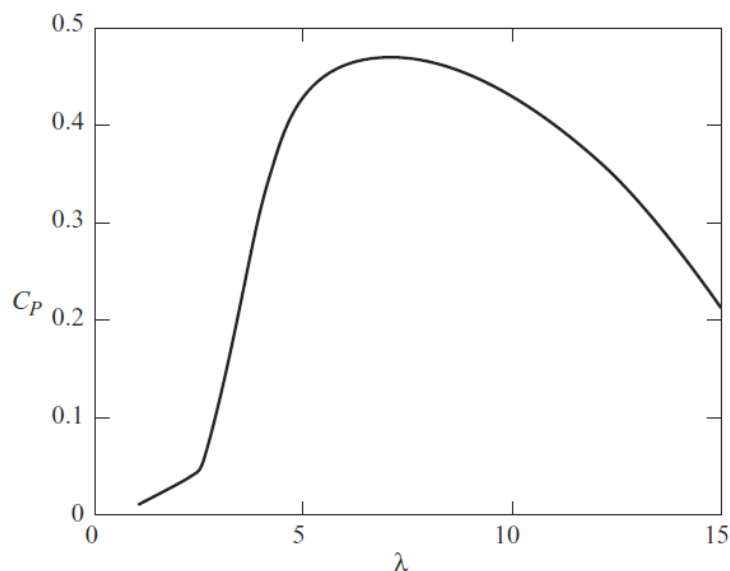


Figura 4.3 – Curva de eficiência típica de um aerogerador moderno. (BURTON, *et al*, 2001)

4.2 Modelagem da pá utilizando BEM (*Blade Element Momentum*)

A teoria do BEM se baseia na divisão da pá em elementos infinitesimais, objetivando analisá-los como bidimensionais para obtenção das forças que agem sobre a pá, como mostrado na Figura 4.4. A resultante dessas forças é a “única” responsável pela variação da quantidade de movimento do fluido que passa pelo anel infinitesimal, varrido pelo elemento infinitesimal. Assume-se também que não existe interação entre os fluxos de diferentes anéis varridos, ou seja, não existe escoamento radial. (BURTON, *et al*, 2001)

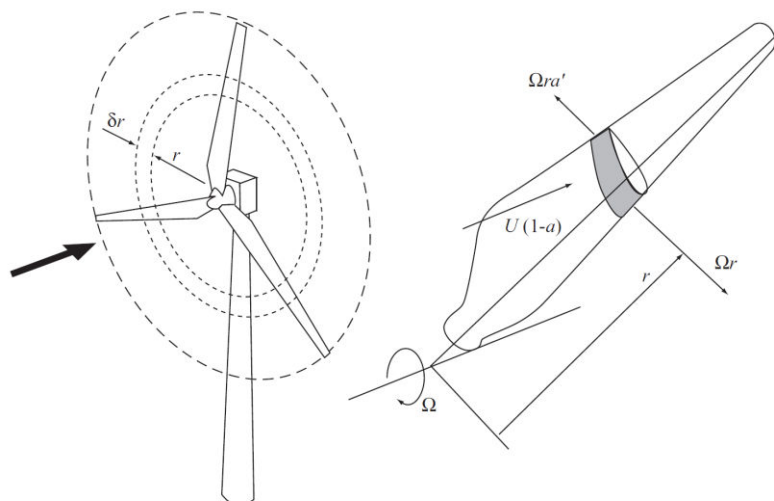


Figura 4.4 – Fatias infinitesimais da pá. (BURTON, *et al*, 2001)

O fluxo de ar que atinge o rotor atua em cada um dessas secções de diferentes formas, uma vez que o ângulo de incidência do fluido é dado pela combinação da velocidade axial, $U_\infty(1-a)$, e tangencial, $[\Omega r - (-\Omega r)a']$. As variáveis a e a' são chamadas de Fatores de Interferência, a primeira axial e a segunda tangencial, as quais nada mais são do que parâmetros empíricos que traduzem as não idealidades no escoamento em cada direção. As composições dessas velocidades são mostradas na Figura 4.5 e resultam na Equação 4.8.

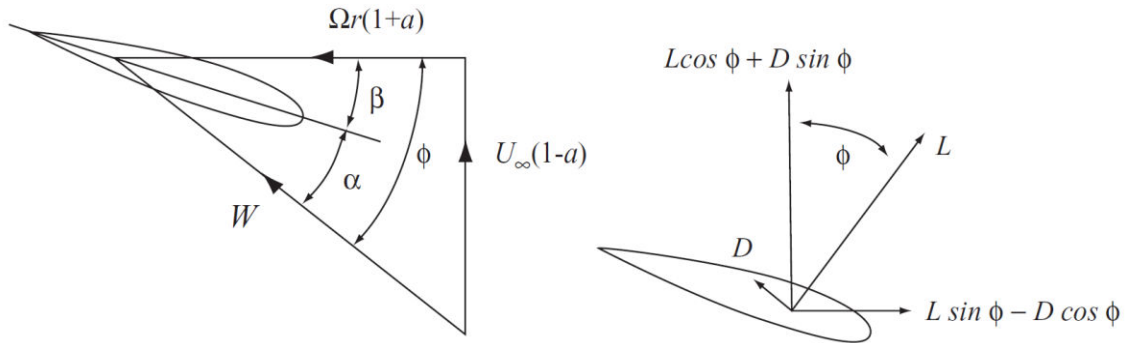


Figura 4.5 – Velocidade resultante, W , em cada fatia infinitesimal da pá.

$$W = \sqrt{U_\infty^2(1-a)^2 + \Omega^2 r^2(1+a')^2} \quad (4.8)$$

O diagrama descrito na Figura 4.5 guarda algumas relações demonstradas pelas Equações 4.9 e 4.10, enquanto as forças de sustentação e arrasto que agem sobre o elemento são demonstrados nas Equações 4.11 e 4.12, respectivamente.

$$\sin \phi = \frac{U_\infty(1-a)}{W} \text{ e } \cos \phi = \frac{\Omega r(1-a')}{W} \quad (4.9)$$

$$\beta = \phi - \alpha \quad (4.10)$$

$$\delta L = \frac{1}{2} \rho W^2 c_{C_l} \delta r \quad (4.11)$$

$$\delta D = \frac{1}{2} \rho W^2 c_{C_d} \delta r \quad (4.12)$$

As iniciais L e D advêm das palavras em inglês *lift* e *drag* e representam as forças de sustentação e arrasto, respectivamente.

Utilizando-se as Equações 4.11 e 4.12 é realizado o somatório de forças, mostrado na Equação 4.13. Já as Equações 4.2 e 4.3 são utilizadas para obter a variação de momento axial devido ao fluxo de ar que passa pelo anel varrido pelo elemento infinitesimal, fornecendo a Equação 4.14.

$$\delta L \cos \varnothing + \delta D \sin \varnothing = \frac{1}{2} \rho W^2 N c (C_l \cos \varnothing + C_d \sin \varnothing) \delta r \quad (4.13)$$

$$\rho U_\infty (1 - a) 2\pi r \delta r 2a U_\infty = 4\pi U_\infty^2 a (1 - a) r \delta r \quad (4.14)$$

Ao expressar a 2ª Lei de Newton pela definição de quantidade de movimento tem-se que a variação da quantidade de movimento axial devido ao fluxo de massa é igual ao somatório de forças que agem sobre o sistema, quando este encontra-se em regime permanente. Esse é o princípio mais importante ao desenvolvimento da Teoria do BEM. Desta forma das Equações 4.13 e 4.14 obtém-se a Equação 4.15.

$$\frac{W^2}{U_\infty^2} N \frac{c}{R} (C_l \sin \varnothing - C_d \cos \varnothing) = 8\pi \lambda \mu^2 a' (1 - a) \quad (4.15)$$

Ao introduzir os valores idéias de $a = 1/3$ e de $a' = a(1 - a)/\lambda^2 \mu^2$, na Equação 4.15, para a condição de projeto e negligenciar a componente do arrasto, C_d , chega-se a equações que fornecem as curvas de afilamento, Equações 4.16. Esta abordagem de projeto de pá visa unicamente à eficiência da mesma, na qual a variação da corda não é linear, tornando-a de difícil construção.

O valor de C_l também é considerado um parâmetro de projeto da pá e o valor assumido no cálculo é o que fornece a maior relação C_l/C_d do perfil aerodinâmico utilizado.

$$\frac{Nc}{2\pi R} \lambda C_l = \frac{\frac{8}{9}}{\sqrt{\left(1 - \frac{1}{3}\right)^2 + \lambda^2 \mu^2 \left[1 + \left(\frac{2}{9(\lambda^2 \mu^2)}\right)\right]^2}} \quad (4.16)$$

A tangente de \emptyset é calculada pela razão de $U_{\infty}(1 - a) / [\Omega r - (-\Omega r)a']$. Ao introduzir neste cálculo os valores ideais de a e a' e o conceito de velocidade específica de ponta de pá λ , obtém-se a curva de torção para o projeto não linear da curva de afilamento, Equação 4.17.

$$\tan\emptyset = \frac{1 - \frac{1}{3}}{\lambda\mu \left(1 + \frac{2}{3\lambda^2\mu^2}\right)} \quad (4.17)$$

A Equação 4.17, acima, fornece o ângulo da resultante do escoamento em cada posição radial. Logo é associada a Equação 4.10 onde o ângulo de ataque, α , é fixo no valor que fornece a maior relação C_l/C_d obtida exclusivamente das propriedades do perfil aerodinâmico utilizado no projeto da pá. Consequentemente se obtém o valor de β , ângulo de torção. Mas neste último faz-se necessário subtrair o ângulo de sustentação zero do perfil, δ . Essa correção objetiva manter a incidência da resultante do escoamento sobre o perfil na condição de maior sustentação e menor arrasto do perfil aerodinâmico utilizado no projeto. (MANWELL *et al*, 2002)

A segunda abordagem visa à facilidade de construção, na qual a torção é calculada pela Equação 4.18 que representa a equação da reta que tangencia a curva não linear, Equação 4.16, no ponto de 80%, como mostrado no Gráfico 4.1.

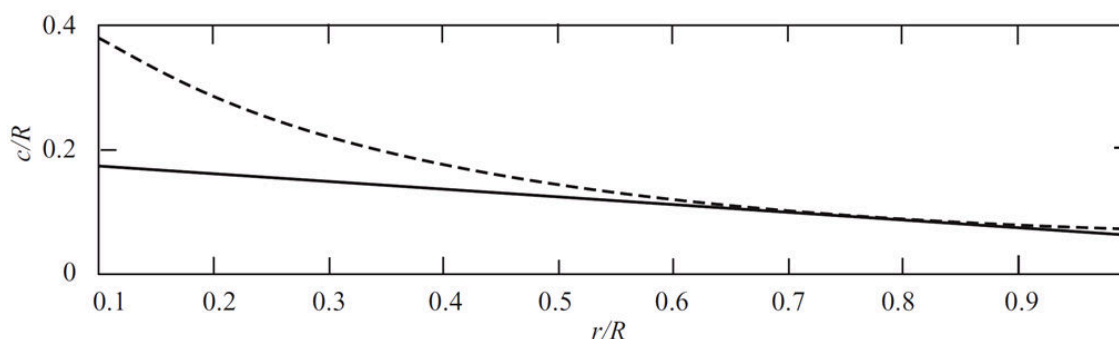


Gráfico 4.1 – Gráfico demonstrativo da linearização da curva de afilamento.

$$\frac{c_u}{R} = \frac{8}{9\lambda 0,8} \left(2 - \frac{\lambda\mu}{\lambda 0,8}\right) \frac{2\pi}{C_l\lambda N} \quad (4.18)$$

A suposição do valor de C_1 considerado na Equação 4.16 é válida também para a Equação 4.18, acima.

Uma vez redimensionada a corda, altera-se a condição de circulação do ar em relação à pá. Desta forma o ângulo de ataque, α , não será mais fixo, sendo calculado pelo polinômio que representa a curva do trecho ascendente do gráfico $C_1 \times \alpha$ do perfil aerodinâmico utilizado. Desta forma o valor de C_1 não é mais considerado um parâmetro da pá sendo recalculado pela Equação 4.19 no qual terá dependência a posição radial.

$$C_1 = \frac{\frac{8}{9}}{\frac{Nc_u\lambda}{2\pi} \sqrt{\left(1 - \frac{1}{3}\right)^2 + \lambda^2\mu^2 \left[1 + \left(\frac{2}{9(\lambda^2\mu^2)}\right)\right]^2}} \quad (4.19)$$

Assim os valores dos ângulos de torção β , para o projeto que considere a curva de afilamento linear é obtida pelas Equações 4.10, 4.17 e 4.20.

$$\alpha = \frac{C_1}{m} + \delta \quad (4.20)$$

Como realizado no projeto não linear, a subtração do ângulo de sustentação zero do perfil aerodinâmico, δ , dos valores de β ainda é necessária. Logo perfis nos quais o ângulo de sustentação zero é negativo contribuem para o aumento da torção, enquanto os que possuem este ângulo positivo diminuem a torção e os perfis simétricos não modificam os valores de β .

4.3 Modelos de turbulência RANS (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*)

Ao analisar os esforços sofridos por um volume infinitesimal do fluido, o estado de tensões, gerado por forças de superfícies é definido por forças de pressão e forças viscosas, como mostradas na Figura 4.7, sendo que as tensões discriminadas pelos subscritos xy , xz , yx , yz , zx e zy são de cisalhamento e pelos subscritos xx , yy e zz normais. (VERSTEEG & MALALASEKERA, 2007).

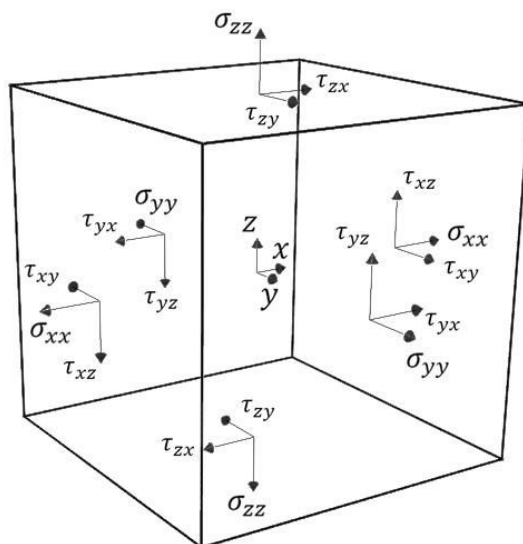


Figura 4.6 – Estado de tensões de um volume infinitesimal de fluido.

A modelagem matemática das forças cisalhantes, quando introduzidas na equação diferencial da quantidade de movimento fornecem as Equações de Navier-Stokes. As Equações 4.21 são as equações diferenciais do movimento de uma partícula fluida satisfazendo a hipótese do contínuo e considerando apenas forças de superfície.

$$\frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} = \rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) \quad (4.21a)$$

$$\frac{\partial \sigma_{yy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} = \rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (4.21b)$$

$$\frac{\partial \sigma_{zz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} = \rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) \quad (4.21c)$$

Os esforços cisalhantes merecem atenção especial, uma vez que interferem de forma sensível no comportamento da camada limite, influenciando também nos efeitos de pressão. Ao modelar estes esforços tratando o fluido como newtoniano a tensão de cisalhamento é diretamente proporcional à taxa de deformação, ponderados por uma constante denominada de viscosidade, a qual é uma propriedade do fluido. A Equação 4.22 mostra a tensão de cisalhamento no plano xy. Uma vez que os efeitos nos outros planos, xz e yz, são similares a particularização não acarreta em perda de generalidade.

$$\tau_{xy} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \quad (4.22)$$

Introduz-se então a modelagem de tensão de cisalhamento para um fluido newtoniano, Equação 4.22, nas Equações 4.21 da quantidade de movimento. Considera-se ainda o escoamento incompressível, com viscosidade constante e desconsideram-se forças de corpo. Obtêm-se finalmente as Equações 4.23, de Navier-Stokes simplificadas, as quais são amplamente demonstradas em qualquer literatura básica de mecânica dos fluidos.

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (4.23a)$$

$$\rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad (4.23b)$$

$$\rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad (4.23c)$$

Onde u, v e w são respectivamente as velocidades na direções x, y e z , p é a pressão e μ é a viscosidade do fluido.

O regime chamado de turbulento é de natureza aleatória. No entanto os gráficos típicos de leitura de velocidades neste regime demonstram que é possível analisar as propriedades assumindo uma média associada a uma componente de flutuação. A isto foi chamado de decomposição de Reynolds, demonstrado pela Equação 4.24. Onde φ é uma propriedade qualquer do fluido em movimento, Φ é a média e φ' a flutuação.

$$\varphi(t) = \Phi + \varphi'(t) \quad (4.24)$$

Os modelos de turbulência RANS (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*) são os que requerem o menor esforço computacional, dentre os modelos de turbulência. Por conta do seu custo-benefício foram aplicados intensivamente nas últimas três décadas em diversos problemas de engenharia, uma vez que a atenção dos esforços computacionais é voltada para as médias das propriedades do escoamento e como a flutuação impacta sobre elas.

$$u = U + u' \quad v = V + v' \quad w = W + w' \quad p = P + p' \quad (4.25)$$

Ao serem inseridas as Equações 4.25, onde as letras em maiúsculo representam a média, nas Equações 4.23 e realizadas algumas manipulações algébricas obtêm-se nas Equações 4.26 chamadas de “*Reynolds-averaged Navier-Stokes*”. Nestas, a barra sobre uma variável significa a sua média em relação ao tempo, neste caso aplicadas sobre os termos de flutuação turbulenta.

$$\begin{aligned} \rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) \\ = - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \\ + \left[\frac{\partial (-\rho \overline{u'^2})}{\partial x} + \frac{\partial (-\rho \overline{u'v'})}{\partial y} + \frac{\partial (-\rho \overline{u'w'})}{\partial z} \right] \end{aligned} \quad (4.26a)$$

$$\begin{aligned} \rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) \\ = - \frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \\ + \left[\frac{\partial (-\rho \overline{v'^2})}{\partial y} + \frac{\partial (-\rho \overline{u'v'})}{\partial x} + \frac{\partial (-\rho \overline{v'w'})}{\partial z} \right] \end{aligned} \quad (4.26b)$$

$$\begin{aligned} \rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) \\ = - \frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \\ + \left[\frac{\partial (-\rho \overline{w'^2})}{\partial z} + \frac{\partial (-\rho \overline{u'w'})}{\partial x} + \frac{\partial (-\rho \overline{v'w'})}{\partial y} \right] \end{aligned} \quad (4.26c)$$

Uma vez que o comportamento do escoamento é descrito em função da variação das flutuações em relação ao tempo, estes modelos associam a aproximação de Boussinesq a estas flutuações. Tal aproximação se originou em 1877 quando Joseph Valentin Boussinesq

postulou que o Tensor de Reynolds poderia ser proporcional à taxa média de deformação, devido a um gradiente de velocidade no campo médio, ponderada por uma propriedade local do escoamento – viscosidade turbulenta, μ_t . A Equação 4.27 mostra a aproximação de Boussinesq, já inserindo a análise pela Decomposição de Reynolds. (VERSTEEG & MALALASEKERA, 2007).

$$\tau_{ij} = -\overline{\rho u_i' u_j'} = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho \left[\frac{1}{2} (\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2}) \right] \delta_{ij} \quad (4.27)$$

Os subscritos definem a qual eixo se refere a variável. Sendo 1 para x, 2 para y e 3 para z. Por exemplo $u'_1 = u'$ (flutuação da velocidade na direção x), $U_1 = U$ (média das velocidades na direção x) e $x_1 = x$ (eixo x). No caso de subscrito 2, $u'_2 = v'$ (flutuação da velocidade na direção y), $U_2 = V$ (média das velocidades na direção y) e $x_2 = y$ (eixo y). Já para o delta de Kronecker, temos $\delta_{ij} = 1$, se $i = j$ e $\delta_{ij} = 0$, se $i \neq j$.

