

MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO
UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

OTIMIZAÇÃO E DINÂMICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL
APLICADAS A TURBINAS EÓLICAS

por

André Francesconi Pinto Ribeiro

Dissertação para obtenção do Título de
Mestre em Engenharia

Porto Alegre, março de 2012

OTIMIZAÇÃO E DINÂMICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL
APLICADAS A TURBINAS EÓLICAS

por

André Francesconi Pinto Ribeiro
Engenheiro Civil

Dissertação submetida ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, da Escola de Engenharia da Universidade Federal do Rio Grande do Sul, como parte dos requisitos necessários para a obtenção do Título de

Mestre em Engenharia

Área de Concentração: Fenômenos de Transporte

Orientador: Prof. Dr. Armando Miguel Awruch

Co-orientador: Prof. Dr. Herbert Martins Gomes

Aprovada por:

Profa. Dra. Adriane Prisco Petry, PROMEC / UFRGS

Prof. Dr. Alexandre Luis Braun, PPGEC / UFRGS

Prof. Dr. Horácio Antônio Vielmo, PROMEC / UFRGS

Prof. Dr. Francis Henrique Ramos França
Coordenador do PROMEC

Porto Alegre, 8 de março de 2012

Ao meu maior exemplo como profissional, pesquisador e pessoa.

Obrigado, pai.

AGRADECIMENTOS

Aos meus pais, pelo apoio ao longo de todos estes anos e pelos conselhos e ajuda na elaboração desta dissertação.

À Luciana, pelos melhores anos da minha vida.

Ao colega Bruno Moschetta, pelo excelente trabalho que contribuiu muito para o penúltimo capítulo desta dissertação.

Ao meu orientador, Armando Miguel Awruch, pela ajuda e pelas conversas.

Ao meu co-orientador, Herbert Martins Gomes, pelo apoio ao usar redes neurais artificiais.

Ao professor João Ricardo Masuero, pelos recursos computacionais e auxílio com paralelismo.

Aos demais professores e colegas que, ao longo dos últimos anos, contribuíram de uma forma ou outra com o meu desenvolvimento pessoal e profissional.

Ao Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPQ) pelo apoio financeiro.

RESUMO

Este trabalho consiste na aplicação de métodos de otimização e de dinâmica dos fluidos computacional a turbinas eólicas. O grande crescimento no mercado de energias renováveis exige que turbinas cada vez mais potentes sejam criadas e que o projeto e análise destas seja cada vez mais preciso. A presente dissertação tem como objetivos a otimização um aerofólio para turbinas eólicas, a simulação de um aerofólio de uma turbina eólica com alto ângulo de ataque e a simulação de uma turbina tridimensional. A otimização de aerofólios foi feita com simulações bidimensionais permanentes, utilizando as equações médias de Reynolds e o modelo de turbulência de Spalart-Allmaras, com algoritmos genéticos acoplados a redes neurais artificiais. O cálculo de um aerofólio com alto ângulo de ataque foi feito utilizando simulações de grandes escalas com o modelo dinâmico de Smagorinsky. As simulações de uma turbina tridimensional foram feitas empregando as equações médias de Reynolds em forma permanente, com um termo adicional representando as forças de Coriolis, também com o modelo de turbulência de Spalart-Allmaras. Da primeira etapa pode-se concluir que as simulações bidimensionais permanentes são muito precisas para o aerofólio de referência, com boa concordância nos coeficientes de arrasto, sustentação e pressão. Os algoritmos genéticos geraram bons resultados, com cerca de 8% de aumento da razão sustentação/arrasto e com aproximadamente 50% de economia no tempo computacional ao se utilizar redes neurais artificiais. Na segunda etapa, o cálculo de um aerofólio com alto ângulo de ataque demonstrou necessidade de simulações tridimensionais transientes, pela alta variação dos coeficientes aerodinâmicos ao longo do tempo e alta tridimensionalidade da esteira. Na última etapa, a simulação de uma turbina tridimensional mostrou resultados muito próximos dos experimentais. Muita atenção foi dada na discretização deste caso, chegando a uma malha com 700 mil elementos, enquanto outros autores utilizaram de 3 a 38 milhões de elementos para o mesmo caso.

Palavras-chave: aerodinâmica; simulação numérica; aerofólio.

ABSTRACT

The present work consists in the application of optimization methods and computational fluid dynamics to wind turbines. The massive growth in renewable energies demands more powerful turbines and more accuracy in their design and analysis. This work has three objectives: optimization of an airfoil for wind turbines, simulation of a wind turbine airfoil in deep stall, and simulation of a three-dimensional wind turbine. The airfoil optimization is accomplished by means of two-dimensional steady-state Reynolds averaged Navier-Stokes simulations with the Spalart-Allmaras turbulence model, with genetic algorithms coupled with artificial neural networks. The airfoil in deep stall is calculated with unsteady three-dimensional Large Eddy Simulations with the dynamic Smagorinsky model. The simulation of a wind turbine is also done by means of the Reynolds averaged Navier-Stokes equations, with an additional term to take the Coriolis forces into account, and the Spalart-Allmaras turbulence model. In the first application, it can be confirmed that the two-dimensional steady state simulations are very accurate for the reference airfoil, with good agreement for drag, lift, and pressure coefficients. Genetic algorithms improved the lift-to-drag ratio about 8%, with a 50% decrease in computational time when using artificial neural networks. For the second application, the airfoil with a high angle of attack showed that transient three-dimensional simulations were indeed required, with a high variation of aerodynamic coefficient as a function of time and the highly three-dimensional wake. In the final part, the three-dimensional wind turbine showed very good agreement with experimental results. A great deal of attention was devoted to the creation of the grid and a mesh with only 700 thousand elements was achieved, while other authors used from 3 to 38 million elements for the same case.

Keywords: aerodynamics; numerical simulation; airfoil.

ÍNDICE

1.	INTRODUÇÃO.....	1
1.1	Otimização de aerofólios	1
1.2	Aerofólios com ângulos de ataque altos	2
1.3	Simulação de turbinas eólicas.....	3
1.4	Objetivos do trabalho.....	4
1.5	Organização do trabalho	5
2.	DINÂMICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL	6
2.1	Modelo matemático	6
2.1.1	Equações governantes	6
2.1.2	Modelagem da turbulência	7
2.1.3	Equações Médias de Reynolds.....	8
2.1.4	Modelo de turbulência Spalart-Allmaras	9
2.1.5	Simulação de Grandes Escalas	11
2.2	Métodos numéricos.....	13
2.2.1	O Método dos Volumes Finitos	13
2.2.2	Funções de interpolação.....	15
2.2.3	Derivação temporal	17
2.2.4	Acoplamento pressão-velocidade.....	17
2.2.5	Erros presentes em métodos numéricos	18
3.	MÉTODOS USADOS EM OTIMIZAÇÃO	20
3.1	Geração da geometria	21
3.1.1	Método PARSEC	22
3.1.2	Curvas paramétricas	22
3.1.3	Outros métodos para geração de geometria	24
3.2	Algoritmos de otimização.....	24
3.2.1	Algoritmos baseados em gradientes	25
3.2.2	Algoritmos genéticos.....	26
3.2.3	Métodos híbridos.....	27
3.3	Redes neurais artificiais	28
4.	OTIMIZAÇÃO DE AEROFÓLIOS PARA TURBINAS EÓLICAS	32
4.1	Validação das simulações numéricas.....	32
4.1.1	Independência de malha	32
4.1.2	Tamanho do domínio de cálculo	35
4.1.3	Convergência dos resultados.....	37
4.1.4	Comparação dos coeficientes aerodinâmicos.....	38
4.2	Modificações no algoritmo genético.....	40
4.2.1	Comparação de indivíduos com resultados já calculados	40
4.2.2	Inicialização a partir de um cálculo anterior	42
4.2.3	Paralelização	42
4.3	Otimização	44
4.3.1	Otimização de múltiplos objetivos	44
4.3.2	Otimização com um único objetivo usando redes neurais artificiais.....	46
4.3.3	Aumento do número de pontos	48

5.	Simulação de grandes escalas de um AEROFÓLIO com ângulo de ataque alto	51
5.1	Definição do problema.....	51
5.2	Geração da malha.....	51
5.3	Métodos numéricos e condições de contorno	54
5.4	Análise estatística dos resultados.....	54
5.5	Comparação com dados experimentais.....	56
5.6	Tridimensionalidade dos resultados.....	57
6.	SIMULAÇÃO DE UMA TURBINA TRIDIMENSIONAL.....	59
6.1	Definição do problema.....	59
6.2	Geração da malha.....	60
6.3	Métodos numéricos e condições de contorno	63
6.4	Comparação com dados experimentais.....	64
6.5	Análise qualitativa do escoamento	67
7.	CONCLUSÕES.....	70
7.1	Trabalhos futuros	71
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	72

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1	Potencia eólica instalada no mundo 1996-2010 [GWEC, 2011]	1
Figura 2.1	Volumes de controle com pontos centrais e de interpolação [Ribeiro, 2009].....	15
Figura 3.1	Ciclo do processo de otimização de um aerofólio.....	21
Figura 3.2	Ciclo do processo de otimização de um aerofólio incluindo um modelo substituto	21
Figura 3.3	Método PARSEC [Shahrokhi e Jahangirian, 2007]	22
Figura 3.4	Curvas de Bézier de 6 pontos para representar o perfil GA(W)-1 [Ribeiro et al., 2011].....	24
Figura 3.5	Fluxograma de um algoritmo genético.....	27
Figura 3.6	Modelo não linear de um neurônio [Haykin, 1999]	29
Figura 3.7	Exemplo de rede neural totalmente conectada com uma camada oculta [Haykin, 1999]	30
Figura 4.1	Malha utilizada no aerofólio GA(W)-1 [Ribeiro et al., 2011]	34
Figura 4.2	Coefficiente de pressão ao longo do perfil para as malhas utilizadas [Ribeiro et al., 2011].....	34
Figura 4.3	Linhas de corrente no bordo de fuga do perfil	35
Figura 4.4	Coefficiente de arrasto em função da distância da fronteira do domínio de cálculo [Ribeiro et al., 2011].....	36
Figura 4.5	Coefficiente de sustentação em função da distância da fronteira do domínio de cálculo [Ribeiro et al., 2011]	36
Figura 4.6	Convergência das variáveis resolvidas.....	37
Figura 4.7	Convergência dos coeficientes aerodinâmicos.....	38
Figura 4.6	Comparação dos valores numéricos e experimentais do coeficiente de sustentação	39
Figura 4.6	Comparação dos valores numéricos e experimentais do coeficiente de arrasto.....	39
Figura 4.7	Comparação dos valores numéricos e experimentais da razão entre sustentação e arrasto [Ribeiro et al., 2011].....	40
Figura 4.8	<i>Speed-up</i> obtido com as duas formas de paralelização [Ribeiro et al., 2011].....	44
Figura 4.9	Limites para as variáveis (barras) e pontos correspondentes ao GA(W)-1 (quadrados) [Ribeiro et al., 2011].....	45
Figura 4.10	Fronte de Pareto e perfis obtidos [Ribeiro et al., 2011]	46

Figura 4.11 Aerofólios com maior Cl/Cd obtidos com as otimizações e o GA(W)-1 [Ribeiro et al., 2011]	48
Figura 4.12 Performance do melhor indivíduo de cada geração utilizando curvas de Bézier de 6 e 7 pontos.....	49
Figura 5.1 Aerofólio NACA 65 ₄ -421	51
Figura 5.2 Visão lateral da malha utilizada	52
Figura 5.3 Malha na região da esteira.....	52
Figura 5.4 Malha no bordo de ataque	53
Figura 5.5 Malha no bordo de fuga	53
Figura 5.6 Andamento no tempo dos coeficientes aerodinâmicos	55
Figura 5.7 Resíduos da média e desvio padrão dos coeficientes aerodinâmicos.....	55
Figura 5.8 Comparação do coeficiente de arrasto calculado (vermelho) com dados experimentais [Devinant et al., 2002].....	56
Figura 5.9 Comparação do coeficiente de sustentação calculado (vermelho) com dados experimentais [Devinant et al., 2002].....	57
Figura 5.10 Linhas de corrente médias	57
Figura 5.11 Iso-superfície do critério Q ($Q=0,5 \text{ s}^{-2}$).....	58
Figura 6.1 Turbina NREL Phase VI [Hand et al., 2001]	59
Figura 6.2 Modelo computacional da pá	60
Figura 6.3 Modelo computacional detalhado da pá de Duque et al., 2003.....	60
Figura 6.4 Malha de superfície da pá.....	61
Figura 6.5 Malha na base da pá	61
Figura 6.6 Expansão da malha na ponta da pá.....	62
Figura 6.7 Visão geral da malha	62
Figura 6.8 Condições de contorno vistas da entrada: verde=periodicidade, roxo=simetria, cinza= saída, laranja=parede.....	64
Figura 6.9 Coeficientes de pressão em diversas seções da pá com vento a 7 m/s.....	65
Figura 6.10 Coeficientes de pressão em diversas seções da pá com vento a 10 m/s.....	65
Figura 6.11 Coeficientes de pressão em diversas seções da pá com vento a 25 m/s.....	66
Figura 6.12 Linhas de cisalhamento na pá com vento a 7 m/s	67
Figura 6.13 Linhas de cisalhamento na pá com vento a 10 m/s	67

Figura 6.14	Linhas de cisalhamento na pá com vento a 25 m/s	67
Figura 6.15	Iso-superfície de vorticidade com vento a 7 m/s	68
Figura 6.16	Iso-superfície de vorticidade com vento a 10 m/s	68
Figura 6.17	Iso-superfície de vorticidade com vento a 25 m/s	69

1. INTRODUÇÃO

Com o grande impacto ambiental gerado pela liberação de gás carbônico na atmosfera e as mudanças climáticas que resultaram deste processo, o investimento em energias renováveis vem crescendo nas últimas décadas. A energia eólica tem recebido atenção especial, devido à sua eficiência e facilidade de obtenção, em comparação à energia solar ou geotérmica. A Figura 1.1 mostra a potência eólica instalada no mundo ao longo dos últimos 15 anos.

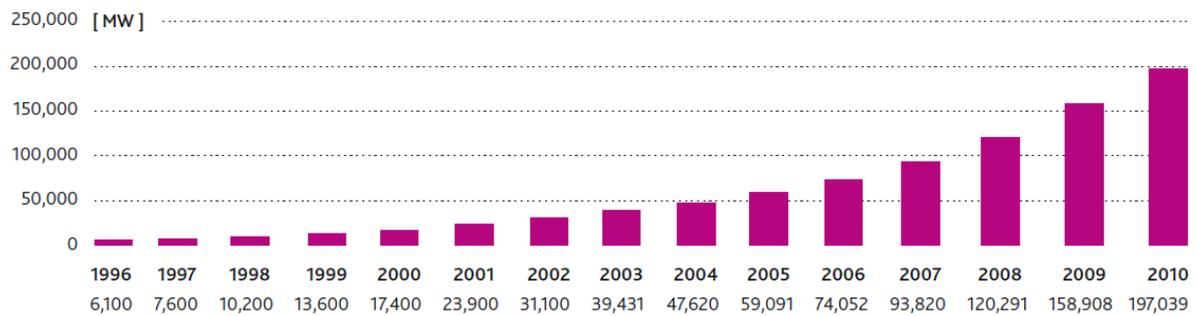


Figura 1.1 Potencia eólica instalada no mundo 1996-2010 [GWEC, 2011]

Tal crescimento exige que as próximas gerações de turbinas eólicas sejam mais potentes. Para que isto seja alcançado, os métodos utilizados para prever a potência das turbinas antes de suas construções devem se tornar mais precisos e robustos. Além disto, métodos de otimização podem ser aplicados para aprimorar projetos existentes. As próximas seções fazem um breve resumo das aplicações recentes nestas áreas.

1.1 Otimização de aerofólios

Em turbinas eólicas, aerofólios oriundos da indústria aeroespacial são frequentemente utilizados [Fuglsang and Madsen, 1999]. No entanto, perfis usados em aviões são muitas vezes projetados fixando um valor para o coeficiente de sustentação e buscando minimizar o coeficiente de arrasto [McGhee e Beasley, 1973]. Além disso, em turbinas eólicas, o parâmetro mais importante a maximizar é a razão entre estes coeficientes, sendo que ângulos de ataque muito maiores do que os encontrados em aviões podem ser utilizados [Burton, 2001].

Na área de Engenharia Aeroespacial, a otimização aerodinâmica é empregada com frequência no projeto de aerofólios. Os métodos de otimização podem ser classificados em

dois grandes grupos: métodos baseados em gradientes e métodos heurísticos. Os métodos mais populares do segundo grupo são os algoritmos genéticos. Redes neurais artificiais são ocasionalmente usadas para interpolar e extrapolar as funções objetivos de algoritmos genéticos e de gradientes. Isto é feito em parte dos casos avaliados, a fim de evitar numerosas análises através da Dinâmica dos Fluidos Computacional (*Computational Fluid Dynamics*, CFD), que requer muito tempo de processamento para problemas complexos.

Métodos baseados em gradientes já foram utilizados na otimização de aerofólios de turbo-máquinas [Rai e Madavan, 2000], aerofólios de múltiplos componentes [Nemec et al., 2004] e aeronaves completas [Kroll et al., 2007]. Nos últimos anos, otimização com algoritmos genéticos também foi aplicada a aerofólios [Shahrokhi e Jahangirian, 2007; Cinnella e Congedo, 2008; López et al., 2008], asas [Zhang et al., 2003; Chiba et al., 2005; Peigin e Epstein, 2008; Vatandas e Özkol, 2008] e aviões completos [Chung et al., 2003]. Alguns destes casos incluíram redes neurais para representar aerofólios isolados [Rai e Madavan, 2000; Cinnella e Congedo, 2008]. Problemas de maior grau de complexidade também podem ser auxiliados por redes neurais, como aerofólios com múltiplos componentes [Giannakoglou, 2002] e otimização de características tridimensionais em pontas de asas [Duvigneau e Visonneau, 2004].

1.2 Aerofólios com ângulos de ataque altos

Simulações numéricas são a parte mais dispendiosa em problemas de otimização aerodinâmica. Elas são feitas para obter a performance dos perfis gerados, que pode incluir os coeficientes de arrasto e sustentação ou parâmetros locais como o coeficiente de pressão ao longo do aerofólio. Por tomar tanto tempo de cada ciclo do processo de otimização, é importante utilizar os modelos mais simples possíveis, desde que estes sejam capazes de gerar resultados confiáveis. Para aerofólios utilizados em altas velocidades, efeitos viscosos podem ser considerados pequenos e, por esta razão, muitas vezes são utilizadas as equações invíscidas e compressíveis de Euler [Vatandas e Özkol, 2007; Huyse et al., 2002; Whitney et al., 2002].

Quando os efeitos viscosos são considerados relevantes, as equações de Navier-Stokes devem ser resolvidas, normalmente utilizando as equações médias de Reynolds (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*, RANS) associadas a algum modelo de turbulência. Neste caso, o

número de equações diferenciais adicionais a serem resolvidas influencia o tempo de cálculo. Normalmente são usados modelos algébricos como o de Baldwin-Lomax [Peigin e Epstein, 2004], de uma equação como o Spalart-Allmaras [Chiba et al., 2005; Kampolis e Giannakoglou, 2008; Yin et al., 2008] ou de duas equações como o k- ϵ [López et al., 2008; Garcia et al., 2008; Shahrokhi e Jahangirian, 2007] e o modelo k- ω SST [Duvigneau e Visonneau, 2004].

Para escoamentos com ângulos de ataque muito altos, simulações bidimensionais e permanentes não costumam ser suficientemente precisas. Isto tem estimulado o uso de simulações tridimensionais, transientes e com métodos mais precisos, como simulação de grandes escalas (*Large Eddy Simulation*, LES), que requer um grande poder computacional e começou a ser aplicado a aerofólios recentemente [Mary e Sagaut, 2002; Dahlström e Davidson, 2003]. Métodos híbridos que usam RANS em algumas partes do domínio e LES em outras, como *Detached-Eddy Simulation* (DES) também têm sido desenvolvidos e utilizados em escoamentos envolvendo separação [Spalart, 2009].

Um aerofólio com ângulo de ataque muito alto se comporta mais como um corpo rombudo que como um perfil aerodinâmico, possuindo uma esteira de vórtices e um coeficiente de arrasto majoritariamente gerado pela pressão. Um exemplo de corpo rombudo, bidimensional e alongado, cujo comportamento aerodinâmico é frequentemente estudado, é a seção transversal de pontes. Com isto em mente, métodos da Engenharia do Vento Computacional passam a ser mais úteis que os da Engenharia Aeroespacial. A metodologia LES em duas dimensões já foi empregado por diversos grupos para simular seções de pontes [Selvam et al., 1998; Bruno e Khris, 2003; Braun e Awruch, 2008], apesar de simulações bidimensionais de corpos rombudos possuírem limitações bem conhecidas [Tamura et al., 1990]. LES tridimensional também é utilizado em corpos rombudos como cilindros [Franke e Frank, 2002] e seções de pontes [Sarwar et al., 2008].

1.3 Simulação de turbinas eólicas

Métodos para projeto e cálculo de turbinas eólicas normalmente são baseados em perda da quantidade de movimento ao longo de linhas de corrente que atravessam o rotor da turbina [Burton et al., 2001; Hansen, 2008]. Tais métodos não levam em conta (ou levam em conta de forma simplificada) alguns fatores muito importantes da aerodinâmica de turbinas

eólicas, como desprendimento de vórtices, a componente radial da velocidade do vento e outros fenômenos ligados à viscosidade do ar e à tridimensionalidade da turbina.

Para melhorar o conhecimento da aerodinâmica de turbinas eólicas, experimentos em grande escala têm sido feitos nos últimos anos. Provavelmente, o mais completo é o último gerado pelo *National Renewable Energy Laboratory*, NREL Phase VI [Hand et al., 2001; Schreck, 2008], que gerou uma quantidade enorme de dados experimentais para diversas configurações de uma turbina de 5 metros de raio. Estudos cegos foram feitos por diversos especialistas para verificar a capacidade de prever os resultados gerados em túnel de vento. Modelos numéricos e experimentais foram utilizados sem conhecimento dos resultados e uma dispersão considerável entre as predições foi encontrada [Simms et al., 2001].

Nos últimos anos, simulações desta turbina têm sido feitas com CFD, usando métodos RANS [Duque et al., 2003; Hansen et al., 2006; Potsdam e Mavriplis, 2009] com ótimos resultados quando o escoamento não tem separação ou quando a separação ocorre na pá inteira. O uso de métodos mais complexos, como DES, já foi empregado [Johansen et al., 2002], mas melhorias significativas nos resultados ainda não foram encontradas. O uso de LES segue muito restrito em turbinas eólicas, tendo sido usado apenas para prever o início do desprendimento de vórtices na ponta de uma pá [Fleig e Arakawa, 2004].

A otimização de turbinas completas frequentemente é feita apenas modificando a corda e a torção de aerofólios pré-definidos ao longo da pá [Fuglsang and Madsen, 1999]. Embora aplicações de otimização tridimensional utilizando CFD existam para turbo-máquinas [Safikhani et al., 2011], pelo que consta ao autor, isto ainda não foi feito para turbinas eólicas.

1.4 Objetivos do trabalho

Este trabalho visa aplicar métodos de Dinâmica dos Fluidos Computacional e otimização a turbinas eólicas. Tendo em mente os problemas citados nos parágrafos anteriores, o trabalho consistirá em três aplicações diferentes, que são as seguintes:

- 1 – otimização de aerofólios especificamente para turbinas eólicas;
- 2 – simulação de aerofólios com ângulos de ataque muito altos utilizando LES;
- 3 – simulação para posterior otimização de uma turbina tridimensional.

1.5 Organização do trabalho

O capítulo 1 desta dissertação inclui uma breve introdução aos temas abordados neste trabalho, com uma breve revisão bibliográfica, e apresenta os objetivos dele.

O capítulo 2 apresenta as equações e métodos numéricos para os cálculos aerodinâmicos que são utilizados ao longo do trabalho.

O capítulo 3 resume os passos que devem ser tomados no processo de otimização de um aerofólio.

Os capítulos 4, 5 e 6 apresentam as aplicações realizadas, que são, respectivamente: a otimização de um aerofólio para utilização em turbinas eólicas, a simulação de um aerofólio com ângulo de ataque muito grande e a simulação de uma turbina eólica tridimensional.

O capítulo 5 apresenta as conclusões do trabalho e sugestões para trabalhos futuros.

2. DINÂMICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL

A seguir será apresentada os modelos e métodos utilizados nos cálculos aerodinâmicos realizados ao longo deste trabalho.

2.1 Modelo matemático

Antes de definir os métodos numéricos empregados neste trabalho, o modelo matemático será apresentado. Ele consiste nas equações de conservação e na modelagem da turbulência.

2.1.1 Equações governantes

Problemas de fenômenos de transporte costumam envolver três equações de conservação: massa, quantidade de movimento e energia. Neste trabalho serão estudados problemas envolvendo fluidos newtonianos, incompressíveis e em processos isotérmicos, por esta razão a equação da conservação da energia não será considerada nos problemas em questão. A equação da conservação de massa, também conhecida como equação da continuidade, é dada pela seguinte expressão [Schlichting, 1979; Kundu e Cohen, 2002]:

$$\nabla \cdot U = 0 \quad (2.1)$$

A Equação (2.1) indica que a divergência da velocidade é nula, sendo U o vetor de velocidades. Para as mesmas condições (fluido newtoniano incompressível) e desconsiderando o efeito da gravidade, as equações de conservação de quantidade de movimento são dadas pela Equação (2.2) [Schlichting, 1979; Kundu e Cohen, 2002]:

$$\rho \frac{\partial U}{\partial t} + \rho U \cdot \nabla U = -\nabla p + \mu \nabla^2 U \quad (2.2)$$

onde ρ é a massa específica do fluido, t é o tempo, p a pressão e μ a viscosidade dinâmica do fluido. O lado esquerdo da equação (a derivada material) representa as forças inerciais, composta pela aceleração temporal e pela aceleração advectiva (variação da velocidade em função da posição). O primeiro termo do lado direito é chamado de gradiente de pressão e o segundo é um termo difusivo que representa as forças viscosas.

No caso de simulações de turbinas completas, pode ser interessante utilizar equações que levam em conta a rotação das pás. Desta forma, ao invés de ajustar a malha a cada passo de tempo para que a turbina gire, simulações permanentes podem ser feitas empregando equações modificadas no domínio de cálculo, utilizando um referencial não inercial. Para que isto seja feito, um vetor de velocidade relativa (U_r) é adotado como $U_r = U - \omega \times r$, onde ω é o vetor de velocidade angular e r é a distância entre o ponto de cálculo e o centro do eixo de rotação. Assim, as equações de conservação tomam a seguinte forma [Fluent Inc., 2005]:

$$\nabla \cdot U_r = 0 \quad (2.3)$$

$$\rho \frac{\partial U}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U_r U) + \rho(\omega \times U) = -\nabla p + \mu \nabla^2 U \quad (2.4)$$

onde o termo adicional inclui os efeitos de Coriolis.

Estas equações (Equação (2.3) e Equação (2.4)) representam de forma adequada escoamentos de fluidos, porém só podem ser resolvidas analiticamente em casos muito simples. Para geometrias complexas, é necessário o uso de métodos numéricos, discretizando o domínio e obtendo sistemas de equações algébricas. Como destaca Maliska, 2004, os métodos tradicionalmente usados para a solução de sistemas de equações diferenciais são os de Diferenças Finitas, Volumes Finitos e Elementos Finitos. Pode-se também trabalhar com Elementos de Contorno, embora esta técnica não seja muito utilizada. O Método das Diferenças Finitas resolve as equações diferenciais utilizando pontos em malhas estruturadas. O Método dos Elementos Finitos utiliza elementos (linhas, áreas, volumes) como entidades fundamentais, onde os nós servem como pontos de interpolação. O Método dos Volumes Finitos, que utiliza volumes de controle, será utilizado neste trabalho, uma vez que este é o método mais usado atualmente em programas comerciais de Dinâmica dos Fluidos Computacional.

