

S809 AIRFOIL: REYNOLDS NUMBER EFFECT ON THE AERODYNAMICS OF WIND TURBINE BLADES

João C. Gaigher Junior

Julio Cesar C. Campos

Álvaro M. Bigonha Tibiriça

Henrique M. Pereira Rosa

Matheus M. Beraldo

Universidade Federal de Viçosa – Departamento de Engenharia de produção e Mecânica. Rua PH Rolfs s/n

joao.gaigher@ufv.br

julio.campos@ufv.br

alvaro.tibirica@ufv.br

henrique.rosa@ufv.br

matheus.beraldo@ufv.br

Antônio Carlos de Andrade

Universidade Federal de Minas Gerais – Departamento de Engenharia Mecânica. Av. Antônio Carlos, 6627

andrade@demec.ufmg.br

Rogério Fernandes Brito

Universidade Federal de Itajubá – Campus Avançado de Itabira. Rua Irmã Ivone Drumond, 200, Distrito Industrial II

rogbrito@unifei.edu.br

Pedro Casanova Treto

Universidad de Costa Rica – Instituto de Investigaciones en Ingeniería – INII. San Pedro de Montes de Oca

pcasanova2000@gmail.com

Abstract. *The objective of this work is to study the S809 airfoil profile used in wind turbine blades of horizontal axis. Wind turbines developed rapidly in technological terms, showing reliability in generating energy from the wind. The methodology employed was the aerodynamics characterization from simulations on CFD to get the parameters such as lift, the drag coefficient, the relationship between lift and drag, speed, and the pressure contours for different angles of attack. Simulation results using ANSYS FLUENT® v16.1 presented important features. The focus was in the study of Reynolds numbers of about 75,400 and 134,500, using the turbulence model κ -omega (κ - ω) Standard and model (κ - ϵ) realizable. Stall has been noticed from 15°, where verify the detachment of the boundary layer, as well as, the effect of pressure through the speed contours and the simulated pressure for this angle of attack. The blade inclination of wind turbines are important when the design of such turbines is analyzed. Concludes that numerical study of the airfoil S809 served to characterize the aerodynamic profile of the blades of horizontal axis wind turbines.*

Keywords: *aerodynamic coefficients, numerical simulation, turbulence model, S809 airfoil*

1. INTRODUCTION

Wind turbines were first used to produce electricity in the twentieth century, in response to accelerated economic growth and increased power consumption. Today, wind energy is highly desirable for being a non-polluting and theoretically inexhaustible mode of power generation. Another relevant factor is the strong ecological appeal present in wind energy generation, often listed as a requirement in current projects.

A class of lower-upper symmetric Gauss-Seidel implicit weighted essentially nonoscillatory (WENO) schemes was developed by Huang, *et al.*, 2009 for solving the preconditioned Navier-Stokes equations of primitive variables with Spalart-Allmaras one-equation turbulence model. The computations are performed for the two-dimensional lid driven cavity flow, low subsonic viscous flow over S809 airfoil, three-dimensional low speed viscous flow over 6:1 prolate spheroid, transonic flow over ONERA-M6 wing and hypersonic flow over HB-2 model. The viscous flow over S809 airfoil was considered at moderate angle of attack (AOA). The S809 airfoil was designed specially for horizontal-axis-wind-turbine (HAWT) applications. The thickness ratio of the airfoil is 21%. A 600 mm chord length model of the S809 airfoil has been tested in a 1.8 m x 1.25 m low turbulence wind tunnel (Ghia, *et al.*, 1982). Four grid systems of C-type topology are generated for grid-independency testing. The grid points are 185 x 49, 273 x 73, 409 x 109 and 601 x 145 from coarse to fine grid system, and there are 137, 207, 321 and 481 points on airfoil surface, respectively, and the outer boundary for all four grid systems is about 20 chord lengths away from airfoil. The freestream Mach number is 0.001,

Reynolds number is 2×10^6 and AOA is 9.22° . For all the cases computed, the solutions of the present algorithms are in very good agreement with the available experimental data.

