



XXVI CREEM

Congresso Nacional de Estudantes
de Engenharia Mecânica

ILHÉUS/ITABUNA - BAHIA



XXVI Congresso Nacional de Estudantes de Engenharia Mecânica,
CREEM 2019
19 a 23 de agosto de 2019, Ilhéus, BA, Brasil

INVESTIGAÇÃO NUMÉRICA DE UM PERFIL AERODINÂMICO MODELO NACA 4415

Adriano Kossoski, adrianoutf@gmail.com¹
Carlos Henrique Diedrich, chd145@hotmail.com¹
Douglas Pereira Vasconcellos, douglasvasconcellos@yahoo.com.br¹
Luiz Eduardo Melo Lima, lelima@utfpr.edu.br¹

¹Departamento Acadêmico de Mecânica, Universidade Tecnológica Federal do Paraná – Câmpus Ponta Grossa, Avenida Monteiro Lobato, km 4, Jardim Carvalho, 84016-210, Ponta Grossa, Paraná, Brasil

Resumo: Este trabalho apresenta uma análise numérica de uma estrutura do tipo asa usando uma seção típica do modelo NACA 4415. A estrutura foi construída e simulada no programa comercial ANSYS Fluent, para Dinâmica dos Fluidos Computacional. Foram analisadas as distribuições de pressões e de velocidades do fluido ao redor da estrutura, assim como os valores de coeficientes de arrasto e de sustentação, apresentados como resultado deste modelo computacional. O modelo de turbulência de uma equação denominado Spalart-Allmaras foi utilizado para resolver as tensões turbulentas resultantes das equações de Navier-Stokes com Médias de Reynolds. Duas análises foram realizadas: a primeira buscou avaliar a influência do ângulo de ataque do perfil nos coeficientes de arrasto e de sustentação, assim como nos campos de pressões e de velocidades ao longo da estrutura; a segunda buscou mostrar a influência da velocidade característica do escoamento do fluido sobre a estrutura aerodinâmica. Os resultados obtidos mostram similaridade com resultados da literatura e podem servir para testes de modelagem, assim como facilitar o projeto de asas com este modelo computacional.

Palavras chave: Análise numérica. Dinâmica dos fluidos computacional. Perfil aerodinâmico. Arrasto. Sustentação.

1. INTRODUÇÃO

Com o desenvolvimento dos programas de simulação e dos próprios computadores, as simulações computacionais se tornaram uma importante alternativa para reduzir tempo e custos na concepção de projeto de novos produtos. Além de validar os modelos matemáticos, estas análises permitem prever o comportamento de determinada estrutura quando a mesma estiver em funcionamento, aperfeiçoar componentes e detectar problemas que seriam observados apenas na fase de experimentação de protótipos experimentais.

Um dos campos onde houve um grande desenvolvimento de métodos e programas computacionais para soluções numéricas foi o da aerodinâmica. Diversas ferramentas, como as simulações de Dinâmica dos Fluidos Computacionais (CFD – *Computational Fluid Dynamics*) e os métodos numéricos vêm sendo desenvolvidos e têm sido bastante úteis para obtenção dos parâmetros fluidodinâmicos durante o funcionamento de aeronaves. Tal desenvolvimento justifica-se devido à grande dificuldade na solução analítica de problemas desta área, além da necessidade de obtenção de sistemas que sejam extremamente confiáveis (Vijayan *et al.*, 2014).

A aerodinâmica é um vasto campo da mecânica que estuda as forças e os momentos necessários para obter sustentação e movimentação estável de objetos no ar. As forças aerodinâmicas que atuam sobre os objetos são: as de sustentação, que ocorre em direção perpendicular ao voo e é causada pela diferença de pressão entre as superfícies da estrutura; as de arrasto, a qual ocorre na direção do voo, mas em sentido oposto (Sousa, 2008; Triet *et al.*, 2015; Deepa *et al.*, 2016).

O principal objetivo de pesquisas aerodinâmicas é a obtenção de formas, tais como a asa de um avião, que proporcionem a maior força de sustentação possível e, ao mesmo tempo, mantenham valores mínimos para a força de arrasto. Os primeiros estudos sobre as formas de um aerofólio e seus desempenhos foram desenvolvidos pelo Comitê Nacional para Aconselhamento sobre Aeronáutica (NACA – *National Advisory Committee for Aeronautics*), um precursor da Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço (NASA – *National Aeronautics and Space Administration*) nos Estados Unidos da América (Triet *et al.*, 2015; Çengel e Cimbala, 2015).