2.1.2 Modelagem da turbulência

As equações vistas até aqui representam com grande precisão escoamentos laminares e turbulentos. No entanto, a solução numérica direta (*Direct Numerical Simulation*, DNS) exige que todas as escalas do fenômeno sejam capturadas de forma precisa, o que requer um refinamento espacial e temporal que ainda não podem ser atingidos para a maioria dos casos

práticos da Engenharia. DNS é vista mais como uma ferramenta de pesquisa, e não como força bruta para resolver as equações de Navier-Stokes em problemas práticos [Moin e Mahesh, 1998].

Com isto, uma forma mais econômica de resolver estes problemas é aplicando médias. Uma opção é a aplicação de filtros espaciais, realizando simulação de grandes escalas (*Large Eddy Simulation*, LES). Com LES, problemas podem ser resolvidos em 2% do tempo necessário para se realizar uma DNS [Wilcox, 1998]. Mesmo assim, LES ainda requer um poder computacional bastante elevado para problemas industriais.

Outra opção, menos precisa, é realizar médias temporais, chegando nas equações médias de Reynolds. Neste caso, todas as escalas da turbulência são modeladas, tornando os modelos menos universais. A vantagem é que este processo pode reduzir o tempo de cálculo drasticamente. Rodi 1997 obteve resultados mais de 30 vezes mais rápido utilizando médias temporais ao invés de LES. O procedimento para obter as equações médias de Reynolds será apresentado a seguir.

2.1.3 Equações Médias de Reynolds

RANS (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*, equações de Navier-Stokes com média de Reynolds) apresentam uma forma econômica de resolver problemas de escoamentos turbulentos. A dedução destas equações será resumida a seguir a partir da descrição de Wilcox, 1998. As equações de conservação são reescritas considerando as variáveis como a soma de seus valores médios no tempo (representados por uma linha horizontal sobre o termo) e uma flutuação (representada por uma apóstrofe), como descrito a seguir:

$$U_i = \overline{U}_i + u_i' \quad (2.5)$$

Como normalmente é feito na literatura, a partir deste ponto do trabalho as equações são apresentadas em notação indicial, fazendo com que a equação da continuidade e as equações de Navier-Stokes tomem a forma mostrada a seguir:

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (2.6)$$

$$\rho \frac{\partial U_i}{\partial t} + \rho U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right] \quad (2.7)$$

Substituindo a Equação (2.5) na Equação (2.6) e Equação (2.7) e tomando a média, são obtidas as seguintes equações, que são as fórmulas que devem ser resolvidas em problemas RANS:

$$\frac{\partial \overline{U}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (2.8)$$

$$\rho \frac{\partial \overline{U}_i}{\partial t} + \rho \overline{U}_j \frac{\partial \overline{U}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial \overline{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial \overline{U}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{U}_j}{\partial x_i} \right) - \rho \overline{u'_j u'_i} \right] \quad (2.9)$$

Estas equações obtidas são quase idênticas às equações de conservação usuais, mas com uma importante diferença: a inclusão do termo $-\rho \overline{u'_j u'_i}$ na Equação (2.9). Este termo se chama tensor de tensões de Reynolds e o problema fundamental da turbulência é que, para calcular as propriedades médias do escoamento, é requerido também encontrar o valor deste tensor, sendo então necessárias equações adicionais. Para isto, são utilizados os chamados modelos de turbulência.

2.1.4 Modelo de turbulência Spalart-Allmaras

O modelo de turbulência de uma equação desenvolvido por Spalart e Allmaras, 1992, é apresentado a seguir. O modelo, que inclui uma equação diferencial adicional, se baseia na hipótese de Boussinesq, onde o tensor de tensões de Reynolds é aproximado por meio de uma viscosidade turbulenta ν_t , fazendo com que as equações RANS assumam a seguinte forma:

$$\frac{D\overline{U}}{Dt} = -\frac{1}{\rho} \nabla \overline{p} + (\nu + \nu_t) \nabla^2 \overline{U} \quad (2.10)$$

onde o lado esquerdo da equação é a derivada material, que é equivalente ao lado esquerdo da Equação 2.2, e ν é a viscosidade cinemática (μ/ρ). A equação diferencial adicional que deve ser resolvida ao se utilizar este modelo é a equação do transporte de uma viscosidade

turbulenta modificada $\tilde{\nu}$ que está relacionada com a viscosidade turbulenta através da relação:

$$\nu_t = \tilde{\nu} f_{v1} \quad (2.11)$$

onde:

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3} \quad (2.12)$$

$$\chi \equiv \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (2.13)$$

A equação de transporte da viscosidade turbulenta modificada é:

$$\frac{D\tilde{\nu}}{Dt} = c_{b1}\tilde{S}\tilde{\nu} + \frac{1}{\sigma}[\nabla \cdot ((\nu + \tilde{\nu})\nabla\tilde{\nu}) + c_{b2}(\nabla\tilde{\nu})^2] - c_{w1}f_w\left(\frac{\tilde{\nu}}{d}\right)^2 \quad (2.14)$$

As equações para os termos desconhecidos desta equação são:

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \quad (2.15)$$

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \quad (2.16)$$

$$f_w = g \left(\frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6} \right)^{\frac{1}{6}} \quad (2.17)$$

$$g = r + c_{w2}(r^6 - r) \quad (2.18)$$

$$r \equiv \frac{\tilde{\nu}}{\tilde{S}\kappa^2 d^2} \quad (2.19)$$

onde S é a magnitude da vorticidade, κ é a constante de von Kármán (aqui tomada com um valor igual a 0,4187) e d é a distância até a parede. Os demais parâmetros presentes nas equações do modelo são constantes. Os seus valores são: $c_{v1}=7,1$, $c_{b1}=0,1355$, $c_{b2}=0,622$, $\sigma=2/3$, $c_{w2}=0,3$ e $c_{w3}=2$, e:

$$c_{w1} = \frac{c_{b1}}{\kappa^2} + \frac{1 + c_{b2}}{\sigma} \quad (2.20)$$

2.1.5 Simulação de Grandes Escalas

Simulações de Grandes Escalas (*Large Eddy Simulation*, LES), é um método alternativo entre DNS e RANS. Como o custo para que todas as escalas da turbulência sejam resolvidas por DNS é muito alto, o modelo LES resolve em forma direta apenas as grandes escalas, modelando as pequenas escalas (responsáveis pela dissipação da energia cinética turbulenta). O modelo pode ser resumido pelos seguintes princípios [Fluent Inc., 2005]:

- a) a quantidade de movimento, massa e outros valores escalares são transportados principalmente por vórtices grandes;
- b) os vórtices grandes dependem do problema, sendo ditados pela geometria e condições de contorno;
- c) os vórtices pequenos dependem menos da geometria, tendendo a serem mais isotrópicos e, conseqüentemente, mais fáceis de modelar;
- d) a probabilidade de encontrar um modelo universal de turbulência é muito maior para vórtices pequenos.

Por esses motivos, é possível usar malhas mais espaçadas e passos de tempo maiores em LES do que em DNS, embora ambos continuem sendo substancialmente menores que aqueles usados em RANS. Além disso, LES requer maior tempo de processamento para que as estatísticas estáveis de escoamentos sejam obtidas. Ao se utilizar RANS, simulações permanentes e bidimensionais podem ser feitas, o que reduz o tempo de cálculo drasticamente. Tais simplificações não podem ser feitas com LES. Mesmo simulações transientes em RANS são muito mais econômicas que LES pelo fato de o resultado ser frequentemente periódico [Mannini et al., 2010; Ribeiro, 2011].

As equações utilizadas em LES são obtidas filtrando espacialmente as equações de Navier-Stokes [Ferziger e Peric, 2002]. Esta filtragem pode ser feita (como no caso do programa Fluent) diretamente usando como filtro os volumes finitos, sendo então o volume da célula o tamanho mínimo das estruturas simuladas. As equações de conservação filtradas são muito similares à forma RANS, mas com média espacial. Os termos são divididos em componentes de grandes escalas (representados com um traço horizontal sobre o símbolo) e escala submalha (*subgrid-scale*, SGS). Seguindo esta convenção, a equação da continuidade fica igual à Equação (2.8) e as equações de Navier-Stokes ficam iguais à Equação (2.9). Ao se

modelar o tensor de tensões SGS por meio de uma viscosidade turbulenta, o resultado é a Equação (2.10).

O tensor de tensões SGS, assim como em RANS, deve ser modelado, neste caso com os chamados modelos de SGS. Como afirma Petry, 2002, o modelo tradicionalmente empregado para isso é o de Smagorinsky, 1963. Este modelo requer um parâmetro empírico (constante de Smagorinsky) para ser usado, o que reduz a sua universalidade. Este problema foi eliminado com a criação do modelo dinâmico de Smagorinsky.

O modelo dinâmico de Smagorinsky, fornecido inicialmente por Germano et al., 1991, e modificado por Lilly, 1992, calcula dinamicamente no tempo e no espaço, em função das escalas resolvidas, a constante usada no modelo de Smagorinsky, 1963. O processo aumenta o tempo de processamento consideravelmente, mas remove o lado empírico do modelo original.

Assim como no modelo original [Smagorinsky, 1963], para calcular a viscosidade turbulenta (ou viscosidade SGS), um comprimento de mistura é utilizado. No modelo dinâmico, ele é aproximado por uma constante (C) e o volume (V) do volume de controle. A viscosidade turbulenta (ν_t) é então calculada com a seguinte expressão:

$$\nu_t = C(V^{1/3})^2 |S| \quad (2.21)$$

onde $|S|$ é o módulo do tensor da taxa de deformação das escalas resolvidas, calculado como

$$|S| = \sqrt{2\overline{S_{ij}}\overline{S_{ji}}}, \text{ sendo } \overline{S_{ij}} \equiv \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \overline{U}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{U}_j}{\partial x_i} \right). \text{ Como comentado anteriormente, o valor de}$$

C é calculado dinamicamente. Para isto, um segundo processo de filtragem deve ser feito. O segundo filtro deve ser maior que o primeiro, sendo normalmente definido como um conjunto dos elementos ao redor do volume de controle observado. O valor de C é obtido pela seguinte equação [Lilly, 1992]:

$$C = \frac{L_{ij}M_{ij}}{M_{ij}M_{ij}} \quad (2.22)$$

onde L_{ij} é o tensor de Leonard global e representa as tensões resolvidas associadas às escalas de turbulência entre os dois filtros e M_{ij} representa a parte anisotrópica das tensões SGS do segundo filtro. Os tensores são calculados da seguinte forma:

$$L_{ij} = \langle \overline{U_i U_j} \rangle - \langle \overline{U_i} \rangle \langle \overline{U_j} \rangle \quad (2.23)$$

$$M_{ij} = \langle V^{1/3} \rangle^2 \langle \overline{S} \rangle \langle \overline{S_{ij}} \rangle - \langle (V^{1/3})^2 \overline{S} \overline{S_{ij}} \rangle \quad (2.24)$$

onde o símbolo $\langle \bullet \rangle$ representa o segundo processo de filtragem.

2.2 Métodos numéricos

Como foi visto nas seções anteriores, as equações governantes em problemas de aerodinâmica são bastante complexas. A solução analítica destas é, portanto, inviável para casos práticos de Engenharia. Por isto, métodos numéricos são utilizados para discretizar as equações diferenciais e transformá-las em um sistema de equações algébricas, cuja solução é mais simples. Os métodos utilizados neste trabalho serão descritos a seguir.

2.2.1 O Método dos Volumes Finitos

O Método dos Volumes Finitos utiliza a forma integral das equações de conservação como ponto de partida. O domínio é dividido em um número finito de volumes de controle (*control volumes*, CV) e as equações de conservação são aplicadas a cada um deles. No centróide de cada CV está um nó computacional no qual os valores das variáveis são calculados. Para expressar valores nas faces do CV, métodos de interpolação são utilizados. O método é descrito em detalhes em Patankar, 1980, Ferziger e Peric, 2002 e Maliska, 2004.

Entre as vantagens do método estão o fato dele poder ser usado com qualquer tipo de malha, sendo adequado para geometrias complexas, de ser um método conservativo por sua construção e por sua simplicidade de ser compreendido e programado, sendo que todos os termos aproximados numericamente possuem significado físico. Como desvantagem do método, está o fato de que ele realiza três níveis de aproximação: interpolação, derivação e integração.

É importante ressaltar que aqui será apresentado apenas o método de volumes finitos utilizado neste trabalho. Como afirma Maliska, 2004, todo método que satisfaz a conservação da propriedade em nível de volumes elementares para obter as equações aproximadas é um método de volumes finitos.

Para entender melhor o método aqui adotado, é adequado representar as equações de conservação em forma integral aplicadas a um volume de controle. Integrais de volume são aplicadas aos termos das equações de conservação e o teorema de divergência de Gauss é utilizado para transformar a integral de volume de um divergente em uma integral de superfície. Assim, a Equação (2.5) assume a forma [ANSYS, Inc, 2006]:

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho U_i dV + \int_S \rho U_j U_i dn_j = - \int_S p dn_j + \int_S \mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) dn_j \quad (2.25)$$

onde V é o volume do CV, S é a superfície que o envolve e n é o vetor de superfície que aponta para fora do CV, na direção normal à face. A forma algébrica da Equação (2.25) é obtida substituindo integrais de volume pelo valor da variável integrada no centro do CV multiplicada pelo seu volume e as integrais de superfície são substituídas pelo somatório das variáveis integradas no centro das faces do CV pela sua área. Isto resulta na seguinte expressão [ANSYS, Inc, 2006]:

$$V \frac{d\rho U_i}{dt} + \sum_{faces} (\dot{m} U_i)_{face} = - \sum_{faces} (p \Delta n_i)_{face} + \sum_{faces} \left(\mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \Delta n_j \right)_{face} \quad (2.26)$$

onde \dot{m} é a vazão mássica e Δn_j é o vetor de superfície (área multiplicada pelo vetor unitário normal à superfície) que aponta para fora do CV. A derivada temporal pode ser resolvida de diversas formas, uma delas será abordada neste capítulo.

Este procedimento deve ser aplicado em todas as equações diferenciais utilizadas para que o problema seja resolvido. A partir da Equação (2.26), tornam-se visíveis os três níveis de aproximação citados anteriormente:

- a) interpolação: os valores de velocidade e pressão nas faces dos CVs são interpolados a partir de seus valores no centro dos CVs adjacentes;
- b) derivação: a velocidade deve ser derivada numericamente para o cálculo dos termos difusivo e de aceleração temporal;
- c) integração: a multiplicação de valores das variáveis no centro das faces pela área das mesmas e valores no centro dos volumes pelo volume dos mesmos são feitas para aproximar as integrais.

Observa-se, portanto, que embora o Método dos Volumes Finitos calcule os valores das variáveis no centro dos volumes de controle, os valores destas nos pontos de integração (nas faces dos volumes) são utilizados em muitos passos do algoritmo. Torna-se essencial, então, o estudo de como as interpolações utilizadas para calcular estes valores serão realizadas para cada termo.

2.2.2 Funções de interpolação

Para o cálculo dos valores de uma variável qualquer na face entre dois volumes, sendo o seu valor conhecido no centro dos volumes adjacentes, diversos métodos de interpolação podem ser usados. Os esquemas a seguir procuram calcular o valor da variável genérica φ na face e , com o escoamento sendo de W para E e os valores de φ conhecidos nos centros dos volumes de dimensões idênticas P , W e E , conforme a figura abaixo:

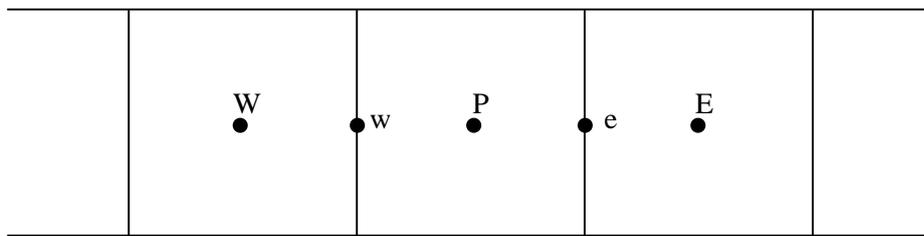


Figura 2.1 Volumes de controle com pontos centrais e de interpolação [Ribeiro, 2009].

As demais dimensões funcionam de forma análoga. Por simplificação, equações para malhas de elementos idênticos serão apresentadas. Entre os esquemas de interpolação, destacam-se os seguintes:

- O Esquema *Upwind* (barlavento) de primeira ordem (*Upwind Differencing Scheme*, UDS) assume que os valores das variáveis nas faces de um elemento são iguais aos valores armazenados no centro dos mesmos. Portanto, ao escolher este método, o valor das variáveis em uma face são tomados como iguais ao valor das mesmas no centro do elemento a barlavento da face em questão. Assim, a fórmula fica de acordo com a seguinte equação:

$$\varphi_e = \varphi_P \quad (2.27)$$

Segundo Maliska, 2004, este esquema possui a vantagem de evitar coeficientes negativos na função de interpolação, que podem gerar divergências ou oscilações numéricas. Porém, Fluent Inc., 2005, afirma que esquemas de primeira ordem só devem ser usados quando o escoamento está alinhado com a malha, caso contrário, estes aumentam os erros de discretização, gerando difusão numérica. Portanto, para malhas triangulares ou tetraédricas em escoamentos simples e para malhas quadrangulares ou hexaédricas em escoamentos complexos, esquemas de segunda ordem costumam fornecer resultados mais precisos, mesmo os de primeira ordem permitindo convergência mais rápida.

- No Esquema de Diferenças Centrais (*Central Differencing Scheme*, CDS) utiliza-se interpolação linear. Para os volumes apresentados acima, é obtida a seguinte expressão [Maliska, 2004]:

$$\varphi_e = \frac{\varphi_P + \varphi_E}{2} \quad (2.28)$$

Fluent Inc., 2005, afirma que este esquema possui precisão de segunda ordem e reconhece que ele é notório por sua instabilidade numérica, mas oferece termos adicionais para a equação apresentada, evitando o problema mencionado, sugerindo o uso do CDS ao se utilizar LES, onde deve-se evitar a ocorrência de difusão numérica.

- *Quadratic Upwind Interpolation for Convective Kinematics* (QUICK, Leonard, 1979) é baseado na média ponderada de um esquema *Upwind* de segunda ordem e diferenças centrais, sendo tipicamente mais preciso em malhas estruturadas alinhadas com a direção do escoamento, onde pontos a barlavento e sotavento são facilmente identificados [Fluent Inc., 2005]. Ferziger e Peric, 2002, apontam que este esquema representa a próxima melhoria lógica, sendo que a interpolação é feita por meio de uma parábola, com o terceiro ponto necessário para a construção da mesma sendo pego a barlavento, respeitando a natureza da convecção.

Segundo Bruno e Khris, 2003, ao contrário de CDS que possui efeitos dispersivos, o esquema QUICK possui efeitos difusivos, normalmente estabilizando a simulação, mas diminuindo a amplitude do sinal. Maliska, 2004, afirma que QUICK é ligeiramente superior

ao CDS, mas que ambos convergem com erro de segunda ordem. A fórmula é dada pela seguinte equação:

$$\varphi_e = -\frac{1}{8}\varphi_W + \frac{6}{8}\varphi_P + \frac{3}{8}\varphi_E \quad (2.29)$$

2.2.3 Derivação temporal

Para escoamentos transientes, isto é, não constantes no tempo, os termos das equações de conservação devem ser calculados a cada passo de tempo. Também, o primeiro termo das Equações de Navier-Stokes, que possui uma derivada da velocidade em função do tempo, deve ser considerado e resolvido numericamente. Diversos métodos são utilizados para a discretização temporal, dando lugar aos métodos explícitos e implícitos.

Os métodos implícitos utilizam nas equações os valores de velocidade, pressão e outras variáveis no tempo atual, o que normalmente envolve processos iterativos. Embora os métodos explícitos não tenham esta desvantagem, já que neste esquema não são necessários cálculos iterativos, pois os valores das variáveis no tempo atual são calculados em termos dos valores no tempo anterior, eles possuem problemas de estabilidade ao se utilizar passos de tempo grandes. Por esta razão, métodos implícitos são populares em códigos de cálculo comerciais.

O método implícito de Euler de segunda ordem requer os valores de uma variável genérica φ nos dois passos de tempo anteriores. Com isto, o valor da derivada temporal desta variável é feito com diferenças finitas, de acordo com a seguinte equação:

$$\frac{\partial \varphi^t}{\partial t} = \frac{3\varphi^t - 4\varphi^{t-\Delta t} + \varphi^{t-2\Delta t}}{2\Delta t} \quad (2.30)$$

2.2.4 Acoplamento pressão-velocidade

A solução do sistema de equações definido pelas equações de conservação tem, segundo Maliska, 2004, a dificuldade de definir o valor da pressão p . Não basta isolá-la em uma das componentes da equação de Navier-Stokes, já que os gradientes nas três direções devem ser combinados para o cálculo da pressão no volume de controle. A equação da

continuidade não serve de equação evolutiva para nenhuma variável, sendo apenas uma restrição que o campo de velocidades deve obedecer.

O método *Semi Implicit Linked Equations* (SIMPLE), desenvolvido por Patankar, 1980, é a base de muitos outros métodos de acoplamento pressão-velocidade. A pressão é descrita como um valor estimado p^* somado a uma correção p' . O valor da correção é obtido inserindo o termo de pressão nas equações de Navier-Stokes e obtendo equações para as componentes da velocidade u^* , v^* e w^* em função de p' . Estas equações para a velocidade são inseridas na equação da continuidade em forma discreta obtendo-se uma equação de Poisson para p' , dependente das dimensões do volume de controle e dos valores de correção de pressão dos volumes adjacentes. Com isto, o valor de p no volume é encontrado e é utilizado nas equações de Navier-Stokes para a obtenção das incógnitas restantes. Se a equação da continuidade ainda não for respeitada, o algoritmo deve ser repetido tomando o valor da pressão encontrado pelos passos descritos como o p^* do novo processo.

Maliska, 2004, cita como vantagem do método o fato de não ser necessária a solução de um sistema linear para determinar a pressão. Como desvantagem, a baixa velocidade de convergência requer muitas repetições do algoritmo. O algoritmo do método SIMPLE é o seguinte [Patankar, 1980]:

- a) adotar um valor de p^* ;
- b) resolver as equações de Navier-Stokes para obter u^* , v^* e w^* .
- c) resolver a equação de Poisson para a correção de pressão p' ;
- d) calcular p somando p' e p^* ;
- e) calcular u , v e w a partir de u^* , v^* , w^* e p' ;
- f) calcular as demais variáveis (como temperatura e parâmetros de turbulência) com os valores de pressão e velocidade obtidos no passo anterior;
- g) retornar ao passo b) utilizando a nova pressão p no lugar de p^* e repetir o processo até que a convergência seja obtida.

2.2.5 Erros presentes em métodos numéricos

Como destacam Ferziger e Peric, 2002, soluções numéricas de escoamentos de fluidos são apenas soluções aproximadas. Além dos erros que podem ser introduzidos ao longo do desenvolvimento do algoritmo de solução, na programação ou na definição das condições de

contorno (erros humanos), soluções numéricas sempre incluem três tipos de erros sistemáticos:

1. de modelagem, definidos como a diferença entre o escoamento real e a solução exata do modelo matemático;
2. de discretização, definidos como a diferença entre a solução exata das equações de conservação e a solução exata do sistema algébrico de equações obtido a partir de sua discretização;
3. de iteração, definidos como a diferença entre a solução iterativa e a solução exata do sistema algébrico de equações.

Em escoamentos laminares, erros de modelagem podem ser desprezados, visto que as equações de Navier-Stokes representam com precisão o fenômeno físico. Porém, ao usar modelos de turbulência, estes erros podem se tornar muito grandes. A simplificação da geometria e das condições de contorno também se incluem nestes erros. Aproximações por discretização introduzem erros que são reduzidos com o refinamento das malhas. Um limitador para este refinamento é o maior tempo computacional que o acompanha. Erros de iteração e de arredondamento são considerados de fácil controle e de ordem de grandeza reduzida.

Os erros por modelagem da turbulência e por discretização são de grande importância neste trabalho e concessões de custo-benefício são consideradas. Quanto mais precisa a simulação da turbulência e quanto mais fina a malha, maior é o custo computacional da simulação.

3. MÉTODOS USADOS EM OTIMIZAÇÃO

Otimização se refere ao processo de encontrar uma ou mais soluções razoáveis que correspondem a valores extremos de um ou mais objetivos, podendo existir determinadas restrições. A necessidade de encontrar tais soluções ótimas em um problema pode estar relacionada, por exemplo, a minimizar o custo de fabricação ou maximizar a confiabilidade. Por causa das propriedades extremas de soluções ótimas, métodos de otimização são de grande importância na prática, principalmente em projetos de engenharia, experimentos científicos e em tomada de decisão de negócios [Deb, 2001].

Uma das aplicações mais comuns de técnicas de otimização multidisciplinar é no campo de otimização simultânea aerodinâmica e estrutural, em particular no projeto de asas ou de aeronaves completas. O motivo para esta frequência está no dilema de trabalhar com estes parâmetros: formas finas possuem menos arrasto, mas requerem reforços, pesando mais que formas grossas, que por sua vez geram mais arrasto [Sobieszczanski-Sobieski e Haftka, 1997].

O ciclo de um processo de otimização aerodinâmica de um aerofólio pode ser representado por um fluxograma composto de três grandes partes: a geração da geometria, o cálculo aerodinâmico e o algoritmo de otimização propriamente dito (Figura 3.1). O algoritmo de otimização gera uma série de variáveis que são transformadas na geometria do aerofólio, que por sua vez é usada na simulação aerodinâmica para calcular a performance do mesmo (processo que normalmente inclui geração de malha e solução numérica do escoamento por Dinâmica dos Fluidos Computacional). Os resultados desta simulação são enviados ao algoritmo de otimização para gerar outras variáveis que serão transformadas em outras geometrias.

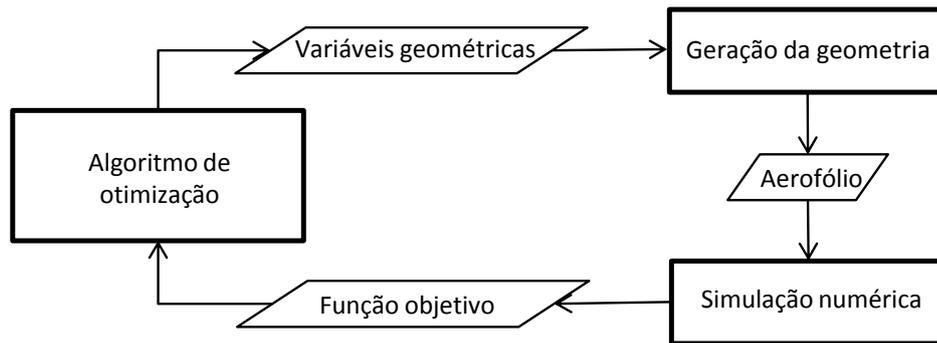


Figura 3.1 Ciclo do processo de otimização de um aerofólio

Este processo pode ser feito um certo número de vezes e uma relação entre as variáveis geradas pelo algoritmo de otimização e os resultados obtidos pela simulação aerodinâmica pode ser encontrada através de redes neurais artificiais. Assim, a geração da geometria e a simulação aerodinâmica podem ser substituídos parcialmente por este artifício (Figura 3.2).