Investigation of the effects of near-wall grid spacing for the SST- κ -omega (κ - ω) model and study of the aerodynamic behavior of a horizontal axis wind turbine are the two goals of the Moshfeghi, *et al.* 2012's paper. The National Renewable Energy Laboratory (NREL) Phase VI is used as the aerodynamic model. Eight different cases are investigated for the near wall grid spacing study. Furthermore, one case is studied in both the SST- κ -omega (κ - ω) and the Langtry-Menter transitional models. For all cases the total number of nodes are fewer than 5,000,000. The results of this paper lead us to a general understanding about the wind turbine blade aerodynamics. Thrust forces, flow patterns and pressure coefficients are compared at different wind speeds. The thrust values of the SST- κ -omega (κ - ω) are not in a good agreement with the test results. The streamlines show that the inboard section of the blade has a severe complex 3D flow which separates at low velocities; the mid-span section stays attached for higher velocities and the outboard part has 2D-like behavior and separates as the last part. Besides, it is observed that Gamma-Theta transitional model behaves differently from the SST- κ -omega (κ - ω), especially at the inner part and the results are closer to the test results.

Airfoil aerodynamics research appears to be more concentrated on conventional aircraft design with Reynolds numbers above 5×10^5 and below stall conditions.

Countless aerodynamic profiles have been proposed as a result of the intense efforts made by the scientific community to improve the efficiency with which wind power is used. However, special attention is required when the S809 airfoil is considered, as it has been designed to operate in turbines at low speeds.

In this context, the development of an experimental project on the S809 airfoil is justified. The main purpose is to assess airfoil aerodynamic performance at various angles of attack.

Therefore, justified the development of a project for the numerical study of the S809 airfoil, primarily used in horizontal wind turbine blades to meet the aerodynamic behavior for different angles of attack and Reynolds numbers of about 75,400 and 134,500, using the turbulence model κ -omega (κ - ω) Standard and model (κ - ϵ) realizable.

2. COMPUTATIONAL METHODS

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 desta concepção, elabora-se um modelo numérico de forma que as equações de conservação de massa, momentum e energia sejam válidas neste domínio. Destaca-se que o conhecimento do domínio é importante para obter a solução numérica representativa do escoamento.

Neste contexto foram analisadas as grandezas pressão, velocidade e os outros parâmetros relacionados a estas grandezas no estudo do aerofólio S809, no qual representa o fenômeno físico. Para isto utilizou o pacote computacional código computacional ANSYS FLUENT® v16.1 para representar fisicamente o escoamento ao redor do aerofólio S809. Neste código os volumes de controle são centrados na célula, enquanto que no código CFX os volumes de controle são centrados no nó.

O método computacional utilizado, neste código, é o método de volumes finitos. Este 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, momentum 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 Eq. (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 isotérmico, para isso se fez necessário o estudo da turbulência. Conforme enfatizado por vários pesquisadores, entre eles se destacam Neto (2002), Freire (2002), enfatizam que a turbulência está presente na maioria dos escoamentos. Nesta discussão os pesquisadores destacam a turbulência como um fenômeno altamente difusivo, dissipativo, rotacional e tridimensional.

Então, a simulação destes escoamentos complexos requer o entendimento dos principais conceitos básicos de teoria de turbulência e seu modelamento. A partir destes conceitos define-se o melhor modelo de turbulência e a opção

próxima a parede para uma dado problema. Desta forma, pode-se classificar o escoamento ao redor do aerofólio S809 como escoamento externo e de forma turbulenta.

O parâmetro adimensional utilizado para esta classificação é o número de Reynolds definido na Eq. (3):

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

Onde Re_c é o número de Reynolds baseado no comprimento da corda c 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 .

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 do 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 velocidades.

A escolha desse método baseou no grau de modelagem e no custo computacional dos modelos de turbulência. Segundo, vários pesquisadores o método RANS tem baixo custo computacional e elevado grau de modelagem em relação aos outros modelos de turbulência. Especificamente, trabalhou-se com o modelo κ -omega (κ - ω) Standard, pois a literatura enfatiza a aplicação para escoamentos aerodinâmicos, assim como o modelo κ - ϵ realizável.

2.1 Geometry and Mesh

Este domínio é discretizado, ou seja, dividido em pontos onde a solução é obtida. Ao conjunto de pontos discretizados tem-se o nome de malhas.

A geometria do aerofólio de perfil S809 foi construída graficamente com auxílio do software Solidworks®. Após a execução desta geometria ela foi exportada para um gerador de malhas ICEM-CFD® do pacote ANSYS®. A Figura 1 evidencia a geometria do aerofólio S809 elaborada no Solidworks®. A geração de uma malha computacional define em todo o domínio computacional as células nas quais as variáveis de escoamento, como por exemplo, velocidade e pressão são calculadas.