A viscosidade inerente ao fluido e os efeitos de turbulência causam independentemente o mesmo efeito sobre o escoamento, que é a dificuldade de escoar em determinada direção. No entanto são de naturezas completamente diferentes. Enquanto a primeira é uma propriedade física e impacta diretamente sobre a tensão entre as camadas de moléculas do fluido, a segunda é marcada por um comportamento caótico do movimento nas três direções. Este comportamento desordenado gera turbilhões os quais consomem quantidade de movimento que seria gasta para motivar o escoamento em determinada direção preferencial. Mas modelar matematicamente os efeitos da turbulência sobre um escoamento ainda é um desafio para a ciência. Neste contexto a aproximação feita por Boussinesq assemelhou o efeito da movimentação caótica a um aumento aparente da viscosidade sendo este a base dos modelos de turbulência RANS.

A Viscosidade Turbulenta apresentada na Equação 4.27 é uma propriedade do escoamento, como já mencionado. O modo como ela é calculada varia entre os modelos RANS, no entanto fazem uso da Energia Cinética Turbulenta, k , Equação 4.28, e da Dissipação da Energia Cinética Turbulenta, ε e ω . Esta última é quantificada relacionando a primeira com um comprimento característico associado às dimensões geométricas das formas envolvidas no escoamento.

$$k = \frac{1}{2} (\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2}) \quad (4.28)$$

No modelo RANS k- ε (LAUNDER, *et al*, 1974), de duas equações, a Dissipação de Energia Cinética Turbulenta, ε , é dada pela Equação 4.29 e o valor da Viscosidade Turbulenta pela Equação 4.30. A variável C_μ é uma constante relacionada ao ajuste numérico do modelo.

$$\varepsilon = \frac{k^{3/2}}{l} \quad (4.29)$$

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (4.30)$$

Já no modelo RANS k- ω (WILCOX, 1994), também de duas equações, essa dissipação da Energia Cinética é a própria frequência turbulenta e é dada pela Equação 4.31, enquanto que o cálculo da Viscosidade Turbulenta é fornecido pela Equação 4.32, onde β^* é uma variável similar a C_μ .

$$\omega = \frac{\varepsilon}{k} \quad (4.31)$$

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\beta^* \omega} \quad (4.32)$$

Em um terceiro modelo, utilizado por Spalart e Allmaras (SPALART, *et al*, 1992), de uma equação, a dissipação de Energia é calculada pela Equação 4.33. Onde f_{v1} é uma função de amortecimento.

$$\mu_t = \rho \cdot \tilde{\nu} \cdot f_{v1} \quad (4.33)$$

$$\nu_t = \tilde{\nu} \cdot f_{v1} \quad (4.34)$$

$$\chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu_t} \quad (4.35)$$

Neste trabalho foram utilizados os três modelos de turbulência mencionados no levantamento de curvas de potência de aerogeradores de pequeno porte. Isto foi feito com o objetivo de selecionar o modelo que melhor se adéque ao comportamento físico ora analisado.

5 METODOLOGIA

5.1 Projeto e dimensionamento da pá

O rotor do aerogerador foi projetado com um diâmetro de 3m na configuração tripá. Tal quantidade de pás foi definida por apresentar a maior eficiência. (MANWELL, *et al*, 2002).

Os perfis selecionados para o projeto das pás foram os da serie NACA de 4 dígitos – NACA 0012, NACA 4412 e NACA 6412. Estes diferem entre si pelo percentual da cambagem, que são respectivamente 0%, 4% e 6%, como demonstrado nas Figuras 5.1, 5.2 e 5.3. (ABBOTT, 1959)

Tais diferenças nos perfis selecionados mudam as condições do escoamento devido à alteração sensível no gradiente de pressão no intradorso e no extradorso da pá, consequentemente alterando o ponto de descolamento da camada limite e acentuando os efeitos de ponta. Tais mudanças foram intencionalmente impostas para avaliar o impacto no comportamento da solução numérica utilizando RANS no levantamento da curva de eficiência.

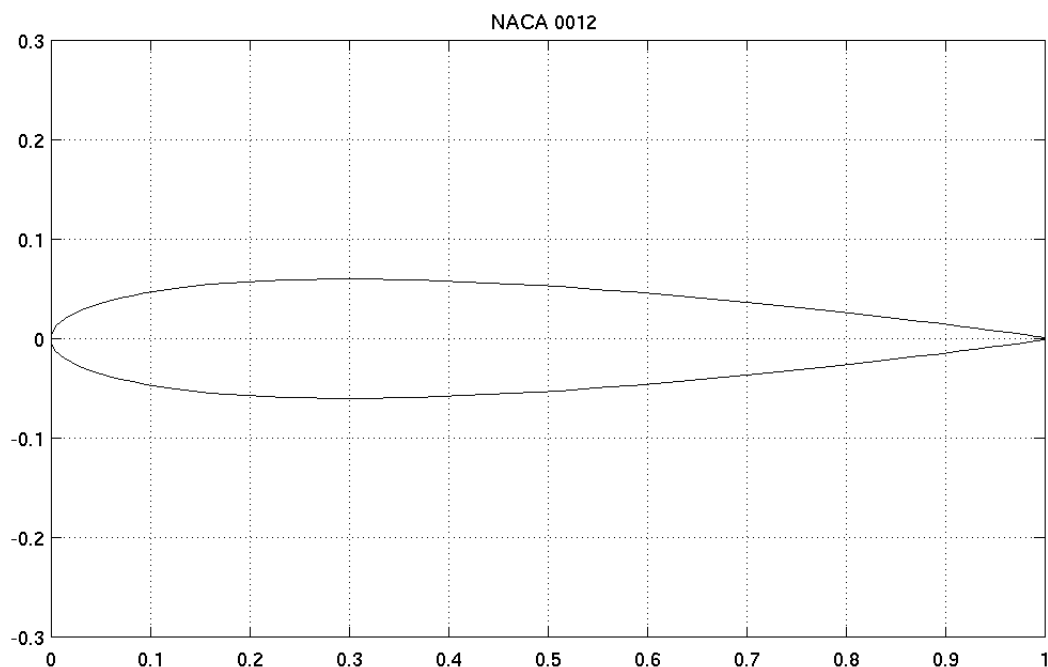


Figura 5.1 – Perfil NACA 0012.

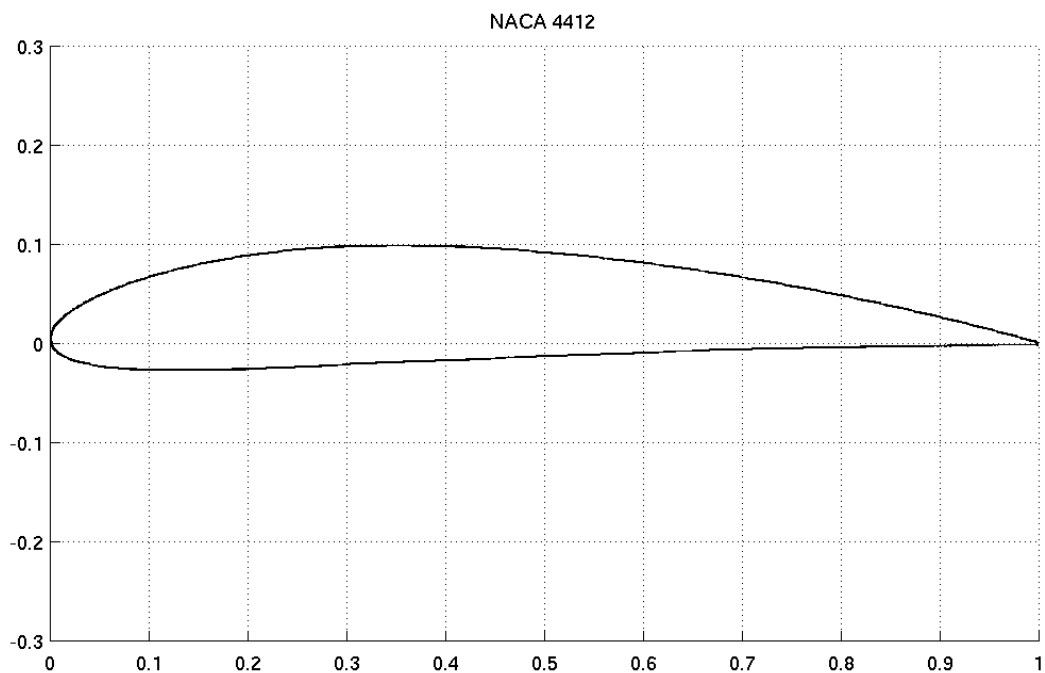


Figura 5.2 – Perfil NACA 4412.

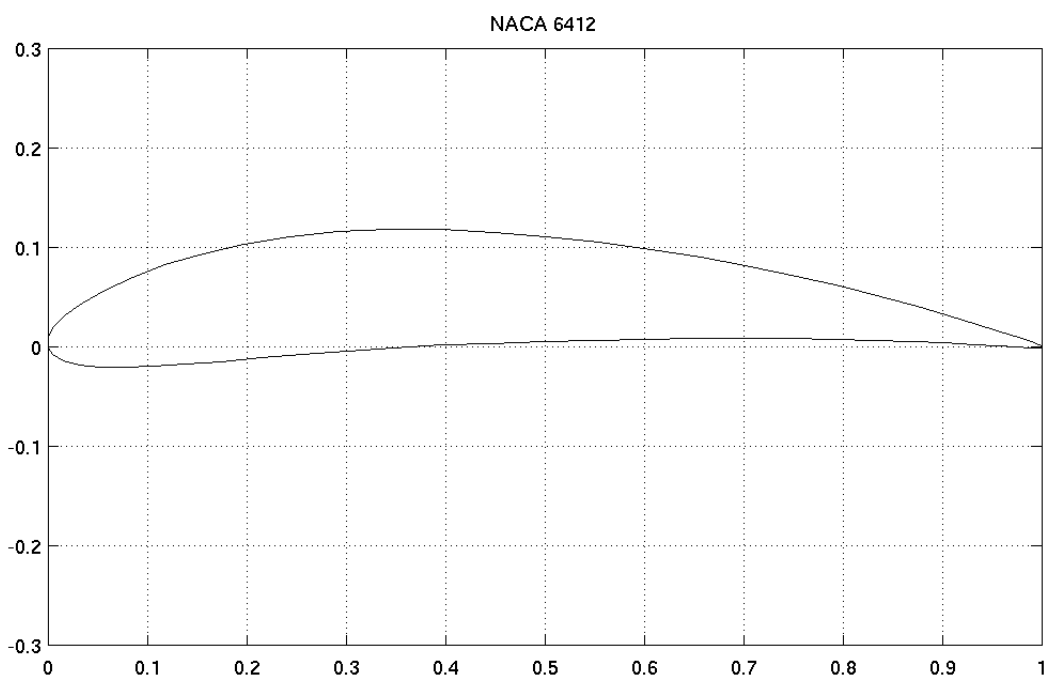


Figura 5.3 – Perfil NACA 6412.

Foi adotado neste trabalho o projeto geométrico da pá que facilitasse a construção. Logo foi utilizada a Equação 4.18 para obtenção da curva de afilamento linear e a Equação 4.19 para obtenção da curva de torção.

Na Equação 4.20 o valor de m é dado pelo coeficiente angular da reta que melhor se adéqua ao trecho ascendente da curva C_1 versus α do perfil aerodinâmico, que para os perfis NACA 0012, 4412 e 6412 é 0,1. E os valores de δ , são respectivamente 0° , -4° e -6° , para os perfis mencionados. (BURTON, 2001).

5.1.1 Modelagem tridimensional da pá

Após a definição completa dos parâmetros das pás foi realizada a modelagem das mesmas. Foram tomados 19 pontos das curvas de afilamento e torção obtidos pelas Equações 4.18 e 4.19, respectivamente. Cada um desses pontos foram utilizados para gerar as referências de bordo de ataque e de fuga em uma planilha eletrônica. Em seguida estes foram exportados para um programa de modelagem tridimensional no qual foi gerada uma superfície fechada. A partir desta superfície foi gerado um arquivo no formato STL (*Stereolithography*) que foi utilizado no algoritmo de geração de malha hexaédrica, pertencente à biblioteca de CFD de código aberto OpenFOAM (TABOR, *et al*, 1998).

5.2 Parametrização da malha

Os estudos realizados para o desenvolvimento da discretização do volume de controle, de tal forma que os resultados não sejam afetados por esta discretização, é o mais dispendioso do processo. Cerca de 50% do tempo destinado desde o pré-processamento até o pós-processamento é dedicado a este passo da simulação (VERSTEEG & MALALASEKERA, 2007).

A análise foi caracterizada por um escoamento externo sobre o corpo em questão. No entanto o espaço discretizado é finito e quanto maior seu tamanho e refinamento maior será o esforço computacional exigido. Logo foi essencial, para o melhor aproveitamento dos recursos disponíveis, definir o menor tamanho e refinamento necessários ao problema. Assim foi realizada a parametrização da malha em busca de uma configuração que não alterasse os resultados de simulação ao se aumentar o refinamento e o tamanho. Esta situação é chamada de Solução Independente da Malha. (VERSTEEG & MALALASEKERA, 2007).

A independência do resultado à malha garante que todos os efeitos aerodinâmicos possíveis do modelo RANS resolver foram englobados e que as condições de contorno das fronteiras não impactam na solução, ou seja, uma vez garantido o refinamento ótimo e a distância ótima do objeto às fronteiras, seria necessário utilizar modelos mais robustos, como

LES (*Large Eddy Simulation*) e DNS (*Direct Numerical Simulation*) para captar efeitos não contemplados.

5.2.1 Parametrização do comprimento do volume de controle

O dimensionamento ideal do volume de controle foi o primeiro estágio da parametrização da malha. Nele a atenção foi voltada ao impacto das condições de contorno de entrada e saída de fluido na solução de velocidade e pressão. Nesta etapa o nível de refinamento foi o menor necessário à geração da geometria complexa da pá.

As análises de montante e jusante foram realizadas independentemente. Primeiramente a distância de montante foi deixada com um comprimento fixo e variou-se o comprimento a jusante. Posteriormente se deixou o resultado de jusante fixo no valor ótimo e variou-se a montante. A cada malha gerada foi realizada a simulação e observado o comportamento dos resultados de pressão e de velocidade ao longo do volume de controle.

O tamanho inicial fixado para o comprimento de montante foi igual a 10m e variou-se o tamanho de jusante de acordo com a Tabela 5.1.

Tabela 5.1. Malhas geradas para parametrização do comprimento a jusante.

Malhas Geradas	
Tamanho a Montante	Tamanho a Jusante
10m	10m
10m	20m
10m	30m
10m	40m
10m	50m
10m	60m
10m	70m
10m	80m
10m	90m

O resultado ótimo para o comprimento de montante foi de 30m. Logo as malhas geradas para análise de montante foram limitadas a este valor, sendo possível gerar malhas variando o comprimento em trechos mais curtos, como mostrado na Tabela 5.2.

Tabela 5.2. Malhas geradas para parametrização do comprimento a montante.

Malhas Geradas	
Tamanho a Montante	Tamanho a Jusante
5m	30m
10m	30m
15m	30m
20m	30m
25m	30m
30m	30m

5.2.2 Parametrização da área de seção transversal e do refinamento do volume de controle

A área de seção transversal deve conter todos os efeitos do Cone de Expansão como visto na Figura 4.2. No entanto pode ser que os efeitos de pressão e de velocidade se propagem por uma distância maior do que a vista no Cone. Também o nível de refinamento passa a ser relevante devido à influência no alcance dos possíveis vórtices gerados. Logo nesta etapa foi analisada a área de secção transversal associada ao nível de refinamento.

A configuração foi definida através de sucessivas tentativas, as quais foram de dimensões menores até as maiores a fim de encontrar o valor em que não houvesse alteração no comportamento descrito pelo Cone de Expansão e que os maiores vórtices estivessem contidos na zona de mais alto refinamento. Deve-se salientar que os limites impostos ao nível de refinamento se deram de acordo com a capacidade computacional disponível.

A configuração geométrica do volume de controle se caracteriza por um paralelepípedo contido em um cone. O primeiro é zona de alto refinamento e o complemento, segundo, foi definido neste formato em virtude da simetria radial do problema e da diminuição da quantidade de volumes.

