

4

CAPÍTULO

UTILIZAÇÃO DE UMA MALHA ESTRUTURADA NA ANÁLISE DO AEROFÓLIO S809

Wander Martins Ribeiro

Universidade Federal de Viçosa,
Departamento de Engenharia de
Produção e Mecânica.
wander.ribeiro@ufv.br

Henrique Marcio Pereira Rosa

Universidade Federal de Viçosa,
Departamento de Engenharia de
Produção e Mecânica.
henrique.rosa@ufv.br

Julio Cesar Costa Campos

Universidade Federal de Viçosa,
Departamento de Engenharia
de Produção e Mecânica.
julio.campos@ufv.br

Rogério Fernandes Brito

Universidade Federal de Itajubá,
Campus Avançado de Itabira, Instituto
de Engenharia Mecânica.
rogbrito@unifei.edu.br

Álvaro M. Bigonha Tibiriça

Universidade Federal de Viçosa,
Departamento de Engenharia
de Produção e Mecânica.
alvaro.tibirica@ufv.br

Pedro Casanova Treto

Universidad de Costa Rica, Instituto
de Investigaciones en Ingeniería (INII).
pcasanova2000@gmail.com

RESUMO

O objetivo deste trabalho foi a utilização de uma malha estruturada para analisar o comportamento aerodinâmico do aerofólio S809, bastante empregado em aerogeradores. A análise numérica tem se tornado uma ferramenta essencial nas etapas do desenvolvimento de um projeto devido a sua capacidade de solução para fenômenos físicos descritos por leis de difícil solução analítica, economizando tempo e dinheiro, uma vez que um número muito menor de protótipos será construído até a obtenção do resultado final. Para tanto, deve-se encontrar uma malha ideal de forma que esta possibilite o resultado mais próximo possível da realidade, com o mínimo de esforço computacional. A metodologia empregada foi a determinação de uma malha estruturada ideal para simulações em diversas condições de operação dos rotores desses equipamentos. Os resultados apresentaram alguns aspectos importantes, como o número mínimo de elementos necessários, o refinamento próximo à superfície do aerofólio, isto é, o tamanho inicial e a relação de crescimento dos elementos nessa região, de maneira a obter a melhor representação dos efeitos de camada limite e o fenômeno da turbulência, assim como o tamanho mínimo necessário do domínio a ser discretizado, de forma que ele não influencie nos resultados das simulações. Desta forma, aplicou-se o aumento gradativo do número de elementos, bem como a diminuição da relação de crescimento destes ao redor do aerofólio nas malhas construídas pelo *software* ICEM®. Então, realizaram-se as simulações por meio do FLUENT® para número de Reynolds igual a 2.000.000, de forma que haja convergência dos resultados obtidos para os coeficientes de arrasto e de sustentação a partir de um determinado número de elementos da malha, sendo desnecessário qualquer tipo de acréscimo no refinamento local ou global, uma vez que isso apenas aumentaria o esforço computacional e não mais influenciaria nos resultados. Concluiu, enfatizando que as equações de momento, energia e da continuidade atenderam o erro mínimo exigido. Portanto, a malha gerada e analisada representa, eficientemente, o caso ideal desejado.

Palavras-chaves: Análise Numérica, Coeficiente Aerodinâmico, Número de Reynolds, Fluent.

1 INTRODUÇÃO

A produção de energia elétrica por meio da força eólica iniciou-se somente por volta do século XX, com o crescimento da economia mundial, quando se teve o aumento significativo do consumo de eletricidade. Atualmente a produção de energia eólica é desejada por se tratar de uma fonte não poluente e teoricamente inesgotável.

Nesse âmbito, as simulações numéricas são muito importantes, pois elas têm um enorme potencial para prever o desempenho dos equipamentos e dos processos antes da sua produção e implementação, assim como para permitir a redução do tempo de desenvolvimento do projeto de uma empresa. E, para que haja confiabilidade dos resultados, os ensaios experimentais são fundamentais para a validação dos modelos testados.

A ausência de técnicas de geração automática de malha na Dinâmica dos Fluidos Computacional (*Computational Fluid Dynamics* – CFD) é amplamente reconhecida. A decomposição do domínio computacional em regiões distantes do corpo (para escoamentos externos) e próximos do corpo tem provado ser uma aproximação robusta. O trabalho de Benoit e Péron (2012) investiga um método de gerar automaticamente uma malha estruturada em regiões próximas de corpos em simulações bidimensionais para simulações em CFD. Esse método possibilita evitar elementos das malhas de qualidade ruim para locais onde o corpo tem características pontiagudas, por exemplo, tais como o bordo de fuga de um aerofólio. É possível também realizar automaticamente uma simulação do escoamento em torno de qualquer geometria construída a partir de polilinhas ou curvas formadas por diferentes traçados, ligadas por suas junções. Os resultados numéricos obtidos no trabalho de Benoit e Péron (2012) foram comparados com soluções de referências obtidas com malhas multiblocos clássicas. A técnica é aplicada na simulação do escoamento em torno do aerofólio RAE2822, utilizando o método baseado no Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS), a fim de mostrar a robustez da metodologia para gerar automaticamente uma malha em torno de uma configuração complexa. Ainda, essa técnica possibilitou reduzir a perda de precisão que ocorre na geração de malhas estruturadas nos bordos de fugas de aerofólios e desabilitar a ocorrência de linhas da malha concentradas uma com a outra. Ela tem demonstrado ser promissora na geração de malhas computacionais em torno de geometrias complexas.

Moshfeghi et al. (2012) explicam que a simulação CFD vem tornando-se uma das partes mais importantes dos projetos industriais, visto que, nos processos industriais, de alguma forma, tem uma conexão com a dinâmica dos fluidos, em que é possível calcular, especificar, desenvolver produtos e equipamentos, de forma a permitir simulações complexas, o que proporcionará a redução do número de experimentos necessários para a compreensão dos fenômenos envolvidos no escoamento. Para a análise de objetos em movimento (ou de fluxo em torno de objetos) em códigos CFD, existem alguns modelos hipotéticos para simulação turbulenta. Os modelos de turbulência RANS-*based* são muito populares. Esses modelos, no entanto, são de uso geral e faltam-lhes precisão na previsão do ponto de separação, propriedades de fluxo separado e recolocação do fluxo. Essas imprecisões são inevitáveis para todos os modelos RANS-*based* e têm diferentes ní-

veis de importância em casos diferentes. Com base nesse fato, para atingir alguns critérios relativamente adequados para usar os modelos em *RANS-based* existe apenas uma maneira, através de análise de sensibilidade.

Os autores, neste artigo, dividem a questão em duas seções, sendo a primeira com foco na investigação dos efeitos dos espaçamentos das grades na direção da superfície normal da corda para o modelo SST- κ - ω . A segunda parte deste trabalho foi o estudo do comportamento aerodinâmico de uma turbina eólica de eixo horizontal (HAWT). Portanto, o bem conhecido National Renewable Energy Laboratory (NREL) fase VI foi usado. Uma HAWT foi escolhida devido a recentes interesses em recursos de energia verde. Por exemplo, apenas nos Estados Unidos, a produção de 20% das necessidades de energia do vento até 2030 é um plano de governo (U.S. - Energia). Com esses novos interesses, questões importantes tornam-se relevantes para nosso conhecimento sobre essas máquinas de armazenamento de energia e, conseqüentemente, poderemos projetar turbinas de vento mais eficazes.

Com o aumento da velocidade de processamento dos computadores e de sua capacidade de armazenamento, torna-se possível realizar análises numéricas de fenômenos físicos complexos. É interessante fazer essa avaliação ao escolher a malha mais apropriada, porque trabalhar com uma malha muito refinada acarreta em um tempo computacional muito grande.