Evidencia-se na Fig. 1 um perfil assimétrico para o aerofólio S809 com uma superfície superior convexa, borda arredondada, denominada de borda de ataque e uma borda pontiaguda, denominada borda de fuga. A assimetria se deve ao formato da seção inferior do S809.

O aerofólio S809 assimétrico são otimizados 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).

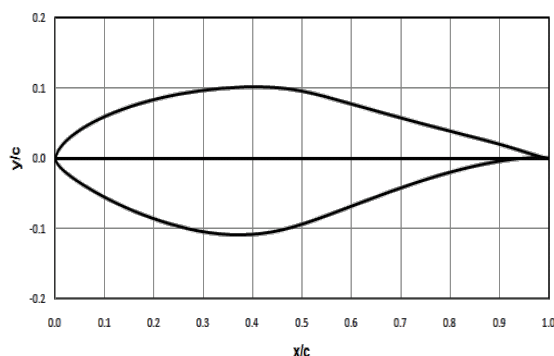


Figure 1. The profile of an S809 airfoil

Utilizou-se o gerador de malhas ICEM-CFD® do pacote computacional ANSYS® para gerar a malha do tipo C-H para o aerofólio S809. É uma das principais etapas da simulação computacional, pois ela é que representará o seu domínio contínuo através de pontos interligados, onde serão resolvidas as equações governantes do seu fenômeno.

A representação da malha estruturada do tipo C-H em 2D e ao redor do aerofólio S809 pode ser vista, respectivamente, na Fig. 2 (a, b).

A malha consta de 1,528,900 elementos e para obter uma boa previsão do arrasto e do modelo de turbulência, a malha foi bem resolvida próximo a parede, isto é, o primeiro ponto do grid está localizado na subcamada viscosa, $y^+ < 10$. A extensão do grid na direção radial foi de $20 \cdot c$ contado a partir do centro de gravidade do aerofólio S809.

A extensão de $20 \cdot c$ se fez necessário para garantir que o domínio computacional seja suficientemente grande, de forma a não permitir escoamento reverso.

Utilizou-se uma malha estruturada composta por células planares com quatro arestas ao redor do aerofólio S809, conforme evidenciado na Fig. 2 (b).

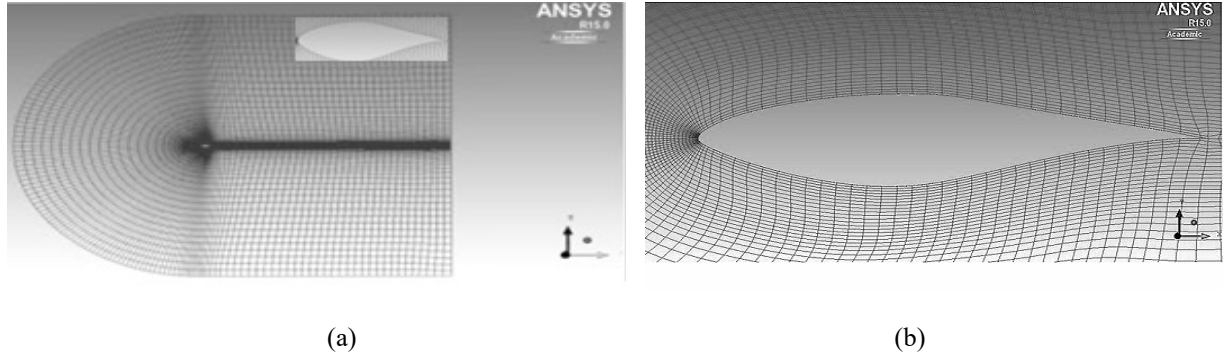


Figure 2. A malha estruturada: (a) do tipo C-H, gerada no ICFM-CFD®; (b) vista da malha ao redor do S809

2.2 Boundary Conditions

A condição de contorno apropriada se faz necessária para estabelecer uma solução em CFD o mais próximo do problema físico. A condição de contorno mais simples é a da parede. Neste 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. Desta forma, as paredes foram consideradas adiabáticas e com a condição de não deslizamento.

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

Neste trabalho, estabeleceu-se a velocidade de entrada variando de 1 a 5 m/s como condição especificada de velocidade e pressão ambiente distante do aerofólio S809 como condição de pressão especificada. A pressão e a velocidade, próxima ao aerofólio S809, isto é, na parte superior e inferior foram calculadas, respectivamente para Reynolds de 75,400 e 135,400.