O objetivo deste trabalho é realizar uma investigação numérica em uma estrutura do tipo asa modelo NACA 4415, utilizado em aeronaves de diversas configurações. O escoamento foi considerado turbulento e a solução das tensões turbulentas foi obtida pelo modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Spalart e Almaras, 1992, 1994). Todos os resultados foram obtidos utilizando o programa comercial de CFD ANSYS Fluent® Versão 18.0. Foram obtidos os coeficientes de arrasto e de sustentação, assim como os campos de pressões e de velocidades em torno da estrutura.

2. METODOLOGIA

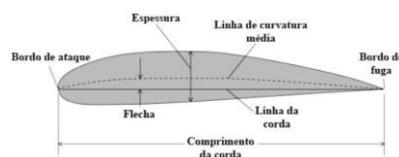
Esta seção apresenta informações referentes ao perfil aerodinâmico, às equações governantes e às simulações numéricas realizadas para obtenção dos resultados do presente trabalho.

2.1. Perfil aerodinâmico

Além de ser responsável pela sustentação da aeronave, a asa também é responsável por outros inúmeros fatores que são de extrema importância para o desempenho que a estrutura apresentará quando em funcionamento. Estes fatores aerodinâmicos que agem em uma asa dependem do formato da estrutura e do ângulo de ataque em que a asa está sendo direcionada, bem como das propriedades do fluido (massa específica, viscosidade dinâmica e compressibilidade).

Com o passar do tempo, diversos modelos de asas foram desenvolvidas. As seções destas asas são constituídas de diversas partes, conforme a Fig. 1.

Figura 1. Partes constituintes de um perfil aerodinâmico (Pereira e Tutida, 2015)



Onde o bordo de ataque é a superfície frontal da estrutura e o bordo de fuga é a superfície traseira. A corda é uma linha reta que liga o centro do bordo de ataque ao centro do bordo de fuga. A linha de curvatura média é uma linha imaginária que passa exatamente no centro (equidistante) entre a parte superior da estrutura e a parte inferior, sendo a maior diferença desta linha e a linha de corda chamada de flecha da asa (Pereira e Tutida, 2015).

Devido à grande influência dos parâmetros geométricos sobre o comportamento dinâmico dos aerofólios, é conveniente classificar os aerofólios em classes distintas, de acordo com suas aplicações específicas.

O primeiro grupo de interesse refere-se aos aerofólios de alta sustentação, utilizados em aplicações com baixo número de Reynolds, $Re < 10^6$, e grande força de sustentação para operação a baixas incidências, $\alpha < 4^\circ$. De modo geral, esta classe apresenta aerofólios com: espessura máxima de 12% a 15%, posicionamento de 20% a 30% a partir do bordo de ataque, arqueamento máximo de até 10%, posicionado de 35% a 50%, e raio do bordo de ataque moderado. Devido às distribuições de espessura e de arqueamento, o bordo de fuga resultante é geralmente bem afilado. Exemplos de aplicações deste grupo são encontrados em pequenas aeronaves de competições radio controladas (*Aero Design*) (Sousa, 2008; Diniz, 2013).

O segundo grupo de interesse refere-se aos aerofólios laminares, sendo os aerofólios desenvolvidos pela NACA os mais conhecidos. Sua denominação se deve ao fato de apresentarem características geométricas favoráveis a permanência de uma camada limite laminar ao longo de grande extensão da superfície do aerofólio. Aerofólios laminares apresentam: espessura máxima de até 24%, posicionada de 35% a 50% a partir do bordo de ataque, arqueamento máximo de até 6%, posicionado de 40% a 60%, e raio do bordo de ataque pequeno. Sua distribuição é bem mais regular que a dos aerofólios de alta sustentação. Indicados para aplicações que exigem pequenas faixas de operação e baixo número de Reynolds, como pás de turbo-compressores e planadores (Sousa, 2008; Diniz, 2013). Na nomenclatura da série NACA de quatro dígitos, o primeiro dígito indica o arqueamento máximo da corda, em porcentagem, o segundo dígito fornece a localização do máximo arqueamento em décimo de corda, a partir do bordo de ataque, e os dois últimos dígitos fornecem a máxima espessura em porcentagem de corda (Anderson, 1999). Por exemplo, o perfil NACA 4415 possui arqueamento máximo de 4% da corda, situado a 40% da corda em relação ao bordo de ataque e espessura de 15% da corda.

Um terceiro grupo de interesse seria dos aerofólios subsônicos, os quais apresentam características geométricas semelhantes às dos aerofólios laminares, incorporando algumas características dos aerofólios supercríticos, tais como: maiores raios de bordo de ataque, maiores espessuras e maiores inclinações do bordo de fuga em relação à corda. Aplicações típicas são encontradas em Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) e em pás de turbinas eólicas (Sousa, 2008; Diniz, 2013).