O estudo da malha é fundamental para o êxito em uma simulação numérica. Vários pesquisadores discutem o tipo de malha a representar o fenômeno físico. Por exemplo, Azarenok (2012) considerou em seu estudo um método variacional para a geração de uma malha computacional estruturada considerando um domínio bidimensional. Esse método foi usado para resolver o problema de Dirichlet para equações diferenciais parciais de segunda ordem elípticas. Um controle adicional para a forma da célula é executado introduzindo um mapeamento local, o qual induz a um controle métrico. Em alguns casos específicos, em vez de usar um mapeamento local adicional, um mapeamento global do domínio paramétrico para o domínio intermediário é utilizado, no qual a malha curvilínea é produzida e, em seguida, esse domínio é mapeado no domínio físico subjacente. O controle métrico permite a obtenção de uma malha com as propriedades requeridas: ortogonalidade da linha da malha e agrupamento do ponto de malha prescrito próximo do contorno do domínio.

O trabalho de Danilov (2010) estuda as malhas tetraédricas não estruturadas, amplamente usadas em modelagem matemática devido à sua simplicidade e habilidade em representar domínios complexos. O autor apresentou uma tecnologia robusta para a geração de malha tetraédrica não estruturada. Essa tecnologia envolve uma combinação de métodos, como o de discretização de contorno, uma técnica avançada de fronteira e uma técnica de geração de malha baseada na

triangulação de Delaunay. Foram propostos pelo autor, para a geração da malha, quatro tipos de esquemas usando parametrização analítica para o contorno da malha, uma interface com pacotes em Projeto Auxiliado por Computador (Computer-Aided Design – CAD), o refinamento da malha na superfície e a construção do sólido da geometria. Esse método permitiu construir uma tecnologia para a geração da malha de modo flexível com uma interface amigável para o usuário. Ainda com relação à discussão de malha não estruturada, cita-se o trabalho de Ito (2013), em que se desenvolveu um gerador de malhas não estruturadas e robustas, em três dimensões, chamado de Mixed-Element Grid Generator in 3 Dimensions (MEGG3D), o qual possibilitou criar malhas de boa qualidade e de fácil manuseio. O MEGG3D tem diversos recursos computacionais importantes para as simulações na CFD, tais como: 1) compressão do arquivo com utilitários para a compressão dos dados da malha para uma transferência de arquivo mais rápida. Para demonstrar as vantagens em adotar arquivos comprimidos, uma malha de volume híbrida com 2,8 M de pontos nodais foi escolhida como um exemplo. Esse é armazenado no formato binário, sendo o seu tamanho de 253 MB sem compressão do arquivo e de 99,4 MB com compressão. O tamanho do arquivo é significativamente reduzido, em 60,7%, como esperado. Logo, observou-se uma redução no tempo de simulação do processador central (CPU) para a leitura e a gravação da malha de volume híbrida em um dispositivo interno de um computador pessoal (PC) e em um dispositivo mais lento instalado em uma rede a que esse PC estava conectado; 2) o MEGG3D possui três métodos para refazer a malha computacional de maneira automática, para adicionar componentes a ela; 3) um método de geração da malha superficial e híbrida, de fácil utilização, para representar as superfícies com alta curvatura e com elementos quadriláterais de alta razão de aspecto; e 4) métodos específicos para melhorar a qualidade dos elementos semiestruturados em cantos côncavos e convexos.

Os pesquisadores citados anteriormente se referem ao estudo da malha estruturada e não estruturada. Finalizando essa discussão, merecem ser citados Qian e Zhang (2012), cujo trabalho descreve um código computacional para a geração automática e robusta de malhas, para a conversão de montagens arbitrárias feitas em ferramentas CAD em malhas hexaédricas não estruturadas com preservação das suas características importantes do seu domínio e contorno. Entretanto, essas características ainda permanecem um desafio, especialmente para montagens arbitrárias em CAD. No seu trabalho, as características dos contornos, como as ranhuras originais não uniformes (*non-uniform rational B-Splines* - NURBS) e os caminhos das superfícies, são primeiramente extraídas de representações dos contornos (*boundary-representations* - B-Reps). As características da montagem construída em uma ferramenta CAD são compartilhadas por múltiplos componentes, sendo identificadas e distinguidas. Para um dado caminho da superfície,

para preservar suas características arbitrárias, pode ser necessário dividi-lo em algumas pequenas partes. Um algoritmo baseado em uma estrutura de dados de oito nós é, então, executado para criar uma malha de base hexaédrica não estruturada, detectando e preservando todas as características reais através de uma curva e de uma parametrização da superfície. Dois conjuntos de modelos de refinamento locais são fornecidos para a geração de malha adaptativa ao longo de uma nova implementação de refinamento. Os vértices na malha de base são classificados em quatro grupos baseados em uma dada topologia arbitrária e cada grupo é deslocado utilizando-se vários métodos, com todas as características reais preservadas. Após essa etapa, uma nova técnica de dois passos é desenvolvida para tais domínios arbitrários para eliminar os elementos quadriláteros em forma de triângulo ao longo das curvas. Finalmente, uma combinação de suavização e otimização é utilizada para melhorar ainda mais a qualidade da malha. Nesse algoritmo, o processo é automático e robusto, tanto para domínios que não sejam arbitrários quanto para aqueles que sejam menos complexos.

Outro desafio a ser destacado na CFD é a simulação de escoamentos com altos números de Reynolds ao redor de geometrias complexas. Nessa discussão, o trabalho de Wervaecke et al. (2012) segue essa linha de raciocínio. O autor enfatiza que a maioria das ferramentas válidas de produção utilizadas nos motores de combustão, nas turbomáquinas e na aeronáutica de contexto industrial sempre assume estratégias simplificadas, em que as escalas turbulentas são modeladas por equações adicionais de transporte, juntamente com as equações de Navier-Stokes.

Nessa discussão, o autor comenta que ter elevados números de Reynolds combinados com geometrias complexas e de grande porte é inviável do ponto de vista computacional, pois os computadores não conseguem responder à simulação numérica direta (DNS), inclusive com todas as escalas de movimento de turbulência. Entretanto, o autor sublinha a importância da abordagem RANS, que resolve as equações em média e utiliza o modelo de duas equações para simular essas escalas. Esse modelo contém processos de dissipação que não devem ser poluídos por difusão numérica necessária para aproximações estabilizadas para fluxos dominadas por convecção.

Uma solução numérica, para ser eficiente, depende de uma malha de pontos que seja refinada. Em contrapartida, a utilização de uma malha muito refinada acarretará um tempo computacional elevado para uma diferença pouco significativa no resultado final. Então, a geração de malha não é um procedimento trivial como se pensa: às vezes, a obtenção de uma malha é mais complexa do que o estudo do escoamento de fluidos.

O estudo do modelo de turbulência, quando se tem elevados números de Reynolds associados a geometrias complexas, merece um aprofundamento para representar as escalas de turbulência com menor esforço computacional.

Neste estudo propõe-se a discutir a malha estruturada que melhor representa o fenômeno físico do aerofólio S809, o qual possa gerar resultados confiáveis com o “mundo real”. Logo, estes resultados devem expressar uma consistência física do fenômeno, de tal forma que seja seguro e preciso.

2 MÉTODO COMPUTACIONAL E MODELOS DE TURBULÊNCIA

Na solução numérica, o primeiro passo é o estudo do fenômeno físico, isto é, quais são as grandezas físicas que atuam sobre o sistema físico e como elas o afetam (FORTUNA, 2000). A partir dessa concepção, elabora-se um modelo computacional de forma que as equações de conservação de massa, energia e momento sejam válidas nesse domínio. Destaca-se que o conhecimento do domínio é importante para obter a solução numérica representativa do escoamento.