3. RESULTS AND DISCUSSIONS

As Figuras 3, 4 e 5 representam o coeficiente de arrasto (C_d) e sustentação (C_l) obtidas a partir das Eqs. (4) e (5), respectivamente:

$$C_d = \frac{Fd}{0,5\rho V^2 A} \quad (4)$$

onde Fd é a força de arrasto em Newtons, ρ é a massa específica do ar em kg/m^3 e A é a área planiforme do aerofólio S809 em metros. Esta área é definida como sendo a corda multiplicada pela envergadura, conforme (Campos *et al.*, 2014).

$$C_l = \frac{Fl}{0,5\rho V^2 A} \quad (5)$$

onde Fl é a força de sustentação em Newtons. model κ -omega (κ - ω) Standard and model (κ - ϵ) realizable.

A Figura 3 (a,b) representa o coeficiente de arrasto (C_d) e sustentação (C_l) em função do ângulo de ataque α em graus, para número de Reynolds (Re) de 75,400 utilizando o modelo (κ - ϵ) realizable e κ -omega (κ - ω) Standard, respectivamente.

Na Figura 3 (a) é evidenciado o crescimento do C_d quando se aumenta α , para ambos os modelos. Desta forma tem-se o valor máximo alcançado de C_d igual 0.14 para modelo κ -omega (κ - ω) Standard e o valor mínimo de aproximadamente 0.04. 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 (κ - ϵ) realizable. De maneira geral, percebe-se uma diferença entre os modelos de turbulência analisados.

Na Figura 3 (b) é evidenciado o mesmo comportamento, sendo que, o valor do coeficiente de sustentação (C_l) tem uma pequena inclinação ao redor de 15° para o modelo κ -omega (κ - ω) Standard. Nesta figura não é evidenciado a inclinação de forma nítida para o modelo (κ - ϵ) realizable. Esta inclinação observada no modelo κ -omega (κ - ω) Standard caracteriza o ponto de stol, ou seja, a perda de sustentação do aerofólio S809.

Esta inclinação, também, foi visualizada na Fig. 5 (b) para os resultados experimentais, assim como, os resultados numéricos apresentados por (Gharali and Johansen, 2012, adaptado).

Este ângulo de ataque, $\alpha = 15^\circ$, representa o descolamento da camada limite, portanto o modelo (κ - ϵ) realizable não foi suficiente para representar esta inclinação.

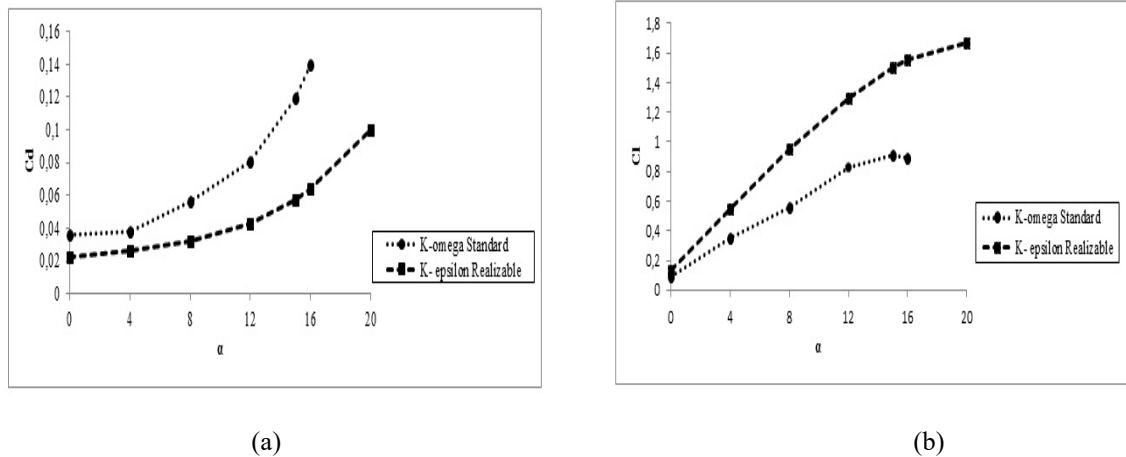


Figure 3. Coeficiente de: (a) arrasto (C_d) e (b) sustentação (C_l) para número de Reynolds (Re) de 75,400

A Figura 4 (a,b) representa o coeficiente de arrasto (C_d) e sustentação (C_l) em função do ângulo de ataque (α) em graus, para número de Reynolds (Re) de 134,500 utilizando o modelo (κ - ϵ) realizável e κ -omega (κ - ω) Standard, respectivamente. Percebe-se, nesta figura, que o aumento de Re eleva a aproximação dos resultados para os dois modelos de turbulência estudados. Verifica-se a aproximação dos modelos de 0 a 8°, mas é evidenciado na Fig. 4 (b), para o modelo (κ - ϵ) realizável, a ausência da inclinação da curva a 15°.

