



**UNIVERSIDADE FEDERAL DO OESTE DO PARÁ – UFOPA
INSTITUTO DE ENGENHARIA E GEOCIÊNCIAS – IEG
BACHARELADO INTERDISCIPLINAR EM CIÊNCIA E TECNOLOGIA**

ANDREW HENRIQUE BARRETO

**ESTUDO COMPUTACIONAL DO ESCOAMENTO AERODINÂMICO SOBRE
O AEROFÓLIO NACA 0012 PLATAFORMA OPENFOAM**

SANTARÉM

2017

ANDREW HENRIQUE BARRETO

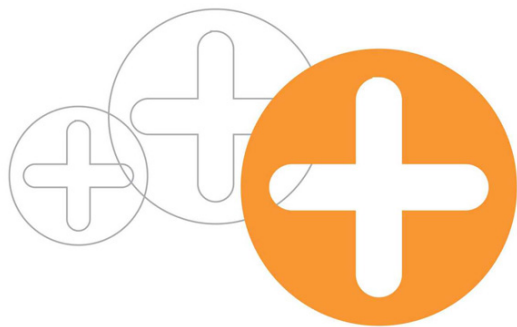
**ESTUDO COMPUTACIONAL DO ESCOAMENTO AERODINÂMICO SOBRE
O AEROFÓLIO NACA 0012 PLATAFORMA OPENFOAM**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Bacharelado Interdisciplinar em Ciência e Tecnologia para obtenção do grau de Bacharel em Ciência e Tecnologia na Universidade Federal do Oeste do Pará, Instituto de Engenharia e Geociências.

Orientador: Josecley Fialho Goes

SANTARÉM

2017



XX ENMC
ENCONTRO NACIONAL DE
MODELAGEM COMPUTACIONAL

VIII ECTM
ENCONTRO DE CIÊNCIA E
TECNOLOGIA DE MATERIAIS



16 a 19 de Outubro de 2017
Instituto Politécnico - Universidade do Estado de Rio de Janeiro
Nova Friburgo - RJ

ESTUDO COMPUTACIONAL DO ESCOAMENTO AERODINÂMICO SOBRE O AEROFÓLIO NACA 0012 NA PLATAFORMA OPENFOAM

Andrew Henrique Barreto¹ - andrew_barreto@hotmail.com

Túlio Pereira de Souza¹ - pstulio@hotmail.com

Josecley Fialho Góes¹ - josecley.goes@ufopa.edu.br

¹Universidade Federal do Oeste do Pará, Instituto de Engenharia e Geociências - Santarém, PA, Brazil

Resumo. *Técnicas experimentais foram os únicos meios de estudo aerodinâmico até décadas atrás. Análises teóricas não eram possíveis porque as equações que modelam problemas reais não admitem solução analítica na maioria dos casos. Todavia, o avanço da computação científica, alavancado pelo aumento exponencial da capacidade de processamento dos computadores, viabilizou a implementação computacional de métodos capazes de prover uma solução numérica de escoamentos reais dentro de um espaço discretizado, o que veio a consolidar a Dinâmica dos Fluidos Computacional. O uso desta técnica na aerodinâmica possibilita a redução de tempo e valores investidos na execução de repetitivos testes experimentais. Este trabalho aborda o escoamento em regime permanente sobre o aerofólio NACA 0012. Emprega-se o Método dos Volumes Finitos implementado no código livre OpenFOAM. Considerou-se o ar como viscoso e incompressível, com uma intensidade turbulenta em torno de 2% no modelo de turbulência de Spalart-Allmaras. Investigou-se três ângulos de ataque para o aerofólio: 0°, 10° e 15°. Foram obtidos os campos de velocidade e pressão, assim como as linhas de corrente do escoamento. Na avaliação dos coeficientes de arrasto e sustentação, os resultados que apresentaram melhor concordância com a literatura são relativos aos ângulos de 0° e 10°.*

Palavras-chave: *Método dos Volumes Finitos, OpenFOAM, NACA 0012*

1. INTRODUÇÃO

A Mecânica dos Fluidos empenhou-se por muito tempo no estudo do comportamento dos fluidos em caráter experimental, com estudos teóricos vindo a se difundir apenas no século XIX, quando foram concebidas as equações de Navier-Stokes (Viana, 2014). Estas equações modelam um amplo conjunto de fenômenos de fluxo, sejam eles turbulentos, laminares, monofásicos, multifásicos, compressíveis ou incompressíveis. Entretanto, por se tratar de Equações Diferenciais Parciais (EDPs), por vezes, a modelagem de casos práticos resulta na condição de não-linearidade, o que torna a solução analítica destas EDPs difícil de ser obtida ou inexistente.