Nesse contexto, foram analisadas as grandezas pressão, velocidade e outros parâmetros relacionados a essas grandezas no estudo do aerofólio S809, que representa o fenômeno físico. Para isso, utilizou-se o código computacional ANSYS FLUENT 16.1 para representar fisicamente o escoamento ao redor do aerofólio S809. Nesse código, os volumes de controle são centrados na célula, enquanto, no código CFX, os volumes de controle são centrados no nó.

O método computacional utilizado, nesse código, é o método de volumes finitos. Esse método discretiza as equações da conservação na forma integral. Cebeci et al. (2005) representa a equação genérica da conservação na forma integral da seguinte forma:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint U d\Omega + \iint \vec{F} \cdot d\vec{S} = \iiint Q_v d\Omega + \iint Q_s dS \quad (1)$$

onde $\iiint U d\Omega$ representa a forma integral da variável desconhecida U no volume de controle, $\iint \vec{F} \cdot d\vec{S}$ é a forma integral do vetor fluxo \vec{F} na superfície de controle, $\iiint Q_v d\Omega$ é a forma integral da variável Q_v no volume de controle, $\iint Q_s dS$ é a forma integral da variável Q_s na superfície de controle, $d\Omega$ representa o volume de controle e dS a superfície de controle.

Na Equação (1), interessa o fluxo de massa, momento e energia dentro e fora do volume de controle. Portanto, ela é discretizada de forma a obter a equação da conservação para cada célula no espaço físico, de acordo com a Equação (2):

$$\frac{\partial (U_{ij} \Omega_{ij})}{\partial t} + \sum_{sides} (\vec{F} \cdot \vec{S}) = (Q_v)_{ij} \Omega_{ij} + \sum_{sides} (Q_s)_{ij} S \quad (2)$$

A Equação (2) é aplicada para obter a equação da continuidade, momentum e energia para cada célula no espaço físico. Logo, o domínio do aerofólio S809 foi discretizado para esse conjunto de volumes de controle.

Na simulação realizada ao redor do aerofólio S809, foi analisado o escoamento; para isso, se fez necessário o estudo da turbulência. Conforme enfatizado por vários pesquisadores, entre eles Neto (2002) e Freire (2002), a turbulência está presente na maioria dos escoamentos. Nessa discussão, os pesquisadores destacam a turbulência como um fenômeno altamente difusivo, dissipativo, rotacional e tridimensional.

Então, a simulação desses escoamentos complexos requer o entendimento dos principais conceitos básicos de teoria de turbulência e modelamento. A partir deles definem-se o melhor modelo de turbulência e a opção próxima à parede para um dado problema. Dessa forma, pode-se classificar o escoamento ao redor do aerofólio S809 como escoamento externo e de forma turbulenta.

O parâmetro adimensional utilizado para caracterização do escoamento é o número de Reynolds definido na Equação (3):

$$Re_c = \frac{Vc}{\nu} \quad (3)$$

onde Re_c é o número de Reynolds baseado no comprimento da corda do aerofólio S809, c é o comprimento da corda do aerofólio S809 em metros, V é a velocidade do escoamento do ar, em m/s, ao redor do aerofólio S809 e ν é a viscosidade cinemática do fluido, ao redor do aerofólio S809, em m^2/s .

As técnicas abordadas no estudo da turbulência envolvem o conhecimento de três metodologias. Elas são denominadas metodologia experimental, metodologia analítica e metodologia numérica.

A metodologia analítica, assim como a metodologia numérica, procura resolver as equações diferenciais abordadas anteriormente de forma a representar o fenômeno físico de interesse.

Segundo Souza et al. (2011), a principal diferença entre essas duas metodologias resume-se ao fato de que a analítica foca o estudo em geometrias, assim como em condições de contorno simples, em que a solução matemática é simples e as hipóteses simplificadoras, de forma a reduzir a complexidade matemática do problema. Entretanto, a modelagem numérica permite resolver problemas complexos que não podem ser resolvidos pela metodologia analítica. Nesse sentido, grandes esforços têm sido empreendidos para o desenvolvimento de ferramentas que possam ser empregadas na modelagem numérica e que permitam a obtenção de respostas mais rápidas e precisas.

A modelagem experimental representa o estudo da turbulência em laboratório, sendo a principal vantagem de representar o fenômeno físico real. Destaca-

-se que os resultados obtidos a partir dessa metodologia são importantes para comparar com as metodologias analíticas e numéricas. Nem sempre é possível obter esses resultados experimentais, devido ao custo elevado dos laboratórios e às limitações das escalas do modelo físico, o que nos leva a utilizar a metodologia numérica como foco de estudo representativo do fenômeno físico quando envolve problemas complexos. Neste trabalho, a modelagem utilizada para simular o modelo de turbulência ao redor do aerofólio S809 foi a numérica.

Há trabalhos experimentais que representam o fenômeno físico real utilizando escalas reduzidas do aerofólio S809. Destaca-se o trabalho experimental de Campos et al. (2014), utilizando um túnel de vento para obter as características aerodinâmicas do S809, conforme evidenciado na Figura 1.

O autor destaca que o objetivo do trabalho foi medir os coeficientes de arrasto e sustentação do perfil S809 para uma faixa de ângulos de ataque, tanto no sentido horário como no sentido anti-horário, para velocidades do vento entre aproximadamente 0 (zero) e 14 (quatorze) m/s, com uma incerteza de 1 (um) m/s. Para isso, foi utilizado o túnel de vento Aerostream Wind Tunnel, de acordo com a Figura 1.



Figura 1 Túnel de vento no laboratório- DEP-UFV, Campos et al. (2014).

No painel de controle, na parte frontal da Figura 1, foi selecionado o modo automático para regulagem da velocidade do vento, ou seja, a chave foi posicionada na posição de velocidade máxima, para que, ao ligar o túnel, a velocidade varie automaticamente de 0 (zero) a seu valor máximo. Dessa forma, com auxílio do *software*, obtiveram-se dez medidas de velocidade, arrasto e sustentação.

A seção de teste, onde está localizado o aerofólio S809 na Figura 1, tem duzentos milímetros de largura, quatrocentos milímetros de comprimento e duzentos milímetros de altura.

O aerofólio S809 foi posicionado a um terço da borda de ataque, o que equivale a 50 mm em direção à corda.

Esse trabalho motivou-nos a trabalhar com a modelagem numérica para representar o fenômeno físico.

Na Figura 2, representam-se as forças que atuam no perfil da pá de um aerogerador, quando o vento relativo incide sobre a pá com um ângulo de ataque α em relação à corda.

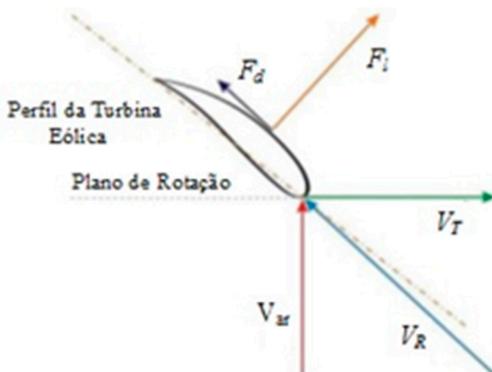


Figura 2 Escoamento externo sobre um perfil da pá de um aerogerador.

Fonte: adaptada de CRESESB (2015).

Devido ao gradiente de pressão de baixo para cima do perfil, uma força de empuxo é desenvolvida, porque o escoamento é forçado a mudar de direção na pá, e é definida como resultante das forças de sustentação F_l e arrasto F_d . Sendo V_{ar} a velocidade do vento que incide no bordo de ataque; V_T , a velocidade tangencial e V_R , a velocidade resultante.