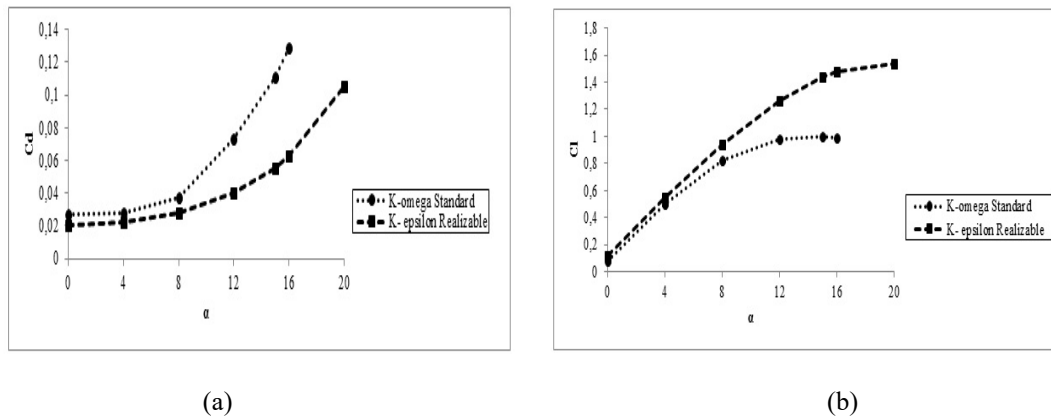


Figure 4. Coeficiente de: (a) arrasto (C_d) e (b) sustentação (C_l) para número de Reynolds (Re) de 134,500

A Figura 5 (a,b) representa o coeficiente de arrasto (C_d) e sustentação (C_l), em função do ângulo de ataque (α) em graus, para número de Reynolds (Re) de 10^6 utilizando o modelo (κ - ϵ) realizável e SST- κ -omega (κ - ω), respectivamente. Esta figura mostra os dados experimentais e numéricos publicados por Gharali and Johansen (2012).

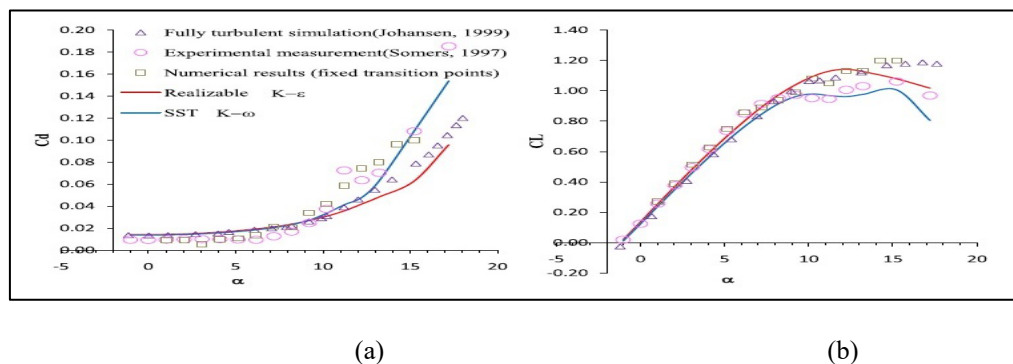


Figure 5. Coeficiente de: (a) arrasto (C_d) e (b) sustentação (C_l), para número de Reynolds (Re) de 10^6 , (Gharali and Johansen, 2012, adaptado)

Ao comparar a Fig. 4 (a,b) com a Fig. 5 (a,b), verifica-se que os modelos κ -omega (κ - ω) Standard e SST- κ -omega (κ - ω) distanciam-se do modelo (κ - ϵ) realizável. Outra constatação refere-se aos valores do coeficiente de arrasto e sustentação numérico serem aproximadamente iguais. Na Figura 5 (a,b) os resultados numéricos aproximam-se dos resultados experimentais.

A Figura 6 representa a razão entre o coeficiente de sustentação e arrasto (Cl/Cd) em função do ângulo de ataque (α) em graus, para números de Reynolds (Re) de 75,400 e 134,500, utilizando o modelo (κ - ϵ) realizável e κ -omega (κ - ω) Standard.