A Aerodinâmica como ciência que estuda o movimento dos fluidos gasosos, bem como a forma com que tais fluidos exercem forças sobre os corpos nele submersos, faz uso das equações

de Navier-Stokes para modelar o escoamento aerodinâmico. Previsivelmente, os modelos matemáticos são demasiadamente complexos. Contudo, a solução dessas equações pode ser conseguida em pontos discretos dentro de um domínio de interesse. Assim, os métodos numéricos são empregados no estudo das propriedades e características do fluxo aerodinâmico sobre os corpos.

A abordagem computacional destes métodos numéricos aplicados a problemas de escoamento faz parte de um ramo da computação científica, a Dinâmica dos Fluidos Computacional (DFC), que passou a ganhar espaço no âmbito da pesquisa tecnológica a medida que a capacidade de processamento dos computadores avançava.

A DFC proveu à projetos aeronáuticos uma forma alternativa de investigação, antes contava-se apenas com o aparato experimental. A vantagem da DFC, neste caso, reside na economia do tempo e ônus da execução de testes experimentais, além de possibilitar a identificação de parâmetros que precisam ser corretamente ajustados, de modo a otimizar grandezas físicas associadas com a sustentação, arrasto e estabilidade de voos (Junior & Costa, 2015). Importante ressaltar que a DFC não substitui a técnica experimental, ambas podem ser utilizadas em conjunto com resultados computacionais orientando a escolha dos experimentos a serem realizados, otimizando tempo e custos de projeto (Fortuna, 2000).

Neste trabalho simula-se o escoamento aerodinâmico bidimensional sobre o aerofólio NACA 0012, na condição de incompressibilidade e regime permanente, com o OpenFOAM. O objetivo da simulação é avaliar o campo de velocidade e pressão ao redor da seção de asa, e analisar os coeficientes aerodinâmicos do presente modelo comparando-os com dados numéricos e experimentais da literatura.

2. REFERENCIAL TEÓRICO

A DFC é baseada fundamentalmente nas equações governantes da dinâmica dos fluidos. Tu et al. (2013) declaram que as *equações governantes* representam modelos matemáticos das leis de conservação da física, dentre as quais estão presentes neste trabalho:

1. A conservação da massa para um fluido;
2. A segunda lei de Newton, que estabelece que a taxa de variação do momento é igual a soma das forças agindo em um fluido.

A primeira lei é responsável pela dedução da *Equação da Continuidade* e a segunda pela *Equação do Momento*. As deduções são feitas tomando um volume de controle dV fixo no espaço e tempo, e considerando apenas as propriedades macroscópicas, tais como velocidade, pressão e densidade, assim como suas derivadas (Holzmann, 2017). Aplicando-se o princípio 1 em dV , a equação da continuidade é obtida e assume a forma diferencial

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0, \quad (1)$$

em que ρ é a massa específica e \mathbf{V} o vetor velocidade. De forma similar, analisando o princípio 2 nas faces de dV , a equação do momento pode ser descrita da seguinte forma

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \mathbf{V}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V} \otimes \mathbf{V}) = -\nabla \cdot \boldsymbol{\tau} - \nabla p + \rho \mathbf{g}, \quad (2)$$

em que p é a pressão estática, $\boldsymbol{\tau}$ o tensor de tensões e \mathbf{g} o vetor gravitacional. As Eqs. (1) e (2) são duas das equações de Navier-Stokes (Fortuna, 2000).

2.1 MÉTODO DOS VOLUMES FINITOS

As equações governantes relevantes possuem uma forma comum, e podem ser sintetizadas em uma equação geral de transporte. Para um campo escalar ϕ a forma conservativa das equações de fluxo assume a forma

$$\underbrace{\frac{\partial}{\partial t}(\rho\phi)}_{\text{acumulação temporal}} = \underbrace{-\nabla \cdot (\rho\mathbf{V}\phi)}_{\text{fluxo convectivo}} + \underbrace{\nabla \cdot (\Gamma\nabla\phi)}_{\text{fluxo difusivo}} + \underbrace{S_\phi}_{\text{termo fonte}} \quad (3)$$

Na qual Γ é o coeficiente de difusão e S_ϕ representa qualquer tipo de fontes ou sumidouros que influenciam a quantidade ϕ . A *acumulação temporal* é tida como a taxa de aumento de ϕ no elemento de fluido, o *fluxo convectivo* representa a taxa líquida do fluxo de ϕ para fora do elemento de fluido, já o *fluxo difusivo* seria a taxa de aumento de ϕ dentro de dV devido a difusão (Versteeg & Malalasekera, 2007).