5.3 Ajuste dos parâmetros de simulação

5.3.1 Parâmetros dos modelos k- ϵ , k- ω SST e Spalart-Allmaras

Para a realização das simulações, utilizou-se a biblioteca de CFD OpenFOAM (WELLER, *et al*, 1998). Logo se fez necessário configurar os arquivos de condições de contorno de pressão, velocidade, energia cinética turbulenta e dissipação de energia cinética

turbulenta, U , p , k , ϵ e ω , respectivamente. Em todos estes arquivos foram inseridas as condições de contorno de cada uma das fronteiras e dos objetos analisados.

No caso específico do levantamento da curva de eficiência de aerogeradores é necessário realizar simulações com as várias condições de contorno de rotação diferentes para o rotor. Como a velocidade de entrada do fluido foi definida como 6,5m/s a condição de rotação foi determinada pela variação da Velocidade Especifica de Ponta de Pá (*Tip Speed Ratio*), λ , mostrada na Equação 4.7. O critério utilizado foi aumentar gradativamente o valor de λ de 1 até um valor tal que a pá não fornecesse mais torque útil. Como se variou o modelo de turbulência e o perfil utilizado nas pás, o número de simulações variou em casa caso. Nas pás projetadas com perfil NACA 0012 simuladas como o modelo Spalart-Allmaras foram necessárias duas simulações, nas quais o valor de λ foram 1 e 2. Já nas pás projetadas com perfil NACA 6412 simuladas com o modelo k- ω SST foram necessárias oito simulações, nas quais o valor de λ variou de 1 a 8. A Tabela 5.3 mostra a condição de contorno de rotação para as pás de acordo com o valor de λ , calculados pela Equação 4.7.

Tabela 5.3 – Valores de rotação aplicados como condição de contorno de rotação às diferentes condições de rotação do rotor.

λ	Velocidade angular aplicada como condição de contorno ao rotor
1	4,333rad/s
2	8,666rad/s
3	13,000rad/s
4	17,333rad/s
5	21,666rad/s
6	26,000rad/s
7	30,333rad/s
8	34,666rad/s

A estabilidade numérica entre as simulações para diferentes condições de operação do aerogerador variou de forma significativa. Objetivando atingir a convergência com o menor número de passos foi observado quais valores de ajuste seriam necessários para a relaxação na condição mais instável. Uma vez definidos estes valores, estes foram aplicados às demais simulações. Desta forma obteve-se um valor teto de 1000 passos para a convergência.

Os parâmetros de comprimento característico, intensidade turbulenta e esquema de interpolação foram padronizados para todas as simulações, assim como foi realizado com os fatores de relaxação. O primeiro considerou a menor ponta de pá dentre todos os projetos, no segundo foi aplicado um valor de 10% enquanto que no terceiro mencionado foi aplicado o esquema de interpolação GAMMA 1 (JASAK, *et al*, 1999) na solução do campo de velocidade e nos demais campos – pressão, energia cinética e dissipação de energia cinética – o esquema UPWIND, que é exaustivamente apresentado na literatura de métodos numéricos.

Definidos os valores do comprimento característico, de intensidade de turbulência e da velocidade de corrente livre foram calculados os valores de energia cinética, k , e sua dissipação, ε e ω . A primeira pela Equação 4.28 e a segunda pelas Equações 4.29 e 4.31.

Na Tabela 5.4 encontram-se as condições de contorno de acordo com as fronteiras da região discretizada.

Tabela 5.4 – Condições de contorno aplicadas aos modelos k - ε e k - ω SST.

Região	Condições de Contorno				
	Velocidade	Pressão	k	ε	ω
Entrada de fluido	6,5 m/s	Gradiente	0,634 m ² /s ²	26,141m ² /s ³	41,248/s
		Zero			
Saída de Fluido	Gradiente	0 Pa	Gradiente	Gradiente	Gradiente
	Zero		Zero	Zero	Zero
Contorno	Gradiente	Gradiente	Gradiente	Gradiente	Gradiente
	Zero	Zero	Zero	Zero	Zero
Rotor	Tabela 5.3	Gradiente	Gradiente	Gradiente	Gradiente
		Zero	Zero	Zero	Zero

No modelo Spalart-Allmaras a relação entre χ , mostrada na Equação 4.35, foi fixada em 5. A condições de contorno para este modelo estão mostradas na Tabela 5.5.

Tabela 5.5 – Condições de contorno aplicadas ao modelo Spalart-Allmaras.

Região	Condições de Contorno			
	Velocidade	Pressão	$\tilde{\nu}$	ν_t
Entrada de fluido	6,5 m/s	Gradiente Zero	$0,000154\text{m}^2/\text{s}^1$	$0,0000308\text{m}^2/\text{s}^1$
Saída de Fluido	Gradiente Zero	0 Pa	Gradiente Zero	Gradiente Zero
Contorno	Gradiente Zero	Gradiente Zero	Gradiente Zero	Gradiente Zero
Rotor	Tabela 5.3	Gradiente Zero	Gradiente Zero	Gradiente Zero

5.4 Medições experimentais

Para as medições de desempenho em campo, foi montado um aparato experimental objetivando coletar os valores de torque e rotação do rotor, enquanto se obtinha, no mesmo instante, a velocidade do vento que passava pelo plano das pás, possibilitando calcular o Fluxo de Energia Cinética simultaneamente com a potência fornecida ao eixo conectado às pás. Desta forma coletaram-se pontos para a confecção do gráfico de C_p versus λ . Na Figura 5.5 é mostrado um esquema ilustrativo do aparato montado.

Na Figura 5.4 (a) e (b) é mostrado o aparato experimental montado em Águas Belas à 70Km de Fortaleza, município Cascavel, costa leste do litoral cearense.

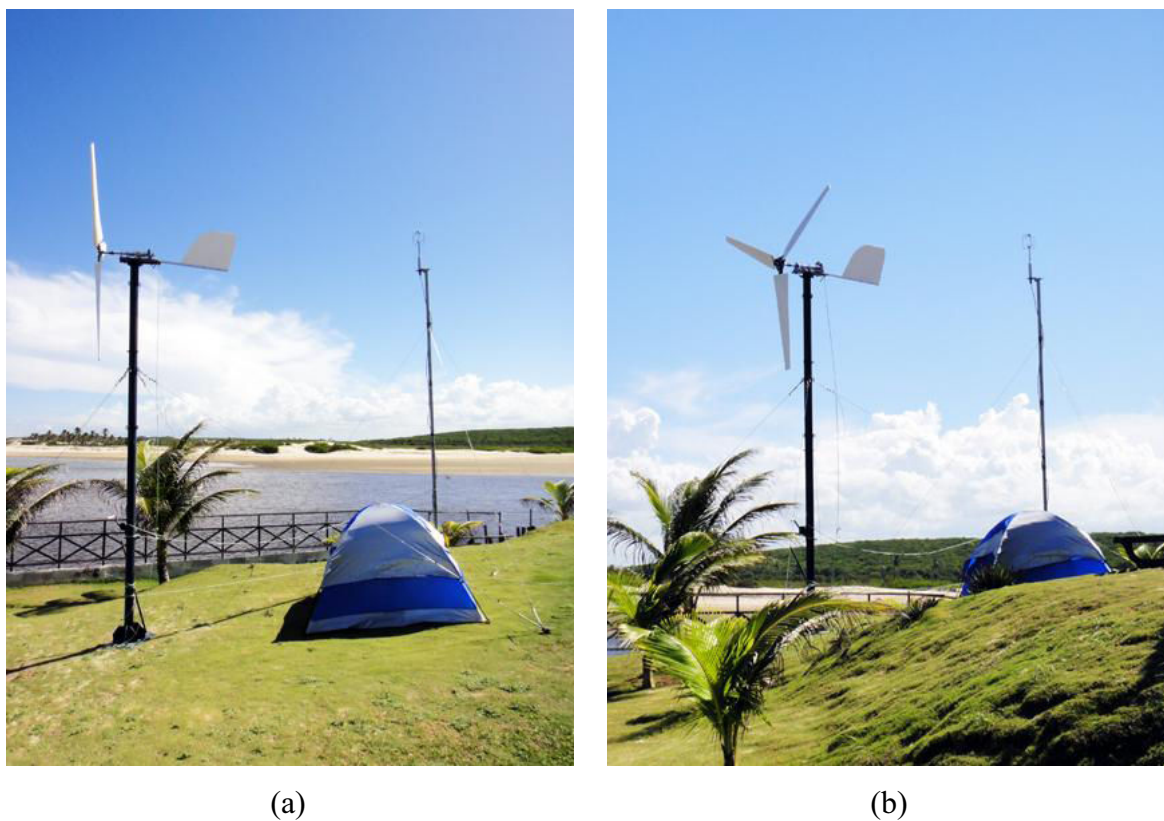


Figura 5.4 – (a) Vista lateral do aparato montado; (b) Vista frontal do aparato montado.

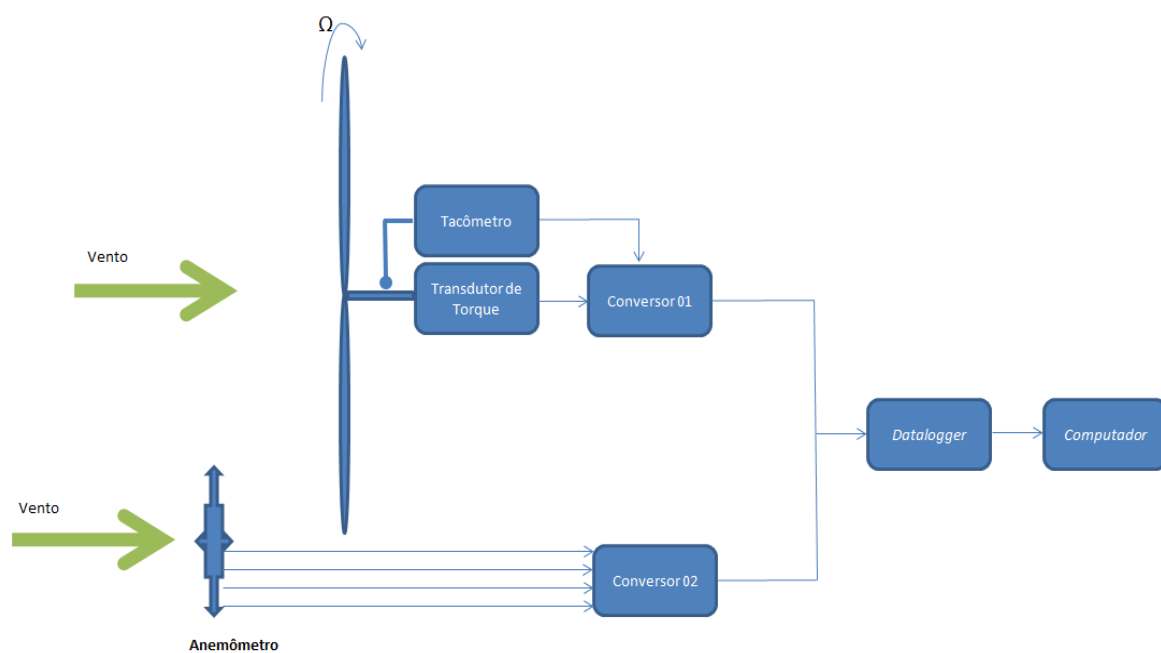


Figura 5.5 – Esquema ilustrativo do aparato experimental montado

5.4.1 Descrição dos equipamentos utilizados

Os equipamentos utilizados foram um tacômetro (com sensor indutivo), um transdutor de torque, um anemômetro, dois conversores de sinal, um datalogger e um computador. Um mastro metálico construído no Laboratório de Aerodinâmica e Mecânica dos Fluidos da UFC deu suporte aos aparatos.

a) Tacômetro

Foi utilizado um tacômetro de fabricação brasileira modelo TS-TADIG fabricado pela T&S Equipamentos Eletrônicos, Figura 5.6, associado a um sensor indutivo afixado em um suporte próximo ao eixo conectado as pás. Os dados técnicos detalhados são:

- Display de sete segmentos com 4 dígitos;
- Faixa de indicação de velocidade de 0 a 9999 rpm;
- Sinal de saída opcionais: analógico de 0 a 5Vdc ou 4 a 20mA , digital PWM de 0 a 100%;
- Tensão de alimentação: 127 / 220 Vac;
- Entrada para encoder de um pulso por revolução;
- Opcional montagem em gabinete plástico 48x96mm.



Figura 5.6 – Tacômetro digital.

b) Transdutor de torque

O transdutor de torque utilizado é fabricado pela HBM modelo T22 com capacidade de medir de 0N.m até 200N.m, Figura 5.7. Os dados técnicos são:

- Faixa de leitura 0 a 200N.m;

- Medição estática e dinâmica (rotação até 9.000rpm);
- Fonte de alimentação 11,5V a 30V;
- Sinal de saída analógico de 0 a 5V;
- Erro $\leq \pm 0,3\%$.

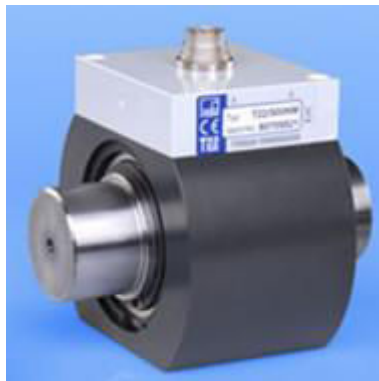


Figura 5.7 - Transdutor de torque T22 HBM.

c) Conversor de sinal e *datalogger*

Os dois conversores, Figura 5.8 (a), e o *datalogger*, Figura 5.7 (b), utilizados são da mesma fabricante, PICO Technology. O modelo dos dois primeiros é o EL037 enquanto que do segundo é o EL005.



(a)



(b)

Figura 5.8 – (a) Conversor de sinal modelo EL037; (b) *Datalogger* modelo EL005.

Dados técnicos:

Datalogger

- Taxa de amostragem: 1 a 240 por minuto;
- Máximo de leituras armazenadas: 250.000;
- Máximos de conversores: 10
- Conexão: Serial
- Alimentação: 12V CC
- Bateria de suporte: NiMH recarregável

Conversor de Sinal

- Número de canais: 4
- Fixa de medição: $\pm 2,5V (\pm 0,2\%)$ ou $\pm 10V (\pm 0,4\%)$ ou $4-20mA (\pm 0,3\%)$

d) Anemômetro

O anemômetro utilizado tem capacidade de realizar leituras tridimensionais por efeito sônico com uma frequência de 20Hz. O modelo utilizado foi o WinMaster 1590-PK-20, Figura 5.9, fabricado pela GILL Instruments.



Figura 5.9 – Anemômetro de efeito sônico WindMaster 1590-PK-20, Fabricado pela GILL Instruments.

Dados Técnicos:

- Faixa de leitura: 0 a 45m/s
- Erro: <1,5% RMS @ 12m/s
- Resolução: 0,01m/s
- Taxa de amostragem: 20Hz
- Saída digital: RS232, 422 e 485
- Alimentação: 9 a 30V CC
- Limite de operação: -40°C a +70°C e precipitação até 300mm/h

6 RESULTADOS E DISCUSSÃO

6.1 Projeto das pás

Foram desenhadas pás com λ de projeto iguais a 5, 7 e 9, para cada perfil utilizado, totalizando nove pás. Nos Gráficos 6.1 a 6.6 estão mostradas as curvas de Torção e Afilamento de cada uma delas. Todos os Gráficos têm como abscissa a posição radial adimensional, μ , que é a razão r/R , onde r é a posição radial e R é raio do rotor.

A variação no valor do λ de projeto impacta severamente no valor da solidez do rotor e nos ângulos de torção das pás. Quando as pás são projetadas para valores baixos de λ , para uma mesma velocidade do vento, estima-se que as rotações de operação serão mais baixas. Desta forma reduz-se a componente tangencial da velocidade, como mostrado no diagrama da Figura 4.5. Esta redução aumenta o ângulo da componente resultante da velocidade, \emptyset , e como α , ângulo de sustentação zero, é intrínseco ao perfil o valor de β , ângulo de torção, aumenta também. Como a velocidade do vento de projeto não se alterou, a redução da rotação, além de elevar o valor \emptyset , também reduz o módulo da componente resultante, diminuindo o número de Reynolds, Re , tendo como consequência o aumento da corda de cada secção objetivando manter o Re ótimo do perfil, assim elevando a solidez do rotor. Em contrapartida ao se projetar pás para operar em valores altos de λ acontece a condição inversa do que foi mencionado.

6.1.1 Projeto das pás utilizando NACA 0012

Nos Gráficos 6.1 e 6.2 são mostrados os resultados das curvas de torção e afilamento, respectivamente, para as pás projetadas no perfil NACA 0012 pelo método de BEM.

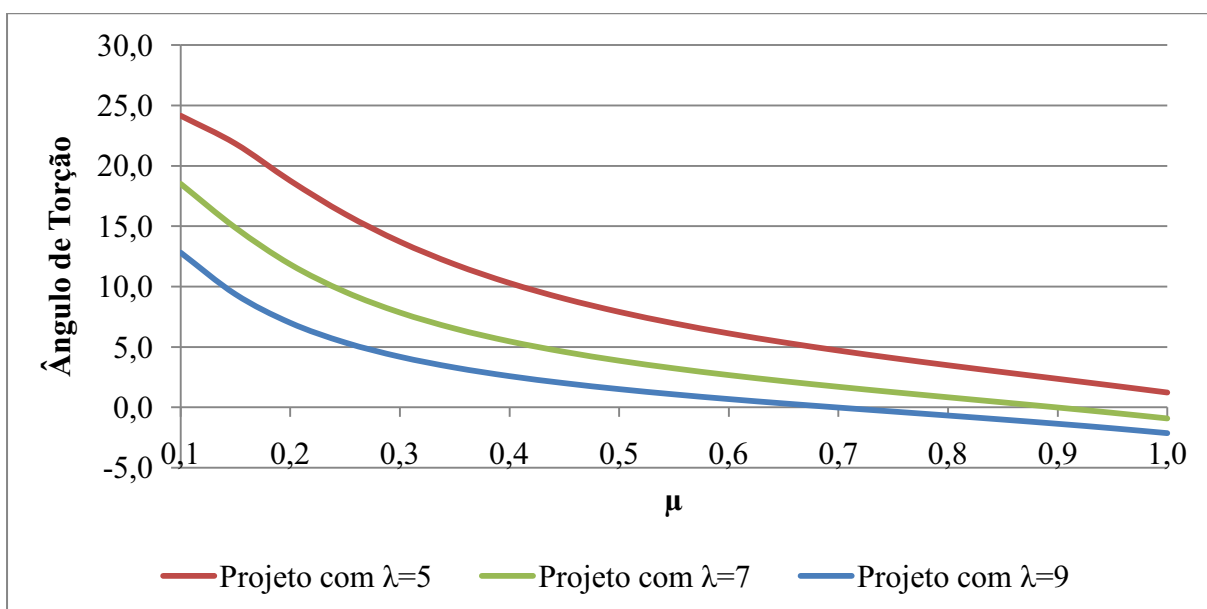


Gráfico 6.1 – Curva de Torção - Pás com perfil NACA 0012.