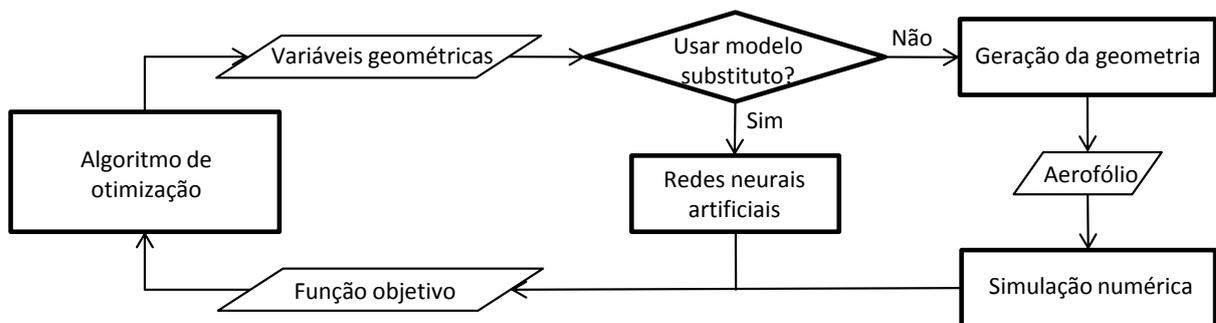


Figura 3.2 Ciclo do processo de otimização de um aerofólio incluindo um modelo substituto

O processo de simulação numérica foi explicado no capítulo anterior. A seguir são apresentadas algumas opções para as demais etapas do fluxograma representado acima, citando suas vantagens e desvantagens.

3.1 Geração da geometria

Uma das partes importantes do processo de otimização de aerofólios é a geração da geometria do mesmo. Segundo Giannakoglou (2002), um método de parametrização de geometria deve ser:

1. flexível, para buscar a forma ótima em um grande espaço, incluindo formas “não tradicionais”;
2. definida a partir do menor número de parâmetros possível;
3. sem descontinuidades;

4. sem variáveis que afetam pouco a performance aerodinâmica da forma, visto que tais variáveis teriam uma correlação irregular com a performance do mesmo, atrasando a convergência da solução ótima;
5. preferencialmente, com variáveis de projeto ligadas diretamente às restrições.

A partir destas necessidades, diversos métodos para gerar geometrias de perfis são utilizados. A seguir são apresentados os métodos mais utilizados na literatura internacional.

3.1.1 Método PARSEC

O método PARSEC utiliza 11 parâmetros (Figura 3.3): raio do bordo de ataque (r_{LE}), posição das cristas superior e inferior (X_{UP} , Z_{UP} , X_{LO} , Z_{LO}), curvatura destes dois pontos (Z_{XXup} , Z_{XXlo}), ordenada do bordo de fuga (Z_{TE}) e sua direção (α_{TE}), abertura (β_{TE}) e espessura (ΔZ_{TE}). Versões diferentes são utilizadas, como com 9 parâmetros [Chiba et al., 2005]. A única exigência entre as citadas na seção anterior não respeitada por este método é possivelmente a primeira, pois segundo Shahrokhi e Jahangirian, 2007, o método PARSEC não oferece controle suficiente sobre o bordo de fuga, onde fenômenos de escoamento importantes podem ocorrer. Variáveis adicionais para aumentar a curvatura desta região são sugeridas.

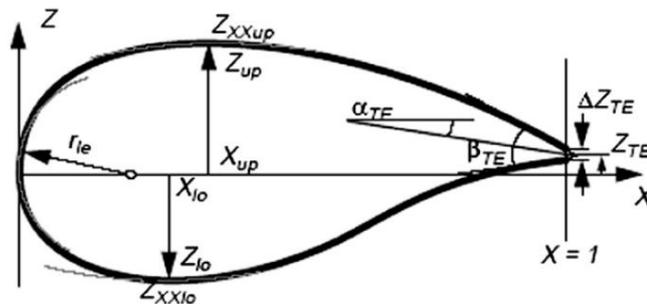


Figura 3.3 Método PARSEC [Shahrokhi e Jahangirian, 2007]

3.1.2 Curvas paramétricas

Curvas paramétricas criadas para outras finalidades são muito populares em otimização de aerofólios. Estas curvas transformam coordenadas de um número pequeno de pontos em geometrias suaves. Diversos tipos estão disponíveis, como splines [Huyse et al.,

2002; Zhang et al., 2003; Duvigneau e Visonneau 2004] e curvas de Bézier [Karakasis et al., 2003; Peigin e Epstein, 2004; Cinnella e Congedo, 2008; López et al., 2008; Kampolis e Giannakoglou, 2008; Vatandas e Özkol, 2008].

Curvas paramétricas possuem a vantagem de serem muito flexíveis (exigência 1), não tendo sido concebidas com projetos de aerofólios em mente, como é o caso do método PARSEC ou a série de perfis NACA. Isto também quer dizer que formas geradas aleatoriamente não representam aerofólios, mas isto pode ser corrigido com a escolha dos limites de posição dos pontos que as geram.

A exigência 2 é relativa, sendo que diferentes autores usam números de pontos de controle diferentes. Por um lado Zhang et al., 2003, utilizaram duas B-splines de 8 pontos cada para representar os perfis, sendo 6 pontos de cada curva com ordenada variável e 5 com abscissa variável, gerando 22 variáveis. Por outro lado López et al., 2008, utilizaram duas curvas de Bézier com 5 pontos cada, sendo 3 pontos de cada curva de ordenada variável, mas abscissa fixa, gerando apenas 6 variáveis.

A única exigência que não é respeitada com estes métodos é a 5, visto que uma das restrições mais comuns para aerofólios é a espessura e esta, às vezes, não é explicitamente dada pelas variáveis, tendo que ser calculada. No entanto, a geração da geometria e o cálculo da espessura do aerofólio, quando automatizados, ocorrem quase instantaneamente. Portanto, o tempo perdido neste processo se torna muito pequeno em comparação ao tempo total de otimização, fazendo com que a exigência 5 não seja muito importante.

Curvas de Bézier possuem um grau n , sendo o número de pontos de controle usados $n+1$. A partir das coordenadas cartesianas P de cada ponto i , as curvas são criadas com a seguinte equação:

$$B(t) = \sum_{i=0}^n \frac{n!}{i!(n-i)!} t^i (1-t)^{n-i} P_i \quad (3.1)$$

onde t varia entre 0 e 1 ao longo da curva. A Figura 3.4 apresenta o perfil GA(W)-1 [McGhee e Beasley, 1973] gerado por duas curvas de Bézier.

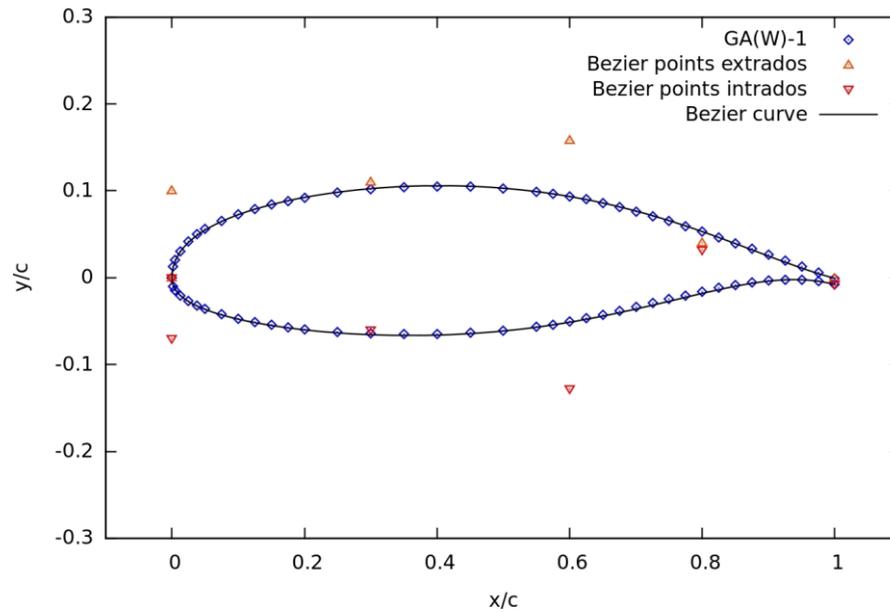


Figura 3.4 Curvas de Bézier de 6 pontos para representar o perfil GA(W)-1 [Ribeiro et al., 2011]

3.1.3 Outros métodos para geração de geometria

Diversos outros métodos, diferentes dos já citados, são utilizados esporadicamente, normalmente respeitando as exigências 3 e 4 e variando quanto às outras. Alguns destes métodos são o somatório de funções analíticas do método de Hicks e Henne [Kim et al., 2001; Yin et al., 2008], equações de segundo grau [Whitney et al., 2002] e duas elipses ligadas por splines [Rai e Madavan, 2000].

3.2 Algoritmos de otimização

Segundo Vicini e Quagliarella, 1998, as características que devem ser levadas em conta ao se escolher um método de otimização são:

1. generalidade da formulação contra dependência do problema;
2. robustez, como a capacidade de evitar ótimos locais, contra a necessidade de interação e experiência humana;
3. capacidade de otimização com múltiplos objetivos contra um único objetivo;
4. eficiência computacional contra necessidade de grandes recursos computacionais.

Os dois grandes grupos de métodos de otimização normalmente empregados são os métodos baseados em gradientes e os métodos heurísticos, como algoritmos genéticos. A seguir, uma breve descrição de métodos baseados em gradientes e de algoritmos genéticos será feita.

3.2.1 Algoritmos baseados em gradientes

Métodos de gradiente foram muito utilizados em problemas de otimização aerodinâmica, graças a seus algoritmos numéricos bem desenvolvidos e pequena carga computacional [Kim et al., 2001]. Eles consistem na busca iterativa por um valor extremo a partir da seguinte equação [Rao, 2009]:

$$X_{i+1} = X_i + \lambda_i * S_i \quad (3.2)$$

onde X_i é o valor inicial, S_i a direção de busca, λ_i o passo ótimo e X_{i+1} o ponto final da iteração i . Segundo Foster e Dulikravich, 1997, um ciclo do algoritmo consiste em:

1. determinar a direção de busca para a qual seguir a partir do projeto atual;
2. realizar uma busca unidimensional para determinar a dimensão do passo que deve ser tomado nessa direção a fim de encontrar o valor extremo;
3. atualizar a posição atual a partir da Equação (3.2);
4. voltar ao passo 1.

Embora muito populares, na prática estes algoritmos dificilmente chegam a valores ótimos. Na melhor das hipóteses, um ótimo local é alcançado se o gradiente for bem definido. Portanto, é necessário começar o projeto de vários pontos iniciais para ver se o valor ótimo é consistente e portanto ter segurança razoável de que este é o verdadeiro ótimo. Neste sentido, métodos baseados em gradientes não são robustos [Obayashi, 1996].

Pela sua natureza, métodos baseados em gradientes não resolvem problemas com múltiplos objetivos. Para lidar com esta limitação, um método utilizado com frequência [Nemec et al., 2004] é fazer a função objetivo ser a soma ponderada de todos os parâmetros que devem ser minimizados.

3.2.2 Algoritmos genéticos

Algoritmos genéticos (*Genetic Algorithms*, GA [Goldberg, 1989]) são baseados na teoria evolutiva de Darwin. Uma população inicial de indivíduos são gerados aleatoriamente e se reproduzem em função da sua capacidade de adaptação. A reprodução envolve recombinação e mutação. Elitismo também é utilizado, onde os indivíduos mais adaptados passam para a próxima geração sem sofrer modificações. Estes algoritmos são utilizados em muitos problemas diferentes e são muito robustos, sempre buscando ótimos globais. Eles também têm a capacidade de lidar com múltiplos objetivos. A desvantagem destes algoritmos é que eles costumam precisar de mais tempo computacional que métodos de gradientes.

No caso de otimização de aerofólios, os indivíduos são aerofólios individuais. As suas características genéticas são as variáveis de projeto, que são números reais (e.g. posição dos pontos de controle das curvas de Bézier). Sua adaptabilidade ao ambiente é a função objetivo (e.g. arrasto ou sustentação). Os aerofólios com melhores funções objetivos têm maior probabilidade de misturar as suas variáveis de projeto com outros aerofólios para criar a próxima geração. O processo de mutação ocorre alterando o valor de uma variável de projeto para um número aleatório dentro dos limites impostos para esta variável. A recombinação se passa tomando os valores de uma variável x dos aerofólios “pais” (1 e 2) e passando para o “filho” um valor aleatório entre x_1 e x_2 .

O processo de otimização com algoritmos genéticos está resumido na Figura 3.5.

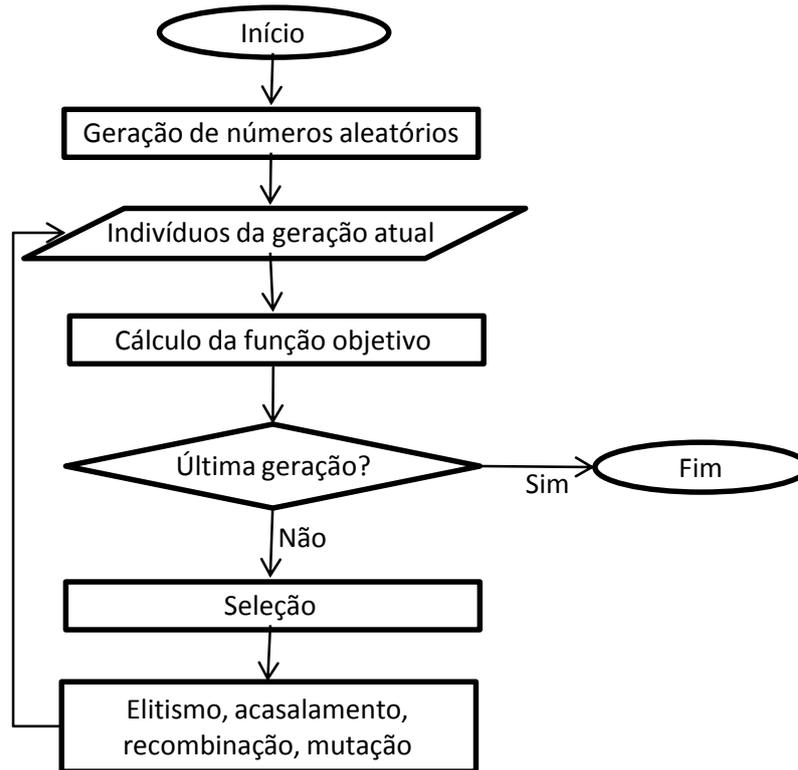


Figura 3.5 Fluxograma de um algoritmo genético

Algoritmos genéticos são superiores a métodos de gradientes em todos os parâmetros vistos no início desta seção, com exceção do último, necessitando de grande tempo computacional. Portanto, métodos baseados em gradientes são mais utilizados quando o custo computacional do cálculo aerodinâmico é muito grande. Porém, com o constante aumento de poder computacional, o uso de algoritmos genéticos tem crescido consideravelmente.

O algoritmo genético utilizado neste trabalho é o NSGA-II [Deb et al., 2002], um programa *open source* na linguagem C. As modificações feitas neste algoritmo são apresentadas no próximo capítulo.

3.2.3 Métodos híbridos

Outra opção é o uso de métodos híbridos de otimização, tentando aproveitar as vantagens de ambos os métodos. Vicini e Quagliarella, 1998, aplicaram um método de gradiente no lugar da etapa de mutação de um algoritmo genético, usando-o no melhor indivíduo de cada população. O método foi usado para otimização de um aerofólio e de uma geometria de asa. Foster e Dulikravich, 1997, obtiveram com um método híbrido aplicado a

projéteis e asas tridimensionais velocidades de convergência similares a de métodos de gradientes, explorando configurações de projeto mais variadas.

Recentemente, Duvigneau e Visonneau, 2004, aplicaram um método híbrido que consiste simplesmente no uso de um método baseado em gradientes ao fim da otimização por algoritmos genéticos, que foi utilizado em um aerofólio e em uma asa tridimensional. Kampolis e Giannakoglou, 2008, otimizaram aerofólios para compressores com um método híbrido que aplica a otimização por gradientes na frente de Pareto.

3.3 Redes neurais artificiais

Neste trabalho, redes neurais artificiais são usadas como uma forma de interpolação e extrapolação de resultados. O cálculo numérico das características aerodinâmicas de aerofólios requer um certo tempo, que se torna bastante grande quando o processo de otimização avalia milhares de perfis diferentes. Redes neurais são utilizadas como um modelo substituto, onde os aerofólios já analisados são usados como pontos de referência e características aerodinâmicas de aerofólios novos são interpoladas ou extrapoladas a partir destes valores já conhecidos.

Segundo Haykin, 1999, uma rede neural é um processador paralelo composto por unidades de processamento, com a capacidade de armazenar conhecimento experimental e torná-lo disponível para uso. Ela se assemelha ao cérebro pelo fato de que conhecimento é adquirido através de aprendizado e que conexões entre os neurônios ou pesos sinápticos são usados para armazenar este conhecimento. Um neurônio é uma unidade de processamento de informações fundamental para o funcionamento de uma rede neural. A Figura 3.6 mostra o modelo de um neurônio composto de:

- a) sinapses j , que ligam o sinal de entrada x_j ao neurônio k através do peso sináptico w_{kj} ;
- b) um somatório dos sinais de entrada, ponderados pelos pesos sinápticos;
- c) uma função de ativação (e.g., função tangente hiperbólica) φ para limitar o sinal de saída y_k do neurônio.

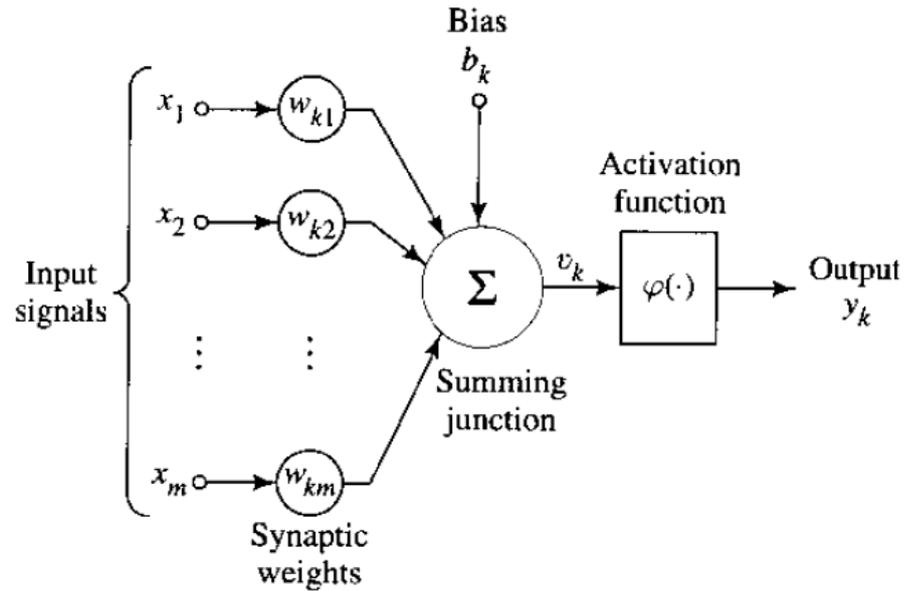


Figura 3.6 Modelo não linear de um neurônio [Haykin, 1999]

Além disso, um *bias* (viés) é adicionado ao neurônio. Segundo Nissen, 2003, cada camada possui um *bias*, que possui sinal unitário, e um peso sináptico para cada neurônio da próxima camada. Ele não se comunica com a camada anterior e as únicas incógnitas são os pesos sinápticos. O *bias* possibilita que o sinal de saída não seja zero caso os sinais de entrada sejam todos nulos.

Redes neurais de múltiplas camadas possuem uma ou mais camadas de neurônios escondidos entre as entradas e saídas. Tipicamente, o neurônio de uma camada recebe como sinal de entrada os sinais de saída dos neurônios da camada anterior e passa o seu sinal de saída como entrada para os neurônios da camada seguinte [Haykin, 1999]. Um exemplo de uma rede neural totalmente conectada está na Figura 3.7.

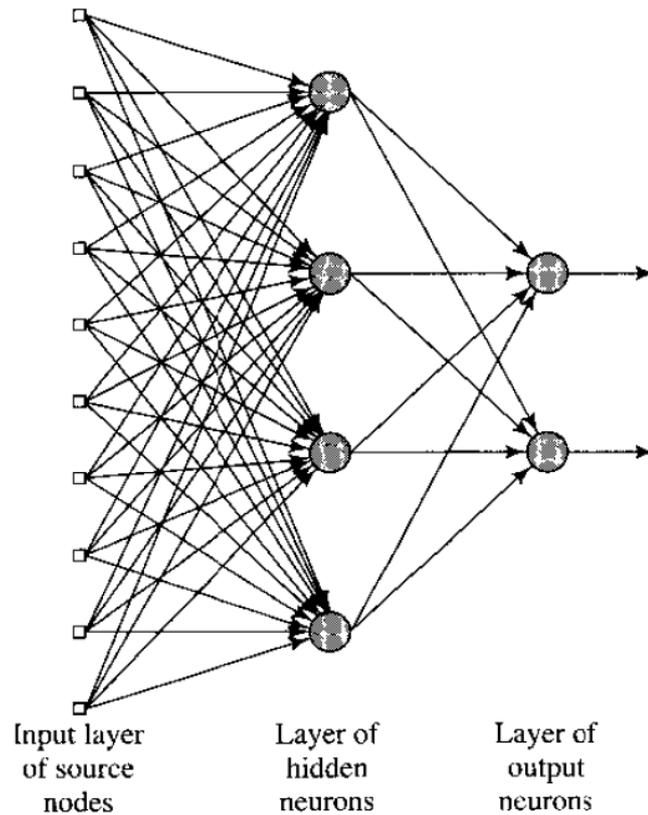


Figura 3.7 Exemplo de rede neural totalmente conectada com uma camada oculta [Haykin, 1999]

Como já mencionado, os pesos sinápticos são incógnitas que devem ser calculadas para que a rede possa ser utilizada. O cálculo destes pesos é o “treinamento” da rede neural. Valores de entrada e saída da rede (as variáveis do problema e a função objetivo) devem ser inseridos para que o treinamento possa ser feito. Isto significa que o processo de otimização normalmente é utilizado sem redes neurais no início, para que os indivíduos calculados nesta primeira etapa sirvam para treinar a rede. Com isto, os pesos sinápticos iniciais são estimados, muitas vezes de forma aleatória, e um algoritmo minimiza a diferença entre a saída da rede e o valor de saída esperado (calculado, no caso deste trabalho, com CFD).

O algoritmo de retropropagação, por exemplo, minimiza o quadrado da diferença entre o valor de saída obtido e o esperado. Ele corrige os pesos sinápticos a partir da última camada, até chegar à primeira. Este algoritmo utiliza a derivada das funções de ativação, o que limita o uso de funções não diferenciáveis (como a função Heaviside). Os pesos w da camada de saída são corrigidos pela seguinte equação [Gomes, 2001]:

$$\Delta w_{ji} = \eta(y_i - o_i)\varphi_i'(net_i)in_j \quad (3.3)$$

onde η é a taxa de aprendizado, y é a saída desejada da rede, o é a saída obtida, φ' é a derivada da função de ativação, net é a soma dos dados de entrada do neurônio, in é o valor de entrada (*input*) do neurônio, o índice j indica o número do neurônio da camada anterior que está tendo seu peso corrigido e o índice i é o neurônio atual. Os pesos de uma camada anterior são corrigidos pela seguinte equação [Gomes, 2001]:

$$\Delta w_{ji} = \eta \left[\sum_{k=1}^{no} (y_k - o_k)\varphi_k'(net_k)w_{ik} \right] \varphi_i'(net_i)in_j \quad (3.4)$$

onde no é o número total de neurônios de saída (*output*) e o índice k representa um neurônio de saída.

A etapa de treinamento é realizada até que o erro total (ou erro quadrático total) esteja abaixo de um valor pré-estabelecido. Após isto, dados que não foram utilizados no treinamento são inseridos na rede neural e a resposta obtida é comparada com a esperada, a fim de validar o uso da rede. Se este processo for bem sucedido, a rede é considerada adequada para ser usada por dados adicionais e servir como modelo substituto.

Mais detalhes da forma como redes neurais e algoritmos genéticos são utilizados neste trabalho são apresentados no próximo capítulo.

4. OTIMIZAÇÃO DE AEROFÓLIOS PARA TURBINAS EÓLICAS

Neste capítulo serão validados os métodos numéricos para cálculo aerodinâmico e serão apresentadas as modificações implementadas no algoritmo genético utilizado.

4.1 Validação das simulações numéricas

Como os processos de otimização deste trabalho utilizam para o cálculo da função objetivo simulações numéricas que envolvem Dinâmica dos Fluidos Computacional, é importante que os resultados obtidos por esse método sejam confiáveis. Para obter uma boa precisão, o método foi validado a partir de comparações feitas com resultados experimentais. O aerofólio utilizado para a validação foi o GA(W)-1 [McGhee e Beasley, 1973], pela disponibilidade de resultados experimentais detalhados para ele.

O número de Reynolds do caso aqui apresentado é 6 000 000. O número de Mach dos experimentos é de 0.15, o que justifica o uso de equações incompressíveis. O ângulo de ataque de maior foco no estudo é de 8,02 graus, o que é próximo do valor máximo de eficiência do perfil. As condições de contorno utilizadas são as seguintes: na entrada do domínio a condição de Dirichlet é aplicada à velocidade, que possui valores em X e Y dependentes do ângulo de ataque; na saída uma pressão relativa nula é empregada; no aerofólio a condição de não deslizamento é utilizada. O problema é resolvido de forma bidimensional.

As simulações numéricas foram feitas utilizando o modelo de turbulência Spalart-Allmaras, que como já foi apontado, é muito utilizado em problemas de aerodinâmica de aerofólios. O software comercial baseado em volumes finitos Fluent [Fluent Inc., 2005] foi usado. Para o acoplamento pressão-velocidade das equações RANS, o método SIMPLE foi empregado. Para a interpolação da pressão nas faces das células, diferenças centrais foram utilizadas. Para o restante das variáveis foi usado o método QUICK.

4.1.1 Independência de malha

O processo de validação começou com a geração de três malhas: uma grosseira, uma média e uma refinada, denominadas malhas C, M e F, respectivamente. Para determinar o

tamanho do elemento mais próximo ao aerofólio, a sua altura adimensional (y^+) deve calculada a partir da seguinte equação:

$$y^+ = \frac{u_\tau y_p}{\nu} \quad (4.1)$$

onde u_τ é a velocidade de fricção ($\sqrt{\tau/\rho}$, onde τ é a tensão de cisalhamento) e y_p é a distância entre o centro da primeira célula e a parede adjacente. As malhas foram geradas a partir das recomendações de Mavriplis et al., 2009, que, resumidamente, são:

1. na região da camada limite, y^+ deve ser $\leq [1,2/3,4/9][C,M,F]$, com a segunda camada tendo a mesma altura da primeira, seguida de uma razão de crescimento de 1,2;
2. a fronteira do domínio deve localizar-se a, aproximadamente, 100 cordas da geometria;
3. deve ser utilizado um espaçamento de 0,1% da corda no bordo de ataque e de fuga;
4. o número de células no bordo de fuga deve ser $[8,12,16][C,M,F]$;
5. deve ser adotada uma razão de refinamento de 1,5 em cada direção entre as malhas.