Em um domínio discretizado por um conjunto de volumes de controle dV (malha), que podem ser irregulares no tamanho e na forma, a Eq. (3) é discretizada pelo Método dos Volumes Finitos (MVF) integrando-se sobre cada um dos volumes finitos deste domínio. Assim, a equação discretizada será uma relação algébrica que associa os valores da variável ϕ com um grupo de pontos da malha. O método é inerentemente conservativo, e todos os termos que são aproximados por ele mantêm seus significados físicos (Gonçalves, 2007).

2.2 AEROFÓLIO E FORÇAS AERODINÂMICAS

Dois traçados abstratos que são importante nos aerofólios tipo asa são: a *corda* e a *linha média*. A primeira é uma linha reta entre o bordo de ataque e de fuga, a segunda é uma linha equidistante entre o extradorso e o intradorso. Para aerofólios simétricos os dois traçados coincidem. A linha da corda forma uma ângulo α com a direção do vento relativo, esse ângulo é chamado de *ângulo de ataque* (Homa, 2010). A nomenclatura dos aerofólios de quatro dígitos traz consigo informações (em porcentagem) sobre a geometria do perfil. Para o NACA 0012 o primeiro dígito (0) indica a distância máxima da linha média para a corda. O segundo (0) indica a posição na corda — a partir do bordo de ataque — onde essa distância ocorre (Anderson, 2008). Por isso, a Fig. 1 representa um perfil simétrico. O último par de dígitos (12) indica a máxima espessura do aerofólio, relativa ao *comprimento* da corda.

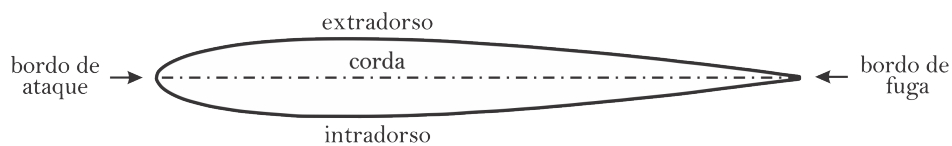


Figura 1- Aerofólio NACA 0012.

Quando imerso no escoamento, o aerofólio experimenta uma força resultante \vec{F} , que pode ser decomposta em duas: força de sustentação F_L , definida como a componente da força perpendicular à direção do vento relativo, sendo uma força útil ao aerofólio e a força de arrasto F_D , que é paralela à direção do vento relativo, sendo nociva e deve ser reduzida ao mínimo possível (Homa, 2010). Essas forças resultam tanto das forças de cisalhamento quanto das forças de pressão agindo sobre a superfície do corpo, vale ressaltar que ambas são intensamente afetadas

pela existência da camada-limite, principalmente quando ocorre a separação do escoamento e a formação de esteira (Fox et al., 2014).

Coefficiente de Arrasto (C_D). O coeficiente de arrasto é um indicador adimensional da produção de arrasto em um aerofólio, e é dado pela expressão

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}, \quad (4)$$

em que F_D é a força de arrasto total, V a magnitude da velocidade e A a área da seção transversal do corpo. A força de arrasto total surge a partir da distribuição desfavorável de pressões que se forma com o desprendimento da camada limite da superfície do aerofólio e é igual a soma do arrasto de atrito e do arrasto de pressão (Fox et al., 2014).

Coefficiente de Sustentação (C_l). É um número, também adimensional, que indica a capacidade de um aerofólio produzir sustentação, com seu valor dependendo do formato do aerofólio e do ângulo de ataque (Homa, 2010). A partir da determinação de F_L para dado escoamento e α arbitrário, C_l é obtido similarmente a C_d por

$$C_l = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}. \quad (5)$$

Tanto C_l quanto C_d são valores intrínsecos a cada aerofólio, dependem do perfil geométrico do corpo e variam com o ângulo de ataque e o número de Reynolds (Homa, 2010), portanto, $C_l = f(R_e, \alpha)$ e $C_d = f(R_e, \alpha)$.