A modelagem numérica da turbulência se faz necessária e é uma ferramenta importante para o estudo da turbulência, conforme descrito na revisão bibliográfica.

De fato, a complexidade dos escoamentos turbulentos não permite uma abordagem estritamente analítica do problema, o que foi destacado por diversos autores.

Neste trabalho, a turbulência ao redor do aerofólio S809 foi tratada computacionalmente pelo método RANS, ou seja, equações de médias de Reynolds. Nesse método, as equações são obtidas através de um conjunto de médias das equações de Navier-Stokes e da continuidade.

O elemento crítico da modelagem RANS é a representação das tensões de Reynolds, ou tensões turbulentas, que descrevem os efeitos das flutuações turbulentas de pressão e velocidade.

A escolha desse método baseou-se no grau de modelagem e no custo computacional dos modelos de turbulência. O método RANS tem baixo custo computacional e elevado grau de modelagem em relação aos outros modelos de turbulência.

Portanto, neste trabalho, utilizou-se o modelo κ - ϵ *realizable* como sendo o modelo de turbulência para analisar o comportamento aerodinâmico das pás do aerofólio S809. Esse modelo de turbulência empregado é denominado modelo de duas equações.

Cebeci et al. (2005), Versteeg e Malalasekera (1995) destacam que existem vários modelos de duas equações, sendo três utilizados mais popularmente: o modelo κ - ϵ de Jones e Launder, o modelo κ - ω de Wilcox e o modelo SST de Menter, sendo que se utiliza o modelo κ - ϵ para regiões externas e o modelo κ - ω para regiões próximas à parede.

O modelo SST combina as vantagens dos modelos κ - ϵ e κ - ω . Todos esses três modelos podem ser amplamente utilizados para problemas de escoamento com boa precisão, conforme enfatizado pelos pesquisadores.

O desempenho do modelo κ - ω é melhor do que o do modelo κ - ϵ para escoamentos próximos à parede, isto é, escoamento na camada limite. O modelo original κ - ω é muito sensível a valores da corrente livre, enquanto o modelo κ - ϵ é indiferente a esses valores.

Portanto, o modelo SST utiliza o modelo κ - ω quando o escoamento é próximo à parede para caracterizar de forma eficiente a camada limite, e o modelo κ - ϵ para representar o escoamento distante da parede, isto é, na corrente livre. Então, esse modelo é um bom ajuste entre o modelo κ - ϵ e o modelo κ - ω .

O modelo de turbulência escolhido, neste trabalho de pesquisa, conforme enfatizado anteriormente, foi o modelo κ - ϵ *realizable*, que é um modelo semiempírico baseado nas equações do modelo de transporte para a energia cinética turbulenta (κ) e sua taxa de dissipação (ϵ). A equação do modelo de transporte para k é derivada da equação exata de Navier-Stokes, enquanto a equação de modelo de transporte para ϵ foi obtida usando raciocínio físico e possui pouca semelhança com a outra matematicamente exata (MARTINS et al., 2010).

As equações para a simulação numérica foram utilizadas do pacote ANSYS FLUENT 16.1, considerando o modelo de turbulência κ - ϵ *realizable*. Dessa forma, as equações de transporte para o modelo de turbulência κ e ϵ *realizable* são dadas, respectivamente, pelas Equações (4) e (5).

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial X_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial X_j} \right] + \mu_t S^2 - \rho \epsilon \quad (4)$$

sendo que $\mu_t S^2$ e $\rho \epsilon$ representam, respectivamente, a taxa de produção e dissipação de energia cinética turbulenta.

$$\rho \frac{D\epsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial X_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial X_j} \right] + C_1 S \rho \epsilon - C_2 \frac{\rho \epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} \quad (5)$$

sendo as constantes C_1 e C_2 dadas de acordo com a Equação (6):

$$C_1 = \max \left[0, 43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right]; \eta = \frac{Sk}{\varepsilon}, C_2 = 1, C_\mu = \frac{1}{A_o + A_s \frac{U^* \kappa}{\varepsilon}} \quad (6)$$

sendo $A_o = 4,04, A_s = \sqrt{6} \cos \phi$ e $U^* = \sqrt{S_{ij} S_{ij} + \Omega_{ij} \Omega_{ij}}$, onde S_{ij} é o tensor de deformação e Ω_{ij} é o tensor rotacional.

A viscosidade turbulenta está relacionada a κ e ε , conforme se observa na Equação (7).

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (7)$$

2.1 Geometria utilizada

O perfil aerodinâmico selecionado foi o NREL da série S e código 809, ilustrado pela Figura 3. Esse aerofólio foi exclusivamente desenvolvido pelo NREL-USA (National Renewable Energy Laboratory) para aplicação em turbinas eólicas. O mesmo já vem sendo estudado pelo LAERO, na fabricação e em testes em campo de turbinas eólicas de pequeno porte (TEPP), com pás de 1,5 m de comprimento, e também na fabricação e testes de turbinas eólicas em escala, com pás de 0,20 m, para testes no túnel de vento.

Esse domínio foi discretizado, ou seja, dividido em pontos onde a solução foi obtida. Ao conjunto de pontos discretizados dá-se o nome de malhas.

A geometria do S809 foi construída graficamente com auxílio do *software* Solidworks. Após sua execução, ela foi exportada para um gerador de malhas ICEM-CFD do pacote ANSYS. A Figura 3 evidencia a geometria do Aerofólio S809 elaborada no Solidworks, conforme NREL (2012). A geração de uma malha define, em todo o domínio computacional, as células nas quais as variáveis de escoamento, como velocidade e pressão, são calculadas.

Evidencia-se na Figura 3 um perfil assimétrico para o aerofólio S809 com uma superfície superior convexa, borda arredondada (denominada de borda de ataque), e uma borda pontiaguda (denominada de borda de fuga). A assimetria se deve ao formato da seção inferior do S809. A linha de corda é a linha que liga o bordo de ataque ao bordo de fuga. Neste trabalho, foi utilizado como comprimento de corda 1 m.

O aerofólio S809 assimétrico é otimizado para fornecer uma força de sustentação elevada, quando o lado inferior do aerofólio está mais próximo da direção para onde o ar está fluindo (FADIGAS, 2011).

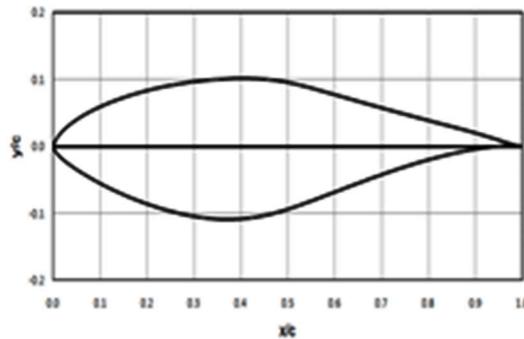


Figura 3 Geometria do perfil NREL S809.

Fonte: adaptada de NREL-USA.

2.2 Equações governantes e discretização

O método numérico implementado para discretização das equações de conservação foi o Método dos Volumes Finitos (MVF), utilizando o princípio da malha deslocada proposto por Patankar (1980). Nesse método, as grandezas escalares, como temperatura e pressão, são calculadas no centro do volume de controle, enquanto que as grandezas vetoriais, como velocidade e momento, são determinadas nas faces dos volumes. Pode-se afirmar que o MVF se relaciona com o conceito de fluxo entre volumes adjacentes (FORTUNA, 2000) e, devido a isso, esse método proporciona escrever as equações discretas de forma que a interpretação física possa ser feita diretamente. Maliska (2004) ainda afirma que o MVF se torna interessante nos algoritmos da CFD, pois obtém as equações aproximadas, satisfazendo a conservação das propriedades do fluido em nível de volumes elementares.