Os autores também sugerem uma quarta malha extra fina (XF), mas isto não foi necessário no caso aqui tratado. As malhas foram geradas com o software Pointwise [Pointwise, Inc, 2010], que produz malhas de alta qualidade para aerofólios, como pode ser visto na Figura 4.1.

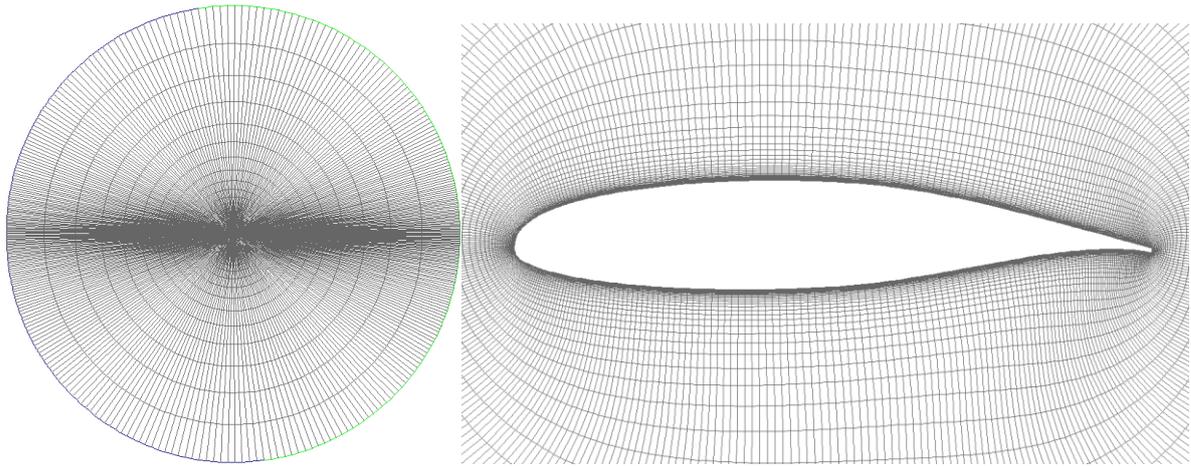


Figura 4.1 Malha utilizada no aerofólio GA(W)-1 [Ribeiro et al., 2011]

Os resultados deste estudo de independência de malha são apresentados na Figura 4.2, que mostra os coeficientes de pressão (C_p) ao longo do perfil com ângulo de ataque de 8,02 graus. Percebe-se que as três malhas dão o mesmo resultado, o que quer dizer que a malha mais grosseira (C) pode ser usada para as simulações. Isto é confirmado na Figura 4.3, onde as linhas de corrente no bordo de fuga do aerofólio são mostradas. Pode-se ver a alta qualidade da malha no bordo de fuga e que mesmo a malha mais grosseira é capaz de capturar a recirculação atrás do mesmo.

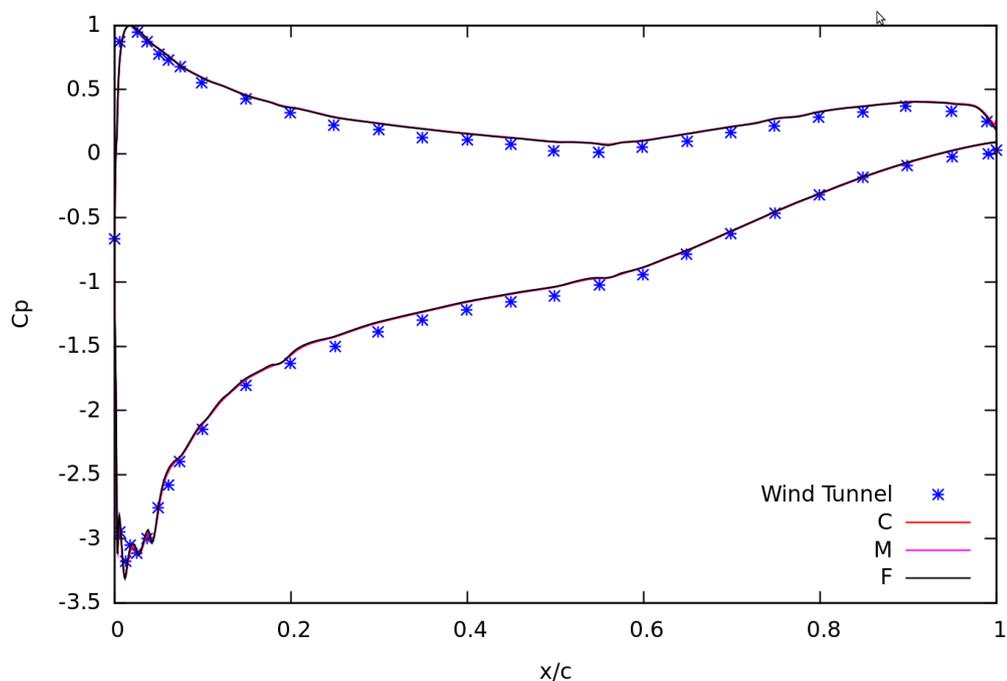


Figura 4.2 Coeficiente de pressão ao longo do perfil para as malhas utilizadas [Ribeiro et al., 2011]

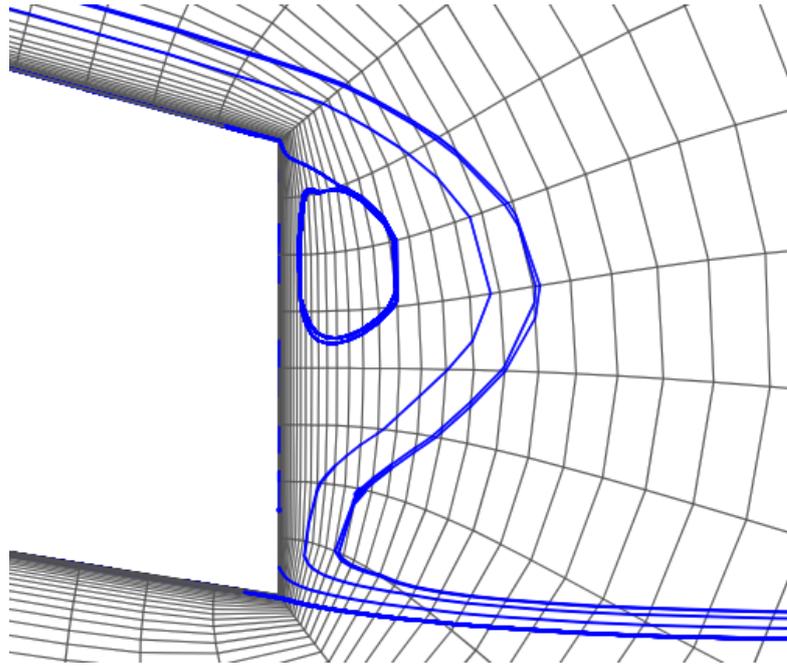


Figura 4.3 Linhas de corrente no bordo de fuga do perfil

4.1.2 Tamanho do domínio de cálculo

Mavriplis et al., 2009, recomendam uma distância entre a geometria e a fronteira do domínio de cálculo de 100 cordas. A fim de verificar a possibilidade de redução desta distância para acelerar os cálculos e de confirmar que ela é suficiente, simulações foram feitas com diversos tamanhos de domínios diferentes no perfil GA(W)-1 com ângulo de ataque de 8,02 graus na malha C. Os resultados são apresentados nas Figura 4.4 e Figura 4.5.

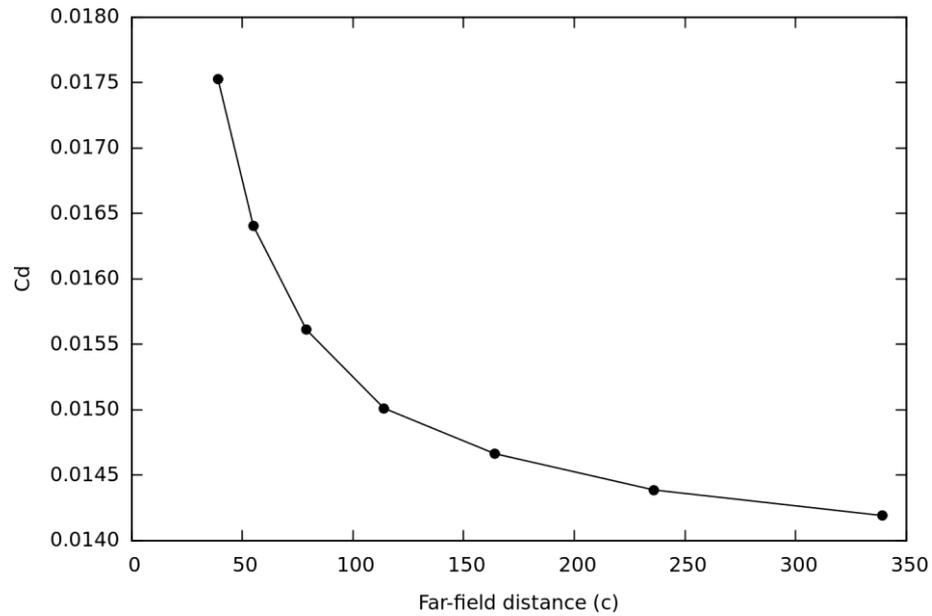


Figura 4.4 Coeficiente de arrasto em função da distância da fronteira do domínio de cálculo [Ribeiro et al., 2011]

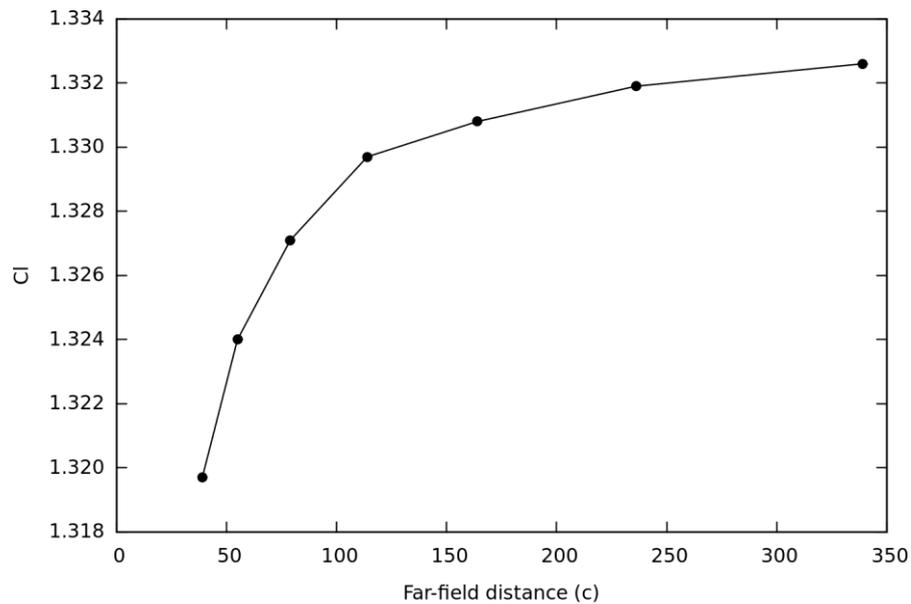


Figura 4.5 Coeficiente de sustentação em função da distância da fronteira do domínio de cálculo [Ribeiro et al., 2011]

Nota-se que o coeficiente de sustentação (C_l) muda muito pouco com o aumento do domínio de cálculo. Por outro lado, o coeficiente de arrasto (C_d) requer um domínio maior do que inicialmente previsto para deixar de se alterar significativamente. Com isto em mente, a malha usada nas demais simulações possui uma distância entre a geometria e as fronteiras de,

aproximadamente, 340 cordas. É importante ressaltar que se o foco fosse a indústria aeronáutica, o domínio teria de ser ainda maior. Porém, para turbinas eólicas, a precisão encontrada a 340 cordas é suficiente.

4.1.3 Convergência dos resultados

A convergência das variáveis resolvidas e dos coeficientes aerodinâmicos são particularmente importantes em problemas de otimização. Se o resultado das simulações forem instáveis, torna-se bastante difícil compará-los. Para evitar este problema, 2000 iterações são feitas em cada indivíduo. As Figuras 4.6 e 4.7 mostram que este número é o suficiente para que os resíduos de todas variáveis tornem-se menores que 10^{-4} e que os coeficientes de arrasto e sustentação se tornem estáveis.

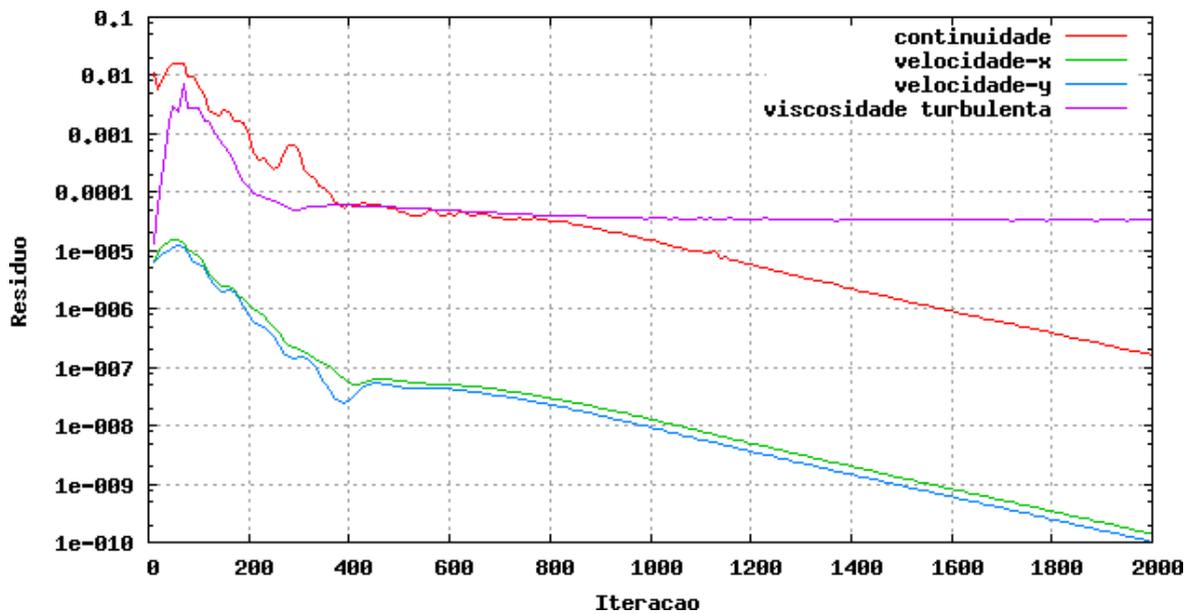


Figura 4.6 Convergência das variáveis resolvidas

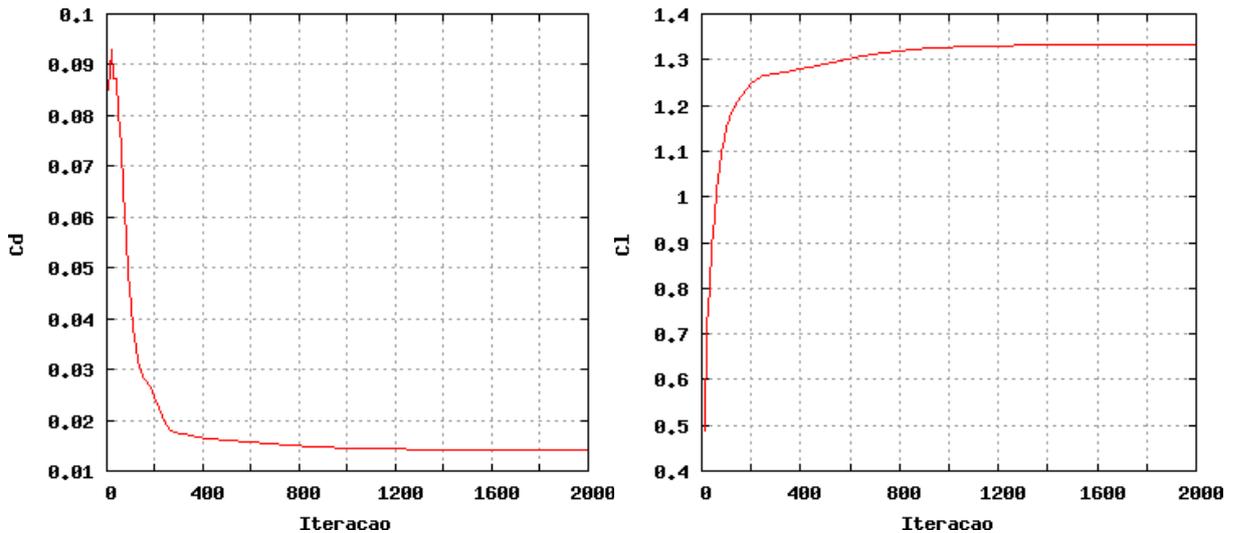


Figura 4.7 Convergência dos coeficientes aerodinâmicos

4.1.4 Comparação dos coeficientes aerodinâmicos

Como os parâmetros que serão comparados durante o processo de otimização são os coeficientes aerodinâmicos, é importante que seus valores sejam confiáveis. A relação entre o coeficiente de sustentação e o coeficiente de arrasto também deve ser precisa para todos os ângulos de ataque que podem ser utilizados.

Os resultados obtidos numericamente são comparados com os experimentais (Figura 4.8 a Figura 4.10). Na região de maior interesse, isto é, onde o valor de Cl/Cd é máximo, os resultados numéricos estão muito próximos dos experimentais. Levando em conta que os resultados experimentais são antigos e que não há discussão sobre incerteza de experimentos no artigo de referência [McGhee e Beasley, 1973], é razoável afirmar que o fato de os resultados numéricos serem mais suaves que os experimentais não é motivo para questionar a precisão das simulações. Para ângulos de ataque muito altos, é esperado que as simulações atuais não sejam muito precisas. Este tema será abordado no próximo capítulo.

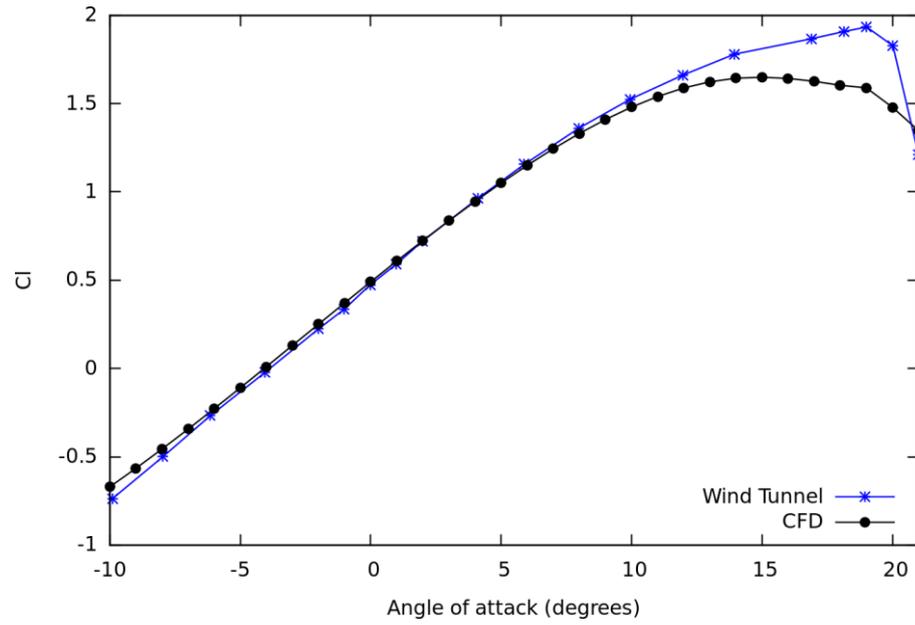


Figura 4.8 Comparação dos valores numéricos e experimentais do coeficiente de sustentação

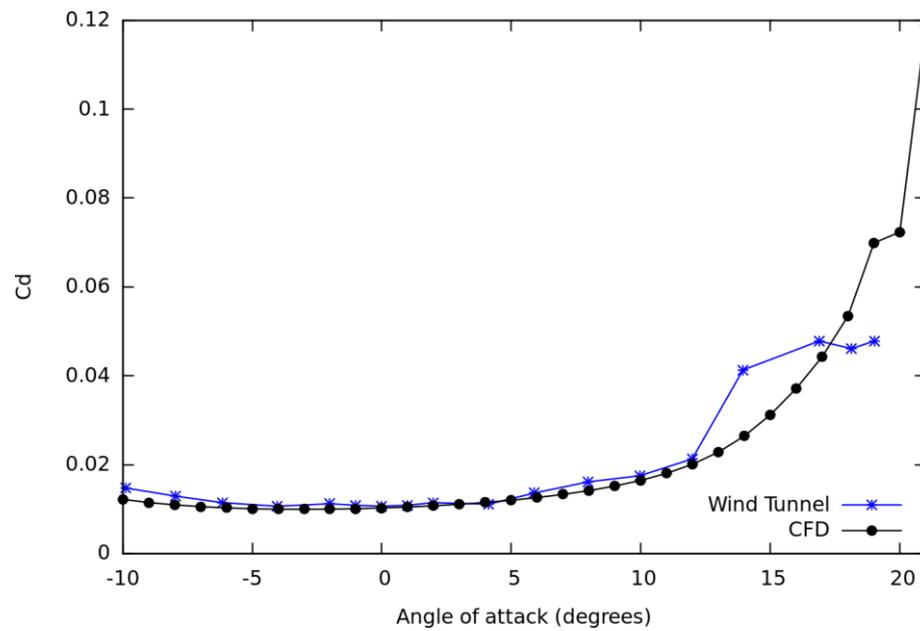


Figura 4.9 Comparação dos valores numéricos e experimentais do coeficiente de arrasto

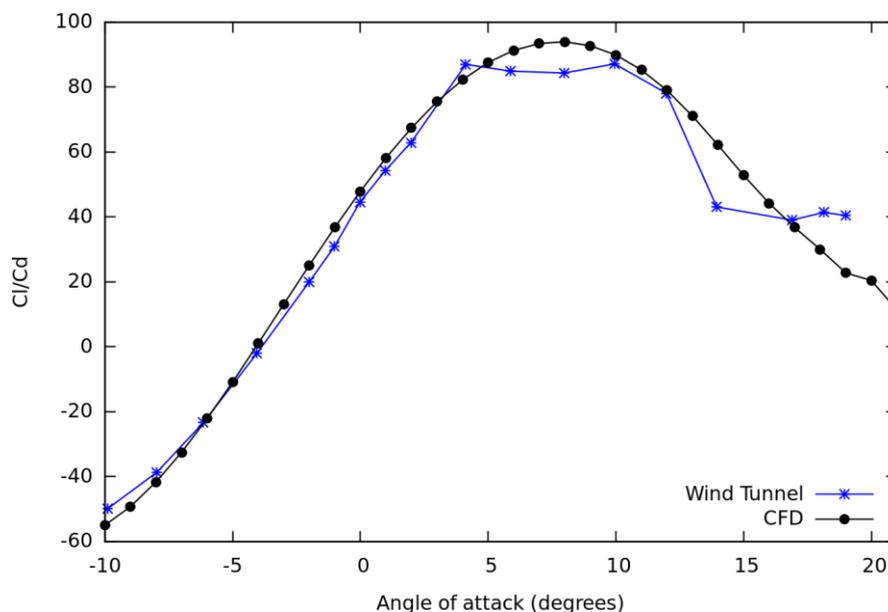


Figura 4.10 Comparação dos valores numéricos e experimentais da razão entre sustentação e arrasto [Ribeiro et al., 2011]

4.2 Modificações no algoritmo genético

O algoritmo genético utilizado, NSGA-II, já foi extensamente validado por seus autores [Deb et al., 2002], porém algumas alterações foram necessárias no código para tornar o processo de otimização mais eficiente. Os exemplos apresentados pelos autores são todos baseados em simples equações analíticas resolvidas rapidamente por computadores. No entanto, os casos tratados neste trabalho são mais complexos, requerem uma solução numérica e necessitam, em geral, alguns minutos para serem resolvidos, o que obrigou a fazer algumas modificações no algoritmo original.

4.2.1 Comparação de indivíduos com resultados já calculados

A primeira modificação realizada foi tendo em vista que algoritmos genéticos calculam um número muito grande de casos e não possuem critérios de evitar valores já calculados. Portanto, foram adicionadas condições para constatar se o indivíduo que está sendo calculado já foi processado anteriormente.

Se as variáveis do indivíduo atual nunca tiverem sido calculadas, o cálculo é feito normalmente e as variáveis, restrições e objetivos são adicionados a uma matriz. Se as variáveis do indivíduo atual forem aproximadamente iguais às de algum indivíduo anterior, o

cálculo deste não é realizado, os resultados obtidos anteriormente são utilizados e o indivíduo não é adicionado à matriz. Como as variáveis utilizadas são reais, não é possível apenas verificar se os valores delas são iguais a valores já calculados. Por esta razão, uma tolerância de 1% foi admitida como mostrado na equação abaixo,

$$\left| \frac{x^* - x}{x^*} \right| < 1\% \quad (4.2)$$

onde x^* é o valor atual de uma variável e x o valor de um indivíduo já calculado. A limitação desta implementação é que como a comparação foi feita de forma relativa, as variáveis não podem assumir valor nulo, pois isto poderia resultar em uma divisão por zero. Portanto, cuidado foi tomado para manter as variáveis diferentes de zero. Os objetivos e restrições não possuem esta limitação, por não serem comparados.

O problema testado para validar esta modificação foi o exemplo `ctp1` do software NSGA-II [Deb et al., 2002], com 10 gerações de 200 indivíduos, que possuem duas variáveis reais (x_1 e x_2), duas funções objetivo a minimizar (f_1 e f_2) e duas restrições (g_1 e g_2), definidas nas equações abaixo.

$$f_1 = x_1 \quad (4.3)$$

$$f_2 = (1 + x_2)e^{-x_1/(1+x_2)} \quad (4.4)$$

$$g_1 = \frac{f_2}{0.858e^{-0.54f_1}} - 1 \geq 0 \quad (4.5)$$

$$g_2 = \frac{f_2}{0.728e^{-0.295f_1}} - 1 \geq 0 \quad (4.6)$$

A economia gerada ao se utilizar resultados já calculados foi significativa. Ao invés de 2000 cálculos da função objetivo, 1807 cálculos foram feitos. Levando em conta que em casos de aerodinâmica o cálculo da função objetivo requer um tempo computacional de ordens de grandeza a mais que o restante do algoritmo, isso significa uma redução do tempo de otimização de aproximadamente 10%.

4.2.2 Inicialização a partir de um cálculo anterior

A segunda modificação foi feita levando em conta que o processo de otimização pode levar um longo período para ser calculado. O algoritmo NSGA-II é feito de forma que sempre começa seu processo de otimização a partir da primeira geração, gerada aleatoriamente. Isto significa que se um cálculo que requer algumas semanas para terminar for interrompido após vários dias por algum motivo qualquer, o processo de otimização deve ser reiniciado do zero.

Para evitar imprevistos que atrasariam o progresso do trabalho, foi adicionada no código a opção de ler a primeira geração de um arquivo, ao invés de gerá-la aleatoriamente. Como todos os indivíduos de todas as gerações são escritos em um arquivo de saída que inclui o valor das variáveis, dos objetivos e das restrições, é apenas necessário tomar a última geração deste arquivo e usá-la como dados de entrada no algoritmo quando houver necessidade.