2.3 MODELO DE TURBULÊNCIA: SPALART-ALLMARAS

O modelo de turbulência Spalart-Allmaras é bastante difundido na área de simulação aerodinâmica. Proposto em 1994 por Spalart & Allmaras, foi concebido como um modelo de turbulência de uma única equação para escoamentos aerodinâmicos. A variável desta equação de transporte é $\tilde{\nu}$, que se relaciona com a viscosidade turbulenta, ν_t , através da seguinte equação

$$\nu_t = \tilde{\nu} f_{\nu 1}, \quad f_{\nu 1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{\nu 1}^3}, \quad (6)$$

em que $C_{\nu 1}$ é a constante 7,1 proposta por Spalart & Allmaras (1994). Já χ é a razão da variável do modelo, $\tilde{\nu}$, com a viscosidade cinemática, ν , descrito por

$$\chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu}. \quad (7)$$

3. METODOLOGIA

No *software* OpenFOAM está implementada a formulação do MVF. Seu código livre é uma biblioteca C++ utilizada para criar executáveis, que se dividem em *solvers* e *utilities*. Estes são utilitários para manipulação de dados, já aqueles são algoritmos solucionadores do sistema de equações discretizadas. Uma simulação computacional é dividida em três etapas: pré-processamento, processamento e pós-processamento (Fortuna, 2000).

O *pré-processamento* é caracterizado pela descrição matemática do problema, geração da malha, definição de parâmetros e condições iniciais e de contorno. Quanto a descrição do problema, temos um escoamento viscoso, externo e incompressível ($Mach < 0,3$) sobre uma seção transversal de asa. Para o qual o número de Reynolds é dado por

$$Re = \frac{V_{\infty} c}{\nu}, \quad (8)$$

em que c é a corda do aerofólio, V_{∞} é a velocidade de fluxo livre e ν é a viscosidade cinemática.

A Fig. 2 ilustra o domínio da simulação discretizado por 284.000 células. Malha esta, que foi gerada no *software* Gmsh a partir do algoritmo disponibilizado por Toloy (2010).

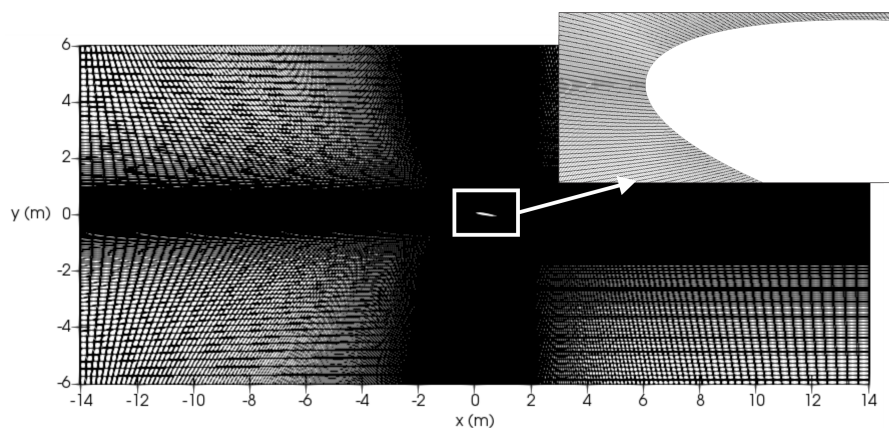


Figura 2- Domínio discretizado, malha estruturada adaptativa.

A geometria é um aerofólio NACA 0012 com corda de 1 m. Para tal, são investigados valores de C_l e C_d para $\alpha = 0^\circ, 10^\circ$ e 15° , assim como os campos de velocidade e pressão para cada caso. O modelo de turbulência aplicado é o Spalart-Allmaras (SA), considerando para os contornos um valor de $\tilde{\nu} = 0,09$ calculado com $I \approx 2\%$, de acordo com a aproximação encontrada em Puig (2014): $\tilde{\nu} = \sqrt{\frac{3}{2}}(|V| I l)$, em que I é a intensidade turbulenta e l a escala de comprimento turbulento. As propriedades do ar e do escoamento são dadas na Tab. 1.

Tabela 1- Parâmetros e propriedades de transporte.

V_x (m/s)	Re	$Mach$	ρ (kg/m ³)	T (°C)
51,04	6×10^6	0,15	1,177	26,85

O *processamento* é a resolução algébrica-computacional do sistema de equações discretizadas. Este trabalho adota o solucionador “*simpleFoam*”, implementado no OpenFOAM para a condição de regime estacionário de escoamentos incompressíveis, tanto laminares quanto turbulentos (Greenshields, 2016).