2.2. Equações governantes

As equações de Navier-Stokes com Média de Reynolds (RANS – *Reynolds-Averaged Navier-Stokes*) são obtidas a partir de processos de médias temporais aplicados às grandezas instantâneas, sendo decompostas em um valor médio e uma flutuação. Para um fluido newtoniano compressível, as equações da continuidade e *momentum* podem ser expressas pelas Eqs. (1) e (2):

$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \check{u}_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \check{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \check{u}_j \check{u}_i + \bar{p} \delta_{ij} - \check{\tau}_{ji}^{tot}) = 0 \quad (2)$$

Onde:

$$\check{\tau}_{ji}^{tot} \equiv \check{\tau}_{ij}^{lam} + \check{\tau}_{ji}^{turb} \quad (3)$$

$$\check{\tau}_{ij}^{lam} \equiv \tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial \check{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \check{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \check{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \quad (4)$$

$$\check{\tau}_{ji}^{turb} \equiv -\overline{\rho u_i' u_j'} \approx \mu_t \left(\frac{\partial \check{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \check{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \check{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \bar{\rho} k \delta_{ij} \quad (5)$$

Onde ρ é a massa específica, t é o tempo, u é o vetor velocidade, x representa a coordenada espacial, p é a pressão modificada, δ_{ij} é o delta de Kronecker, τ representa as tensões (total, laminar ou turbulento), μ é a viscosidade dinâmica e μ_t é a viscosidade turbulenta. Os termos da Eq. (2) representam: a variação temporal devido ao regime transiente, a convecção no escoamento médio, o gradiente de pressão (modificada) média e as tensões totais devido às tensões viscosas (laminares) e às tensões viscosas aparentes (turbulentas).

O número de Reynolds é um coeficiente adimensional que fornece o regime de escoamento (laminar ou turbulento) no qual o sistema se encontra. Para um perfil aerodinâmico do tipo aerofólio, o número de Reynolds é expresso pela Eq. (1) (Çengel e Cimbala, 2015):

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} \quad (6)$$

Onde V é a velocidade característica do escoamento e l é o comprimento característico (no caso de um perfil aerodinâmico é o comprimento da corda).

Quando em voo, devido à geometria da asa, surge uma componente perpendicular ao escoamento do fluido, esta é a chamada força de sustentação (L), onde a mesma surge da diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso da asa. Esta que é a força responsável pelo levantamento de voo e suspensão da aeronave no ar e pode ser expressa pela Eq. (7):

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho V^2 S \quad (7)$$

Onde S é a área da asa vista por cima e C_L é o coeficiente de sustentação.

Uma segunda força que surge quando há um escoamento de fluido sobre uma estrutura mecânica é a força de arrasto (D), esta força surge na direção contrária ao escoamento e pode ser obtida pela Eq. (8):

$$D = \frac{1}{2} C_D \rho V^2 S \quad (8)$$

Onde C_D é o coeficiente de arrasto.

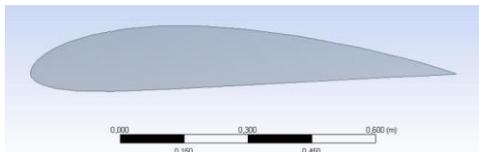
Percebe-se pelas Eqs. (7) e (8), que dois importantes fatores quando se analisa asas de aeronaves são os coeficientes de arrasto e de sustentação. Estes dois parâmetros adimensionais são geralmente obtidos de forma experimental com o uso de modelos em escala de laboratório, mas esta abordagem demanda um alto investimento, assim como um grande consumo de tempo para a realização dos testes.

2.3. Simulações numéricas

Para a realização das simulações numéricas foi utilizado o programa comercial de CFD ANSYS Fluent® Versão 18.0, desenvolvido para resolver problemas que envolvem mecânica dos fluidos e transferência de calor por meio do Método dos Volumes Finitos (Patankar, 1980). As simulações foram executadas usando um computador com sistema operacional Microsoft Windows® 7 de 64 bits, processador Intel® Core™ i7-3700 de 3,4 GHz, 16 GB de RAM.

A Figura 2 apresenta o modelo estrutural do perfil aerodinâmico bidimensional construído para as simulações, onde o comprimento da corda escolhido foi de 1 m.