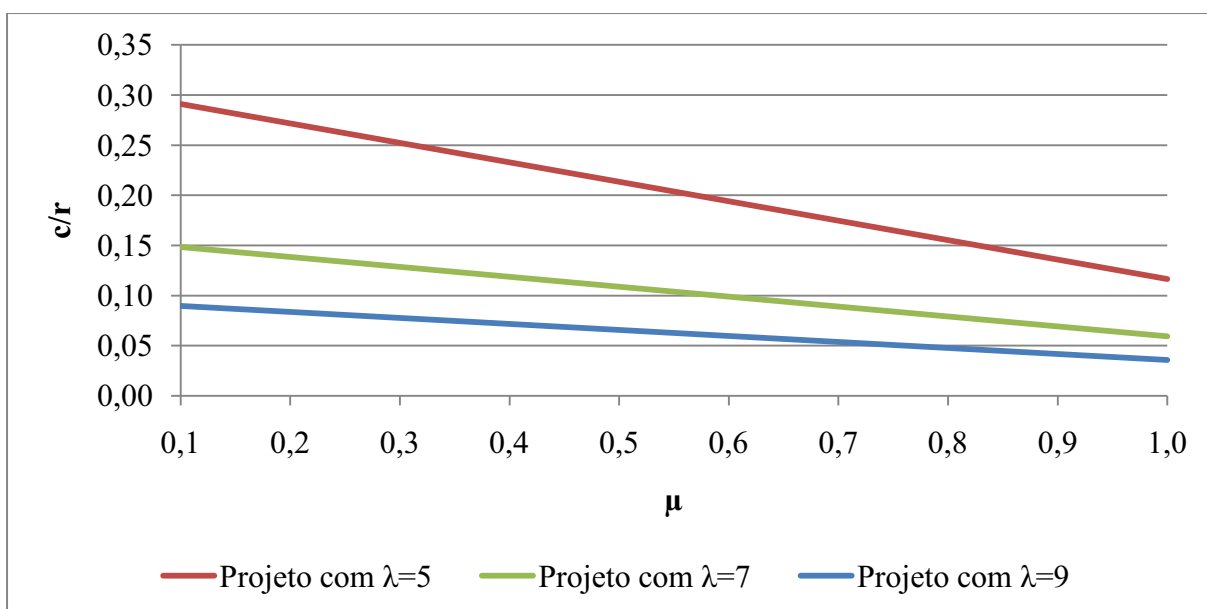


Gráfico 6.2 – Curva de Afilamento - Pás com perfil NACA 0012.

6.1.2 Projeto das pás utilizando NACA 4412

Nos Gráfico 6.3 e 6.4 são mostrados os resultados das curvas de torção e afilamento, respectivamente, para as pás projetadas no perfil NACA 4412 pelo método de BEM.

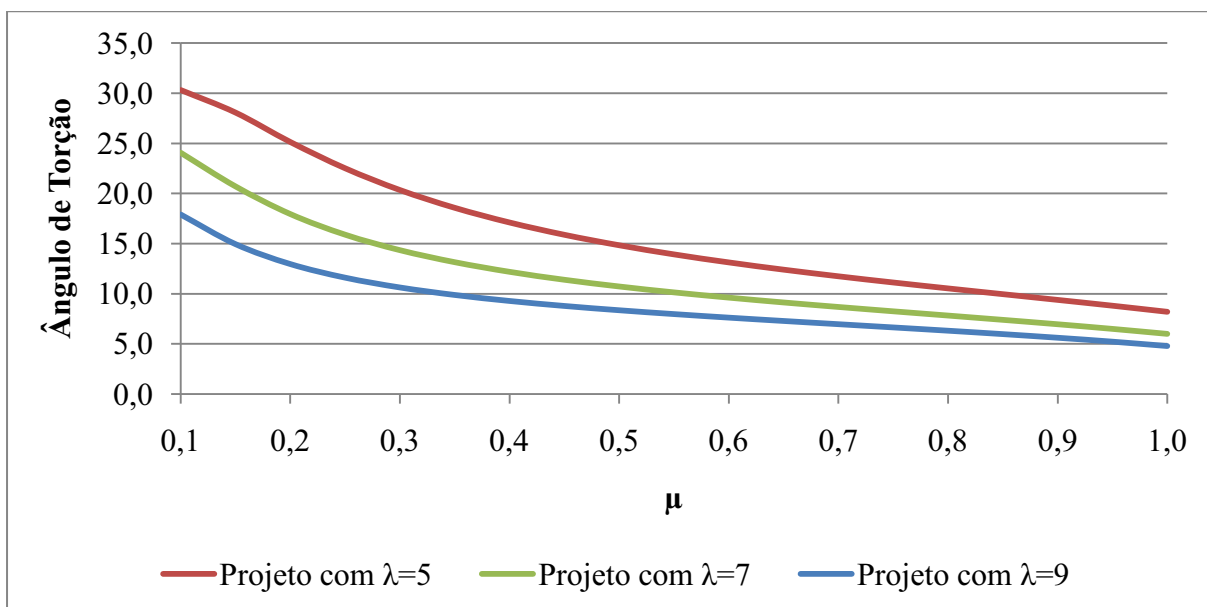


Gráfico 6.3 – Curva de Torção - Pás com perfil NACA 4412.

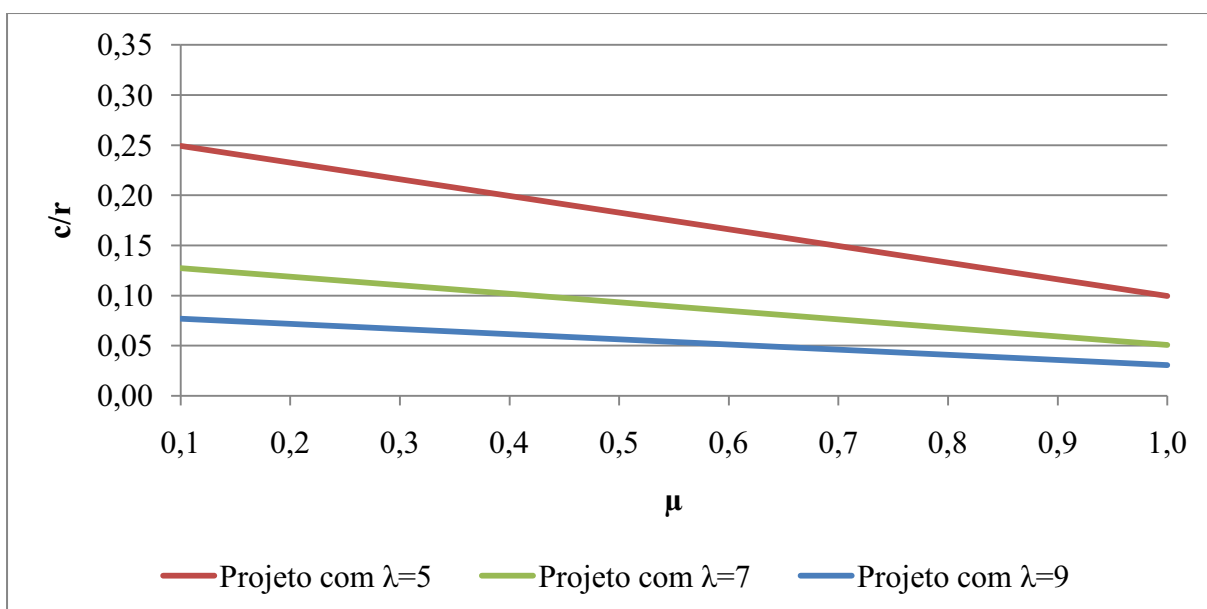


Gráfico 6.4 – Curva de Afilamento - Pás com perfil NACA 4412.

6.1.3 Projeto das pás utilizando NACA 6412

Nos Gráfico 6.5 e 6.6 são mostrados os resultados das curvas de torção e afilamento, respectivamente, para as pás projetadas no perfil NACA 6412 pelo método de BEM.

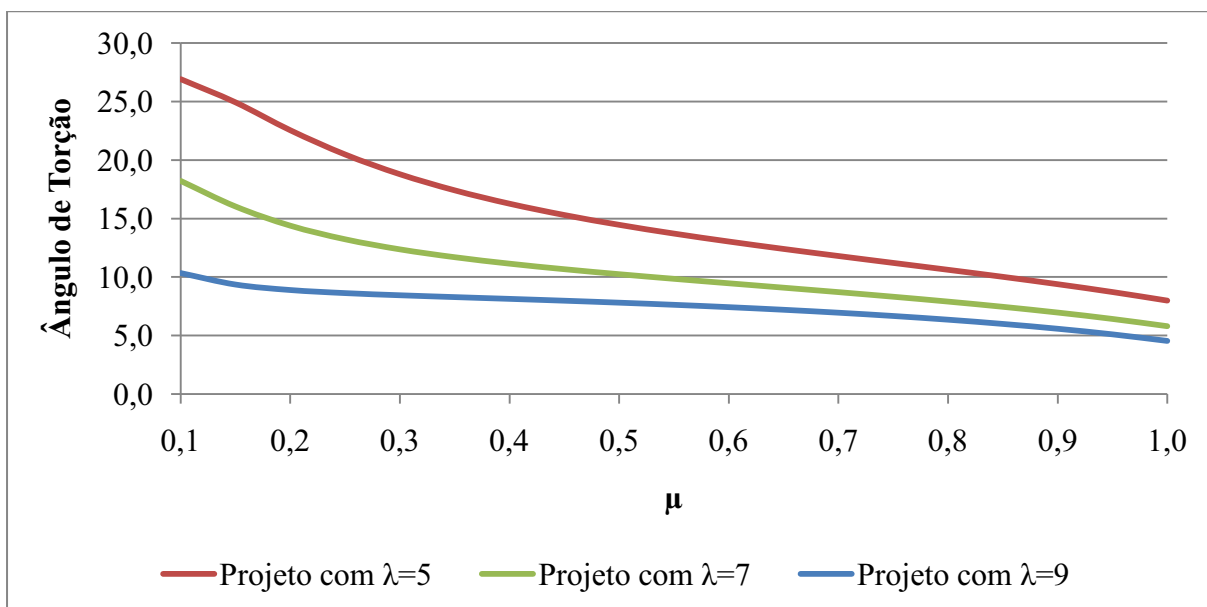


Gráfico 6.5 – Curva de Torção - Pás com perfil NACA 6412.

Os ângulos de torção aumentam do projeto das pás com o perfil NACA 0012 para o projeto utilizando o NACA 4412, superando a tendência deste último a fornecer mais sustentação com ângulos mais baixos de torção em relação ao primeiro. Isto se deve ao fato de que a soma do ângulo de sustentação zero, δ , foi mais impactante do que as características de C_l dos perfis para estes dois projetos. Uma vez que este ângulo para o perfil NACA 0012 é 0° e para o NACA 4412 é -4° e retomando a Equação 4.20, um valor negativo de δ diminui o valor de α , e como a resultante da componente de velocidade não se alterou, para o cálculo de projeto, o valor de β aumenta. No entanto, apesar do valor de δ variar de -4° a -6° entre os projetos com o perfil NACA 4412 e NACA 6412 os valores de torção deste último diminuíram. Sendo ele o mais cambado entre todos, o diferencial de pressão gerado nele é mais elevado, fornecendo uma sustentação significativamente maior mesmo em ângulos de β baixos.

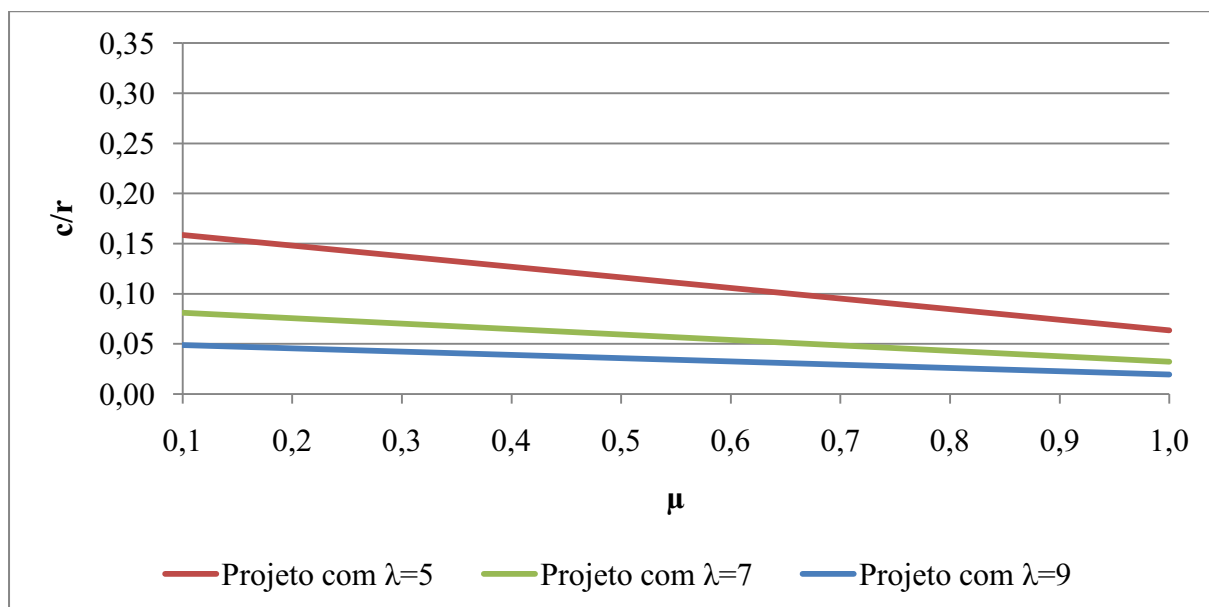


Gráfico 6.6 – Curva de Afilamento - Pás com perfil NACA 6412.

6.2 Resultados da parametrização da malha

6.2.1 Resultado do comprimento do volume de controle

A primeira análise, que avaliou o comprimento a jusante, demonstrou um resultado cíclico no qual o ciclo se inicia com 30m de comprimento, como visto no Gráfico 6.7. Esse comportamento cíclico pode ser explicado pelo instante em que o vórtice, gerado no rotor, atravessa a condição de contorno de saída. Uma vez que a solução é de regime permanente, a condição de contorno de saída corta o espaço a jusante em diferentes planos ortogonais, percebendo o vórtice em diferentes posições, causando um impacto expressivo na solução do escoamento. Essa tendência indica que a configuração de 30m é uma escolha razoável, uma vez que os resultados oscilam repetidamente.

O Gráfico 6.8 apresenta o resultado de montante que mostra a convergência do valor nesta região. Isso ocorre porque a condição de contorno de entrada só percebe a presença do aerogerador quando ele está perto o suficiente, o que acontece claramente até uma distância de 15m. Finalmente, a escolha mais razoável foi de 30m de comprimento, resultando em um comprimento total do domínio de 60m.

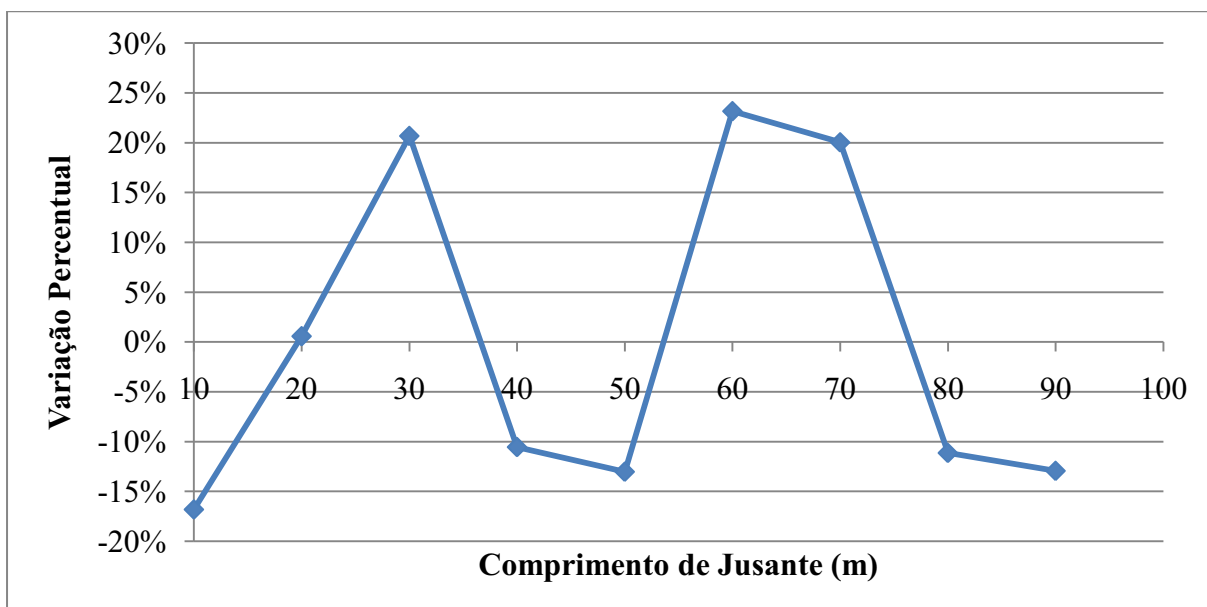


Gráfico 6.7. Variação do torque gerado pelo rotor com a variação do comprimento a jusante.