Esta figura é denominada de polar de arrasto, onde 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 $(Cl/Cd)_{\max}$ ou eficiência máxima, $E_{\max}$.

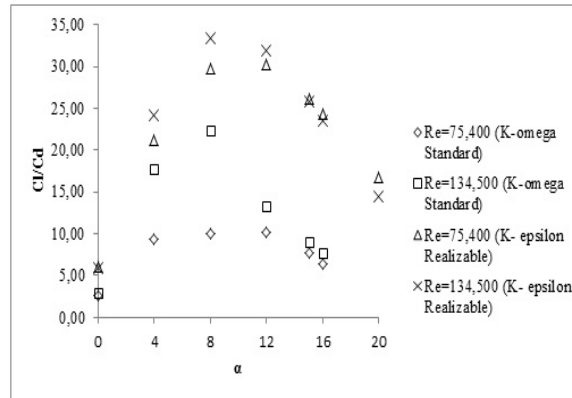


Figure 6. Razão entre o coeficiente de sustentação e arrasto (Cl/Cd)

Percebe-se, na Fig. 6, para $\alpha = 8^\circ$ tem-se um valor máximo de (Cl/Cd) para todos os números de Reynolds pesquisados, assim como, os modelos de turbulência. Neste ângulo evidencia-se a eficiência máxima de uma turbina de eixo horizontal.

Ressalta-se que este 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.

Esta relação aumenta conforme a velocidade de escoamento aumenta, e chega em seu máximo para $Re = 134,500$ com o valor de $Cl/Cd \approx 32$ e 22 para o modelo (κ - ϵ) realizável e para o modelo κ -omega (κ - ω) Standard, respectivamente.

As Figuras 8 a 11 representam o contorno de velocidade, m/s, e pressão estática, Pa, para $Re = 75,400$ e 134,500, considerando $\alpha = 4^\circ$ e 15° para o modelo κ -omega (κ - ω) Standard, respectivamente.

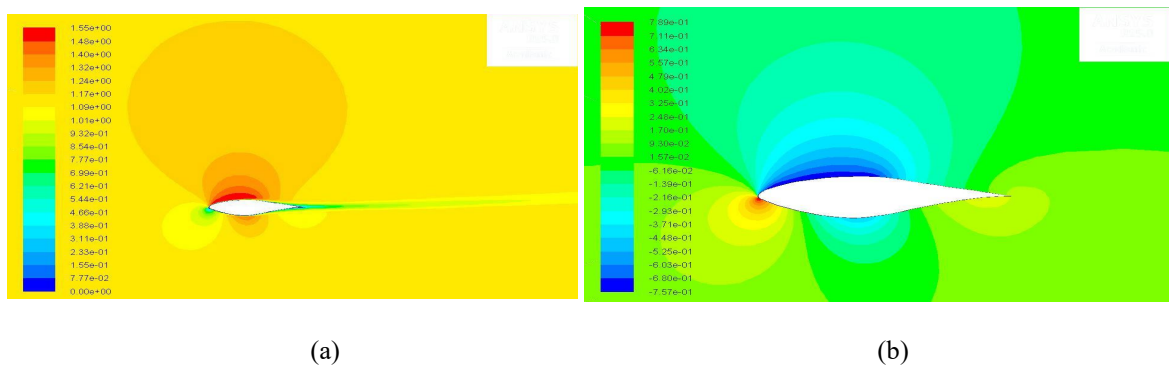


Figure 8. Contorno de: (a) velocidade (m/s) e (b) pressão estática (Pa) para $\alpha = 4^\circ$, número de Reynolds de 75,400, modelo (κ - ϵ) realizável

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 a superfície inferior, desse modo, a diferença de pressão estática existente entre a superfície superior e inferior será a responsável pela criação da força de sustentação.

Nestas figuras para $\alpha = 4^\circ$, percebem-se que a camada limite mantém-se próxima a parede do aerofólio S809 não tendendo a se separar da parede, portanto, tem-se um gradiente de pressão favorável. Quando $\alpha = 15^\circ$, nota-se o

desprendimento desta camada limite e a formação de vórtices no bordo de fuga, logo tem-se um gradiente de pressão adverso. Percebe-se que o ponto de separação move-se para perto do bordo de ataque do aerofólio S809 e a bolha de separação cobre quase toda a superfície do aerofólio. Nesta condição, tem-se o stol, o qual representa a perda de sustentação acompanhado por um aumento no arrasto aerodinâmico.