4.2.3 Paralelização

A terceira e última modificação foi feita para se aproveitar do fato de que o computador utilizado neste trabalho possui quatro processadores. Inicialmente foi verificado que aumentar o número de processadores utilizado no cálculo numérico de um indivíduo não aumenta a velocidade do cálculo significativamente, mas que o cálculo de quatro indivíduos simultaneamente não prejudica o tempo de processamento de cada um, se cada computação for feita em um processador diferente. Isto quer dizer que um aumento de velocidade de quase quatro vezes é teoricamente possível de ser obtido.

Assim, a chamada da função objetivo de cada indivíduo foi paralelizada, para que quatro indivíduos possam ser chamados ao mesmo tempo. Isto foi feito utilizando OpenMP (*Open Multi-Processing*), uma API (*Application Programming Interface*) para Fortran, C e C++ de memória compartilhada. Esta API é muito utilizada e de simples implementação, não requerendo grandes modificações no código original [Chapman et al., 2008]. A paralelização foi feita no laço “*for*” em que o cálculo de cada indivíduo é chamado, adicionando a linha:

```
#pragma omp parallel for shared(pop) schedule(dynamic,1)
```

antes do laço. A variável “*pop*” é um vetor que possui todos os indivíduos da geração atual e suas características (variáveis de entrada, saída e restrições) e é compartilhada para que todos

os processadores possam alterar o valor final do indivíduo em que estão trabalhando. A quantidade de indivíduos passados a cada processador é feita dinamicamente de um em um, a fim de evitar que um processador fique muito tempo ocioso, visto que o tempo de processamento de cada um é levemente variável. É presumido que o tempo que o sistema perde gerenciando a distribuição dos indivíduos é pequeno em comparação ao tempo do cálculo aerodinâmico de cada um.

Para medir a eficiência de paralelizar as simulações numéricas desta forma, este processo foi comparado ao uso do software Fluent [Fluent Inc., 2005] paralelizado. Portanto, dois métodos são disponíveis: o lançamento de vários cálculos da função objetivo ao mesmo tempo (cada um utilizando um processador) e o cálculo de uma função objetivo de cada vez (utilizando mais de um processador). O primeiro método é útil para algoritmos genéticos, pois os indivíduos de uma geração podem ser calculados ao mesmo tempo, sem necessidade de troca de informações entre eles. O segundo método é indicado para métodos baseados em gradientes, onde cada iteração depende dos resultados anteriores.

O resultado destas duas formas de paralelização pode ser visto na Figura 4.11. O *speed-up*, razão entre o tempo necessário para um programa rodar com vários processadores e o tempo que seria necessário com um processador, é consideravelmente maior ao se calcular várias funções objetivos ao mesmo tempo ao invés de utilizar o *solver* paralelo do Fluent. O motivo é que os domínios de cálculo são pequenos, ocupando pouca memória do computador. Além disto, o Fluent paralelo requer alguns segundos para localizar cada processador, o que em simulações que duram muitas horas se torna irrelevante, mas como cada simulação feita aqui requer apenas alguns minutos, este tempo é significativo. A partir desta figura, percebe-se que algoritmos genéticos podem ser competitivos com métodos utilizando gradientes ao se dispor de um grande número de processadores.

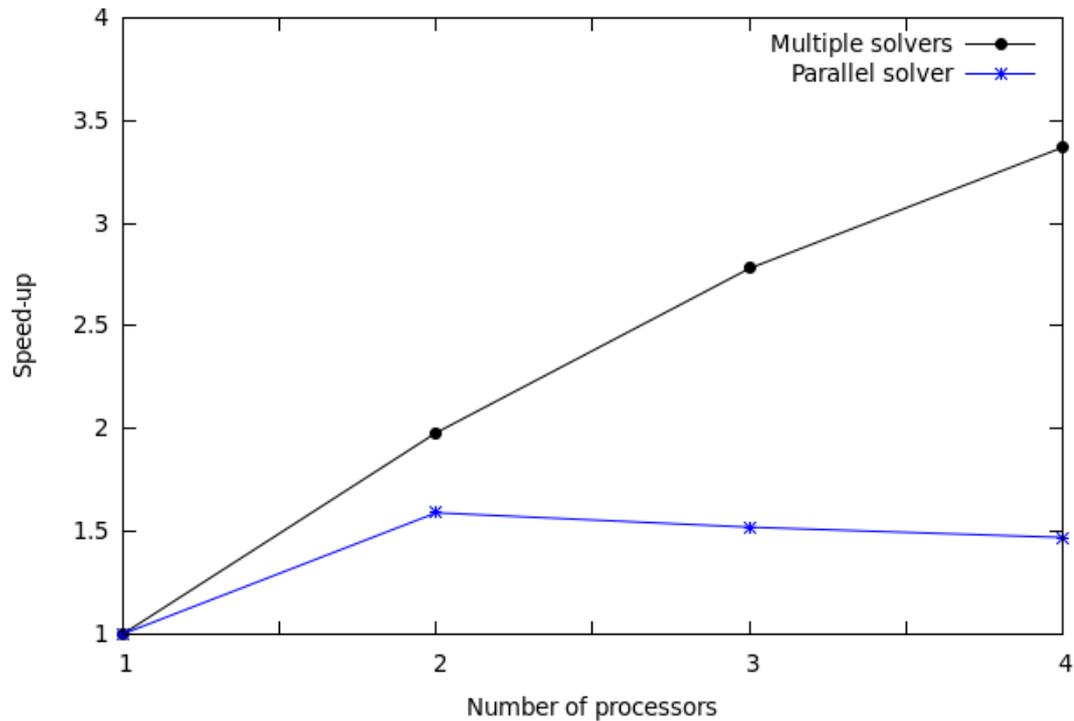


Figura 4.11 *Speed-up* obtido com as duas formas de paralelização [Ribeiro et al., 2011]

4.3 Otimização

A fim de obter um perfil para ser usado em turbinas eólicas, um processo de otimização pode ser usado. A seguir serão apresentados os resultados das otimizações realizadas utilizando algoritmos genéticos. Neste trabalho, o programa *open source* NSGAI [Deb et al., 2002] é utilizado para o processo de otimização. As probabilidades de recombinação e mutação são de 90% e 5%, respectivamente. Os índices de distribuição para a recombinação e a mutação são de 12 e 20, respectivamente.

4.3.1 Otimização de múltiplos objetivos

Para investigar o impacto da forma do aerofólio no coeficiente de sustentação C_l , coeficiente de arrasto C_d e na razão entre eles C_l/C_d , uma otimização de múltiplos objetivos foi feita com o algoritmo genético. Os objetivos são maximizar a sustentação e minimizar o arrasto. Oito variáveis são usadas para representar o aerofólio, conforme a Figura 3.4. O ângulo de ataque é a 9ª e última variável. Para manter a forma do perfil realista, restrições são empregadas. A espessura na região correspondente à máxima ordenada do perfil deve ter

valores maiores de 17% da corda, que é a espessura do GA(W)-1. Na posição $0,9c$ (onde c é a corda do perfil), uma espessura mínima de $0,025c$ deve ser mantida, para evitar bordos de fuga irreais.

O algoritmo requer limites para as variáveis de entrada, o que pode gerar problemas. Após alguns testes, se percebeu que as variáveis tendiam a convergir a seus valores extremos. Portanto, o espaço de busca foi sucessivamente aumentado e deslocado, dando maior flexibilidade ao processo de otimização. A desvantagem deste aumento do espaço de busca é que isto gera uma convergência mais lenta no processo de otimização. Os limites para o ângulo de ataque são $5,5$ e $7,5^\circ$ e os limites das outras variáveis são mostrados na Figura 4.12, junto com os pontos correspondentes ao GA(W)-1.

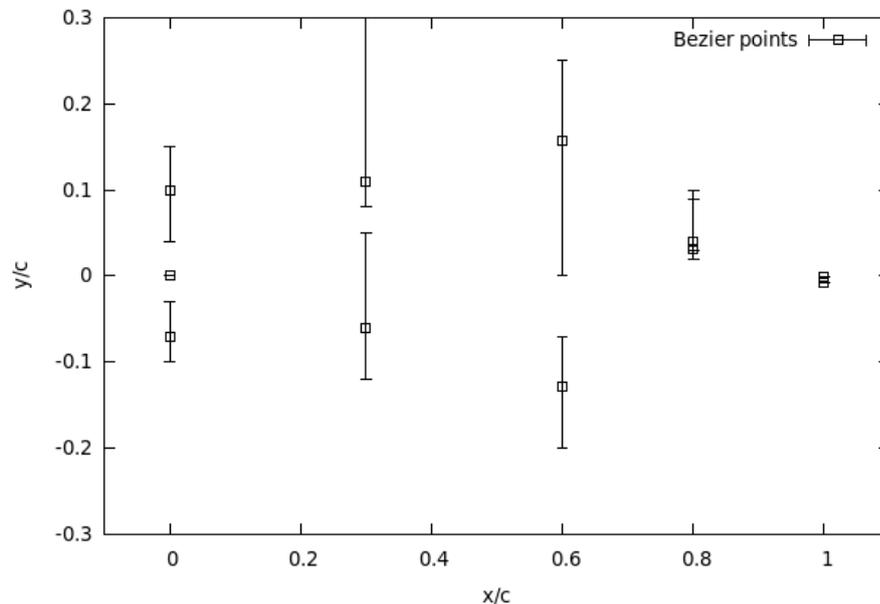


Figura 4.12 Limites para as variáveis (barras) e pontos correspondentes ao GA(W)-1 (quadrados) [Ribeiro et al., 2011]

Para esta otimização, 50 gerações de 28 indivíduos foram utilizadas. A frente de Pareto e a geometria dos aerofólios mais relevantes são apresentados na Figura 4.13. Pode ser visto que o aerofólio com maior Cl/Cd possui uma grande curvatura da linha média, o que se aproxima muito mais ao caso de maior sustentação que ao caso de menor arrasto, que tende a uma geometria mais simétrica. Este aerofólio possui um valor de Cl/Cd 7% maior que o GA(W)-1. Buscando aumentar este valor, uma otimização de um só objetivo também foi realizada, sendo apresentada na próxima seção.

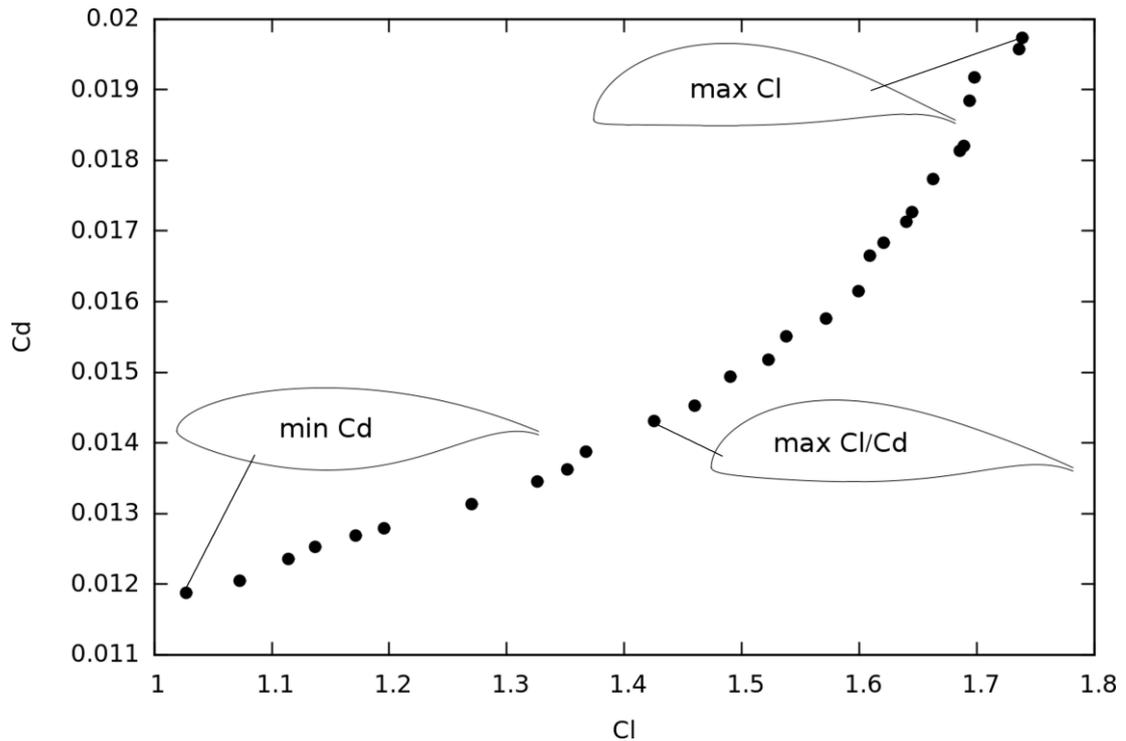


Figura 4.13 Frente de Pareto e perfis obtidos [Ribeiro et al., 2011]

4.3.2 Otimização com um único objetivo usando redes neurais artificiais

Para a otimização com um único objetivo, a função objetivo utilizada foi Cl/Cd . Os limites para as variáveis de entrada usados no caso anterior são conservados, assim como as restrições. O algoritmo é utilizado até a geração i , com os critérios de parada:

$$\frac{std(fobj_i)}{\max(fobj_i)} < 10^{-4} \quad (4.7)$$

$$\frac{\max(fobj_i) - \max(fobj_{i-1})}{\max(fobj_i)} < 10^{-4} \quad (4.8)$$

onde std é o desvio padrão e $fobj$ é a função objetivo. O número de gerações para cumprir estas condições foi de 19. Após a otimização com o algoritmo genético, os dados das 10 primeiras gerações foram normalizados e usados para treinar uma rede neural artificial, que foi acoplada ao algoritmo genético como modelo substituto das simulações numéricas. O treinamento foi feito até que o erro médio quadrático chegasse a, aproximadamente, 10^{-5} . O algoritmo resultante foi utilizado por 19 gerações para que os resultados fossem comparados com os originais, sem a utilização de redes neurais.

O algoritmo para redes neurais artificiais utilizado, FANN (Fast Artificial Neural Networks), é um projeto *open source* iniciado por Nissen, 2003. Assim como o NSGA-II, este algoritmo é escrito em C, o que facilitou a combinação dos dois. Uma rede de três camadas foi criada para resolver o problema. A camada de entrada possui oito variáveis (os pontos para gerar as curvas de Bézier) e um *bias*. A camada oculta possui 17 neurônios ($2*n+1$, sendo n o número de variáveis de entrada) e outro *bias*. A camada de saída possui dois neurônios, para representar os coeficientes de arrasto e de sustentação. Na camada de saída uma função linear foi utilizada nos neurônios. Na camada oculta, uma função de ativação do tipo tangente hiperbólica foi empregada.

O tempo necessário para treinar a rede neural e realizar a otimização com um modelo substituto foi menor que o tempo necessário para realizar um único cálculo aerodinâmico com CFD. Portanto, ao se utilizar a rede neural, o tempo computacional é, na maior parte, gasto na geração dos dados de treinamento, que no caso atual são 10 gerações. O tempo computacional necessário para a otimização com redes neurais é, portanto, praticamente metade do tempo original, visto que 10 gerações são calculadas com CFD ao invés de 19. O melhor aerofólio obtido com redes neurais foi recalculado com CFD para validar o resultado final e uma diferença de apenas 6% entre o previsto com ANN e o obtido por CFD foi obtida na função objetivo.

A forma dos aerofólios obtidos com os dois procedimentos é muito similar, como pode ser visto na Figura 4.14, com um raio do bordo de ataque maior que o obtido com a otimização de múltiplos objetivos. O aumento de C_l/C_d para estes aerofólios em comparação ao GA(W)-1 foi de 7,6% para o caso sem redes neurais e 8% para o caso com redes neurais. O uso de redes neurais suaviza o resultado da função objetivo, facilitando o processo de otimização.

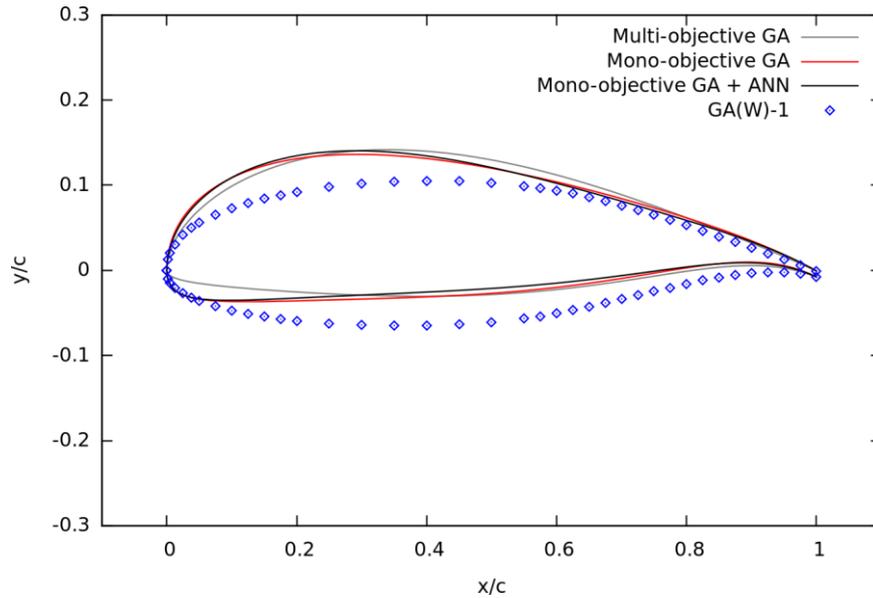


Figura 4.14 Aerofólios com maior Cl/Cd obtidos com as otimizações e o GA(W)-1 [Ribeiro et al., 2011]

4.3.3 Aumento do número de pontos

O número de variáveis afeta consideravelmente o tempo que um processo de otimização requer para convergir. Com isso em mente, o número de pontos de Bézier utilizados neste trabalho foi mantido baixo. Claramente com um maior número de pontos, aerofólios mais complexos e possivelmente com melhor performance podem ser obtidos. Para verificar quanto da performance pode ser melhorada e quanto tempo de processamento isto envolve, uma otimização de um objetivo foi feita com os mesmos parâmetros usados na seção anterior, mas com um ponto de Bézier a mais na parte superior e inferior do aerofólio. Cada curva passou a ter 7 pontos ao invés de 6 e, com isto, o problema passa a ter 11 variáveis ao invés de 9. O valor da função objetivo do melhor indivíduo de cada geração é apresentado na Figura 4.15.

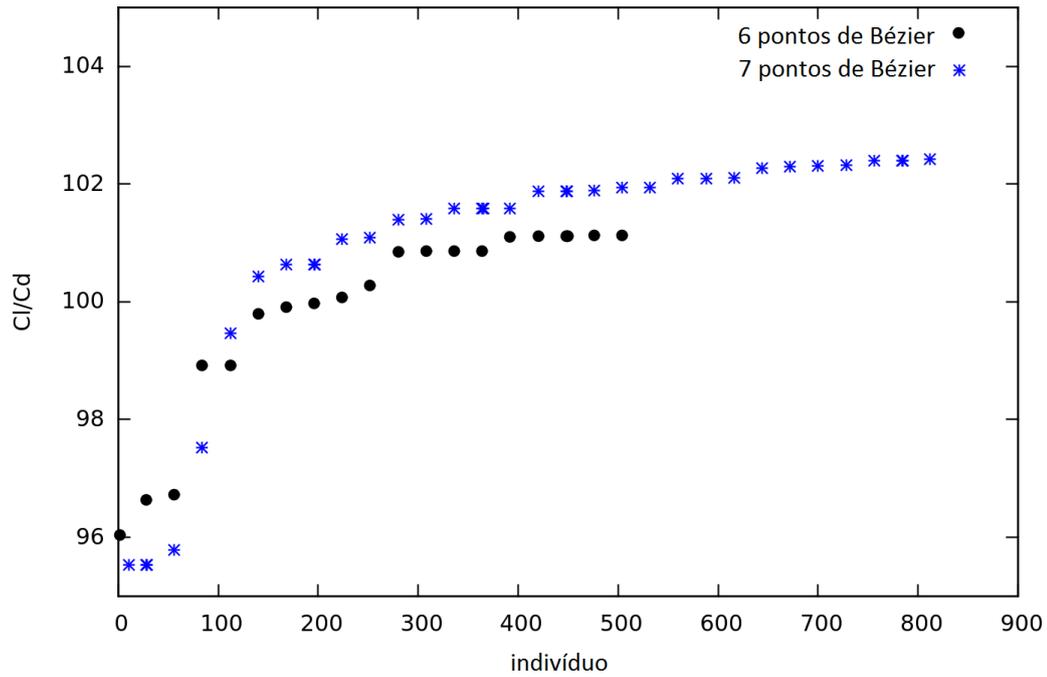


Figura 4.15 Performance do melhor indivíduo de cada geração utilizando curvas de Bézier de 6 e 7 pontos

Os resultados indicam que a função objetivo pode ser aumentada rapidamente utilizando variáveis adicionais, porém o tempo necessário para o algoritmo convergir aumenta em 60%. Isto poderia ser controlado, por exemplo, usando critérios de parada menos rígidos ao se aumentar o número de variáveis, visto que a otimização com 11 variáveis obteve resultados superiores à de 9 em menos da metade de gerações. Com a melhoria dos recursos computacionais, o tempo de processamento diminui, o que possibilita o aumento do número de variáveis sem problemas significativos.

A Tabela 4.1 mostra o resultado para cada processo de otimização realizado neste capítulo. Um aumento significativo da eficiência do aerofólio foi obtida todas as vezes. Os resultados melhoram de forma consistente: o uso de um único objetivo dá resultados melhores que múltiplos objetivos; o uso de redes neurais suaviza a função objetivo, o que ajuda a localizar o máximo; e o aumento da complexidade da geometria permite encontrar perfis mais eficientes.

Tabela 4.1 – Resultado dos processos de otimização

Otimização	Aumento de Cl/Cd (sobre GA(W)-1)
Múltiplos objetivos	7.0%
Único objetivo	7.6%
Único objetivo + ANN	8.0%
Único objetivo (7 pontos de Bézier)	9.2%

5. SIMULAÇÃO DE GRANDES ESCALAS DE UM AEROFÓLIO COM ÂNGULO DE ATAQUE ALTO

Neste capítulo será apresentada a simulação transiente tridimensional de um aerofólio com ângulo de ataque muito grande.

5.1 Definição do problema

O aerofólio utilizado nas simulações é o NACA 65₄-421. Ele foi escolhido por ser utilizado em algumas turbinas eólicas e pela disponibilidade de resultados com ângulos de ataque muito grande a números de Reynolds razoáveis para a utilização de LES. Os dados de referência são provenientes dos experimentos de Devinant et al., 2002. O número de Reynolds utilizado é de 400 000 e o ângulo de ataque é de 25°. O perfil é representado na Figura 5.1.

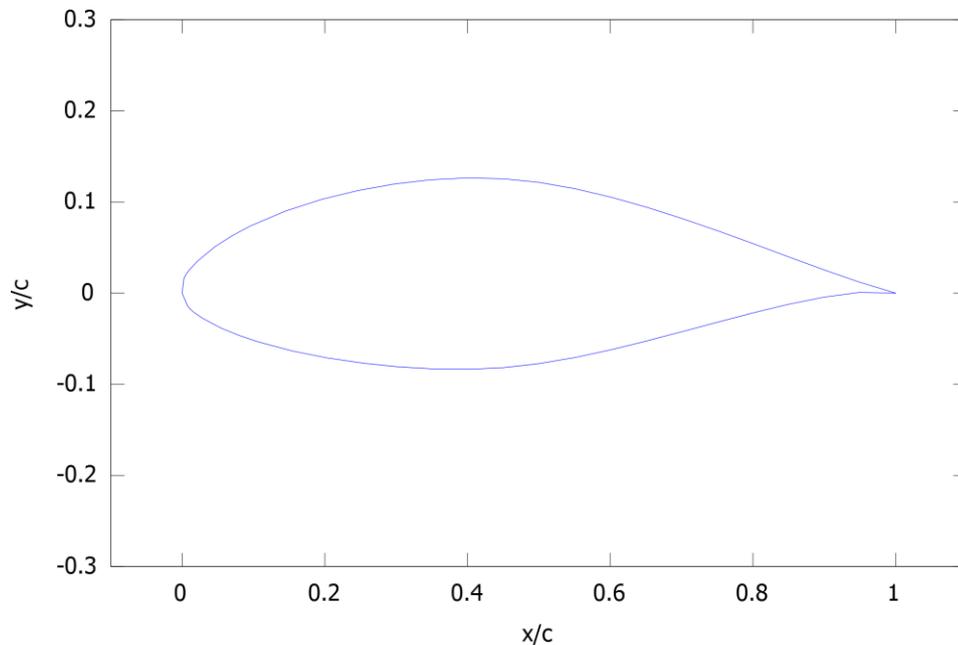


Figura 5.1 Aerofólio NACA 65₄-421

5.2 Geração da malha

Para manter o número de elementos o menor possível, uma malha não estruturada foi utilizada. O software comercial Gambit foi empregado para a construção da malha. Inicialmente, uma malha bidimensional no plano X-Y foi feita, com retângulos alinhados ao escoamento na região da esteira e nas fronteiras exteriores do domínio. No restante do

domínio, quadriláteros foram utilizados, com exceção da região próxima ao aerofólio, onde triângulos foram empregados. Isto foi feito devido à pequena dimensão dos elementos da camada limite, onde os valores de y^+ são mantidos em torno de 1. Elementos triangulares permitem o aumento rápido da dimensão da malha, o que ajudou a manter os elementos não adjacentes ao aerofólio maiores. A malha bidimensional foi então estendida na direção Z com o comprimento de uma corda e uma discretização de 10 elementos foi usada nesta direção. Estes valores são os mínimos propostos por Tamura et al., 1998. A malha está representada nas figuras abaixo.