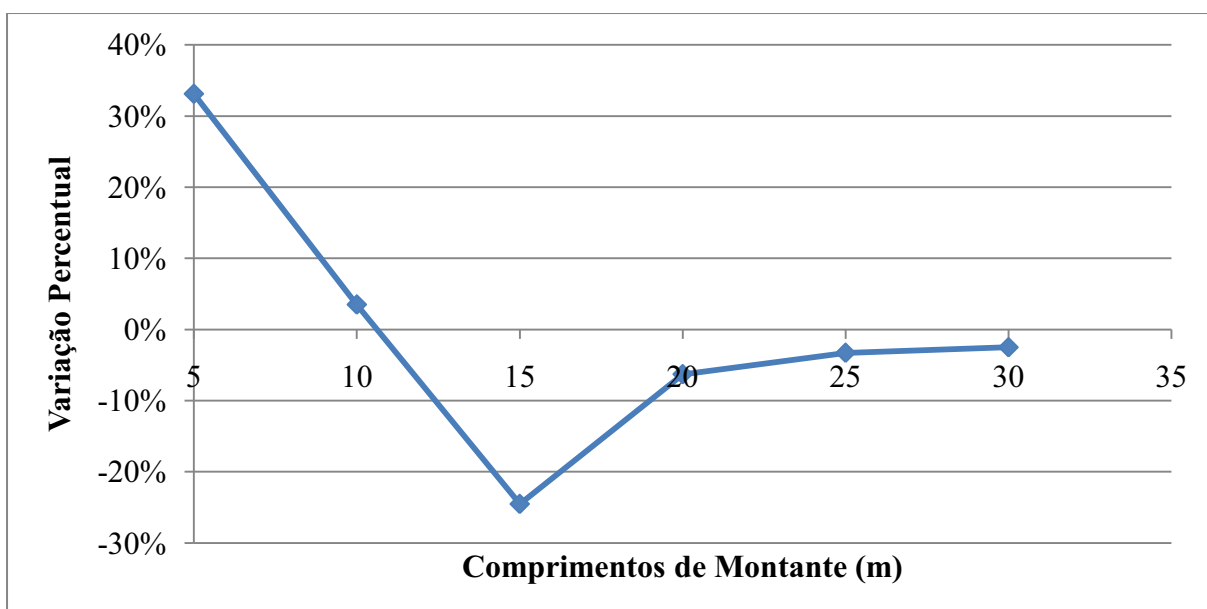


Gráfico 6.8. Variação do torque gerado pelo rotor com a variação do comprimento a montante.

6.2.2 Resultado da área de seção transversal e do refinamento do volume de controle

Os resultados da parametrização das zonas de refinamento e da área de seção transversal foram avaliados observando a solução de velocidade e pressão. Na Figura 6.1 é possível observar o cone de expansão se desenvolvendo ao redor do aerogerador, como previsto pela literatura.

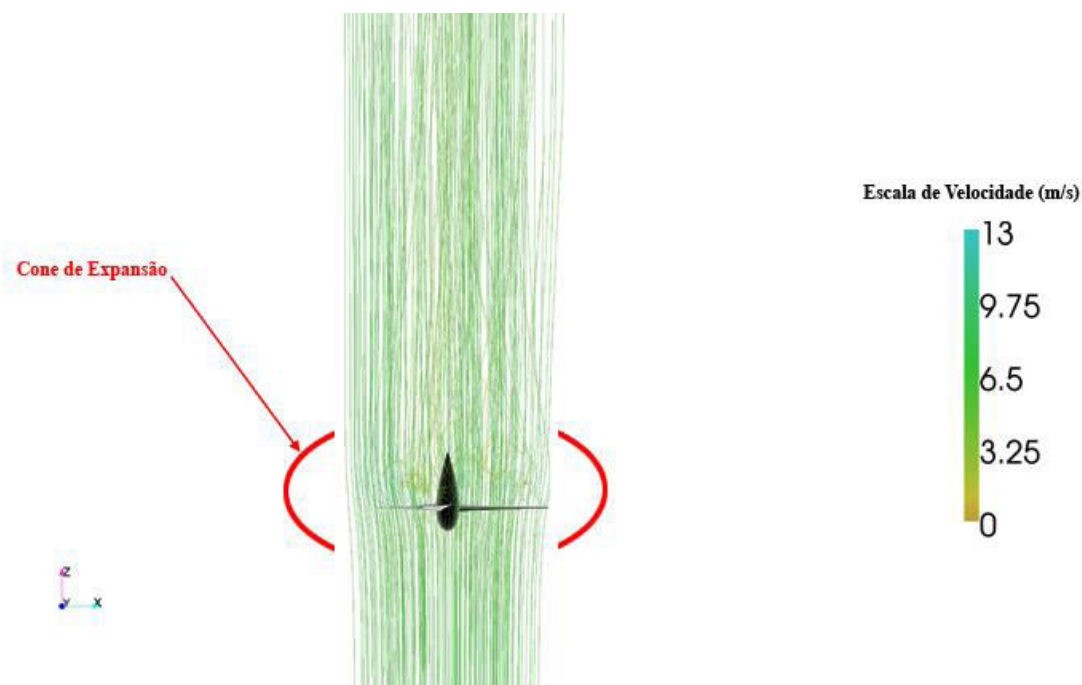


Figura 6.1 – Cone de expansão desenvolvido após solução numérica.

A zona de maior refinamento deve conter todos os efeitos da expansão do fluido ao passar pelo aerogerador. Desta forma a Figura 6.2 foi sobreposta à imagem de um plano de corte no volume de controle, e nela é possível observar que a zona de maior refinamento é significativamente maior do que o efeito mencionado.

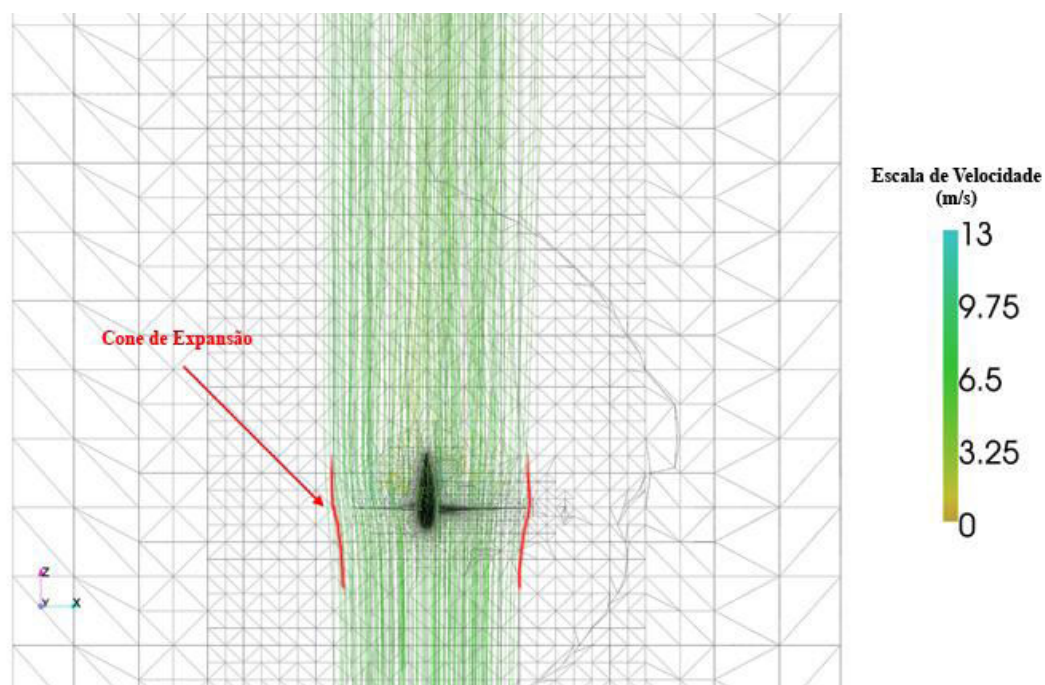


Figura 6.2 – Zona de maior refinamento abrangendo o efeito de expansão do fluido.

A análise também foi feita no plano perpendicular ao escoamento, como mostrado na Figura 6.3. Nela é possível observar a solução de pressão, a qual mostra seu resultado parametrizado pela densidade do fluido todos no sistema internacional de medição – artifício do programa de pós processamento. Ao sobrepor a imagem da malha, Figura 6.4, é possível observar a não interferência das condições de contorno da fronteira, como também o englobamento dos maiores diferenciais de pressão pela zona de maior refinamento.

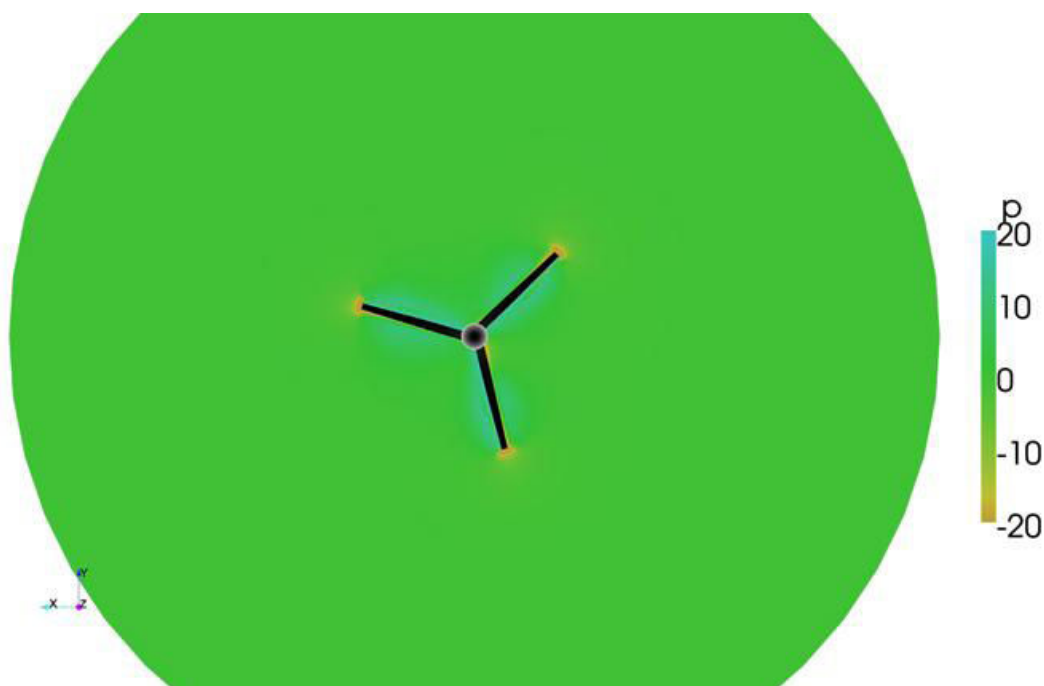


Figura 6.3 – Solução da pressão mostrada por um plano perpendicular ao escoamento que corta as pás no centro radial.

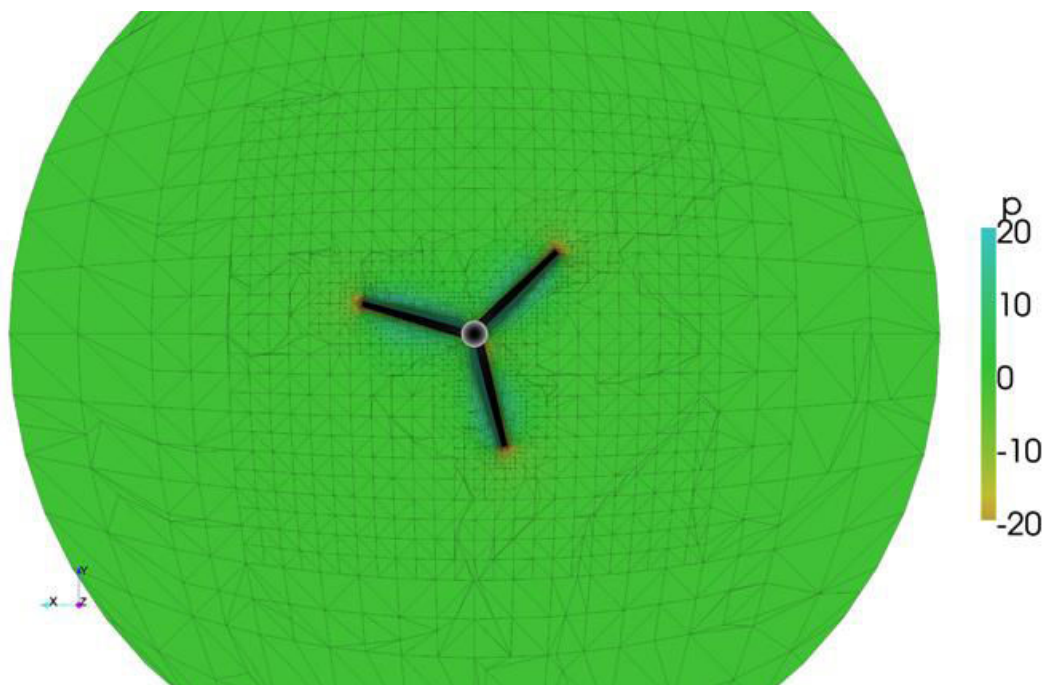


Figura 6.4 – Malha sobrepondo a solução de pressão mostrada na Figura 6.3.

A parametrização completa da malha forneceu as seguintes características geométricas, que podem ser observadas na Figura 6.5:

- Comprimento a Montante: 30m (10 vezes o diâmetro do rotor);
- Comprimento a Jusante: 30m (10 vezes o diâmetro do rotor);
- Diâmetro do cilindro da secção transversal: 12m (4 vezes o diâmetro do rotor);
- Zona de maior refinamento contida no cilindro: 6mx6mx60m (2 vezes o diâmetro do rotor).

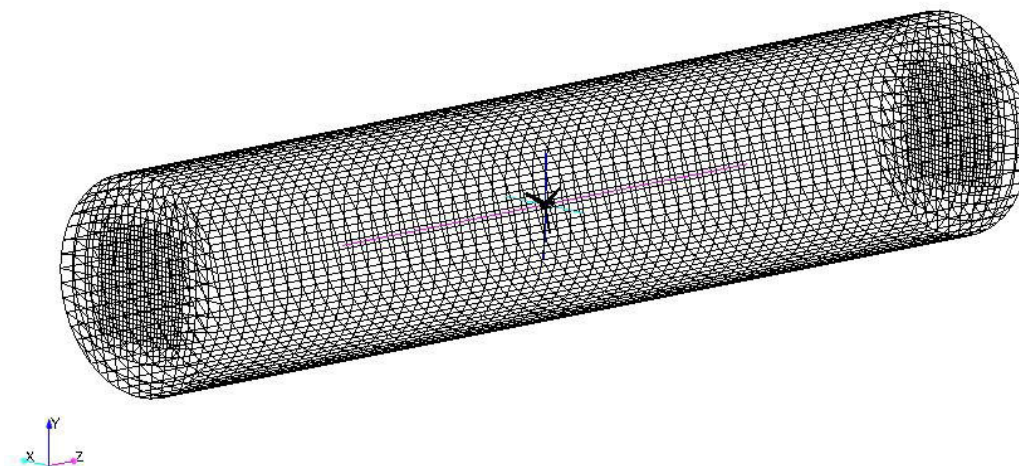


Figura 6.5 – Resultado da parametrização da malha.

6.3 Resultados comparativos entre modelos de turbulência de projetos de pás

Os resultados de cada modelo RANS (k - ϵ , k - ω SST e Spalart-Allmaras) foram levantados e subdivididos entre os projetos de pás. Agruparam-se diferentes projetos para o mesmo perfil utilizado, o que está apresentado nas subseções 6.3.1 a 6.3.3.

6.3.1 Resultados comparativos entre os modelos k - ϵ , k - ω SST e Spalart-Allmaras para as pás projetadas com o Perfil NACA 0012

Nos Gráficos 6.9 a 6.11 são mostrados os resultados para diferentes projetos que utilizaram o perfil NACA 0012.

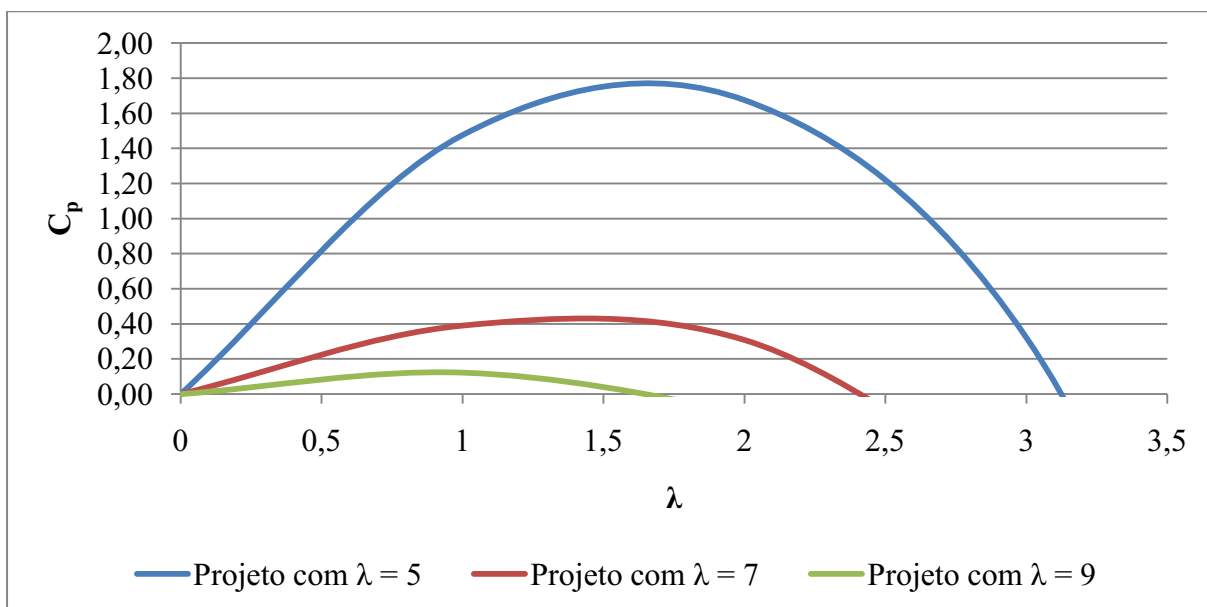


Gráfico 6.9 – Resultados obtidos com as pás projetados com perfil NACA 0012 obtidos pelo modelo de turbulência RANS k-ε.