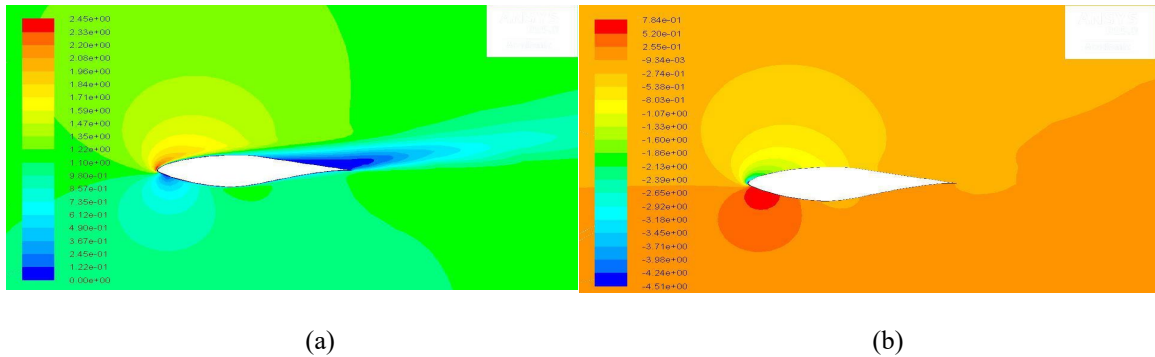


Figure 9. Contorno de: (a) velocidade (m/s) e (b) pressão estática (Pa) para $\alpha = 15^\circ$, número de Reynolds de 75,400, modelo (κ - ϵ) realizable

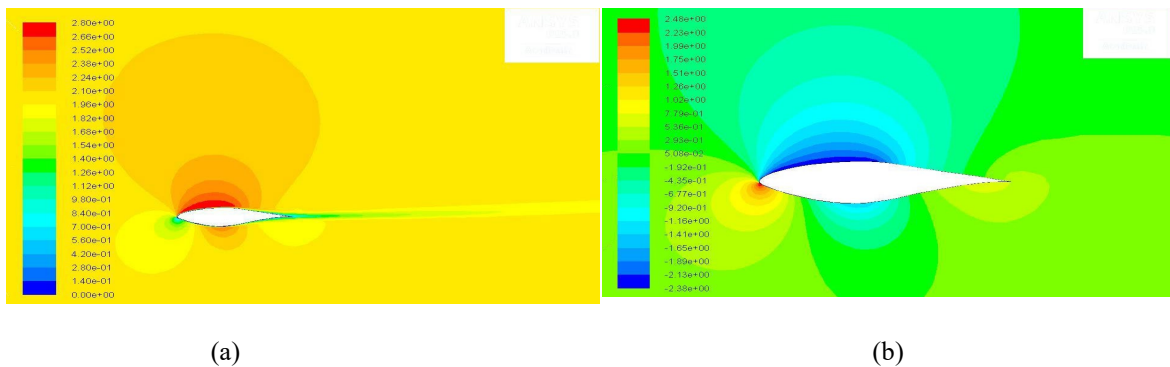


Figure 10. Contorno de: (a) velocidade (m/s) e (b) pressão estática (Pa) para $\alpha = 4^\circ$, número de Reynolds de 134,500, modelo (κ - ϵ) realizable

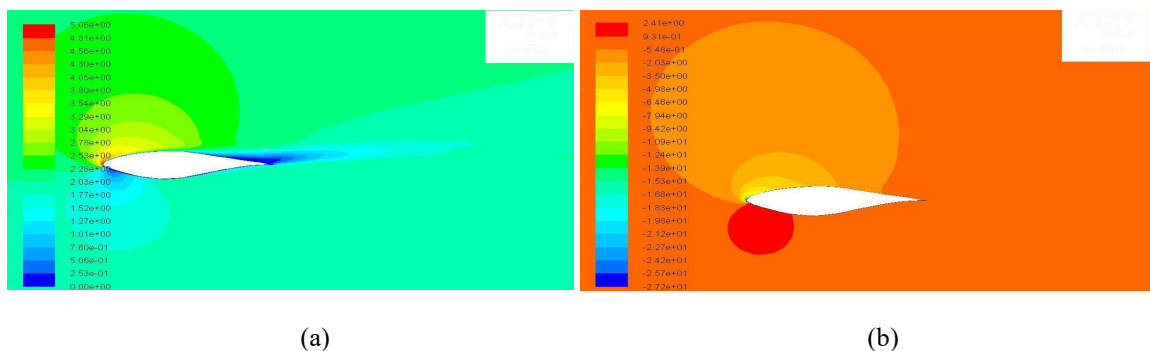


Figure 11. Contorno de: (a) velocidade (m/s) e (b) pressão estática (Pa) para $\alpha = 15^\circ$, número de Reynolds de 134,500, modelo (κ - ϵ) realizable