As equações gerais de conservação, tais como de massa, de momentum e de energia foram resolvidas para um conjunto de volumes de controle. O domínio do aerofólio S809 foi discretizado para esse conjunto. Essas equações foram discretizadas, de acordo com a Equação (2).

Utilizou-se o modelo de turbulência padrão do tipo $k-\epsilon$. Esse modelo é amplamente utilizado como modelo de turbulência em aplicações industriais.

2.3 Condições de contorno

A condição de contorno apropriada se faz necessária para estabelecer uma solução CFD exata. A condição de contorno mais simples é a da parede. Nesse caso, o fluido não pode ultrapassar a parede, então a componente normal da velocidade é igual a zero, o que caracteriza uma condição de contorno de parede

prescrita. Dessa forma, as paredes foram consideradas adiabáticas e com a condição de não deslizamento.

Da mesma maneira, definiram-se as condições de contorno para escoamento de entrada e de saída para S809. Enfatiza-se, nesta situação, que o fluido (ar) entra no domínio computacional e sai do domínio.

Neste trabalho, estabeleceu-se a velocidade de entrada, 30 m/s, como condição especificada de velocidade, e pressão ambiente distante do aerofólio S809 como condição de pressão especificada. A pressão, próxima ao aerofólio S809, isto é, na parte superior e inferior, foi calculada.

2.4 Geração de malha

Malhas tetraédricas não estruturadas são amplamente usadas em modelagem matemática devido à sua simplicidade e à habilidade em representar domínios complexos. O trabalho de Danilov (2010) apresentou uma tecnologia robusta para a geração de malha tetraédrica não estruturada. Essa tecnologia envolve uma combinação de métodos, como o de discretização de contorno, uma técnica avançada de fronteira e uma técnica de geração de malha baseada na triangulação de Delaunay. Foram propostos, neste trabalho, para a geração da malha, quatro tipos de esquemas usando a parametrização analítica para o contorno da malha, uma interface com pacotes em CAD, o refinamento da malha na superfície e a construção do sólido da geometria. Esse método permitiu construir uma tecnologia para a geração da malha de modo flexível, com uma interface amigável para o usuário. A ferramenta computacional implementada por Danilov (2010) se integrou com o pacote computacional Ani3D®, que é um gerador 3D de malha não estruturada. Juntamente com as ferramentas de pós-processamento, essa tecnologia possibilitou a criação de malhas tetraédricas de boa qualidade.

Utilizou-se o gerador de malhas ICEM do pacote ANSYS para gerar a malha do tipo C-H para o aerofólio S809. É uma das principais etapas da simulação computacional, pois ela representará o seu domínio contínuo através de pontos interligados, em que serão resolvidas as equações governantes do seu fenômeno. A representação da malha estruturada do tipo C-H em 2D pode ser vista na Figura 4.

A malha foi formada por elementos quadriláteros com 1528900 nós, 1530949 elementos e, para obter uma boa previsão do arrasto e do modelo de turbulência, a malha foi bem resolvida próximo à parede, isto é, o primeiro ponto do *grid* está localizado na subcamada viscosa, $y^+ < 100$. A utilização da função parede se faz necessária na região próxima à parede, os gradientes de solução são elevados, mas cálculos precisos nessa região são fundamentais para o sucesso da simulação.

A extensão do *grid* na direção radial foi de $20c$, onde c representa o comprimento da corda, contado a partir do centro de gravidade do aerofólio S809.

Essa extensão se fez necessária para garantir que o domínio computacional seja suficientemente grande, de forma a não permitir escoamento reverso.

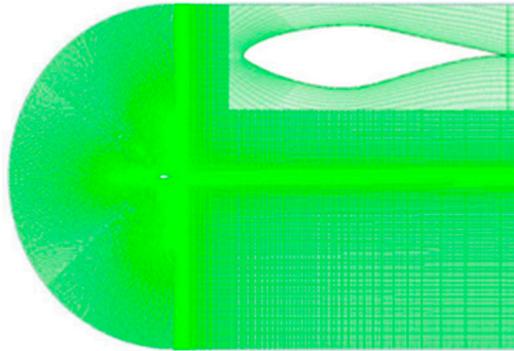


Figura 4 Malha estruturada do tipo C-H, gerada a partir do ICEM.

Utilizou-se uma malha estruturada composta por células planares com quatro arestas ao redor do aerofólio S809, conforme evidenciado na Figura 5.

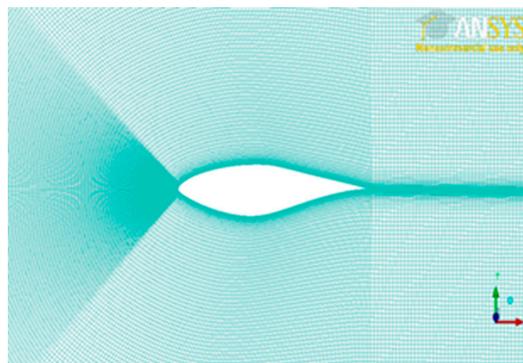


Figura 5 Malha estruturada em torno do aerofólio S809.

Çengel (2007) levanta a discussão sobre malha estruturada e não estruturada, definindo a malha estruturada composta de células planares com quatro arestas em 2-D. De outra maneira, a malha não estruturada consiste de células em diversas formas, sendo que, na dimensão 2-D, frequentemente usa-se triângulos ou quadriláteros. Ele enfatiza que a malha estruturada é recomendada para as camadas limites, onde as variáveis de escoamento mudam rapidamente na direção normal à parede, sendo que malhas com alta resolução são necessárias próximas à parede. Nessa situação, o refinamento da malha é importante junto às paredes, já que, nessas áreas, a velocidade do escoamento é zero e as tensões cisalhantes são máximas. Portanto, nessa região, ocorre a predominância dos efeitos viscosos, onde se fazem necessários os detalhes do

escoamento. Nesse caso, a malha estruturada permite uma resolução mais fina do que as malhas não estruturadas para o mesmo número de células.

A Figura 4 ilustra a malha estruturada para região de bordo de ataque do aerofólio S809. Nessa figura, evidencia-se uma malha fina próxima ao bordo de ataque do aerofólio S809, objeto de estudo deste trabalho. Isso se fez necessário para resolver a camada limite, conforme enfatizado por Çengel (2007), referido no parágrafo anterior.

Percebe-se, nessa figura, que os pontos estão bem próximos nas áreas em que se espera que a variação espacial da solução seja significativa. Da mesma forma, os pontos afastados entre si estão nas regiões nas quais a solução apresenta pequena variação espacial.

Nesse sentido a malha representada nas Figuras 5 e 6 é denominada de malha não uniforme e estruturada por apresentar uma regularidade na distribuição espacial dos pontos.

A confecção da malha permite a aplicação do método dos volumes finitos. Esse método consiste em dividir a geometria em pedaços menores, discretizando, assim, o volume contínuo do sólido. Cada pedacinho mantém as características originais, o que facilita o cálculo das equações diferenciais, tornando-as um sistema de equações algébricas e a definição das condições de contorno. Para obter resultados mais precisos, é necessário que a malha seja completamente compatível com o tipo de escoamento. Para isso, os pequenos volumes devem ser menores em algumas regiões do que em outras, a fim de que possam captar os detalhes do escoamento, como alteração de velocidade, de pressão, de temperatura e formação de vórtices.