Na etapa de pós-processamento, os dados extraídos pelo utilitário *forceCoeffs* são comparados com os trabalhos experimentais de Abbott & von Doenhoff (1959) e Ladson (1988), que contemplam testes em túneis de vento com as mesmas condições de $Mach$ e Re deste trabalho. Uma comparação numérica ainda pode ser feita com o relatório técnico de Jespersen et al.

(2016), no qual validam o modelo de turbulência SA para o *software* OVERFLOW, considerando, em contrapartida, o escoamento como compressível (Rumsey, 2016, apud Jespersen et al., 2016). Os campos de velocidade, pressão e linhas de corrente podem ser extraídos pela ferramenta gráfica *ParaView*.

4. RESULTADOS

A Tabela 2 apresenta os valores de C_l e C_d de diversos *softwares* e podem ser encontrados em Jespersen et al. (2016). Na sua última linha estão os resultados obtidos pelo presente trabalho. Quando comparados com os dados de outros *softwares* observa-se que os resultados com melhor concordância foram os relativos aos ângulos de ataque de 0° e 10° . Para 15° as discrepâncias dos resultados foram maiores.

Tabela 2- Coeficientes de Sustentação e Arrasto para o modelo SA.

Software	C_L			C_D		
	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 15^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 15^\circ$
CFL3D	≈ 0	1,0909	1,5461	0,00819	0,01231	0,02124
FUN3D	≈ 0	1,0983	1,5547	0,00812	0,01242	0,02159
NTS	≈ 0	1,0891	1,5461	0,00813	0,01243	0,02105
JOE	≈ 0	1,0918	1,5490	0,00812	0,01245	0,02148
SUMB	≈ 0	1,0904	1,5446	0,00813	0,01233	0,02141
TURN5	≈ 0	1,1000	1,5642	0,00830	0,01230	0,02140
GGNS	≈ 0	1,0941	1,5576	0,00817	0,01225	0,02073
OVERFLOW	≈ 0	1,0990	1,5576	0,00838	0,01251	0,02149
OPENFOAM	≈ 0	1,0802	1,3913	0,00802	0,01927	0,05545

Uma análise importante diz respeito ao comportamento do coeficiente de sustentação C_l em resposta a variação do ângulo de ataque α . O gráfico na Fig. 3 compara esta relação obtida no presente trabalho com dois trabalhos experimentais e um numérico. Consta-se uma boa concordância de C_l , a exceção de uma divergência para $\alpha = 15^\circ$. É possível perceber nos demais dados um comportamento aproximadamente linear do coeficiente de sustentação até um ângulo de 15° . Pelos trabalhos de Abbott & von Doenhoff (1959) e Ladson (1988) é perceptível que para $\alpha > 15^\circ$ passa a haver um decréscimo de C_l , caracterizando a condição de *stall*. Segundo a literatura, os efeitos do escoamento neste caso não são mais majoritariamente bidimensionais, fato que pode ser uma possível causa da divergência entre ambos.

A Figura 4 apresenta os resíduos dos cálculos ao longo das iterações. As simulações, para os três ângulos, foram realizadas com um passo de tempo $\Delta t = 0,1$ e convergiram com 325,7 iterações para 0° , 589,8 iterações para 10° e com 514,9 iterações para 15° . A convergência é alcançada quando um certo critério de parada é atingido, podendo este ser uma tolerância para o resíduo ou um tempo final de simulação. No presente caso, o primeiro critério foi satisfeito, no qual o resíduo, ou seja, a diferença do cálculo do campo de pressão e do campo de velocidades entre duas iterações foram menores que: 10^{-6} para o primeiro e 10^{-8} para o segundo.