4. CONCLUSIONS

The aerodynamic characterization of airfoil profiles should include smaller angles of attack, particularly of 20 degrees. Aerodynamic performance may be significantly affected, as important drag and lift forces act on the airfoil in this angle of attack range. This was described by Zhou, *et al.* 2011.

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

Evidenciou o stol para um ângulo de ataque em torno de 15° a 16° para o aerofólio S809, que é o ângulo que a corrente de fluido forma com a corda. O stol é responsável pela perda de eficiência das pás da turbina eólica. Para este

ângulo de ataque o escoamento é turbulento e ocorreu a separação do escoamento, como consequência a formação do desprendimento de porções de fluido em rotação, denominado de vórtices, na região da esteira. Esse fenômeno foi observado para $Re = 75,400$ e $135,400$ para $\alpha \approx 15^\circ$ - 16° .

Os modelos de turbulência apresentados, $(\kappa-\epsilon)$ realizável e κ -omega ($\kappa-\omega$) Standard apresentaram resultados coerentes com a literatura. Entretanto, o modelo κ -omega ($\kappa-\omega$) Standard apresentou resultados mais eficientes próximo a parede, enquanto que o modelo $(\kappa-\epsilon)$ realizável distante da parede.

Concluiu enfatizando que o stol 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 desta característica para realizar o controle de velocidade e potência da turbina eólica na incidência de ventos de alta velocidade. Neste contexto, deve-se escolher as pás que apresentam boas características de estolamento.

5. ACKNOWLEDGEMENTS

The authors would like to thank FAPEMIG for financial support provided.

6. REFERENCES

- Campos, J. C. Costa, Gomes, A.O., Brito, R.F., Rosa, H.M.P., Tibiriça, A.M.B. and Treto, Pedro C., 2014. "Experimental analysis of an S809 airfoil". *Thermal Engineering*, Vol. 13, p. 28-32.
- Cebeci, T., Shao, J.P., Kafyeke, F. and Laurendeau, E., 2005. *Computational Fluid Dynamics for Engineers*. Springer, Long Beach, California.
- Fadigas, E. and Amaral, A. F., 2011. *Energia Eólica*. Manole, São Paulo.
- Fortuna, A. de O., 2000. *Técnicas Computacionais para Dinâmica dos Fluidos - Conceitos Básicos e Aplicações*. Edusp, S.P.
- Freire, A.P.S., 2002. *Coleção Cadernos de Turbulência*. Vol. 1. ABCM, Rio de Janeiro.
- Ghia, U., Ghia, K.N. and Shin, C.T., 1982, "High-Re solutions for incompressible flow using the Navier-Stokes equations and a multigrid method". *Journal of Computer Physical*, Vol. 48, p. 387-411.
- Gharali, K. and Johnson, D.A., 2012. "Numerical modeling of an S809 airfoil under dynamic stall, erosion and high reduced frequencies". *Applied Energy*, Vol. 93, p. 45-52.
- Huang J.-C, Lin H. and Yang, J.-Y, 2009, "Implicit preconditioned WENO scheme for steady viscous flow computation". *Journal of Computational Physics*, Vol. 228, p. 420-438.
- Moshfeghi, M., Song, Y.J. and Xie, Y.H., 2012, "Effects of near-wall grid spacing on SST-K- ω model using NREL Phase VI horizontal axis wind turbine". *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 107-108, p. 94-105.
- Neto, A.S., 2002. *Coleção Cadernos de Turbulência*. Vol. 1. ABCM, Rio de Janeiro.
- Zhou, Y., Md., Mahbub, Alam, Yang, H. X., Guo, H. and Wood, D. H., 2011, "Fluid forces on a very low Reynolds number airfoil and their prediction". In *Proceedings of Schulich School of Engineering*, University of Calgary, Canada.

7. RESPONSIBILITY NOTICE

The authors are the only responsible for the printed material included in this paper.