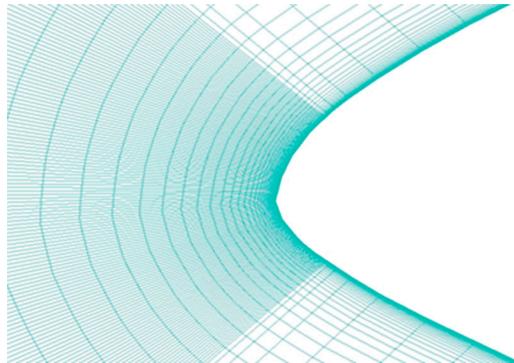


Figura 6 Malha estruturada para o bordo de ataque do S809.

3 RESULTADOS E CONCLUSÕES

Devido à ação do vento sobre a superfície do perfil do aerofólio, as forças de pressão atuam normais a essa superfície e a força cortante atua de forma tan-

gencial. Integrando essas forças que atuam sobre a superfície do aerofólio em estudo, obtêm-se uma força resultante e um momento. A força resultante pode ser dividida em duas componentes, sendo uma perpendicular à corda do perfil (força normal) e a outra paralela à corda do perfil (força axial). Essas forças podem ser determinadas durante a análise dos resultados no FLUENT, por meio do coeficiente axial, C_A , e normal, C_N , para os ângulos de ataque, $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$ e 20° . Treto et al. (2013) afirmam que, com essas informações, determinam-se os coeficientes de sustentação e arrasto representados nas Equações (8) e (9).

$$C_d = C_N \text{sen}\alpha - C_A \text{cos}\alpha \quad (8)$$

$$C_l = C_N \text{cos}\alpha + C_A \text{sen}\alpha \quad (9)$$

As Figuras 7 e 8 representam os resultados numéricos para o coeficiente de arrasto e sustentação do perfil do aerofólio S809, considerando o modelo de turbulência K-epsilon-standart.

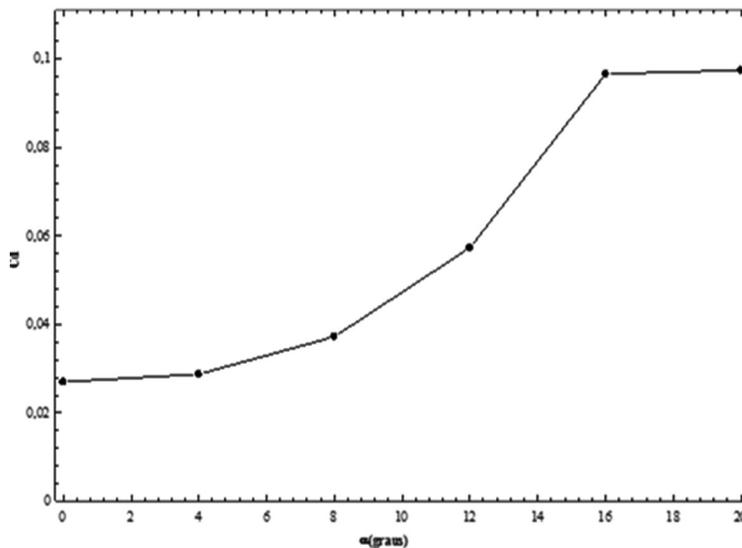


Figura 7 Comportamento do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, modelo k- ϵ standart.

Nessas figuras, utilizou-se o modelo de turbulência denominado de modelo k- ϵ standart e a função de interpolação para esse modelo foi Upwind de segunda ordem. A partir das Figuras 7 e 8 verifica-se que os resultados reproduzem o processo físico em estudo.

Percebe-se nessas figuras que a curva apresentada tem o mesmo comportamento que as curvas apresentadas nos trabalhos de Treto et al. (2013), Castelli et al. (2012), Wolfe et al. (1997), Yao et al. (2012) e Ramsay et al. (1995).

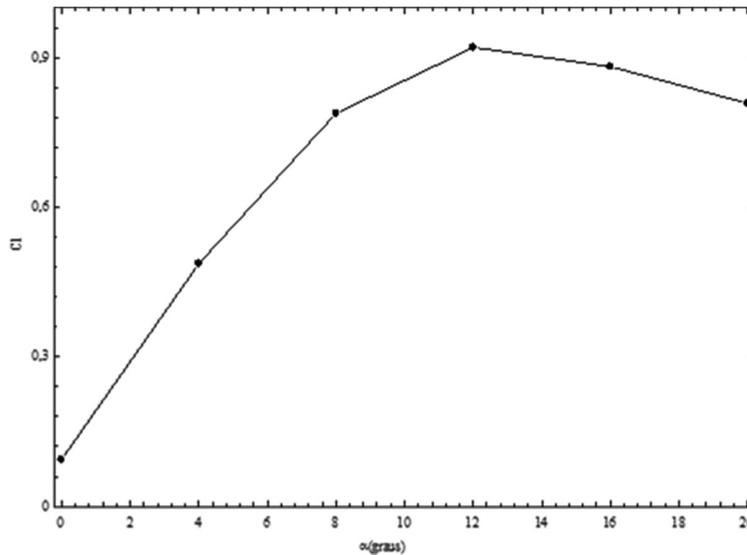


Figura 8 Comportamento do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, modelo k- ϵ standart.

Embora não tenha sido feito um estudo comparativo com os resultados experimentais, as figuras apresentadas mostram uma boa precisão dos resultados do coeficiente de arrasto e sustentação. A partir dos resultados apresentados nessas figuras, ficou evidenciado que a malha utilizada nessa análise foi eficiente para representar o fenômeno físico. Isso nos revela que as equações algébricas e a definição das condições de contorno são coerentes para obter resultados mais precisos, desde que a malha seja completamente compatível com o tipo de escoamento. Para isso, os pequenos volumes devem ser menores em algumas regiões do que em outras, a fim de que possam captar os detalhes do escoamento, como alteração de velocidade, de pressão, de temperatura e formação de vórtices.

Evidenciou-se na Figura 7 que, para número de Reynolds elevado (neste estudo, $Re = 2 \times 10^6$), o $0,027 < C_d < 0,098$. De forma similar, na Figura 8, o coeficiente de sustentação está na faixa de $0,094 < C_l < 0,92$.

Percebe-se na Figura 8 que, a partir de um ângulo de ataque de 12° , ocorre uma queda do coeficiente de sustentação. Isso representa o estol, caracterizando o descolamento da camada limite. Esse comportamento também foi evidenciado em vários trabalhos citados anteriormente, assim como em Gross et al. (2011).

As Figuras 9 e 10 representam o coeficiente de arrasto (C_d) e sustentação (C_l) em função do ângulo de ataque em graus, α , para número de Reynolds de 2×10^6 utilizando o modelo K-epsilon *realizable*.

Na Figura 9, é evidenciado o crescimento do C_d quando se aumenta α para o modelo K-epsilon *realizable*. Dessa forma, tem-se o valor máximo alcançado de C_d igual 0,13 para esse modelo e o valor mínimo de aproximadamente 0,0125.

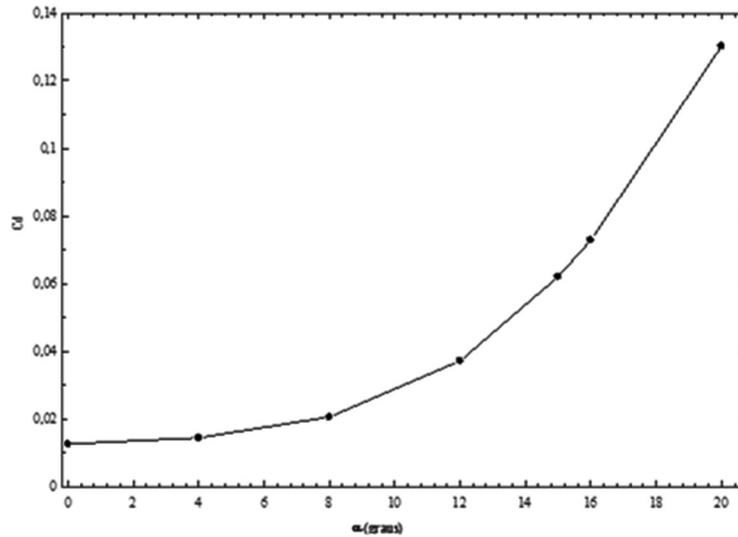


Figura 9 Comportamento do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, modelo K-epsilon *realizable*.