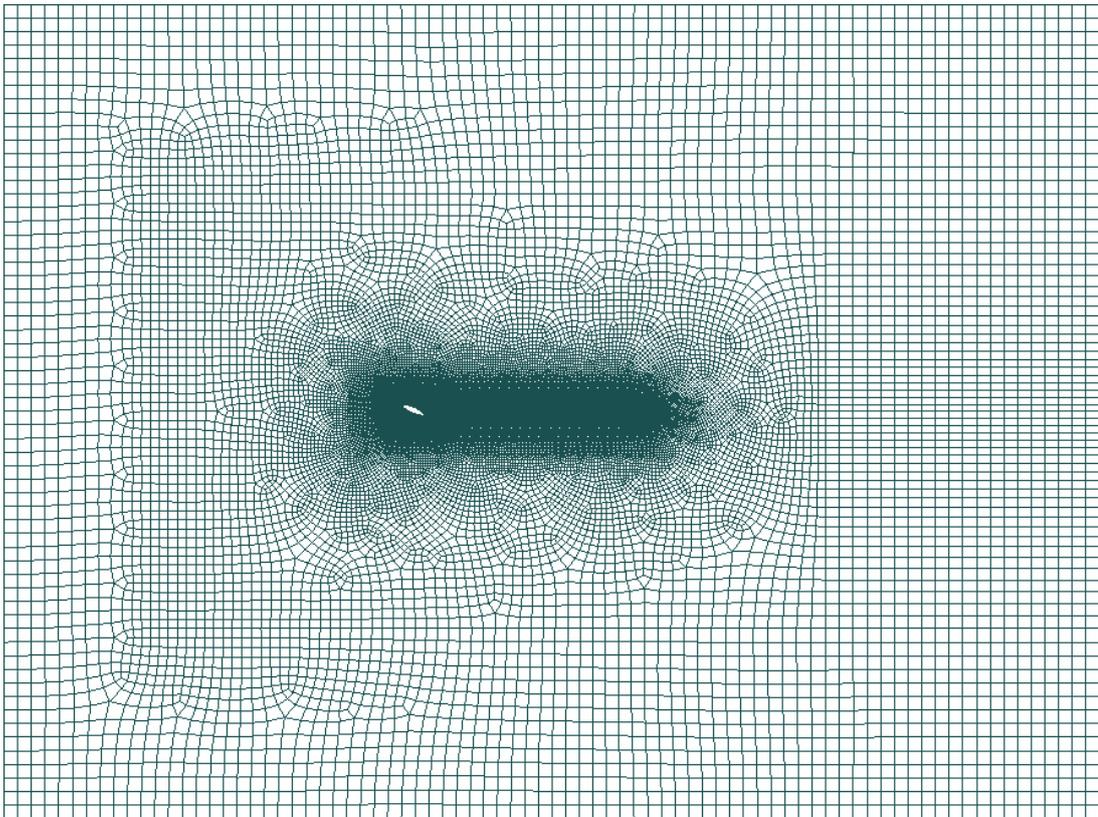


Figura 5.2 Visão lateral da malha utilizada

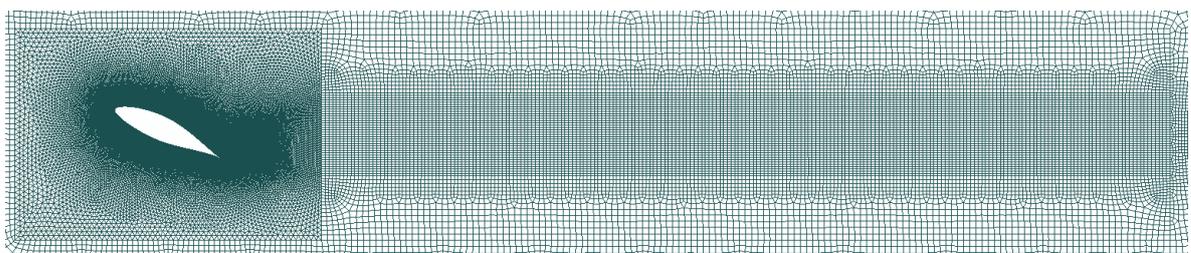


Figura 5.3 Malha na região da esteira

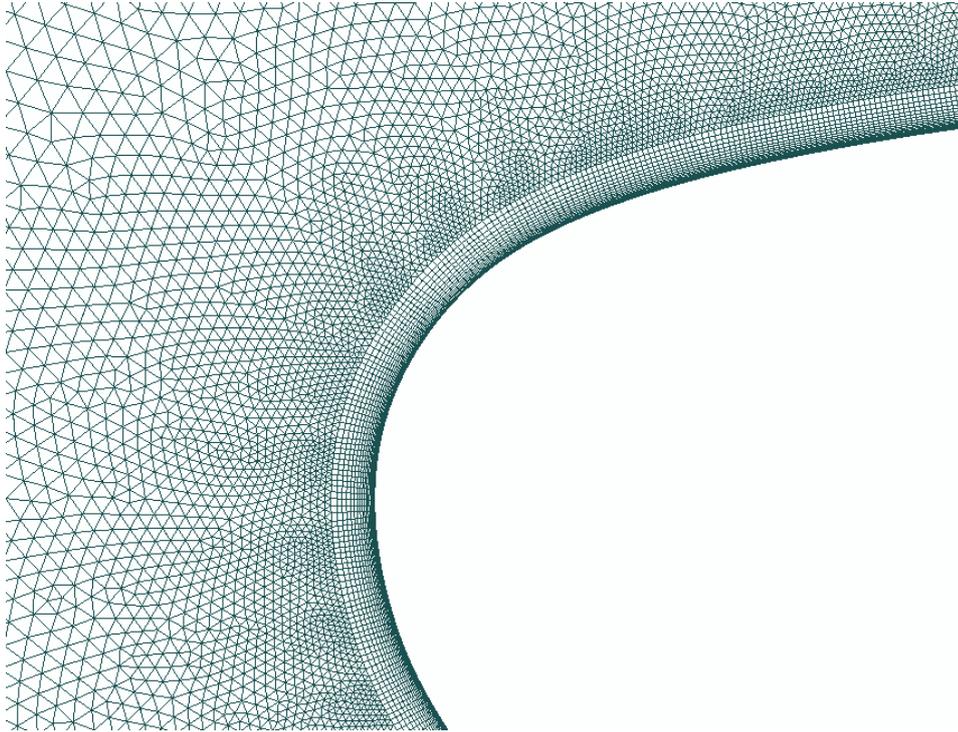


Figura 5.4 Malha no bordo de ataque

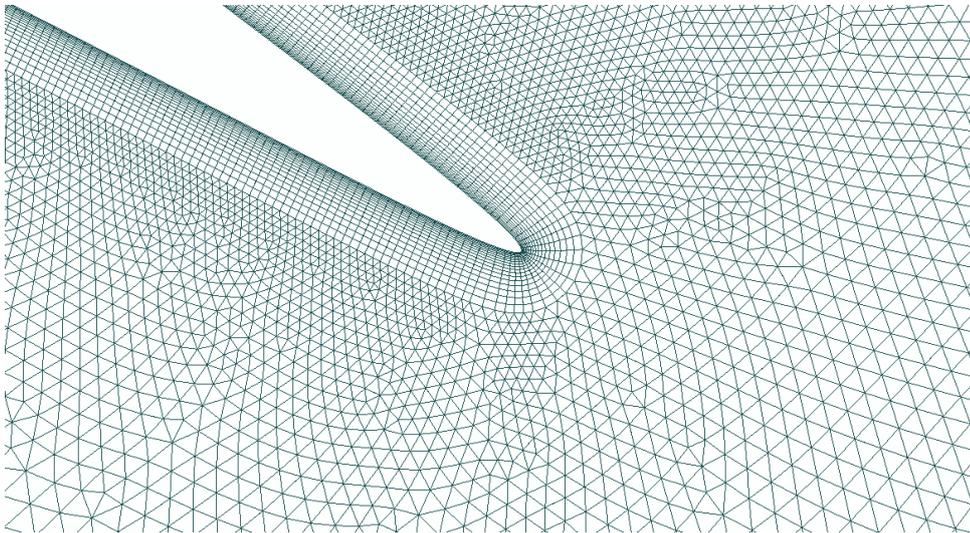


Figura 5.5 Malha no bordo de fuga

Esta malha é muito similar à utilizada por Bruno et al., 2010, no caso de um prisma retangular de razão 5:1. Isto foi feito pois ambos os casos geram escoamentos similares, com separação e uma longa esteira de vórtices. A dimensão do domínio de cálculo é pequena

comparada ao capítulo anterior, mas conservadora para casos de Engenharia do Vento Computacional, onde corpos rombudos são frequentemente estudados [Franke e Frank, 2002]. Sendo c a corda do perfil, a distância entre o aerofólio e a entrada do domínio é de $15c$, que também é a distância até as paredes laterais. Entre o aerofólio e a saída do domínio, uma distância de $25c$ foi usada.

5.3 Métodos numéricos e condições de contorno

O modelo dinâmico de Smagorinsky é empregado para o fechamento das equações da abordagem LES. O software comercial de volumes finitos Fluent [Fluent Inc., 2005] é utilizado. Diferenças centrais são usadas para a interpolação das variáveis, a fim de evitar difusão numérica, e o método SIMPLE para o acoplamento pressão-velocidade é empregado.

As condições de contorno utilizadas são as seguintes: na entrada do domínio a condição de Dirichlet é aplicada à velocidade, que é nula nas direções Y e Z; na saída uma pressão relativa nula é empregada; no aerofólio a condição de não deslizamento é utilizada; e nas superfícies paralelas ao escoamento a condição de periodicidade é aplicada, a fim de evitar dissipação.

5.4 Análise estatística dos resultados

Como as simulações apresentadas aqui são transientes, é fundamental que o período de amostragem para análise estatística seja suficientemente longo para não afetar os resultados. Como se pode ver pela Figura 5.6, os coeficientes globais variam bastante ao longo da simulação. Os valores iniciais (até um tempo adimensional de 350) são descartados por apresentarem oscilações provenientes da inicialização do escoamento e a análise estatística é feita com os dados restantes.

Para verificar que o período de amostragem é suficiente, se fez análises estatísticas usando períodos T sucessivamente maiores, sendo $T_{n+1}=T_n+25$. Assim a convergência dos resultados foi estimada calculando o resíduo de uma variável φ no tempo n como $Res=|(\varphi_n-\varphi_{n-1})/\varphi_n|$ [Bruno et al., 2010]. O resíduo da média (*mean*) e do desvio padrão (*std*) dos coeficientes de arrasto (Cd), sustentação (Cl) e momento (Cm) chegaram abaixo de 1%, como é mostrado na Figura 5.7. Isto indica que o tempo de amostragem foi suficiente.

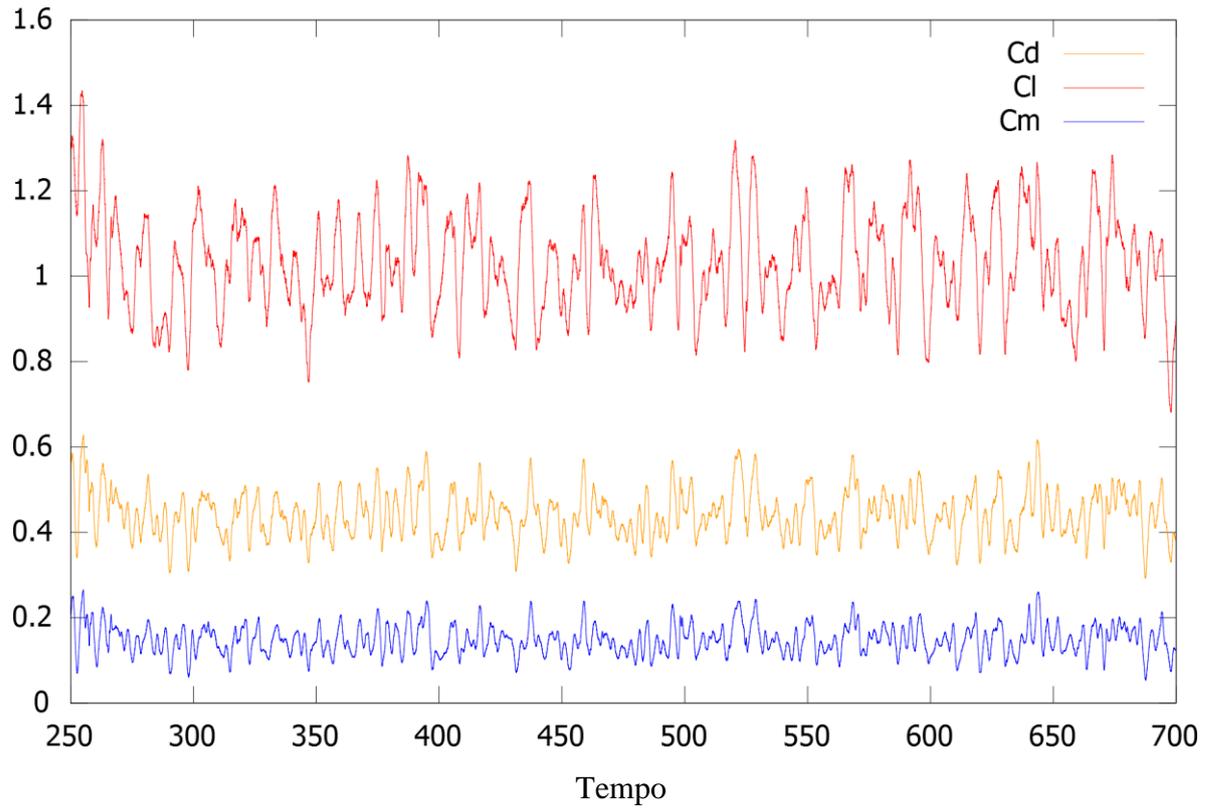


Figura 5.6 Andamento no tempo dos coeficientes aerodinâmicos

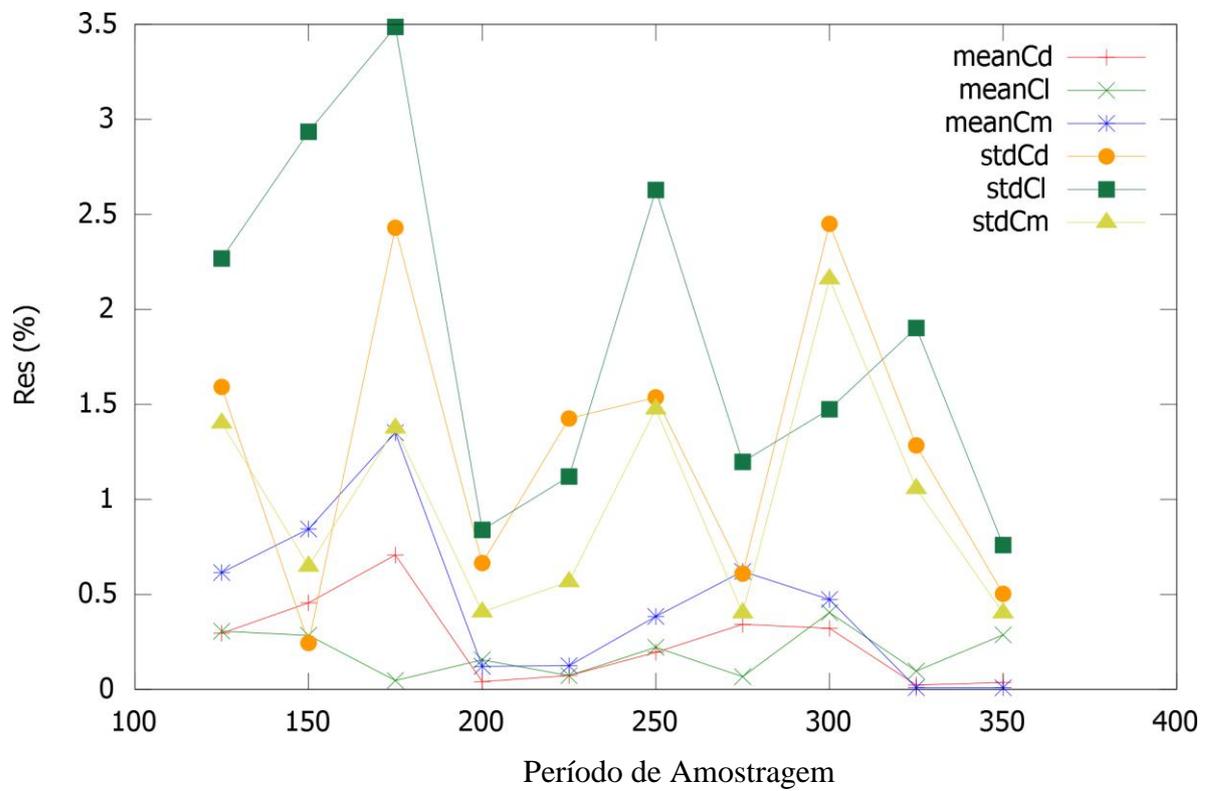


Figura 5.7 Resíduos da média e desvio padrão dos coeficientes aerodinâmicos

5.5 Comparação com dados experimentais

Os dados experimentais disponíveis para comparação com resultados numéricos são os coeficientes aerodinâmicos. Nas Figura 5.8 e Figura 5.9 os valores calculados neste trabalho são sobrepostos aos de túnel de vento, obtidos com uma balança (*balance*) e por integração da pressão em torno do aerofólio (*press*). Resultados numéricos para um ângulo de ataque de 5° também são incluídos. As linhas fornecidas pelos experimentos se referem a medições feitas com balanças e os pontos são resultado da integração do coeficiente de pressão na superfície do aerofólio. O valor da intensidade de turbulência (t) usado neste trabalho é nulo. Percebe-se uma ótima correspondência entre os valores de C_d calculados aqui e os dados experimentais. Por outro lado, C_l está acima do esperado a 25° , mas isto pode ser devido ao fato que o escoamento na entrada é perfeitamente laminar nas simulações numéricas, visto a grande dependência de C_l com a variação da turbulência no túnel.

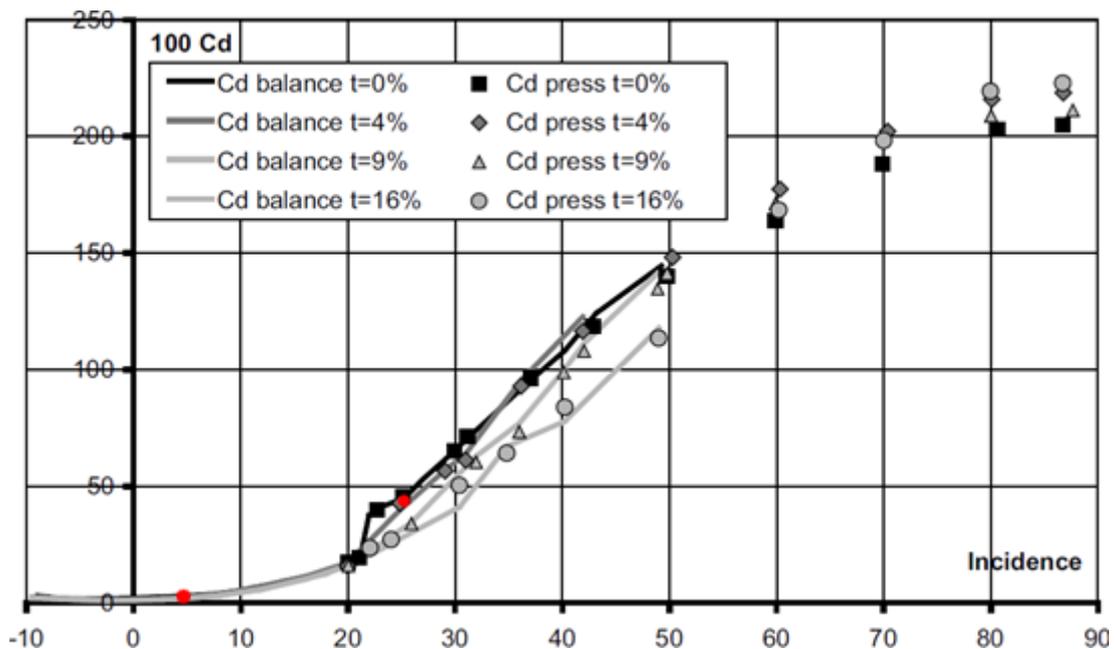


Figura 5.8 Comparação do coeficiente de arrasto calculado (vermelho) com dados experimentais [Devinant et al., 2002]

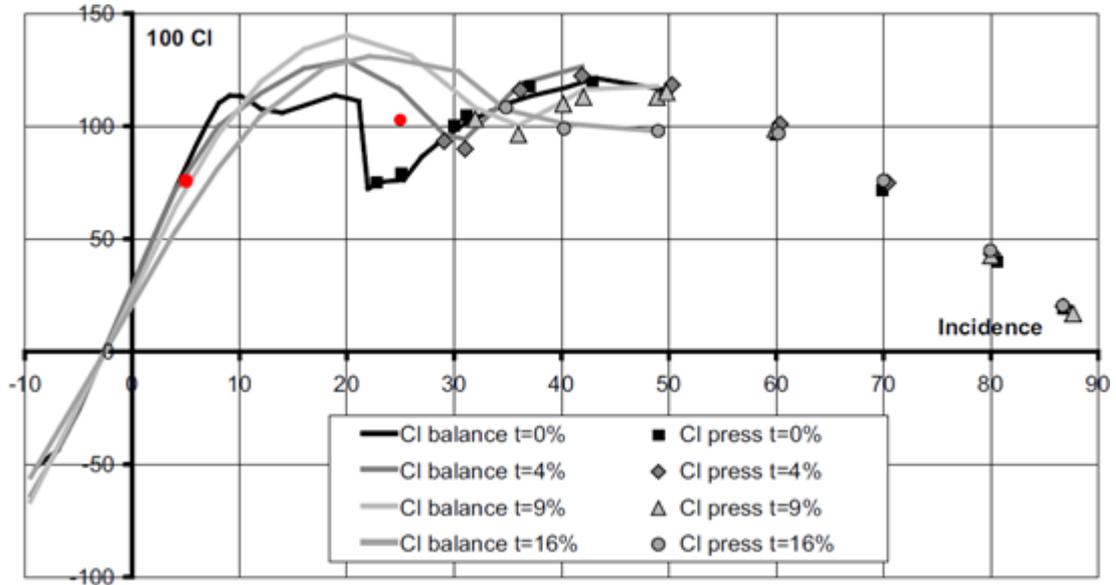


Figura 5.9 Comparação do coeficiente de sustentação calculado (vermelho) com dados experimentais [Devinant et al., 2002]

5.6 Tridimensionalidade dos resultados

Tanto as condições de contorno quanto a geometria do aerofólio são perfeitamente bidimensionais. Isto se reflete no escoamento médio que também é bidimensional, como pode ser visto na Figura 5.10, que representa as linhas de corrente da velocidade média do escoamento. A separação ocorre imediatamente após o bordo de ataque e a região de recirculação é longa e contínua ao longo da superfície superior do aerofólio.

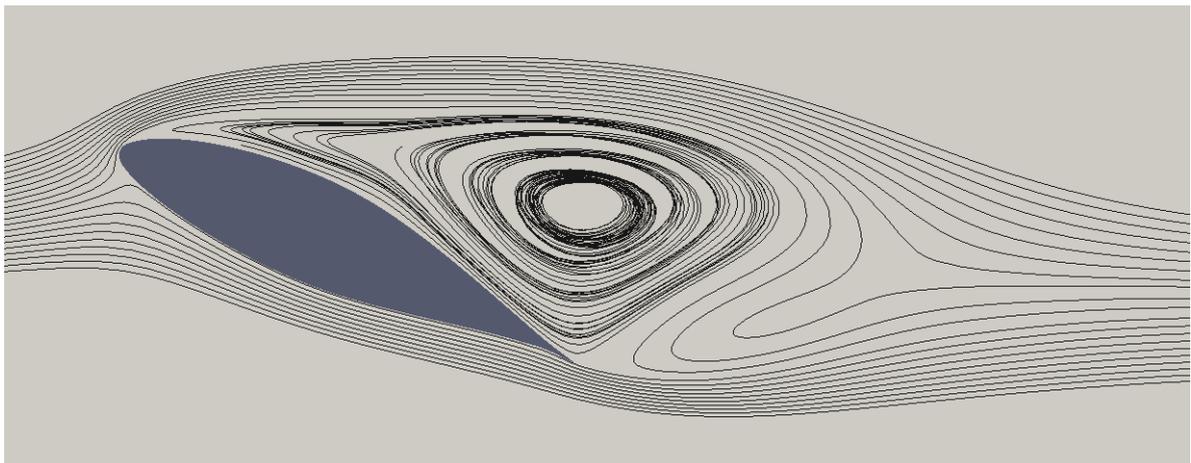


Figura 5.10 Linhas de corrente médias

Apesar desta aparente natureza bidimensional, é esperado que efeitos tridimensionais transientes importantes ocorram na esteira. Para verificar a presença de vórtices tridimensionais no domínio, é necessário algum parâmetro para reconhecê-los. O critério Q é bastante útil para a identificação de vórtices, sendo mais indicado que apenas o módulo da vorticidade e possuindo uma formulação simples [Dubief e Delcayre, 2000]. O critério Q é dado pela seguinte expressão:

$$Q = \frac{1}{2}(\Omega_{ij}\Omega_{ij} - S_{ij}S_{ij}) \quad (5.1)$$

onde Ω_{ij} é o tensor de vorticidade e S_{ij} é o tensor da taxa de deformação.

Este critério foi inserido no software Fluent como um escalar definido pelo usuário e foi utilizado para identificar as estruturas coerentes na esteira do aerofólio. Na Figura 5.11 pode-se ver que logo após a separação a esteira torna-se fortemente tridimensional, ressaltando como é incorreto realizar simulações bidimensionais para escoamentos a altos números de Reynolds com desprendimentos de vórtices.

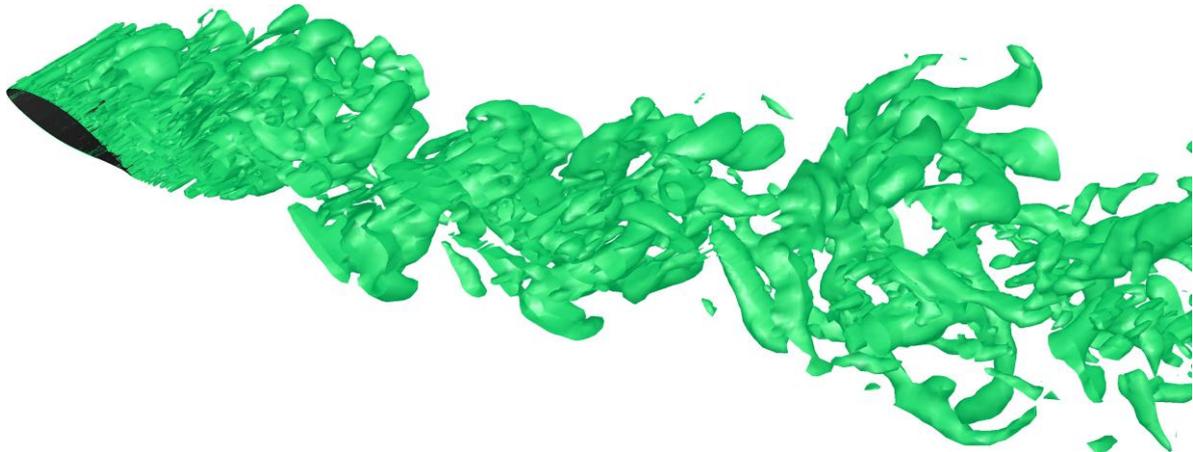


Figura 5.11 Iso-superfície do critério Q ($Q=0,5 \text{ s}^{-2}$)

6. SIMULAÇÃO DE UMA TURBINA TRIDIMENSIONAL

Neste capítulo será apresentada a simulação permanente tridimensional de uma turbina eólica.

6.1 Definição do problema

A turbina escolhida para as simulações é a utilizada nos experimentos NREL Phase VI [Hand et al., 2001]. Ela foi escolhida pela grande qualidade e quantidade de dados experimentais existentes, obtidos em escala real. A turbina de duas pás possui um diâmetro de 10 m e é composta por um perfil S809 [Somers, 1997] com corda e ângulo de torção variáveis ao longo do seu comprimento. As pás permanecem fixas durante o funcionamento, sendo a potência de 20 kW regulada por estol. A Figura 6.1 mostra a turbina no túnel de vento.



Figura 6.1 Turbina NREL Phase VI [Hand et al., 2001]

O modelo geométrico da turbina foi gerado utilizando as coordenadas do perfil S809 e a distribuição da corda e ângulo de torção ao longo da pá dados por Hand et al., 2001. Um programa foi escrito para desenhar os pontos do perfil no espaço tridimensional, levando em conta a corda, raio e ângulo de torção de cada seção transversal. Após isto, as linhas e superfícies necessárias para criar a pá foram feitas através de scripts no programa ICEM CFD.

A base da pá tem seção transversal circular e uma superfícies de transição entre esta região e a primeira seção tem forma do S809. Informações sobre a geometria da nacelle não estão disponíveis, então a base da pá termina em um cilindro cujo raio é o raio mínimo da pá. A Figura 6.2 apresenta o modelo computacional criado.