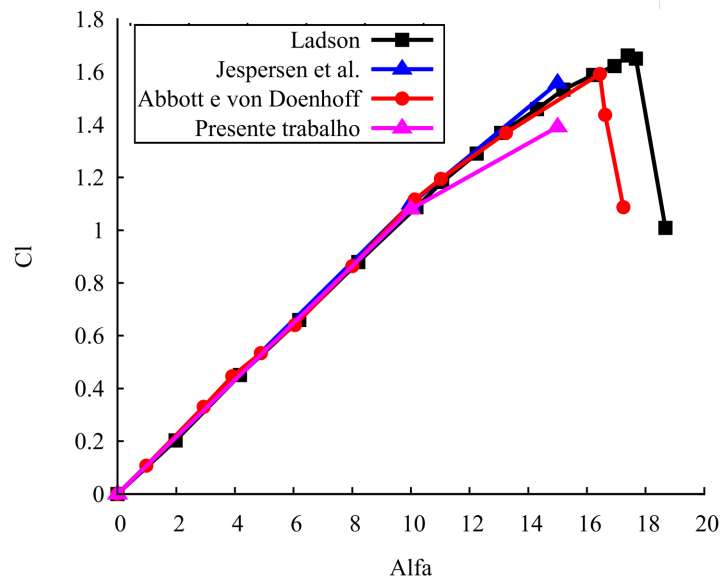


Figura 3- Variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque.

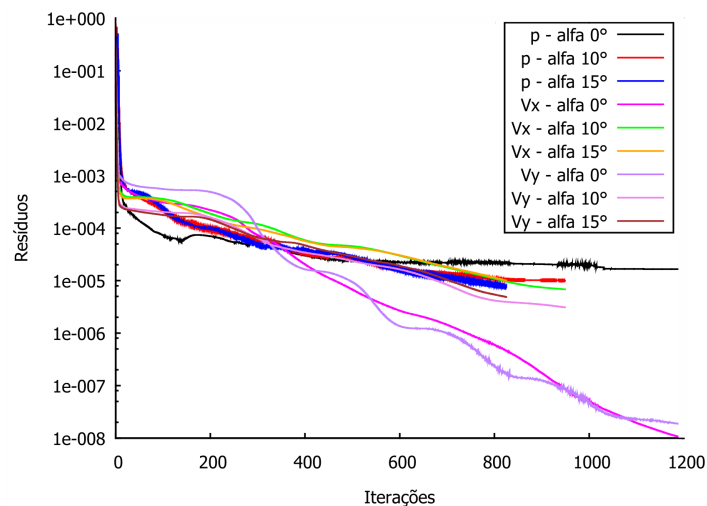


Figura 4- Resíduos dos cálculos ao decorrer das iterações.

No que se refere ao escoamento em si, a Fig. 5, no Apêndice A, representa os campos de velocidades e pressão com paletas de cores que indicam a magnitude das propriedades, apresenta também as linhas de corrente e os contornos de pressão para cada caso. Nota-se que para $\alpha = 0$ os campos são praticamente simétricos, e as linhas de corrente — indicador da trajetória das partículas de fluido — pouco são afetadas pela geometria, ambos os fatos contribuem para a sustentação ser nula. Já para $\alpha = 10^\circ$ e 15° , nos quais a sustentação é positiva, está presente um gradiente de velocidade entre o intradorso e extradorso, a velocidade neste é menor que naquele. Conseqüentemente, a pressão cinemática (p) apresenta o comportamento inverso, satisfazendo a Equação de Bernoulli (Fox et al., 2014). Quanto ao descolamento da camada limite e formação da esteira, vê-se que são mais perceptíveis para o ângulo de ataque de 15° , onde a geometria perturba mais o escoamento e p varia mais.

5. CONCLUSÕES

Os coeficientes de sustentação e arrasto obtidos no presente trabalho com o uso do OpenFOAM, foram comparados com dados de outros *softwares* presentes no trabalho de Jespersen et al. (2016). Dos três ângulos simulados, $\alpha = 0^\circ$ e $\alpha = 10^\circ$ apresentam melhor concordância de C_l e C_d , já para $\alpha = 15^\circ$ as divergências são maiores. A bibliografia consultada considerou o aspecto compressível do ar em suas simulações, já o presente trabalho adotou a simplificação da incompressibilidade, o que seria uma hipótese para explicar as discrepâncias entre este trabalho e o de Jespersen et al. (2016). Tendo em vista o baixo número de Mach do escoamento simulado ($Mach < 0,3$), a consideração da incompressibilidade é válida (Fox et al., 2014), o que se comprova pelos resultados razoáveis alcançados, porém a aproximação parece levar a resultados piores a medida que o ângulo de ataque aumenta. Como trabalhos futuros serão realizadas novas simulações, variando o *solver* e incluindo o caráter de compressibilidade do escoamento buscando, portanto, resultados acurados para ângulos de ataque maiores que 10° . De forma geral, os cálculos executados com o solucionador *simpleFoam* apresentaram bom desempenho numérico, vindo a satisfazerem os critérios de convergência, com queda logarítmica dos resíduos até a tolerância estabelecida.