Da mesma forma tem-se um valor máximo de C_d igual a 0,1 e o valor mínimo de 0,02 para o modelo K-epsilon *realizable*. De maneira geral, percebe-se uma diferença entre os modelos de turbulência analisados.

Na Figura 10, é evidenciado o mesmo comportamento, sendo que o valor do coeficiente de sustentação tem uma pequena inclinação a partir de 15° para o modelo pesquisado. Essa inclinação observada nesse modelo caracteriza o ponto de estol, ou seja, a perda de sustentação do aerofólio S809.

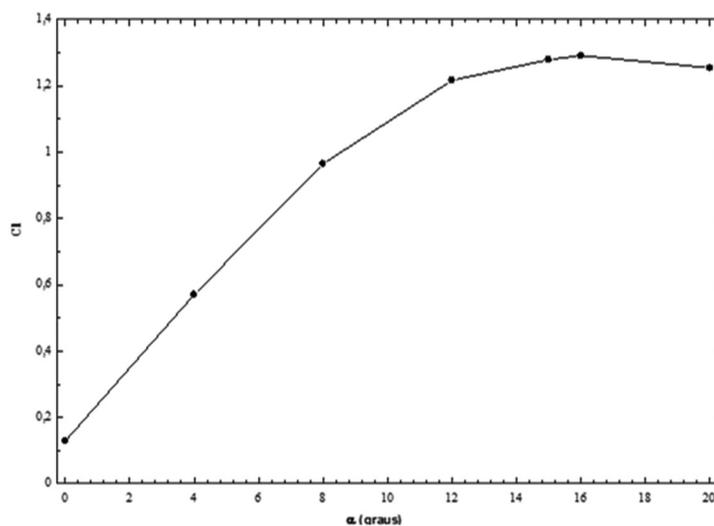


Figura 10 Comportamento do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, modelo K-epsilon *realizable*.

A Figura 11 representa a razão entre o coeficiente de sustentação e arrasto (C_L/C_d) em função do ângulo de ataque em graus, α , para números de Reynolds de 2×10^6 , utilizando o modelo K-epsilon *realizable*.

Essa figura é denominada polar de arrasto, pois nela existe um ponto no qual a relação entre CL e CD assume o seu máximo valor, sendo caracterizado como ponto de projeto. A sua nomenclatura é representada por $(C_L/C_d)_{\text{máx}}$ ou eficiência máxima, $E_{\text{máx}}$.

Percebe-se, na Figura 11, que para $\alpha = 8^\circ$ tem-se um valor máximo de (C_L/C_d) para o número de Reynolds pesquisado, assim como os modelos de turbulência. Nesse ângulo, evidencia-se a eficiência máxima de uma turbina de eixo horizontal. Ressalta-se que esse ponto representa um ângulo de ataque no qual é possível manter a máxima força de sustentação com a menor penalização de arrasto, o que acarreta importantes características de desempenho do aerofólio para o projeto da pá de uma turbina eólica.

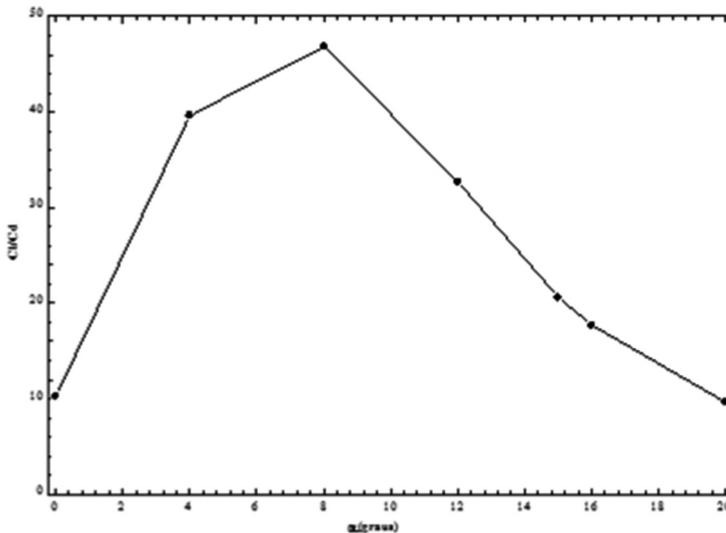


Figura 11 Razão entre o coeficiente de sustentação e arrasto (C_L/C_d), modelo K-epsilon *realizable*.

Essa relação aumenta conforme a velocidade de escoamento aumenta e chega a seu máximo para $Re = 2 \times 10^6$ com o valor de $C_L/C_D \approx 47$ para o modelo K-epsilon *realizable*.

As Figuras 12 e 13 representam o contorno de magnitude de velocidade, em m/s, e pressão estática em Pa, para $Re = 2 \times 10^6$, considerando $\alpha = 4$ e 15° para o modelo K-epsilon *realizable*.

Para o caso de um perfil inclinado de um ângulo positivo em relação à direção do escoamento, as partículas de ar terão uma maior velocidade na superfície superior do perfil quando comparadas à superfície inferior, desse modo, a dife-

rença de pressão estática existente entre a superfície superior e a inferior será a responsável pela criação da força de sustentação.

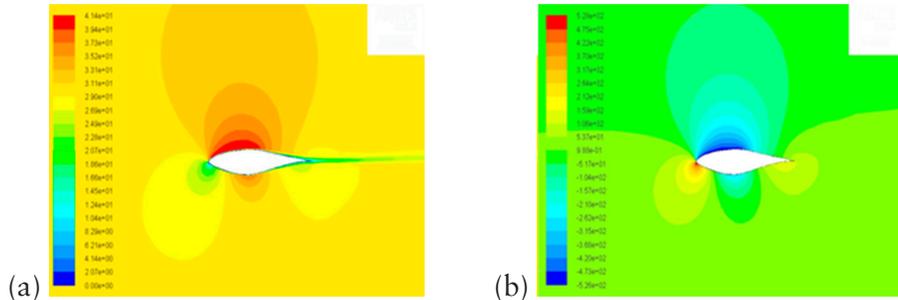


Figura 12 Contorno de: (a) velocidade (m/s) e (b) pressão estática (Pa) para $\alpha = 4^\circ$, número de Reynolds de 2×10^6 , modelo K-epsilon *realizable*.

Nessas figuras, para $\alpha = 4^\circ$, percebe-se que a camada limite mantém-se próxima à parede do aerofólio S809, *não tendendo a se separar da parede*; portanto, tem-se um gradiente de pressão favorável.

De forma contrária, quando $\alpha = 15^\circ$, nota-se o desprendimento desta camada limite e a formação de vórtices no bordo de fuga, logo se tem um gradiente de pressão adverso. Percebe-se que o ponto de separação se move para perto do bordo de ataque do aerofólio S809 e que a bolha de separação cobre quase toda a superfície do aerofólio. Nessa condição, tem-se o estol, o qual representa a perda de sustentação acompanhada por um aumento no arrasto aerodinâmico.