Figura 6.2 Modelo computacional da pá

Algumas diferenças entre o modelo computacional e a pá construída podem ser percebidos. A ponta da pá real possui curvaturas, principalmente no bordo de ataque, que não estão descritas nos relatórios de Hand et al., 2001, e Schreck, 2008. A base da pá real apresenta um afunilamento não especificado e não há detalhes sobre o plano de transição entre o cilindro da base e o primeiro perfil S809. Por estes motivos, uma geometria mais precisa foi buscada. O Dr. Earl Duque [Duque et al., 2003] desenvolveu em parceria com o laboratório Risø [Sørensen et al., 2002] uma geometria levando em conta os detalhes da pá construída. Esta geometria, apresentada na Figura 6.3, foi utilizada neste trabalho.

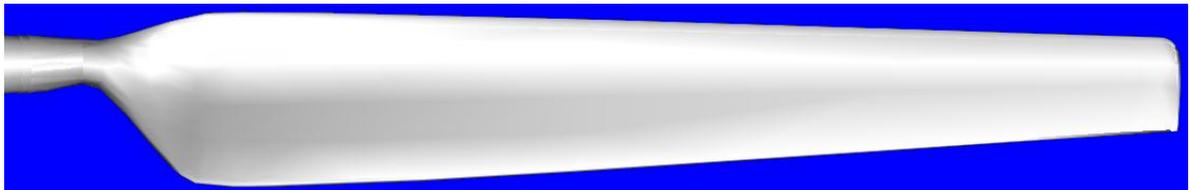


Figura 6.3 Modelo computacional detalhado da pá de Duque et al., 2003

6.2 Geração da malha

A geração da malha da turbina requer mais esforço que os casos dos capítulos anteriores. A geometria é bastante complexa e tridimensional, fazendo com que o processo de geração de uma malha de boa qualidade seja bastante longo. Diversos softwares comerciais para geração de malha foram testados, incluindo o TurboGrid, que é feito para geração de malhas de turbo-máquinas, e o ICEM CFD, que serve para gerar malhas genéricas. No

Turbogrid, malhas de múltiplos blocos estruturados são utilizados, enquanto o ICEM suporta tanto este tipo de malhas quanto malhas não estruturadas.

Malhas não estruturadas possuem a grande vantagem de ter seu processo de geração muito mais simples, porém um número muito grande de elementos é necessário para resolver este caso com malhas não estruturadas [Potsdam e Mavriplis, 2009]. Com isto em mente, um esforço foi feito para a geração de malhas estruturadas por blocos. Após muitas tentativas, o software Pointwise foi utilizado, começando com a malha de superfície da pá, que foi extrudada de forma similar ao que foi feito no capítulo 4. Blocos adicionais foram criados a fim de discretizar o domínio inteiro. A malha criada por este processo é apresentada nas figuras abaixo.

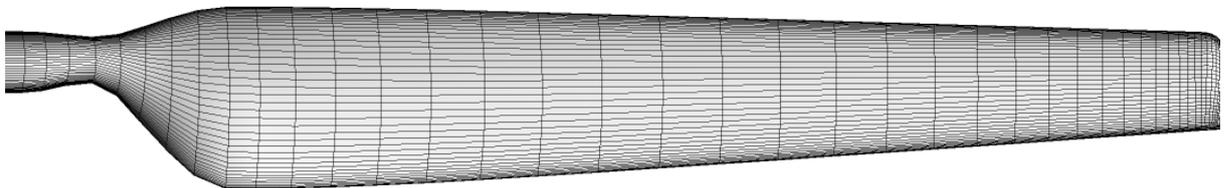


Figura 6.4 Malha de superfície da pá

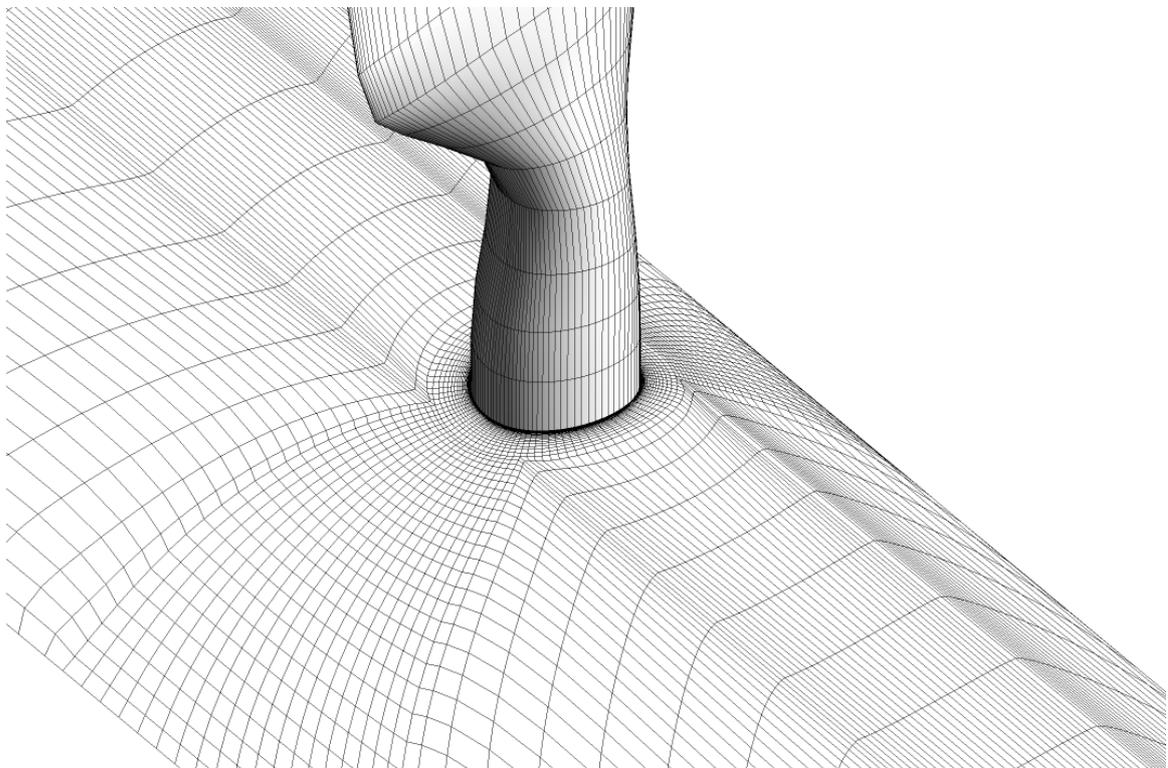


Figura 6.5 Malha na base da pá

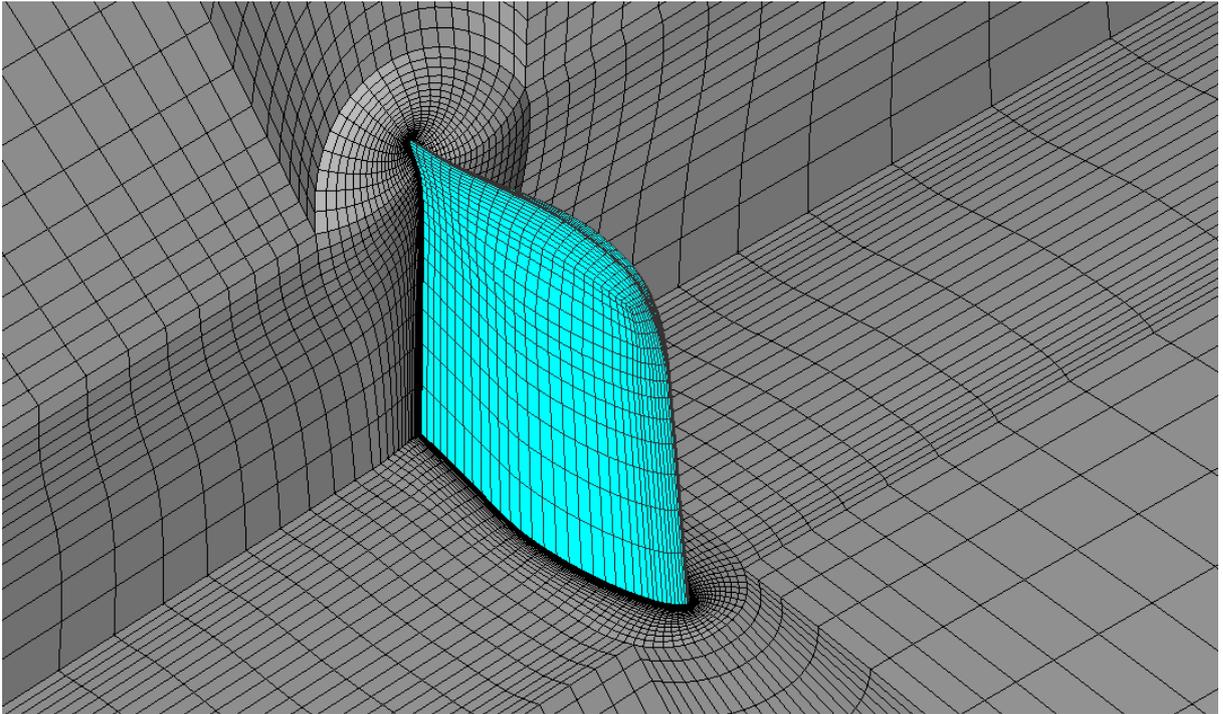


Figura 6.6 Expansão da malha na ponta da pá

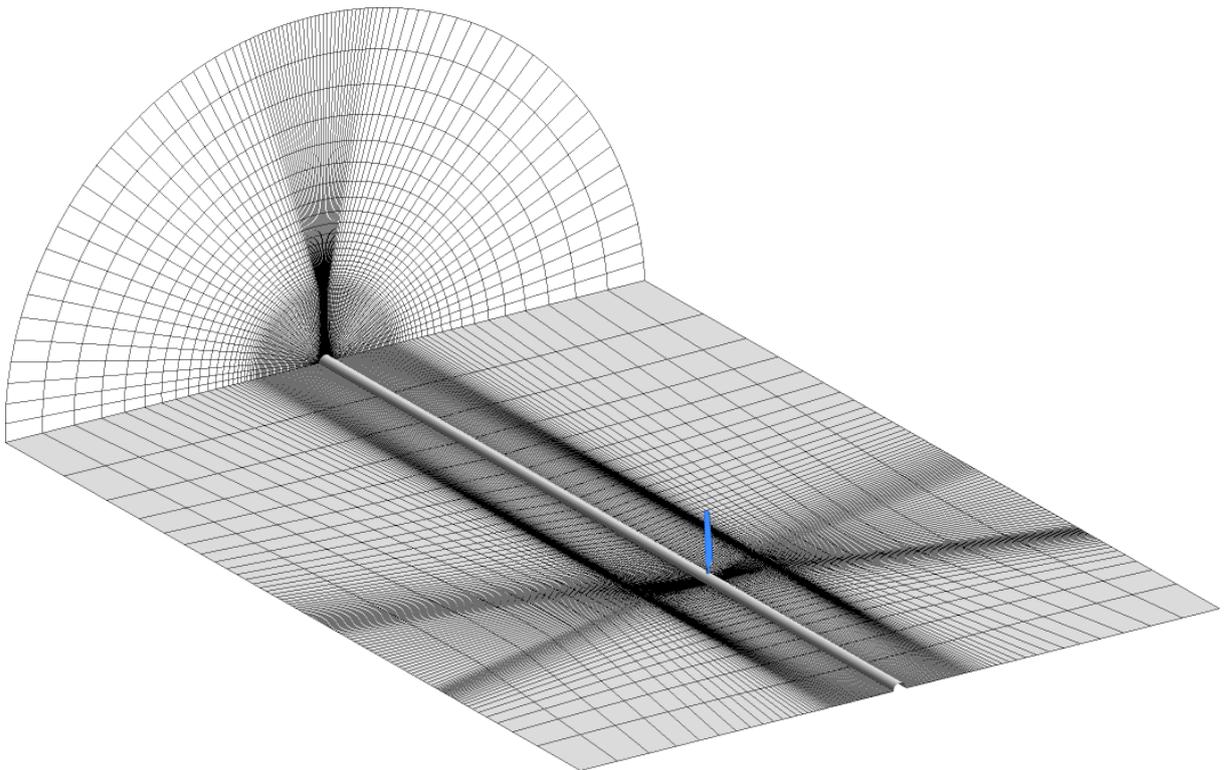


Figura 6.7 Visão geral da malha

6.3 Métodos numéricos e condições de contorno

Conforme descrito no capítulo 2, simulações de geometrias em rotação não requerem necessariamente o uso de malhas móveis. Ao se considerar que o domínio de cálculo inteiro está em movimento, a aplicação da velocidade relativa e do termo de Coriolis permite que simulações permanentes sejam utilizadas. Pela grande vantagem computacional desta abordagem, ela foi empregada neste trabalho.

As simulações numéricas foram feitas utilizando o modelo de turbulência Spalart-Allmaras que já foi utilizado para este caso com bons resultados [Potsdam e Mavriplis, 2009]. O software comercial baseado em volumes finitos Fluent foi usado. Para o acoplamento pressão-velocidade das equações incompressíveis de Navier-Stokes na forma RANS, o método SIMPLE foi empregado. Para a interpolação da pressão nas faces das células, diferenças centrais foram utilizadas. Para o restante das variáveis foi usado o método QUICK.

O fluido no domínio é ar a 11°C. As condições de contorno utilizadas são as seguintes: na entrada do domínio a condição de Dirichlet é aplicada à velocidade, que possui um valor positivo na direção axial; na saída uma pressão relativa nula é empregada; na turbina a condição de não deslizamento é utilizada; nas superfícies perpendiculares à pá, a condição de simetria ou livre deslizamento é usada; e nas superfícies perpendiculares à rotação da turbina a condição de periodicidade é aplicada, a fim de simular a existência de uma segunda pá. As condições de contorno estão resumidas na Figura 6.8.

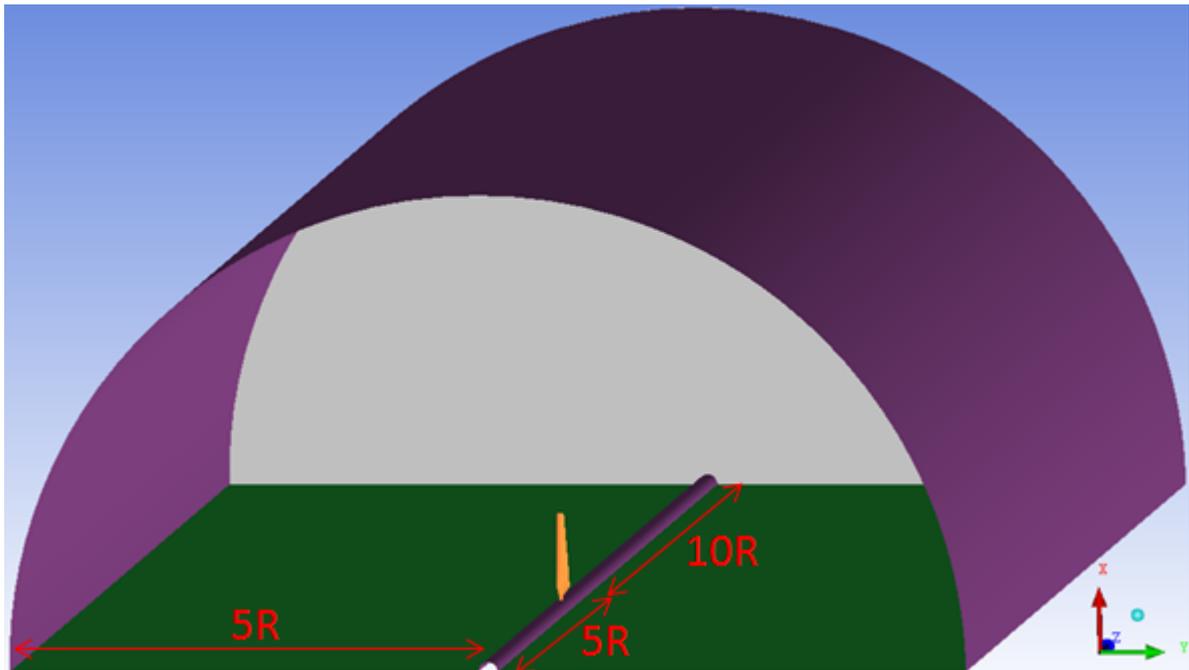


Figura 6.8 Condições de contorno vistas da entrada: verde=periodicidade, roxo=simetria, cinza=saída, laranja=parede

6.4 Comparação com dados experimentais

A turbina simulada possui uma enorme quantidade de dados experimentais [Hand et al., 2001], o que facilita o processo de verificação das simulações numéricas. Valores do coeficiente de pressão estão disponíveis em diversos pontos da pá para comparação com estudos numéricos e experimentais. Nas Figura 6.9 aFigura 6.11, os valores aqui calculados de coeficientes de pressão nas seções a 30%, 47%, 63%, 80% e 95% do raio são comparados com os dados experimentais. Duas malhas, C e M (segundo a nomenclatura do Capítulo 4) são apresentadas.

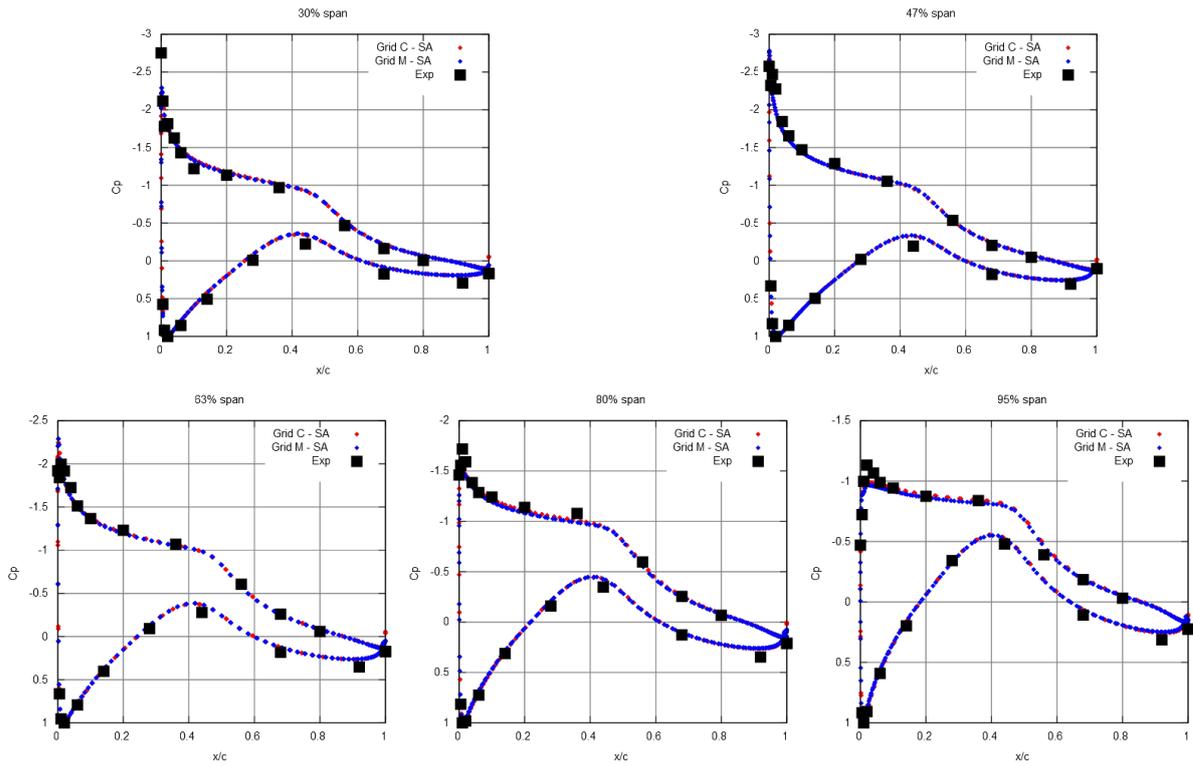


Figura 6.9 Coeficientes de pressão em diversas seções da pá com vento a 7 m/s

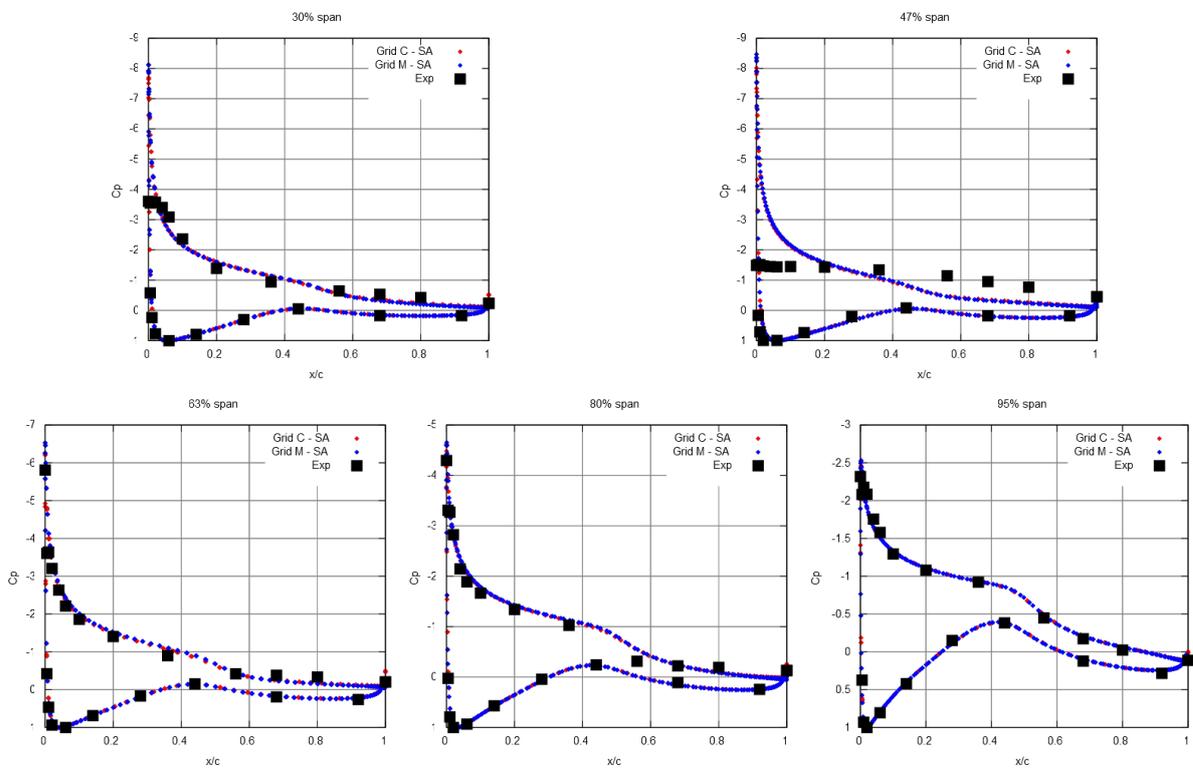


Figura 6.10 Coeficientes de pressão em diversas seções da pá com vento a 10 m/s

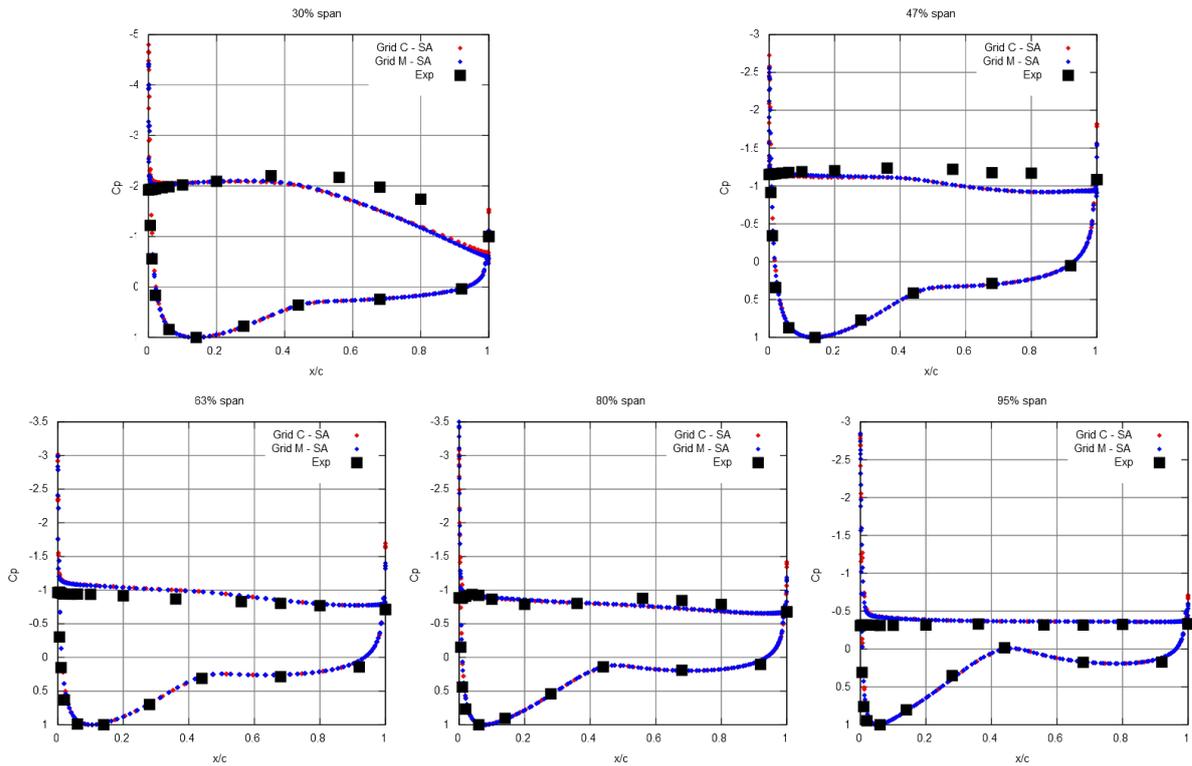


Figura 6.11 Coeficientes de pressão em diversas seções da pá com vento a 25 m/s

Percebe-se que os resultados obtidos são muito similares aos experimentais, com exceção da seção a 47% do raio a 10 m/s. Nesta velocidade a separação, indicada por um coeficiente de pressão constante, não é bem capturada. Tal fenômeno parece estar ligado a limitações do modelo de turbulência, visto que o mesmo ocorreu para outros autores [Potsdam e Mavriplis, 2009; Duque et al., 2003]. Não obstante, os resultados indicam convergência de malha e uma precisão satisfatória.

A malha C, que gerou bons resultados, possui apenas 700 mil elementos, um número muito pequeno comparado ao que outros autores utilizaram para este caso, que varia entre 3 e 38 milhões de elementos [Potsdam e Mavriplis, 2009]. Tal economia no número de elementos é um passo importante para a otimização de turbinas, já que o tempo computacional necessário para a análise de cada caso passa a se tornar viável.

A análise do torque ainda é um estudo em andamento e será tema de trabalhos futuros.

6.5 Análise qualitativa do escoamento

A fim de compreender melhor o caso atual, uma análise qualitativa do mesmo é apresentada a seguir. As Figura 6.12 Figura 6.14 apresentam as linhas de cisalhamento na parte a sotavento da pá a 7, 10 e 25 m/s, respectivamente. Percebe-se que o aumento da velocidade do vento causa um aumento no ângulo de ataque das seções da pá, o que é esperado, visto que a velocidade de rotação permanece constante. A 7 m/s o escoamento não se separa da pá, enquanto a 10 m/s há separação a partir do centro da corda em grande parte da pá. A 25 m/s o escoamento está completamente separado.