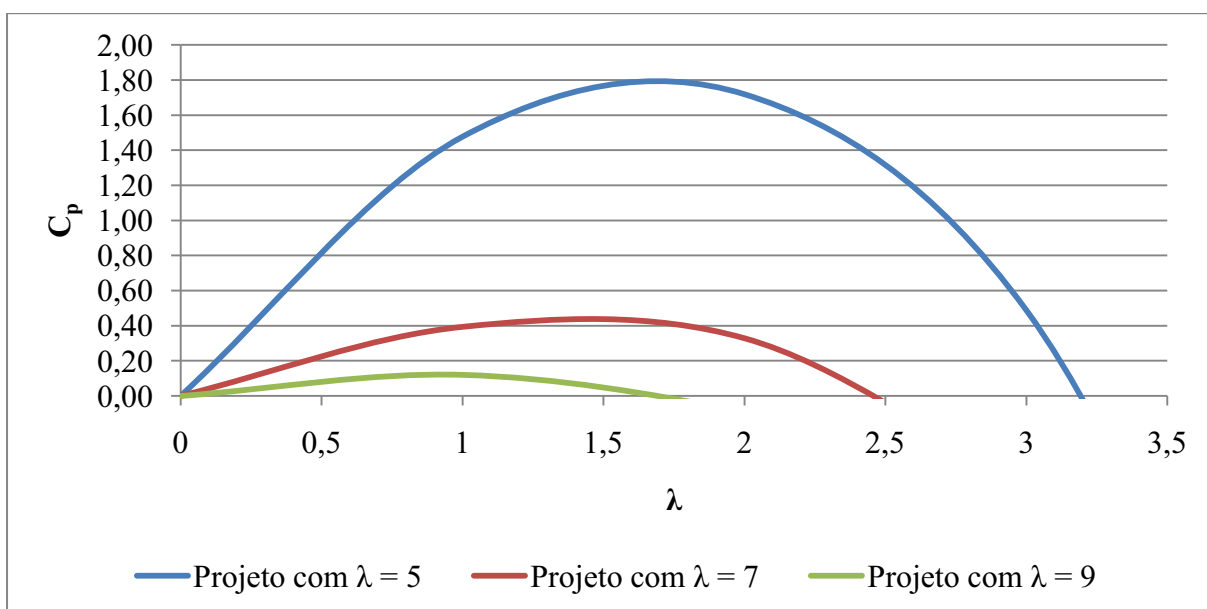


Gráfico 6.10 – Resultados obtidos com as pás projetados com perfil NACA 0012 obtidos pelo modelo de turbulência RANS k-ω SST.

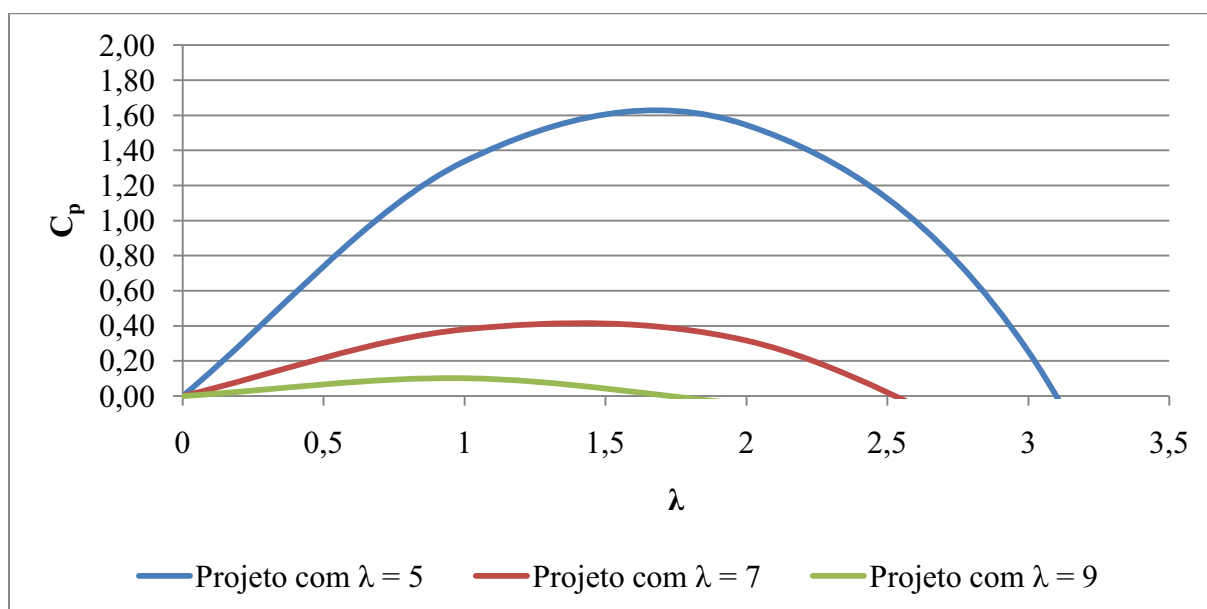


Gráfico 6.11 – Resultados obtidos com as pás projetados com perfil NACA 0012 obtidos pelo modelo de turbulência RANS Spalart-Allmaras.

Os resultados acima confirmam a incapacidade de um perfil simétrico, como o NACA 0012, em fornecer valores altos de sustentação tendo uma razão máxima C_l/C_d baixa para a aplicação em aerogeradores, 40,56. Por isto este é um perfil não aplicado na indústria da geração eólica.

O melhor resultado foi alcançado com o modelo $k-\omega$ SST, tanto para os valores de C_p , quanto para a amplitude operacional de λ . Para este último não foi atingido o valor de projeto específico, reforçando ainda mais que o arrasto representa uma parcela proeminente das forças envolvidas, não permitindo a evolução da rotação do rotor.

6.3.2 Resultados comparativos entre os modelos $k-\epsilon$, $k-\omega$ SST e Spalart-Allmaras para as pás projetadas com o Perfil NACA 4412

Nos Gráficos 6.12 a 6.14 são mostrados os resultados para diferentes projetos que utilizaram o perfil NACA 4412.

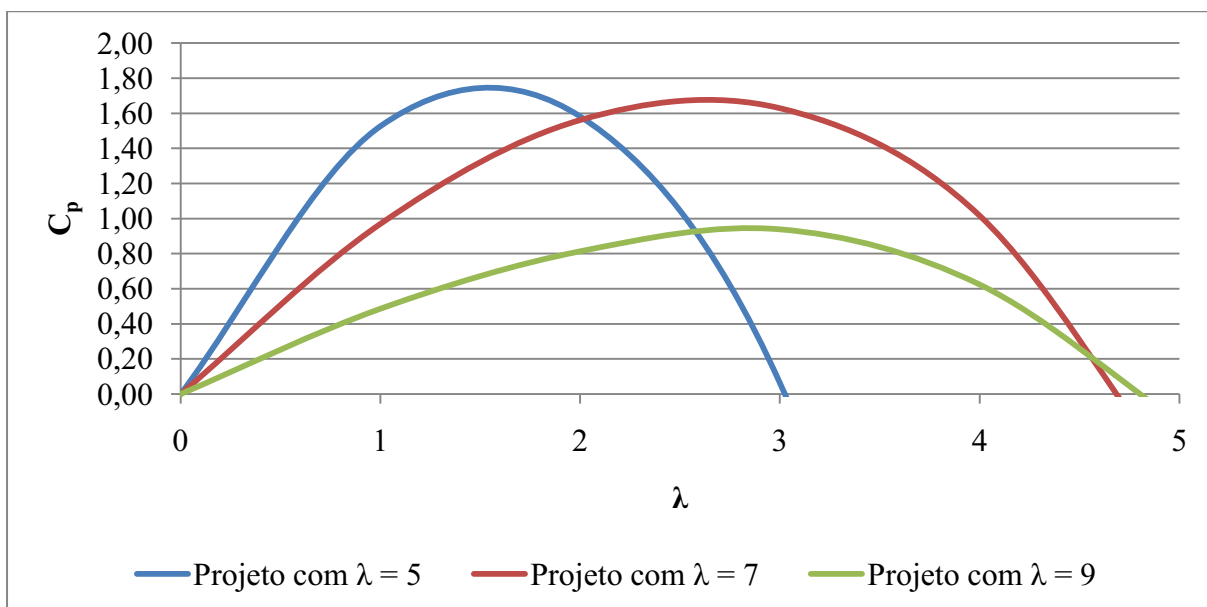


Gráfico 6.12 – Resultados obtidos com as pás projetados com perfil NACA 4412 obtidos pelo modelo de turbulência RANS k-ε.

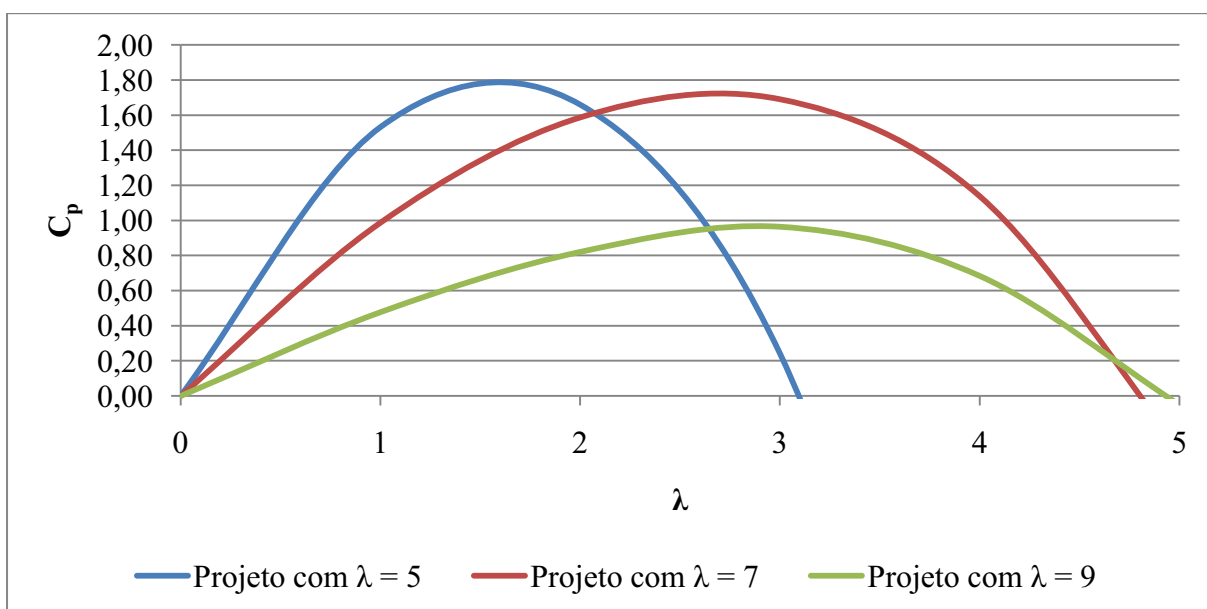


Gráfico 6.13 – Resultados obtidos com as pás projetados com perfil NACA 4412 obtidos pelo modelo de turbulência RANS k-ω SST.

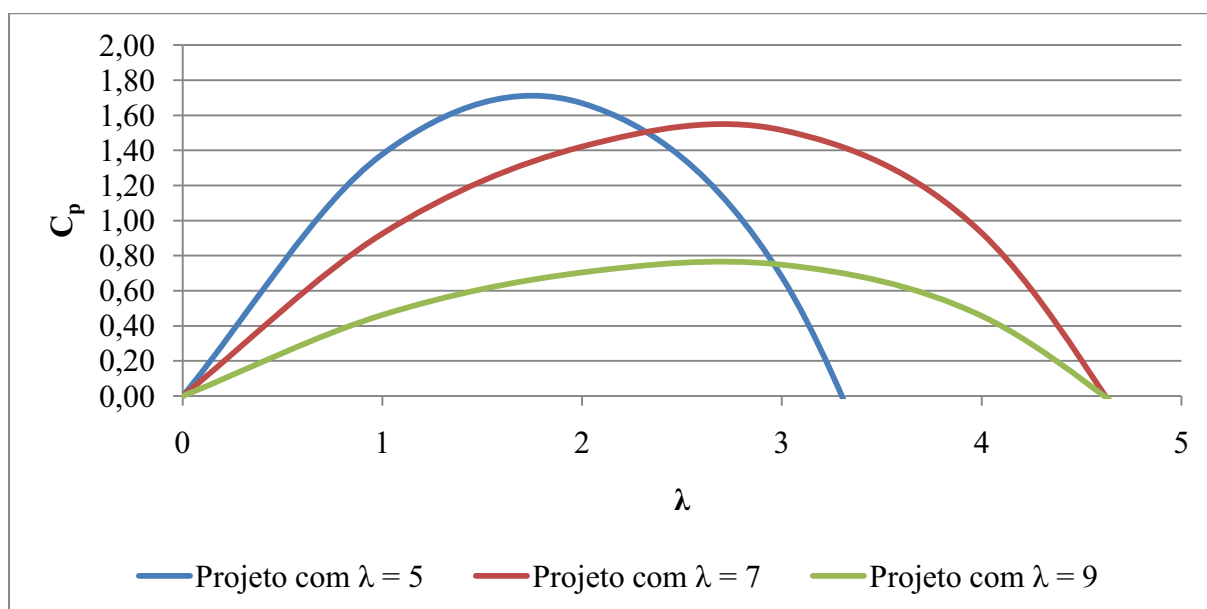


Gráfico 6.14 – Resultados obtidos com as pás projetadas com perfil NACA 4412 obtidos pelo modelo de turbulência RANS Spalart-Allmaras.

Nos desempenhos das pás projetadas com o perfil NACA 4412 houve a mesma tendência de manter os valores de C_p abaixo de 2%. No entanto o alcance operacional do λ obteve uma melhora, em relação às pás projetadas com o perfil NACA 0012, aproximando-se mais dos valores de projeto, concordando com o aumento da relação C_l/C_d máxima, que para este perfil é 57,2.

6.3.3 Resultados comparativos entre os modelos k- ϵ , k- ω SST e Spalart-Allmaras para as pás projetadas com o Perfil NACA 6412

Nos Gráficos 6.15 a 6.17 são mostrados os resultados para diferentes projetos que utilizaram o perfil NACA 6412.

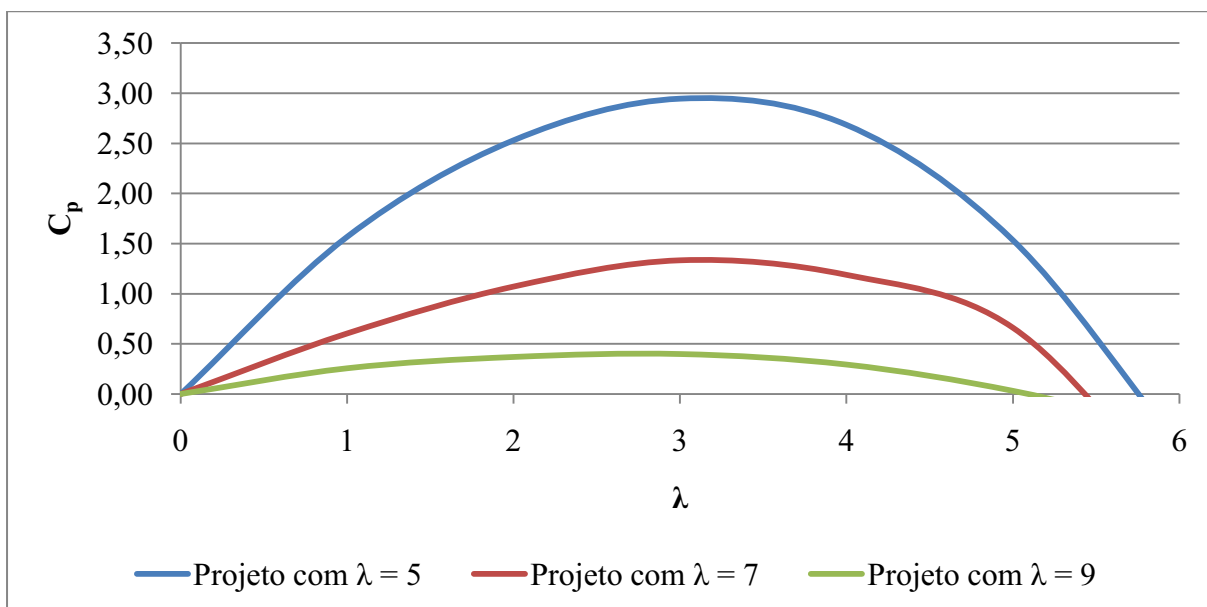


Gráfico 6.15 – Resultados obtidos com as pás projetados com perfil NACA 6412 obtidos pelo modelo de turbulência RANS k-ε.

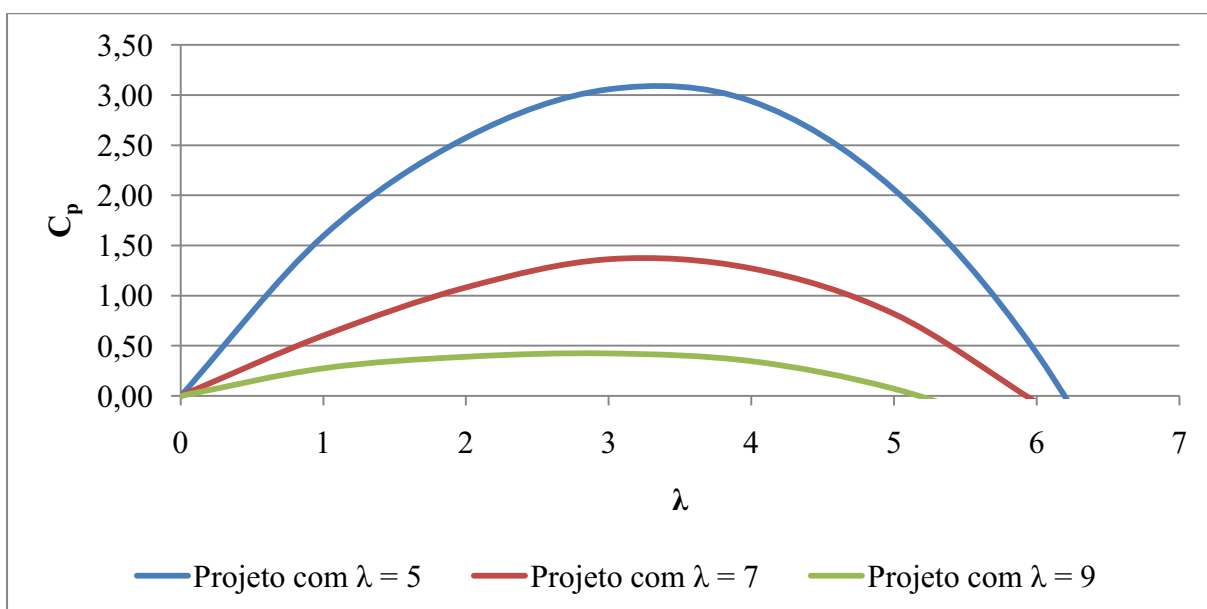


Gráfico 6.16 – Resultados obtidos com as pás projetados com perfil NACA 6412 obtidos pelo modelo de turbulência RANS k-ω SST.