Agradecimentos

Os autores agradecem ao Laboratório de Modelagem Computacional (LMC) da Universidade Federal do Oeste do Pará (UFOPA) pela cessão do espaço e equipamentos sem os quais não seria possível o desenvolvimento do presente trabalho.

REFERÊNCIAS

- Abbott, I.H.; von Doenhoff, A.E. (1959), *Theory of Wing Sections*, Dover Publications, New York.
- Anderson Jr., J.D. (2008), “*Introduction to Flight*”, 6º ed., McGraw-Hill, Boston.
- Fortuna, A. de O. (2000), “*Técnicas Computacionais para Dinâmica dos Fluidos: Conceitos Básicos e Aplicações*”, 1º ed., Editora da Universidade de São Paulo, São Paulo.
- Fox, R.W.; McDonald, Alan T.; Pritchard, Philip J. (2014), “*Introdução à Mecânica dos Fluidos*”, 8º ed., LTC, Rio de Janeiro.
- Gonçalves, N.D.F. (2007), “*Método dos Volumes Finitos em Malhas Não-Estruturadas*”, Dissertação de Mestrado, Faculdade de Ciências da Universidade do Porto, Porto.
- Greenshields, C.J. (2016) “*OpenFOAM, The OpenFOAM Foundation*”, User Guide, 4º ed. CFD Direct, openfoam.org.
- Holzmann, T. (2017), “*Mathematics, Numerics, Derivations and OPENFOAM®: The Basics for Numerical Simulations*”, 4º ed., Holzmann CFD, www.holzmann-cfd.de.
- Homa, J.M. (2010), “*Aerodinâmica e Teoria de Voo: Noções Básicas*”, 28º ed., ASA, São Paulo.
- Jespersen, D.C.; Pulliam, T. H.; Childs, M. L. (2016), *OVERFLOW Turbulence Modeling Resource Validation Results*, NAS TR 2016-01, NASA Ames Research Center, Moffett Field.
- Junior, L.J. da S.; Costa, F.P. (2015), “*Simulação do Aerofólio NACA 0012 utilizando modelo de turbulência $k - \epsilon$* ”, V Congresso Brasileiro de Engenharia de Produção, Ponta Grossa.
- Ladson, C.L. (1988), *Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section*, NASA TM 4074, Langley Research Center, Hampton.
- Puig, J. C. (2014), “*Aerodynamics of a 2D airfoil NACA 23012*”, in *OpenFOAM Guide for Beginners*, S.I. Sandler (ed.), ETSEIAT-UPC, Barcelona.
- Rumsey, C. (2016), “*NASA Langley Research Center: Turbulence Modeling Resource*”, <https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012numerics.val>. Acesso em 15 ago. 2017.
- Spalart, P.R.; Allmaras, S.R. (1994), A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. *La Recherche Aérospatiale*, 1, 5-21.
- Toloy, C.A.V. (2010), “*Airfoil simulations: A little contribution for meshing*”, Code Saturne Web Site, code-saturne.org/forum/old_forums_files/614676387/foilmsh.m.

- Tu, J.; Yeoh, G.H.; Liu, C. (2013), “*Computational Fluid Dynamics: A Practical Approach*”, 2º ed., Elsevier, Oxford.
 Versteeg, H.K.; Malalasekera, W. (2007), “*An introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*”, 2º ed., Pearson, New York.
 Viana, D.R. (2014), “*Simulação Numérica de Perfis Aerodinâmicos de Alta Sustentação para Aplicação em um Aerodesign*”, Trabalho de Conclusão de Curso, FAHOR, Horizontina.