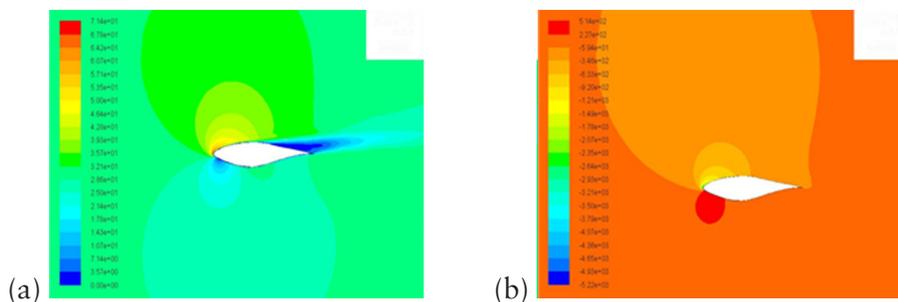


Figura 13 Contorno de: (a) velocidade (m/s) e (b) pressão estática (Pa) para $\alpha = 15^\circ$, número de Reynolds de 2×10^6 , modelo K-epsilon *realizable*.

Ainda com relação à Figura 13 (a), nota-se uma extensa região com velocidade muito baixa, na esteira da separação da camada limite, não observada na Figura 12 (a).

Constatou-se que $\alpha = 8^\circ$ é o ponto de eficiência máxima para o aerofólio S809 utilizado nas pás de turbinas eólicas de eixo horizontal.

Evidenciou-se o estol para um ângulo de ataque em torno de 15° - 16° para o aerofólio S809, que é o ângulo em que a corrente de fluido forma com a corda. O estol é responsável pela perda de eficiência das pás da turbina eólica. Para esse ângulo de ataque, o escoamento é turbulento e ocorreu a separação do escoamento; como consequência, ocorreu a formação do desprendimento de porções de fluido em rotação, denominadas vórtices, na região da esteira. Esse fenômeno foi observado para o número de Reynolds pesquisado.

O modelo de turbulência apresentado, K-epsilon *realizable* apresentou resultados coerentes com a literatura. Entretanto, o modelo K-epsilon *standart* apresentou resultados menos eficientes comparados ao modelo K-epsilon *realizable*.

Enfatiza-se que o modelo de turbulência é importante na análise de escoamento de fluido ao redor de aerofólios, assim como a caracterização da malha e seu refinamento. Portanto, devem-se simular outros tipos de modelos de turbulência para as devidas comparações.

Conclui-se, enfatizando que o estol deve ser evitado no projeto de turbinas eólicas de eixo horizontal. Nesse ponto, ocorre a diminuição do torque onde a turbina está em processo de estolamento. Entretanto, pode-se obter vantagem dessa característica para realizar o controle de velocidade e potência da turbina eólica na incidência de ventos de alta velocidade. Nesse contexto, devem-se escolher as pás que apresentam boas características de estolamento.

AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem à Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de Minas Gerais (FAPEMIG) e à Universidade Federal de Viçosa (UFV) pela realização deste trabalho.

REFERÊNCIAS

- AZARENOK, B. 2D structured grid generation method producing a mesh with prescribed properties near boundary. **Engineering with Computers**, v. 28, n. 4, p. 409-418, 2012.
- BENOIT, C.; PÉRON, S. Automatic structured mesh generation around two-dimensional bodies defined by polylines or PolyC1 curves. **Computers & Fluids**, v. 61, p. 64-76, 2012.
- CAMPOS, J. C. C. et al. Experimental Analysis of na S809 Airfoil. **Thermal Engineering**, v. 13, p. 28-32, 2014.
- _____. 2014. Experimental Analysis of na S809 Airfoil. Proceedings of Encit. **15th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering**. Belém, Nov. 10-13, 2014.
- CASTELLI, E. B.; RACITI, M.; GRANDI, G. Numerical Analysis of Laminar to Turbulent Transition on the DU91-W2-250 airfoil. **World Academy of Science, Engineering and Technology**, 2012.

- CEBECI, T. et al. **Computational fluid dynamics for engineers**. California: Springer, 2005.
- ÇENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. **Mecânica dos fluidos – fundamentos e aplicações**. São Paulo: McgrawHill, 2007. 816 p.
- CRESESB – Centro de Referência para Energia Solar e Eólica Sérgio Brito / CEPEL - Centro de Pesquisas de Energia Elétrica. 2015. Disponível em: <http://www.cresesb.cepel.br/index.php?section=com_content&cid=221>. Acesso em: 25 jul. 2016.
- DANILOV, A. A. 2010. Unstructured tetrahedral mesh generation technology. **Computational Mathematics and Mathematical Physics**, v. 50, n. 1, p. 139-156, 2010.
- FADIGAS, E. A. F. A. **Energia eólica**. Barueri: Manole, 2011.
- FORTUNA, A. de O. **Técnicas computacionais para dinâmica dos fluidos – conceitos básicos e aplicações**. São Paulo: Edusp, 2000.
- FREIRE, A. P. S. **Coleção Cadernos de Turbulência**. Rio de Janeiro: ABCM, 2002. v. 1.
- GROSS, A.; FASEL, H. F. Numerical Investigation of Different Wind Turbine Airfoils. **49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition**. Orlando, 2011.
- ITO, Y. 2013. Challenges in unstructured mesh generation for practical and efficient computational fluid dynamics simulations. **Computers & Fluids**, vol. 85, p. 47-52, 2013.
- MALISKA, C. R. **Transferência de calor e mecânica dos fluidos computacional**. São Paulo: LTC Editora, 2004.
- MARTINS, K. C. R. et al. Estudo computacional da dinâmica de escoamento dos gases de exaustão de um motor a ignição por centelha. **Minerva**, v. 4, n. 2, p. 225-233, 2010.
- MOSHFEGHI, M.; SONG, Y. J.; XIE, Y. H. Effects of near-wall grid spacing on SST-K- ω model using NREL Phase VI horizontal axis wind turbine. **Journal of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics**, London, p. 107-108, p. 94-105, 2012.
- NATIONAL RENEWABLE ENERGY LABORATORY. NREL's S809 airfoil graphic and coordinates. Disponível em: <http://wind.nrel.gov/airfoils/Shapes/S809_Shape.html>. Acesso em: 14 dec. 2012.
- NETO, A. S. **Coleção Cadernos de Turbulência**. ABCM: Rio de Janeiro, 2002. v. 1.
- PATANKAR, S. V. **Numerical Heat Transfer and Fluid Flows**. New York: Hemisphere Publishing Co., 1980.
- QIAN, J.; ZHANG, Y. Automatic unstructured all-hexahedral mesh generation from B-Reps for non-manifold CAD assemblies. **Engineering with Computers**, v. 28, p. 345-359, 2012.
- RAMSAY, R. F.; HOFFMAN, M. J.; GREGOREK, G. M. Effects of grit roughness and pitch oscillations on the S809 airfoil. **National Renewable Energy Lab.**, Golden, CO, 1995.
- SOUZA, J. F. A. et al. Uma revisão sobre a turbulência e sua modelagem. **Revista Brasileira de Geofísica**, v. 29, n. 1. p. 21-41, 2011.
- TRETO, P. et al. Comportamiento aerodinámico del perfil S809 para bajo número de Reynolds. **Numerical Heat Transfer**, v. 3, n.2, p. 149-167, 2013.
- VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **An Introduction to computational fluid dynamics the finite volume methods**. New York: John Wiley & Sons, 1995.
- YAO, J. et al. 2012. Numerical simulation of aerodynamic performance for two dimensional wind turbine airfoils, **Procedia Engineering**. 31- 80–86.

WERVAECKE, C.; BEAUGENDRE, H.; NKONGA, B. A fully coupled RANS Spalart–Allmaras SUPG formulation for turbulent compressible flows on stretched-unstructured grids. **Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering**, p. 233-236, p. 109-122, 2012.

WOLFE, W.; OCHS, S. CFD calculations of S809 aerodynamic characteristics. In: 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, **American Institute of Aeronautics and Astronautics**, Reston, 1997.