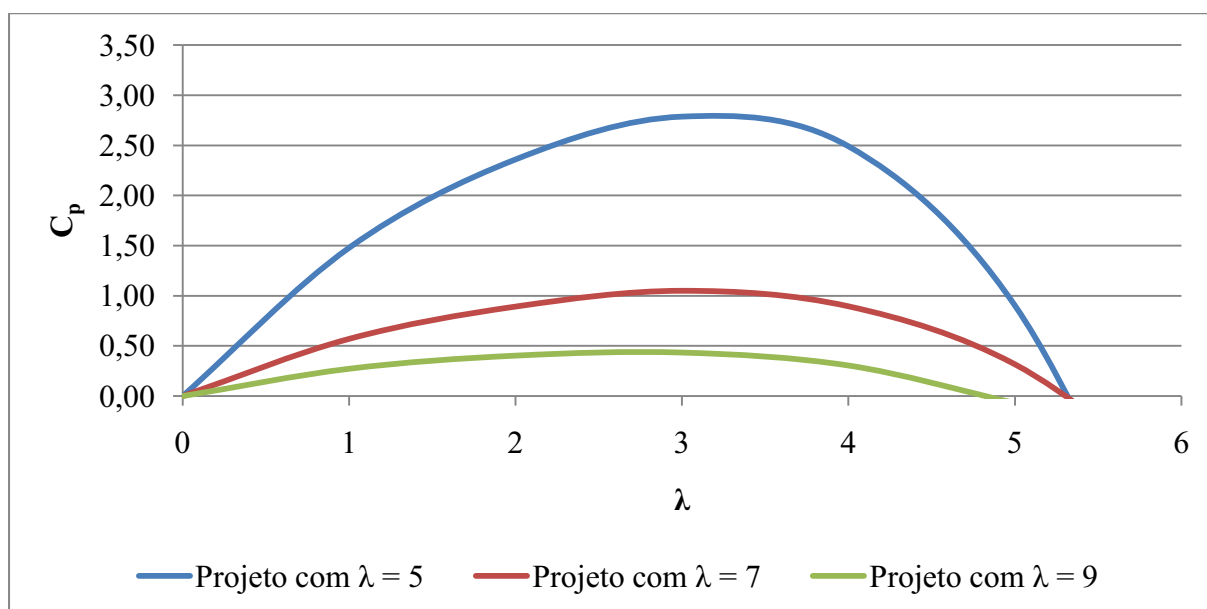


Gráfico 6.17 – Resultados obtidos com as pás projetados com perfil NACA 6412 obtidos pelo modelo de turbulência RANS Spalart-Allmaras.

O melhor resultado encontrado está demonstrado no Gráfico 6.16. Nele as pás projetadas para operar em $\lambda=5$ com perfil NACA 6412 forneceram um valor máximo de $C_p=3,06\%$, sendo a única a exceder o valor de $\lambda=6$ quando em operação, valor este próximo ao de projeto. Este resultado segue a tendência do aumento da faixa operacional com o aumento do valor de C_l/C_d , sendo neste perfil 60,34.

Ao se observar o comportamento dos três modelos de turbulência analisados, os valores de eficiência obtidos com o k- ω SST são os maiores, seguidos pelo k- ϵ . Já o modelo de uma equação Spalart-Allmaras forneceu os menores valores de eficiência, comportamento observado em todos os projetos e modelos de turbulência.

A faixa operacional de λ de cada pá não seguiu o mesmo comportamento observado nos valores de C_p , e variou de acordo com o λ de projeto e o tipo de perfil utilizado. Para as pás que continham o NACA 0012, o modelo Spalart-Allmaras forneceu a maior faixa de λ na operação para todos os projetos. Nas pás com o NACA 4412 esse mesmo modelo fornece um alcance operacional maior de λ apenas nas pás projetadas para velocidade específica igual a 5. Já as que utilizaram o perfil 6412 o modelo k- ω SST forneceu a maior faixa operacional de λ de todos os projetos, além do maior C_p .

Os resultados acima mostram que o aumento do gradiente de pressão nas pás, devido ao aumento do λ de projeto e/ou o aumento da cambagem do perfil, apresentam as maiores eficiências resolvidos com o modelo k- ω SST seguido, com valores próximos, pelo k-

ε. É importante notar também o maior alcance operacional obtido com as pás projetadas com o NACA 6412.

6.4 Resultados comparativos das variações no modelo k- ω SST para o melhor resultado obtido

A sensibilidade do modelo que forneceu o melhor resultado, k- ω SST, foi avaliada realizando variações, independentemente, no esquema de interpolação, na consideração do comprimento característico e na intensidade turbulenta. Os resultados comparativos são mostrados nos Gráficos 6.18 a 6.20.

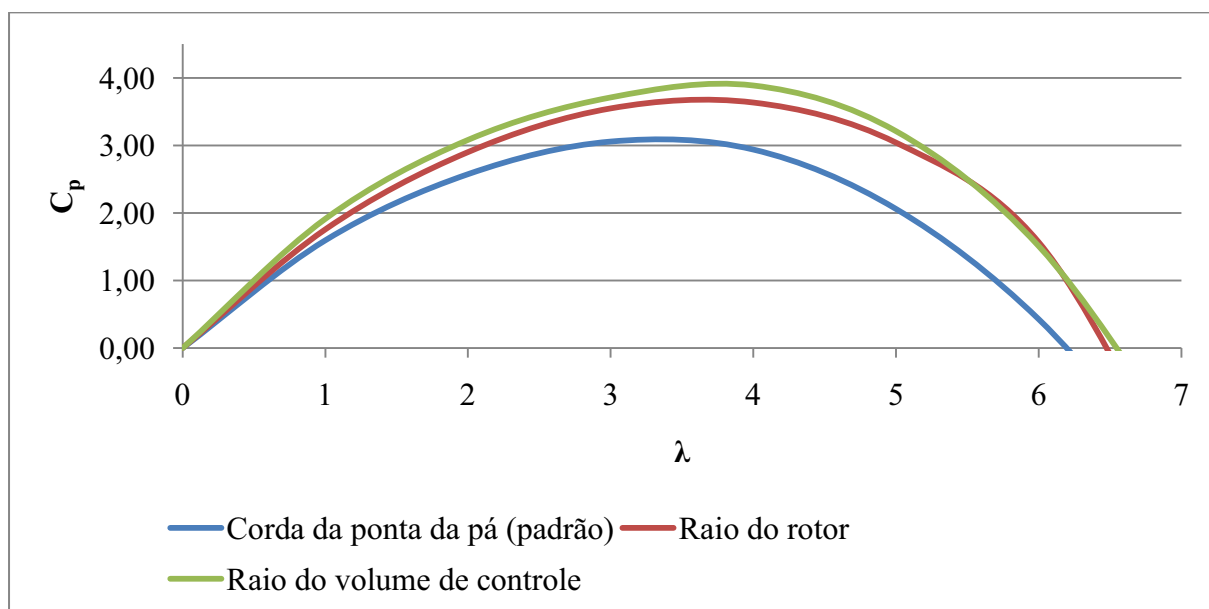


Gráfico 6.18 – Impacto da variação do comprimento característico sobre a solução no modelo k- ω SST.

O comprimento característico utilizado como padrão para todas as simulações realizadas foi o comprimento característico fornecido para todas as pás projetadas, 0,097m, que é a menor corda dentre todos os projetos de pás. O Gráfico 6.18 acima mostra o impacto sobre o resultado quando este comprimento é modificado para 1,5m (raio do rotor) e 6m (raio da secção transversal do volume de controle). Observa-se que o aumento do valor deste parâmetro elevou significativamente o valor C_p , além acrescer a amplitude do λ operacional atingido.

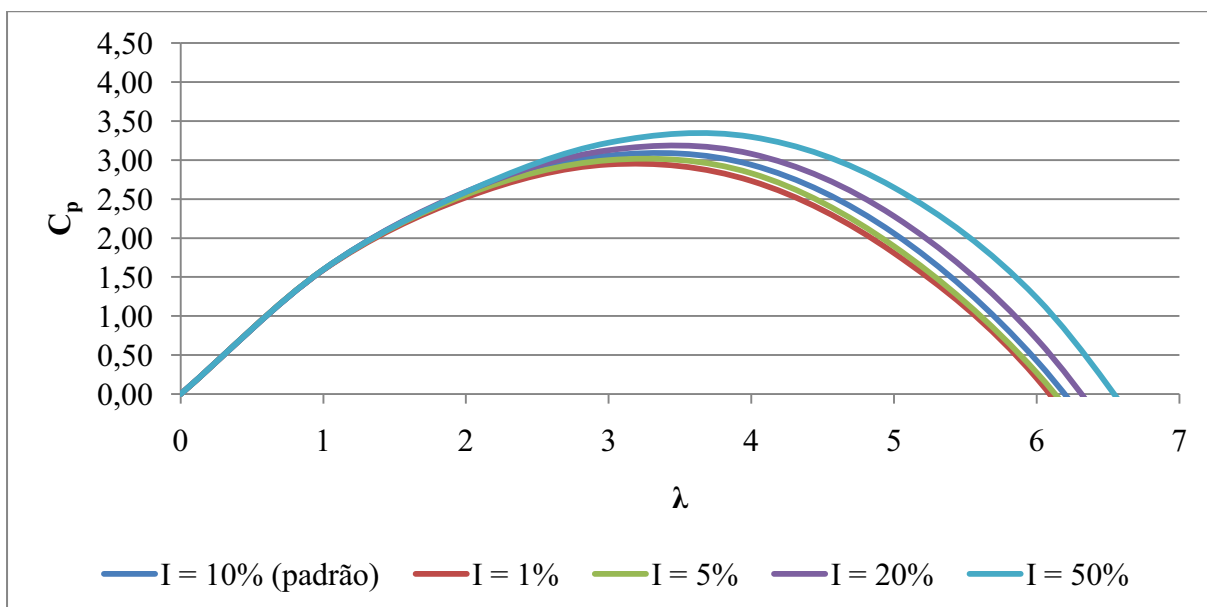


Gráfico 6.19 – Impacto da variação da intensidade turbulenta sobre a solução no modelo $k-\omega$ SST.

Para a intensidade de turbulência, o padrão utilizado foi de 10%. O aumento do seu valor, como mostrado no Gráfico 6.19 obteve a mesma melhora no alcance do λ de operação obtido pela variação do comprimento característico. No entanto foi menos expressivo no C_p .

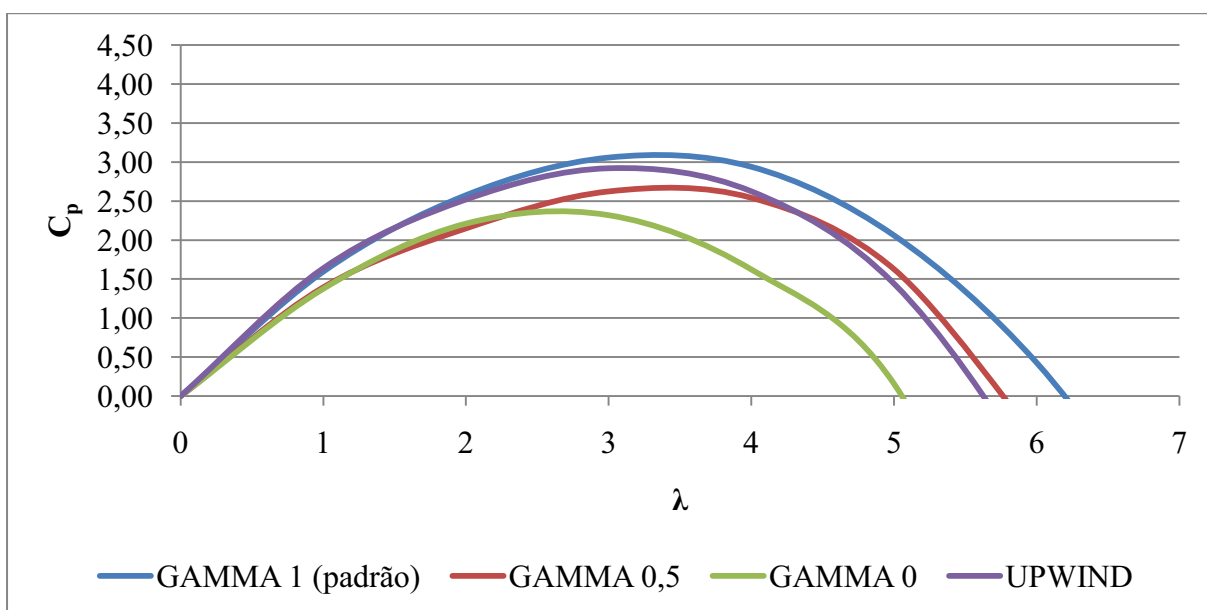


Gráfico 6.20 – Impacto da variação do esquema de interpolação sobre a solução no modelo $k-\omega$ SST.

Na variação do esquema de interpolação, o esquema de segunda ordem GAMMA 1, utilizado como padrão, mostrou-se o melhor em fornecer melhores resultados, tanto no C_p quanto no λ operacional atingido.

As modificações mencionadas acima foram implementadas em um mesmo caso e o resultado é o mostrado no Gráfico 6.21.

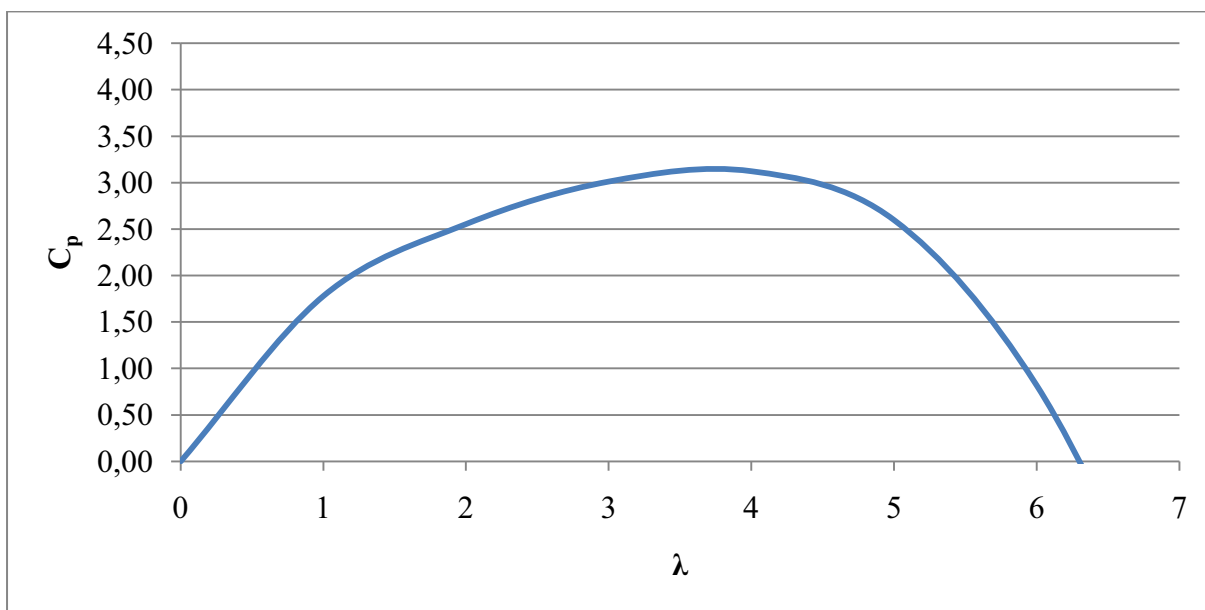


Gráfico 6.21 – Modificações no comprimento característico e na intensidade turbulenta associados.

A associação das modificações não forneceu um resultado melhor, sendo a modificação mais relevante a feita no comprimento característico. Este resultado, ou seja, esta curva de eficiência foi utilizada como referência para a comparação com resultados experimentais.

6.5 Análise qualitativa do escoamento

O ganho de quantidade de movimento angular do fluido ao passar pelo rotor é um indicativo qualitativo da coerência da solução do escoamento. Na Figura 6.6 foram traçadas linhas de corrente que se iniciam nas pontas das pás do rotor e se prolongam a jusante. Nela é possível observar um ganho de rotação do fluido no sentido de rotação do rotor, neste caso no sentido anti-horário.



Figura 6.6 – Ganho de momento angular do fluido ao passar pelo rotor.

O projeto das pás não contemplou artifícios para amenizar as perdas de ponta. Desta forma ao observar as mesmas linhas de corrente mostradas na Figura 6.6 de outro ângulo, Figura 6.7, é possível perceber a perturbação do escoamento devido à extremidade das pás.



Figura 6.7 – Perturbação no escoamento devido às perdas de ponta da pá.

6.6 Resultados comparativos entre o melhor resultado numérico obtido e resultados experimentais

O melhor resultado numérico foi obtido para a pá construída com o perfil NACA 6412 e projetada para $\lambda=5$. Logo esta foi construída e testada experimentalmente na costa leste do Ceará. Este teste captou dados de torque e rotação no eixo da pá simultaneamente com a velocidade do vento, possibilitando calcular o FEC e a potência disponível no eixo. Os 332 pontos obtidos compuseram a curva C_p versus λ . O Gráfico 6.22 mostra a distribuição dos pontos e a curva de tendência associada gerada por um polinômio de grau 3 utilizando o método dos mínimos quadrados.