APÊNDICE A

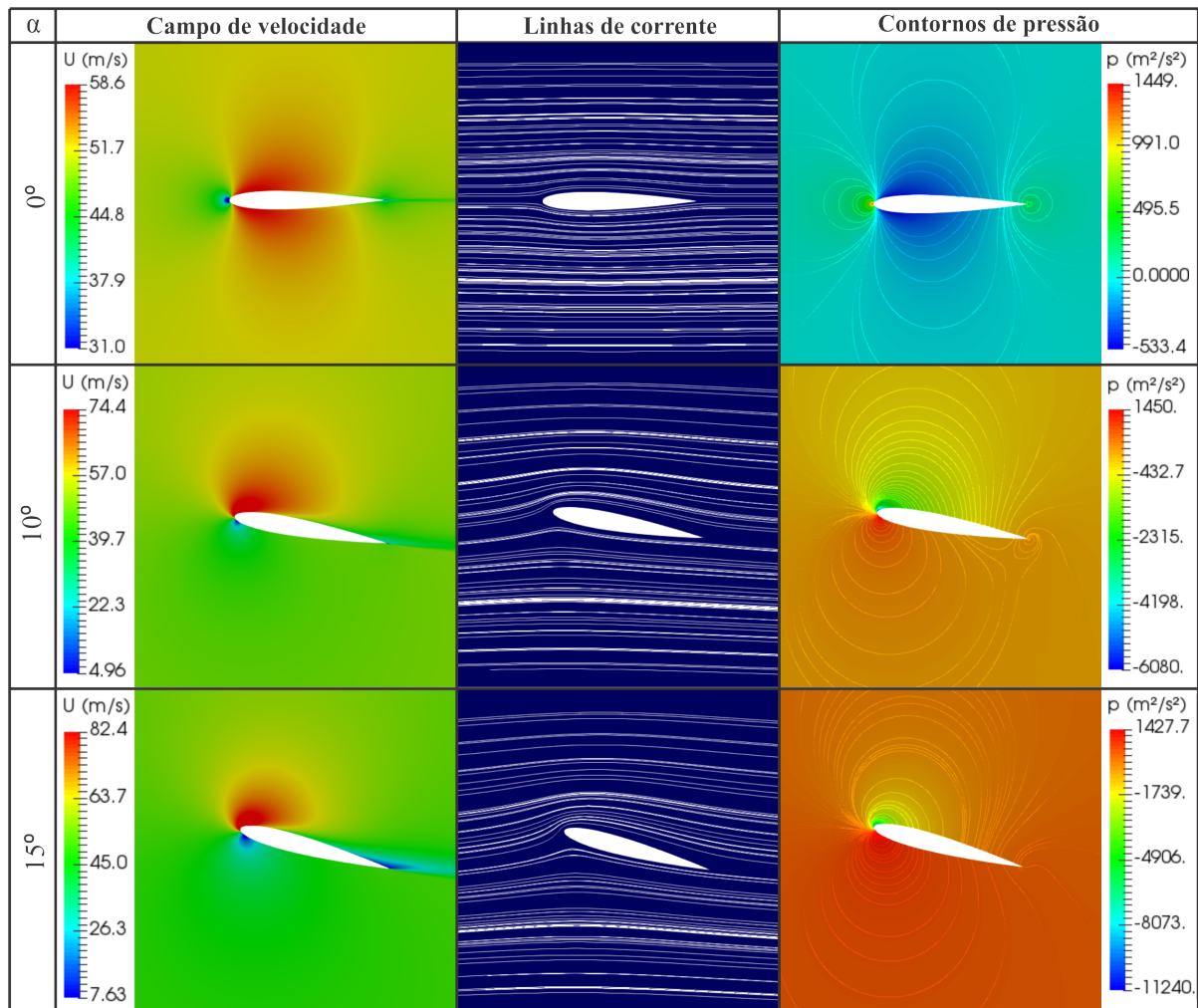


Figura 5- Campo de velocidade, linhas de corrente e contornos de pressão para $\alpha = 0^\circ, 10^\circ$ e 15° .

COMPUTATIONAL STUDY OF THE AERODYNAMIC FLOW OVER THE AIRFOIL NACA 0012 OPENFOAM PLATFORM

Abstract. *Experimental techniques were the only means of aerodynamic study until decades ago. Theoretical analyses were not possible because the equations that model real problems do not admit analytical solution in most cases. However, the advancement of scientific computing, leveraged by the exponential increase in the processing power of computers, enabled the implementation of computer methods able to provide a numerical solution of actual flows within a*

discretized space, consolidating the Computational Fluid Dynamics. The use of this technique in aerodynamics enables the reduction of time and costs in the execution of repetitive experimental tests. This work discusses the steady-state flow over the NACA 0012 Airfoil. Employs the finite volume method implemented in open source OpenFOAM. It was considered the air as viscous and incompressible, with a turbulence intensity about 3 % in the Spalart-Allmaras turbulence model . It was investigated three angles of attack to the airfoil: 0°, 10° and 15°. Were obtained the speed and pressure fields, as well as streamlines. On evaluation of drag and lift coefficients, the results showed better agreement with the literature are related to angles of 0° and 10°.

Keywords: *Finite Volumes Method, OpenFOAM, NACA 0012*