Figura 6.12 Linhas de cisalhamento na pá com vento a 7 m/s

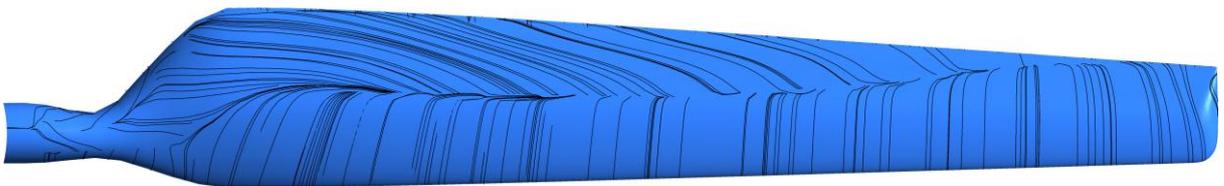


Figura 6.13 Linhas de cisalhamento na pá com vento a 10 m/s

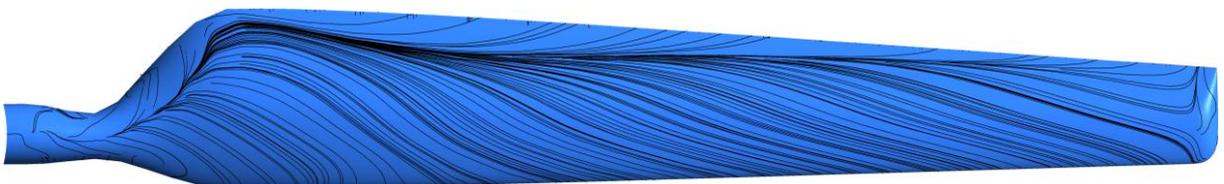


Figura 6.14 Linhas de cisalhamento na pá com vento a 25 m/s

As Figura 6.15 Figura 6.17 apresentam iso-superfícies de vorticidade (10 s^{-2}) coloridas pela magnitude da velocidade (variando entre zero e o dobro da velocidade do vento). Percebe-se que a 10 m/s o vórtice na base da pá é mais acentuado que a 7 m/s, enquanto a 25 m/s é difícil diferenciá-lo da separação que ocorre ao longo da pá inteira.

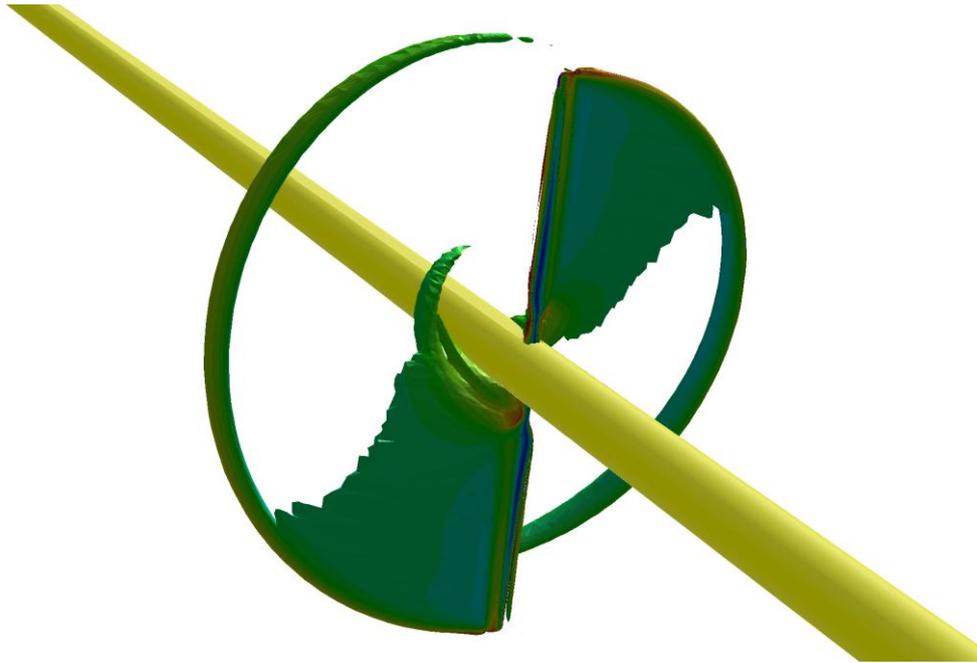


Figura 6.15 Iso-superfície de vorticidade com vento a 7 m/s

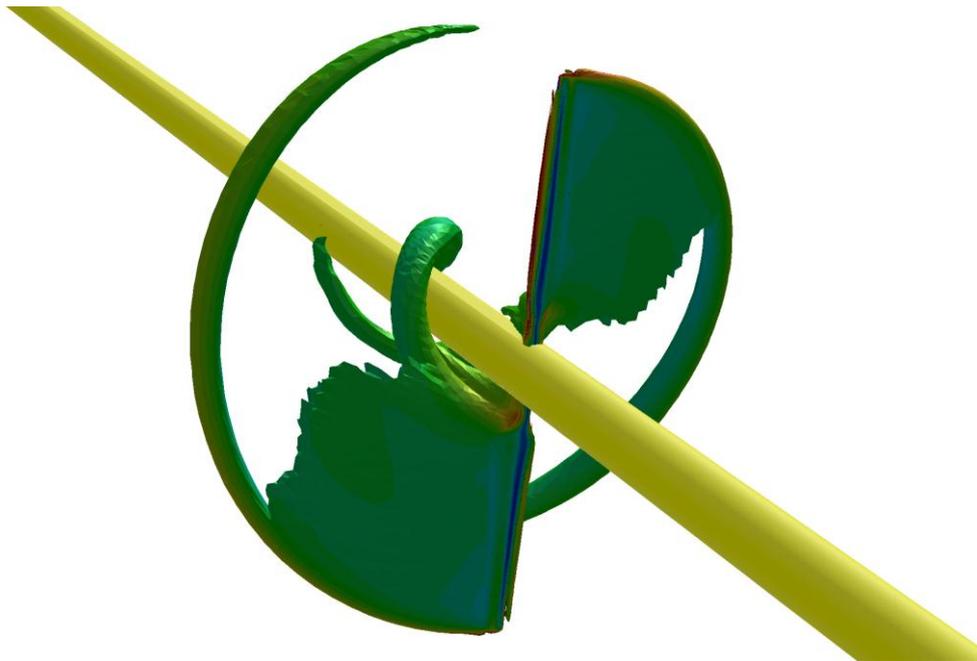


Figura 6.16 Iso-superfície de vorticidade com vento a 10 m/s

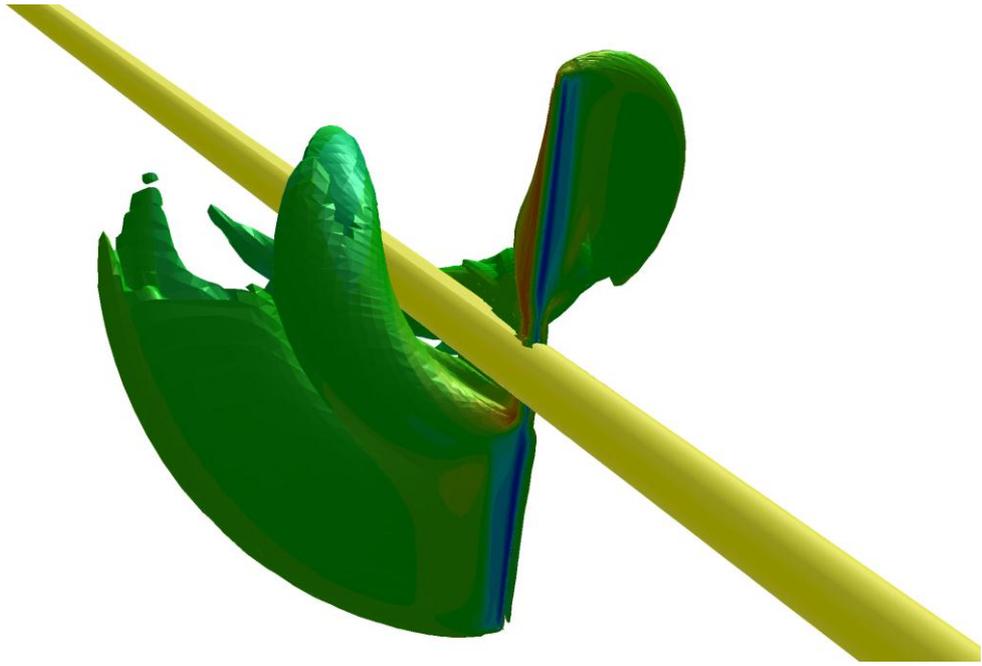


Figura 6.17 Iso-superfície de vorticidade com vento a 25 m/s

7. CONCLUSÕES

Este trabalho apresentou três aplicações importantes para a melhoria do projeto e análise de turbinas eólicas:

- No Capítulo 4, simulações bidimensionais permanentes foram realizadas para otimizar aerofólios para serem usados em turbinas eólicas. As simulações numéricas de um caso de referência geraram resultados muito próximos dos encontrados em experimentos. Um estudo detalhado deste caso indicou que o tamanho do domínio de cálculo sugerido na literatura pode não ser grande o bastante para a obtenção de resultados precisos. Dois métodos de paralelização foram testados e percebeu-se uma grande vantagem na simulação de diversos aerofólios simultaneamente, indicando que algoritmos heurísticos podem ter performance similar a de métodos baseados em gradientes na presença de um grande número de processadores. Aerofólios foram otimizados utilizando múltiplas e apenas uma função objetivo, com resultados similares. Redes neurais artificiais foram capazes de reduzir o tempo computacional quase em 50%. O procedimento gerado para este trabalho se mostrou muito eficiente e pode ser utilizado para casos similares apenas alterando as condições de contorno e os limites para as variáveis de projeto.

- No Capítulo 5, um aerofólio utilizado em turbinas eólicas foi simulado com um ângulo de ataque de 25° . Tal escoamento é um grande desafio aos métodos numéricos atuais, exigindo simulação tridimensional e transiente. Os resultados numéricos obtidos foram próximos aos experimentais e uma grande tridimensionalidade no escoamento foi identificada. Uma análise detalhada dos resultados foi feita a fim de garantir convergência dos coeficientes aerodinâmicos. Com o aumento do poder computacional disponível, LES deverá ser usado cada vez com mais frequência em escoamentos de interesse não só acadêmico, como industrial, que é o caso do aerofólio testado.

- No Capítulo 6, a simulação de uma turbina tridimensional foi realizada com vento a três velocidades. Estas velocidades representam condições muito diferentes, mas todas comuns em turbinas reguladas por estol. Os resultados obtidos foram muito próximos dos experimentais, com diferenças significativas apenas em um trecho da pá, quando separação parcial ao longo da mesma ocorreu. Uma economia significativa no tamanho da malha foi obtida com a criação cuidadosa de uma malha hexaédrica de múltiplos blocos.

7.1 Trabalhos futuros

Neste trabalho foram apresentados três capítulos de aplicações: um envolvendo otimização bidimensional utilizando RANS, um em que LES foi empregado para simulação tridimensional de um aerofólio envolvendo separação e um capítulo onde uma turbina eólica tridimensional foi simulada. Trabalhos futuros podem envolver a combinação destes temas, a fim de melhorar o conhecimento e o projeto aerodinâmico de turbinas eólicas.

Uma combinação entre a primeira aplicação e a terceira parece ser a mais viável sem necessidade de aumento irrealista de poder computacional. A otimização de uma turbina completa pode ser feita utilizando simulações RANS permanentes, com apenas uma das pás incluída no domínio de cálculo. Isto permitiria a consideração de efeitos tridimensionais no projeto de uma turbina, o que pode levar a geometrias de melhor performance. O processo de geração de malhas utilizado neste trabalho foi feito com auxílio de scripts, resultando na automatização da parte mais dispendiosa das simulações.

A união da primeira aplicação com a segunda, ou seja, otimização utilizando LES envolveria diversas dificuldades. A principal seria o fato de que simulações transientes requerem análise estatística e este processo requer certos cuidados, conforme foi apresentado no Capítulo 5. Otimização com LES necessitaria de recursos computacionais muito mais potentes que os utilizados aqui. Novamente, a geração de malha foi automatizada neste trabalho, mas a parte mais dispendiosa das simulações foi o cálculo em si.

Por fim, a segunda e a terceira aplicação deverão ser unidas com sucesso em alguns anos ou décadas. LES aplicado a uma turbina completa é um problema bastante complexo e que requer um tempo de processamento elevado, considerando os recursos computacionais atuais. O número de elementos necessários para uma simulação adequada e o fato de que a simulação seria transiente torna este problema proibitivo, por enquanto.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANSYS, Inc. **ANSYS CFX-Solver Theory Guide**. Canonsburg, 2006.

Braun, A.L.; Awruch, A.M. Finite element simulation of the wind action over bridge sectional models: Application to the Guamá River Bridge (Pará State, Brazil), **Finite Element in Analysis and Design**, v. 44, p. 105-122, 2008.

Bruno, L.; Fransos, D.; Coste, N.; Bosco, A. 3D flow around a rectangular cylinder: A computational study, **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 98, p. 263-276, 2010.

Bruno, L.; Khris, S. On the validity of 2D numerical simulations of vortical structures around a bridge deck, **Mathematical and Computer Modelling**, v. 37, n. 7-8, p. 795-828, 2003.

Burton, T.; Sharpe, D.; Jenjins, N.; Bossanyi, E. **Wind Energy Handbook**. John Wiley & Sons, West Sussex, 2001.

Chapman, B.; Jost, G.; van der Pas, R. **Using OpenMP: portable shared memory parallel programming**. 10. ed. Cambridge: MIT Press, 2008.

Chiba, K.; Obayashi, S.; Nakahashi, K.; Morino, H. High-Fidelity Multidisciplinary Design Optimization of Aerostructural Wing Shape for Regional Jet, **AIAA Paper 2005-5080**.

Chung, H.-S.; Choi, S.; Alonso, J.J. Supersonic business jet design using a knowledge-based genetic algorithm with an adaptive, unstructured grid methodology, **AIAA Paper 2003-3791**.

Cinnella, P.; Congedo, P.M. Optimal airfoil shapes for viscous transonic flows of Bethe-Zel'dovich-Thompson fluids, **Computers and Fluids**, v. 37, p. 250-264, 2008.

Dahlström, S.; Davidson, L. Large eddy simulation applied to a high-Reynolds flow around an airfoil close to stall, **AIAA Paper 2003-0776**.

Deb, K. **Multi-objective optimization using evolutionary algorithms**. John Wiley & Sons, Hoboken, 2001.

Deb, K.; Pratap, A.; Agarwal, S.; Meyarivan, T. A fast and elitist multi-objective genetic algorithm: NSGA-II, **IEEE Transaction on Evolutionary Computation**, v. 6, n. 2, p. 181-197, 2002

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

Dubief, Y.; Delcayre, F. On coherent-vortex identification in turbulence, **Journal of Turbulence**, v. 1, n. 11, 2000.

Duque, E.P.N.; Burklund, M.D.; Johnson, W. Navier–Stokes and comprehensive analysis performance predictions of the NREL phase VI experiment, **Journal of Solar Energy Engineering**, v. 125, p. 457–467, 2003.

Duvigneau, R.; Visonneau, M. Hybrid genetic algorithms and artificial neural networks for complex design optimization in CFD, **International Journal For Numerical Methods in Fluids**, v. 44, p. 1257-1278, 2004.

Ferziger, J.H.; Peric, M. **Computational Methods for Fluid Dynamics**. 3rd ed. rev. Springer, Berlin, 2002.

Fleig, P.; Arakawa, C. Numerical simulation of wind turbine tip noise, **AIAA Paper 2004-1190**.

Fluent Inc. **Fluent 6.3 User's Guide**. Lebanon, 2005.

Foster, N.F.; Dulikravich, G.S. Three dimensional aerodynamic shape optimization using genetic and gradient search algorithms, **Journal of Spacecraft and Rockets**, v. 34, n. 1, p. 36-42, 1997.

Franke, J.; Frank, W. Large eddy simulation of the flow past a circular cylinder at $Re_D = 3900$, **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 90, p. 1191-1206, 2002.

Fuglsang, P.; Madsen, H.A. Optimization method for wind turbine rotors, **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 80, p. 191-206, 1999.

Garcia, M.J.; Boulanger, P.; Giraldo, S. CFD Based Wing Shape Optimization Through Gradient-Based Method. Proceedings of the **International Conference on Engineering Optimization**, Rio de Janeiro, June, 2008.

Germano, M.; Piomelli, H.; Moin, P.; Cabot, W.H. A dynamic subgrid-scale eddy viscosity model, **Physics of Fluids**, v. A 3, n. 7, p. 1760-1765, 1991.

Giannakoglou, K.C. Design of optimal aerodynamic shapes using stochastic optimization methods and computational intelligence. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 38, p. 43-76, 2002.

Goldberg, D.E. **Genetic algorithms in search, optimization and machine learning**. Addison Wesley, Alabama, 1989.

Gomes, H.M. **Técnicas de Avaliação da Confiabilidade em Estruturas de Concreto Armado**. 2001. 231 f. Tese (Doutorado em Engenharia) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil. Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre.

GWEC, **Global wind report**. Brussels, 2011.

Hand, M.M.; Simms, D.A.; Fingersh, L.J.; Jager, D.W.; Cotrell, J.R.; Schreck, S.; Larwood, S.M. Unsteady Aerodynamics Experiment Phase VI: wind tunnel test configurations and available data campaigns, **NREL/TP-500-29955**, December, 2001.

Hansen, M.O.L. **Aerodynamics of Wind Turbines**. 2nd ed. Earthscan, London, 2008.

Hansen, M.O.L.; Sørensen, J.N.; Voutsinas, S.; Sørensen, N.; Madsen, H.Aa. State of the art in wind turbine aerodynamics and aeroelasticity, **Progress in Aerospace Sciences**, v. 42, p. 285-330, 2006.

Haykin, S. **Neural Networks: a comprehensive foundation**. 2nd Ed. Prentice-Hall, Upper Saddle River, 1999.

Huyse, L., Padula, S.L., Lewis, R.M., Li, W. Probabilistic approach to free-form airfoil shape optimization under uncertainty, **AIAA Journal**, v. 40, n. 9, p. 1764-1772, 2002.

Johansen, J.; Sørensen, N.N.; Michelsen, J.A.; Schreck, S. Detached-eddy simulation of flow around the NREL Phase VI blade, **Wind Energy**, v. 5, n. 2-3, p. 185-197, 2002.

Kampolis, I.C.; Giannakoglou, K.C. A multilevel approach to single-and multiobjective aerodynamic optimization, **Computer methods in applied mechanics and engineering**, v. 197, p. 2963-2975, 2008.

Karakasis, M.K.; Giotis, A.P.; Giannakoglou, K.C. Inexact information aided, low-cost, distributed genetic algorithms for aerodynamic shape optimization, **International Journal For Numerical Methods in Fluids**, v. 43, p. 1149-1166, 2003.

Kim, H.-J.; Sasaki, D.; Obayashi, S.; Nakahashi, K. Aerodynamic Optimization of Supersonic Transport Wing Using Unstructured Adjoint Method, **AIAA Journal**, v. 39, n. 6, p. 1011-1020, June 2001.

Kroll, N.; Gauger, N.R.; Brezillon, J.; Dwight, R.; Fazzolari, A.; Vollmer, D.; Becker, K.; Barnewitz, H.; Schulz, V.; Hazra, S. Flow simulation and shape optimization for aircraft design, **Journal of Computational and Applied Mathematics**, v. 203, p. 397-411, 2007.

Kundu, P.K.; Cohen, I.M. **Fluid Mechanics**. 2nd ed. Academic Press, San Diego, 2002.

Leonard, B.P. A stable and accurate convective modelling procedure based on quadratic upstream interpolation. **Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering**, v. 19, n. 1, p. 59-98, 1979.

Lilly, D.K. A proposed modification of the Germano subgrid-scale closure method, **Physics of Fluids**, v. A 4, n. 3, p. 633-635, 1992.

López, D.; Angulo, C.; Macareno, L. An improved meshing method for shape optimization of aerodynamic profiles using genetic algorithms, **International Journal For Numerical Methods in Fluids**, v. 56, p. 1383-1389, 2008.

Maliska, C.R. **Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional**. 2ª ed. rev. LTC, Rio de Janeiro, 2004.

Mannini, C.; Soda, A.; Schewe, G. Unsteady RANS modelling of flow past a rectangular cylinder: Investigation of Reynolds number effects, **Computers & Fluids**, v. 39, p. 1609-1624, 2010.

Mary, I.; Sagaut, P. Large eddy simulation of flow around an airfoil near stall, **AIAA Journal**, v. 4, n. 6, p. 1139-1145, 2002.

Mavriplis, D.; Vassberg, J.C.; Tinoco, E.N.; Mani, M.; Brodersen, O.P.; Eisfeld, B.; Wahls, R.A.; Morrison, J.H.; Zickuhr, T.; Levy, D.; Murayama, M. Grid Quality and Resolution Issues from the Drag Prediction Workshop Series, **Journal of Aircraft**, v. 46, n. 3, p. 935-950, 2009.

McGhee, R.J.; Beasley, W.D. Low-Speed Aerodynamic Characteristics of 17-Percent-Thick Airfoil Section Designed for General Aviation Applications, **NASA TN D-7428**, 1973.

Moin, P.; Mahesh, K. Direct Numerical Simulation: a tool in turbulence research, **Annual Review of Fluid Mechanics**, v. 30, p. 539-578, 1998.

Nemec, M.; Zingg, D.W.; Pulliam, T.H. Multipoint and Multi-Objective Aerodynamic Shape Optimization, **AIAA Journal**, v. 39, n. 6, p. 1057-1065, 2004.

Nissen, S. Implementation of a Fast Artificial Neural Network Library (FANN), **Technical Report**, Department of Computer Science University of Copenhagen (DIKU), 2003.

Obayashi, S. Aerodynamic optimization with evolutionary algorithms. Proceedings of the **IEEE International Conference on Control**, Dearborn, September, 1996.

Patankar, S.V. **Numerical Heat Transfer and Fluid Flow**. McGraw-Hill, New York, 1980.

Peigin, S.; Epstein, B. Multiconstrained aerodynamic design of business jet by CFD driven optimization tool, **Aerospace Science and Technology**, v. 12, p. 125-134, 2008.

Peigin, S.; Epstein, B. Robust optimization of 2D airfoils driven by full Navier-Stokes computations, **Computers and Fluids**, v. 33, p. 1175-1200, 2004.

Petry, A.P. **Análise Numérica de escoamentos Turbulentos Tridimensionais Empregando o Método de Elementos Finitos e Simulação de Grandes Escalas**. 2002. 135 f. Tese (Doutorado em Engenharia) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica. Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre.

Pointwise, Inc. **Pointwise User Manual**. Forth Worth, 2010.

Potsdam, M.A.; Mavriplis, D.J. Unstructured mesh CFD aerodynamic analysis of the NREL phase VI rotor. **AIAA Paper 2009-1221**.

Rai, M.M., Madavan, N.K. Aerodynamic Design Using Neural Networks, *AIAA Journal*, v. 38, n. 1, p. 173-182, 2000.

Rao, S.S. **Engineering Optimization: theory and practice**. 4th ed. John Wiley & Sons, Hoboken, 2009

Ribeiro, A. F. P. **Análise Aerodinâmica de um Edifício por Dinâmica dos Fluidos Computacional**. 2009. 76 f. Trabalho de Diplomação (Graduação em Engenharia Civil) – Departamento de Engenharia Civil. Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre.

Ribeiro, A. F. P. Unsteady RANS modelling of flow past a rectangular 5:1 cylinder: investigation of edge sharpness effects. Proceedings of the **13th International Conference on Wind Engineering**, Amsterdam, July, 2011.

Ribeiro, A. F. P., Awruch, A. M., Gomes, H. M. An airfoil optimization technique for wind turbines, **Applied Mathematical Modelling**, 10.1016/j.apm.2011.12.026.

Rodi, W. Comparison of LES and RANS calculations of the flow around bluff bodies, **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, Amsterdam, v. 69-71, p. 55-75, 1997.

Safikhani, H.; Khalkhali, A.; Farajpoor, M. Pareto based multi-objective optimization of centrifugal pumps using CFD, neural networks and genetic algorithms, **Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics**, v. 5, n. 1, p. 37-48, 2011.

Sarwar, M.W.; Ishihara, T.; Shimada, K.; Yamasaki, Y.; Ikeda, T. Prediction of aerodynamic characteristics of a box girder bridge section using the LES turbulence model, **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 96, p. 1895-1911, 2008.

Schlichting, H. *Boundary-Layer Theory*. 7. ed. McGraw-Hill, New York, 1979.

Schreck, S. IEA Wind Annex XX: HAWT Aerodynamics and Models from Wind Tunnel Measurements, **NREL/TP-500-43508**, December, 2008.

Selvam, R.P.; Tarini, M.J.; Larsen, A. Computer modeling of flow around bridges using LES and FEM, **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 77-78, p. 643-651, 1998.

Shahrokhi, A.; Jahangirian, A. Airfoil shape parameterization for optimum Navier-Stokes design with genetic algorithm, **Aerospace Science and Technology**, vol. 11, p. 443-450, 2007.

Simms, S.; Schreck, S.; Hand, M.; Fingersh, L.J. NREL Unsteady Aerodynamics Experiment in the NASA-Ames Wind Tunnel: A Comparison of Predictions to Measurements, **NREL/TP-500-29494**, June, 2001.

Smagorinsky, J. General Circulation Experiments With The Primitive Equations: I. the basic experiment, **Monthly Weather Review**, v. 91, n. 3, p. 99-164, 1963.

Sobieszczanski-Sobieski, J.; Haftka, R. T. Multidisciplinary Aerospace Design Optimization: survey of recent developments, **Structural and Multidisciplinary Optimization**, v. 14, n. 1, p. 1-23, 1997.

Somers, D.M. Design and Experimental Results of the S809 Airfoil, **NREL/SR-440-6918**, January, 1997.

Sørensen, N.N.; Michelsen, J.A.; Schreck, S. Navier-Stokes Predictions of the NREL Phase VI rotor in the NASA Ames 80ft x 120 ft wind tunnel, **Wind Energy**, v. 5, n. 2-3, p. 151-169, 2002.

Spalart, P.R. Detached-Eddy Simulation, **Annual Review of Fluid Mechanics**, v. 41, p. 181-202, 2009.

Spalart, P.R., Allmaras, S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows, **AIAA Paper 92-0439**.

Tamura, T.; Miyagi, T.; Kitagishi, T. Numerical prediction of unsteady pressures on a square cylinder with various corner shapes, **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 74-76, p. 531-542, 1998.

Tamura, T.; Ohta, I.; Kuwahara, K. On the reliability of two-dimensional simulation for unsteady flows around a cylinder-type structure, **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 35, p. 275-298, 1990.

Vatandas, E.; Özkol, I. Coupling dynamic mesh technique and heuristic algorithms in 3-D-tapered wing design, **International Journal For Numerical Methods in Engineering**, v. 74, p. 1771-1794, 2008.

Vicini, A.; Quagliarella, D. Airfoil and wing design through hybrid optimization strategies, **AIAA Paper 98-2729**.

Whitney, E.J.; Sefrioui, M.; Srinivas, K.; Periaux, J. Advances in hierarchical, parallel evolutionary algorithms for aerodynamic shape optimization, **JSME International Journal**, s. B, v. 45, n. 1, p. 23-28, 2002.

Wilcox, D.C. **Turbulence Modeling for CFD**. 2nd ed. DCW Industries, La Cañada, 1998.

Yin, B.; Xu, D.; An, Y.; Chen, Y. Aerodynamic optimization of 3D wing based on iSIGHT, **Applied Mathematics and Mechanics** (English Edition), v. 29, n. 5, p. 603-610, 2008.

Zhang, F.; Chen, S.; Khalid, M. Multi-Point Optimization of Transonic Wing by Real-Coded Genetic Algorithm. In: **The Eleventh annual conference of the CFD Society of Canada**, Vancouver, May, 2003.