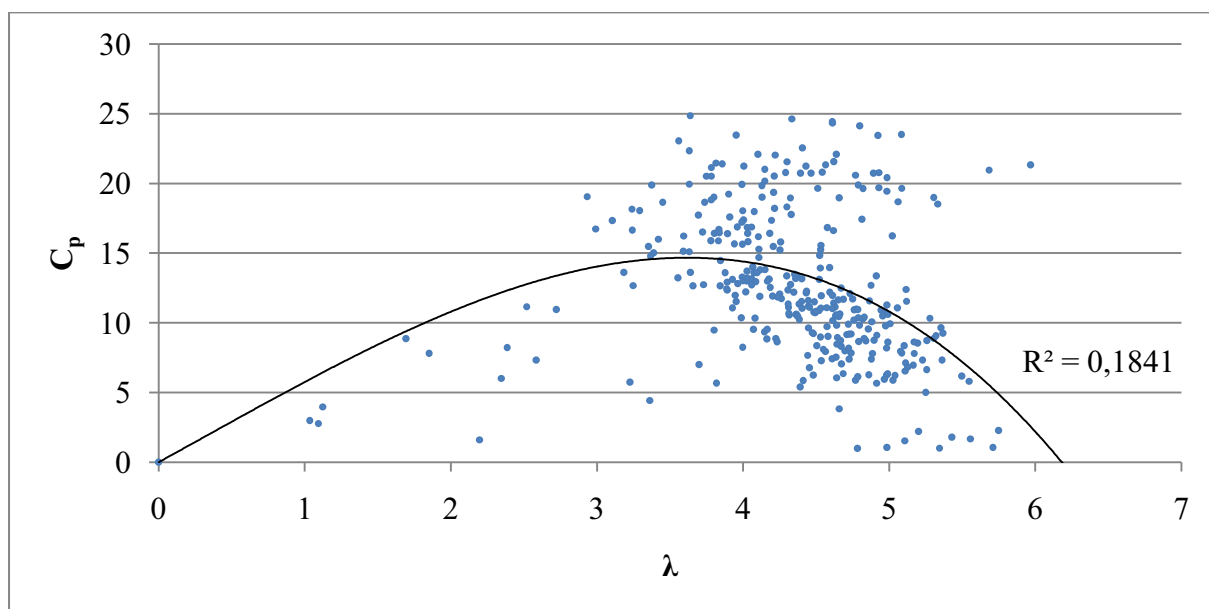


Gráfico 6.22 – Nuvem de pontos experimentais da curva C_p versus λ para um rotor tripá projetado para λ operacional igual a 5 e perfil NACA 6412 (332 pontos levantados).

O levantamento de curva C_p versus λ experimentalmente, em campo, depende fortemente das condições climáticas. Como não há a possibilidade de selecionar a velocidade do vento, as faixas de operação do aerogerador mostrada na curva não são uniformemente distribuídas. No entanto o limite operacional, em torno de $\lambda=6$, e o valor máximo de C_p , próximo a 25%, podem ser percebidos com clareza. Observa-se também uma tendência dos pontos se concentrarem próximo ao λ de projeto.

A linha de tendência foi comparada com o melhor resultado numérico obtido, o que é apresentado no Gráfico 6.23.

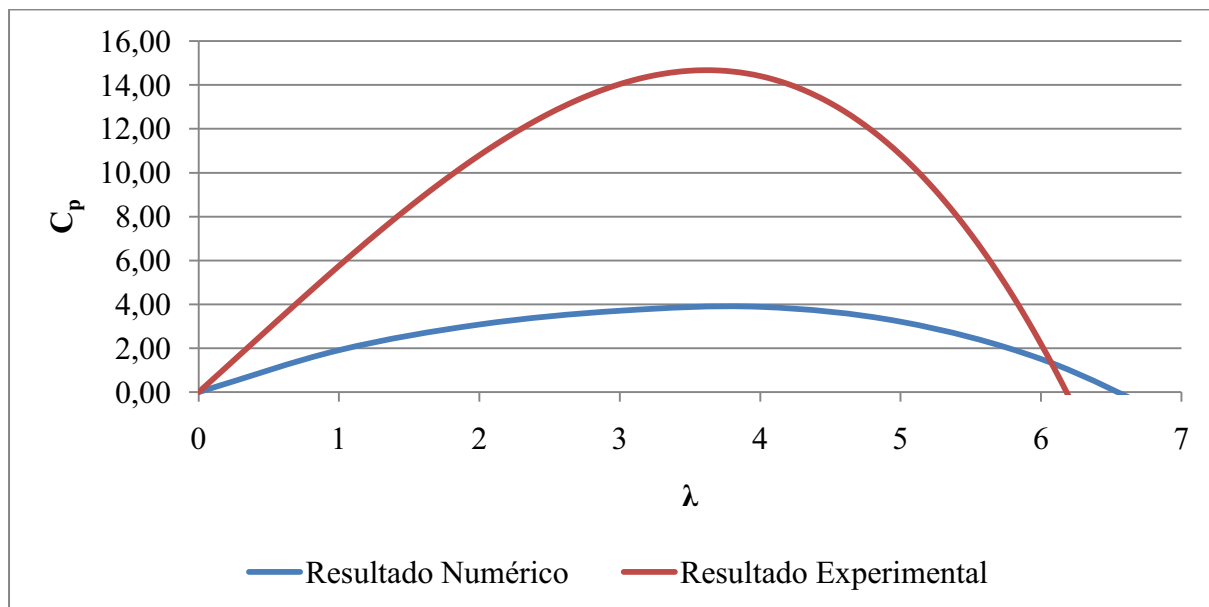


Gráfico 6.23 – Comparação do polinômio gerador a partir dos pontos experimentais com o melhor resultado numérico obtido.

Os resultados numéricos obtidos com o modelo $k-\omega$ SST forneceram boa capacidade de prever a amplitude operacional da velocidade específica de ponta de pá, λ . No entanto existiu uma diferença substancial em prever a extração de energia pelo rotor, que impactou nos baixos valores do coeficiente de potência, C_p , da simulação numérica. Este fato é provavelmente devido à imprecisão dos modelos RANS em prever os efeitos de descolamento da camada limite sobre o perfil aerodinâmico. Outro efeito não percebido é a transição do regime laminar para o turbulento, uma vez que o rotor opera em diversas condições de rotação e velocidade do vento, e a variação dos regimes é recorrente. Desta forma essas duas deficiências citadas impactam sobre o diferencial de pressão entre o intradorso e o extradorso, consequentemente alterando o valor de empuxo e arrasto na pá.

7 CONCLUSÕES

7.1 Solução numérica

O levantamento de curva de eficiência, C_p versus λ , utilizando modelos RANS de uma e duas equações de transporte foi realizado para um gerador eólico de 3m de diâmetro. As pás projetadas para operar em $\lambda=5, 7$ e 9 utilizaram os perfis NACA 0012, 4412 e 6412, cada, objetivando variar o efeito do diferencial de pressão para analisar o comportamento da solução.

A parametrização da malha para obtenção da solução independente da mesma foi a primeira parte do desenvolvimento do trabalho numérico. Neste processo, as simulações numéricas obtiveram valores geométricos do espaço discretizado compatíveis com um gerador eólico de 3m de diâmetro, garantindo que as condições de contorno não se propagassem para a solução do escoamento. Os níveis de refinamento tiveram como limitante os efeitos capazes de um modelo RANS perceber, haja vista que o nível de refinamento para estes modelos é o menor dentre todos, uma vez que a atenção dos esforços computacionais é voltada para as médias das propriedades do escoamento e como a flutuação impacta sobre elas.

Os resultados numéricos demonstraram coerência com relação às características dos perfis utilizados. Quanto mais a relação C_l/C_d máxima do perfil foi aumentando, melhores foram os resultados da eficiência e do alcance operacional de λ , independente do modelo de turbulência, sendo o perfil NACA 6412 o de melhor resultado. Na indústria da geração de energia eólica a razão C_l/C_d máxima é de caráter tão relevante que níveis baixos tornam o custo da turbina proibitivo. Isto acontece porque há impacto direto no coeficiente de potência, nos valores de partida de rotação e na amplitude operacional em relação ao λ .

Observando as soluções entre os modelos, os melhores resultados foram obtidos com o k- ω SST, independente do projeto e do perfil utilizado.

7.2 Dados experimentais

Os dados experimentais são importantes para a avaliação do potencial de um modelo numérico. Com esta motivação foi realizado o teste experimental da pá que forneceu o melhor resultado numérico – NACA 6412, projetada para operar em $\lambda=5$. Este teste obteve

como resultado uma nuvem de pontos onde cada um representa uma condição de operação do rotor.

Os pontos obtidos compuseram o gráfico C_p versus λ , no entanto os resultados são dispersos, devido essencialmente à variação constante nas condições ambientais, sendo necessário utilizar uma linha de tendência para análise do comportamento dos dados. Esta linha foi criada utilizando o método dos mínimos quadrados para a obtenção de um polinômio de grau 3.

O controle da rotação foi realizado manualmente, pelo acionamento de uma sapata que prendia o eixo, que apesar de eficiente não oferecia sensibilidade para manter as rotações baixas o suficiente para captar baixos valores de λ . Ao se aumentar a força de frenagem qualquer diminuição da velocidade do vento fazia com que o rotor parasse completamente. Já os valores altos de λ não foram atingidos porque o próprio perfil perdia a sustentação, sendo este um limite aerodinâmico do rotor. Por isso quando construído o gráfico $C_p \times \lambda$ havia uma maior quantidade de pontos entre $\lambda=3$ e 6. No entanto o limite operacional, em torno de $\lambda=6$, e o valor máximo de C_p , próximo a 25%, puderam ser percebidos com clareza, assim como uma tendência dos pontos se concentrarem próximo ao λ de projeto.

7.3 Comparação dos resultados numérico e experimentais

A comparação entre os dados experimentais e a solução numérica foi satisfatória. Os modelos de turbulência $k-\varepsilon$ e $k-\omega$ SST obtiveram boa precisão em prever a faixa de operação da pá em relação aos valores de λ , ou seja, foram precisos em indicar o limite no qual a pá, independente da condição de vento, não seria mais capaz de fornecer torque útil. No entanto os valores de C_p ficaram bem abaixo dos obtidos experimentalmente, indicando uma deficiência destes modelos em resolver o campo de pressão para este problema, fato explicado pela baixa capacidade dos modelos RANS em prever o ponto de descolamento da camada limite, quando em regime totalmente turbulento, bem como a transição entre os regimes turbulento e laminar. Desta forma o resultado afeta o gradiente de pressão entre as faces dos perfis aerodinâmicos, tendo como consequência alterações nos valores de sustentação e arrasto.

A precisão dos modelos RANS de duas equações em indicar o ponto de operação no qual não haverá mais torque, indica que a solução do campo de pressão e velocidade não fornece valores incorretos, mas que subestima os diferenciais de pressão em momentos de maior extração de energia da corrente livre, consequentemente reduzindo os valores de C_p .

Desta forma, nos momentos de operação que os diferenciais de pressão entre as faces do perfil eram maiores, devendo fornecer mais torque, a solução tendeu a atenuar este gradiente.

7.4 Considerações finais

A disparidade nos valores de C_p ainda não demonstra uma fraqueza insolúvel dos modelos, já que neste trabalho não foi contemplado o esforço para a calibração fina do mesmo. Desta forma a utilização de modelos RANS de duas equações para aplicação na indústria da energia eólica se mostra promissora e viável, haja vista que estes modelos apresentam excelente custo benefício com relação ao esforço computacional, além do resultado de prever o limite operacional ser de extrema importância, uma vez que prever este limite se traduz em uma economia em experimentos.

As simulações foram realizadas em uma única condição de velocidade de corrente livre, sendo a varredura de uma determinada faixa de velocidades também recomendável, haja vista que os modelos analíticos de projetos de pás segundo o BEM não contemplam o impacto desta variação devido às perdas aerodinâmicas sobre a pá.

8 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Abbott, I.H.A, von Doenhoff, A.E., 1959. *Theory of Wing Sections, Including a Summary of Airfoil Data*. Dover Publications, New York.

Agência Nacional de Energia Elétrica (ANEEL), 2003, “*Atlas de Energia Elétrica no Brasil 2002*”, acesso em 15 de janeiro de 2010, disponível em <http://www.aneel.gov.br>.

Alvarez, A. C. C., Rocha, P. A. C., Carneiro, F. O. M., *Projeto aerodinâmico de um gerador eólico tripá para ventos de baixa intensidade, utilizando a teoria do momento do elemento de pá*, Anais do V Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, Salvador, Brasil, 2008.

Apadopoulos, M., Helmis, C. G., Soilemes, A. T., Papageorgas, P. G., Asimakopoulos, D. N., *Study of the turbulent characteristics of the near-wake field of a medium-sized wind turbine operating in high wind conditions*, Solar Energy Vol. 55, pp. 61-72, Greece, 1995.

Burton, T., Shape, D., Jenkins, N., Bossanyi, E., *Wind energy handbook*, John Wiley & Sons Ltd., 2001.

Carneiro, F. O. M., , Rocha, P. A. C., A. B. Modolo, Silva, M. E. V., *Parameterization of a hexaedric mesh generation process for the application in the flow solution over a small scale wind turbine*, Annals of 20th International Congress of Mechanical Engineering, Gramado, RS, Brazil, 2009.

Carneiro, F. O. M.; Rocha, P. A. C.; Silva, M. E. V., *Levantamento da Curva de Desempenho de Aerogeradores de Pequeno Porte Projetados com Perfis NACA de Quatro Dígitos, através de Simulação Numérica utilizando a Biblioteca de CFD OpenFOAM*, Anais do VI Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, Campina Grande, PB, Brasil, 2010.

Crespo, A., Manuel, F., Moreno, D., Fraga, E., Hernandez, J., 1985. *Numerical analysis of wind turbine wakes*. In: Proceedings of Delphi Workshop on Wind Energy Applications, Delphi, Greece, pp. 15–25.

Dan-mei H., Zhao-hui D., *Near wake of a model horizontal-axis wind turbine*, Journal of Hydrodynamics 21, pp. 285-291, China, 2009.

Devinant, Ph., Laverne, T., Hureau, J., *Experimental study of wind-turbine airfoil aerodynamics in high turbulence*, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics 90, pp. 689–707, France, 2002.

Du, Z., Selig, M.S., *The effect of rotation on the boundary layer of a wind turbine blade*, Renewable Energy 20, pp. 167-181, China, 1999.

Ebert, P.R., Wood, D.H., *The near wake of a model horizontal-axis wind turbine-II. General features of the three-dimensional flowfield*, Renewable Energy 18, pp. 513-534, Australia, 1998.

Habali, S. M., Saleh, I. A., *Design and testing of small mixed airfoil wind turbine blades*, Renewable Energy, Vol. 6, No. 2, pp. 161 169, Jordan, 1994.

Hau, E., *Wind Turbines*, Springer, Second Edition, 2006.

Hu, D., Hua, O., Du, Z., *A study on stall-delay for horizontal axis wind turbine*, Renewable Energy 31, pp. 821–836, China, 2005.

Jasak H., Weller, H.G, Gosman, A.D., *High resolution nvd differencing scheme for arbitrarily unstructured meshes*, International journal for numerical methods in fluids 31, pp. 431–449, United Kingdom, 1999.

Jensen, F.M., Falzon, B.G., Ankersen, J., Stang, H., *Structural testing and numerical simulation of a 34 m compositewind turbine blade*, Composite Structures 76, pp. 52–61, Denmark, 2006.

Kasmi, A. E., Masson, C., *An extended $k-\varepsilon$ model for turbulent flow through horizontal-axis wind turbines*, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics 96, pp. 103–122, Canada, 2008.

Lin S., Shieh, T., *Study of aerodynamical interference for a wind turbine*, International Communications in Heat and Mass Transfer 37, pp. 1044–1047, Taiwan, 2010.

Manwell, J. F., McGowan, J. G., Rogers, A. L., *Wind Energy Explained – Theory, Design and Application*, John Wiley & Sons Ltd., 2002.

McCroskey, W. J., *A critical assessment of wind tunnel results for the NACA 0012 airfoil*, NASA Tech. Memo. 100019 (1987).

Rocha, P. A. C., , Carneiro, F. O. M., Andrade C. F., *Numerical investigation on the performance of a three-bladed wind turbine for low intensity wind: an openfoam and ansys-cfx comparison*, Annals of All About Energy, Fortaleza, Ceará, Brasil, 2010.

Schreck, S. J., Robinson, M. C., *Horizontal Axis Wind Turbine Blade Aerodynamics in Experiments and Modeling*, IEEE Transactions On Energy Conversion, Vol. 22, no. 1, USA, 2007.

Tabor, G., Weller, H. G., Jasak, H., Fureby., C., *A tensorial approach to computational continuum mechanics using object-oriented techniques*, Computers in Physics, vol. 12, no. 6, nov/dec 1998.

Ubaldi, M., Zunino, P., *An experimental study of the unsteady characteristics of the turbulent near wake of a turbine blade*, Experimental Thermal and Fluid Science 23, pp. 23-33, Italy, 2000.

Versteeg, H. K., Malalasekera, W., *An introduction to computational fluid dynamics: The finite volume method*, Prentice Hall, Second Edition, 2007.

Whale, J., Anderson, C.G., Bareiss, R., Wagner, S., *An experimental and numerical study of the vortex structure in the wake of a wind turbine*, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics 84, pp. 1-21, United Kingdom, 1997.

Wilcox, D. C., *Turbulence Modeling for CFD*, DCW Industries, Third Edition, 2006.

Wood, D. H., Some effects of compressibility on small horizontal-axis wind turbines, *Renewable Energy*, Vol. 10, No. 1, pp. 11-17, Australia, 1996.

Wright, A.K., Wood, D.H., *The starting and low wind speed behaviour of a small horizontal axis wind turbine*, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 92, pp. 1265–1279, Australia, 2004.