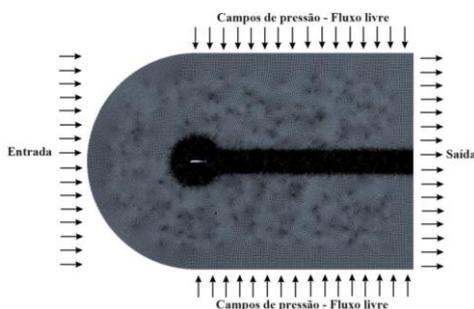
Figura 2. Perfil aerodinâmico NACA 4415 construído para as simulações numéricas



2.3.1. Condições de contorno

Um importante passo na solução de um problema de engenharia é a escolha das condições de contorno. Elas podem simplificar ou dificultar a solução desejada. Neste trabalho, os campos de escoamento e pressão estudados foram resolvidos no ANSYS Fluent®, sendo inicialmente necessário construir um volume de controle (domínio computacional), também chamado de superfície (*surface*) pelo programa computacional, para que seja conhecida a região de escoamento do fluido. O perfil aerodinâmico se encontra em uma parte interna do volume de controle criado, como mostra a Fig. 3.

Figura 3. Volume de controle criado para as simulações numéricas



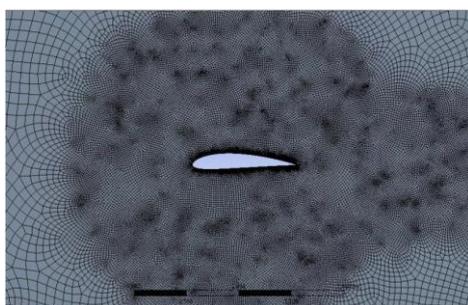
Neste volume de controle são configuradas as condições de contorno que irão ser aplicadas quando o sistema for simulado no programa computacional. Sendo elas:

- Entrada (*Inlet*): nesta condição são atribuídas todas as configurações do escoamento que irão agir sobre a estrutura, sendo pressão estática e velocidade do escoamento.
- Saída (*Outlet*): saída horizontal do escoamento.
- Campos de pressões – fluxo livre: esta condição é utilizada no programa computacional para modelar um escoamento livre nas regiões de parede.

2.3.2. Malha computacional e condições de solução

Conforme descrito na Introdução, o objetivo deste trabalho é realizar duas análises no perfil aerodinâmico NACA 4415. A primeira análise consiste em verificar a influencia do ângulo de ataque do perfil (α) nos coeficientes de arrasto e de sustentação, assim como sua influencia nos campos de pressões e de velocidades do escoamento, e a segunda análise consiste em verificar a influencia da velocidade característica do escoamento (V) nos coeficientes de arrasto e de sustentação. Para todas as alterações de ângulos de ataque, buscou-se manter a mesma malha computacional gerada para todos os testes. A malha para a análise do ângulo de ataque de 0° é apresentada na Fig. 4.

Figura 4. Malha computacional construída ao redor do perfil aerodinâmico



A Tabela 1 apresenta as configurações para todas as análises realizadas no presente trabalho.

Tabela 1. Parâmetros de simulação computacional empregados no presente trabalho

Função	Análise do ângulo de ataque (α)	Análise da velocidade característica (V)
Tipo do solver	<i>Density-Based</i> (Baseado na densidade)	<i>Density-Based</i> (Baseado na densidade)
Modelo de turbulência	Spalart-Allmaras	Spalart-Allmaras
Tamanho da corda	1 m	1 m
Velocidade de escoamento	50 m/s	Variável
Número de Reynolds	$3,5 \times 10^6$	Variável
Ângulo de ataque	Variável	3°
Pressão	101,3 kPa	101,3 kPa
Temperatura	300 K	300 K
Viscosidade cinemática	$1,7894 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$	$1,7894 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$

Nas configurações de solução, foi escolhido o modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Spalart e Almaras, 1992, 1994), assim como também a equação da energia. Este modelo de turbulência resolve uma equação de transporte que apresenta baixo custo computacional, sendo utilizado para aplicações aeroespaciais que envolvem escoamentos limitados por paredes (Monin, 2007; Todorov, 2015).

3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

O programa computacional utilizado permite a realização de uma grande quantidade de análises, muito delas presentes de forma gráfica. Para este trabalho, foram escolhidos dois tipos de gráficos, um deles apresentando os campos de pressões ao longo da asa e o outro os campos de velocidades do fluido no escoamento. Os resultados foram divididos em duas partes: a primeira trata da influência do ângulo de ataque mantendo-se as configurações de escoamento iguais e a segunda trata da influência da velocidade característica do escoamento, mantendo-se uma mesma configuração geométrica do perfil aerodinâmico.

3.1. Influência do ângulo de ataque do perfil aerodinâmico

As configurações utilizadas para as simulações realizadas na presente análise de influência estão descritas na Tab. 1. As Figuras 5 e 6 apresentam as distribuições de pressões e de velocidades ao longo do perfil aerodinâmico, considerando os diversos ângulos de ataque analisados no presente estudo (0° , 3° , 6° , 9° e 12°).

Figura 5. Campo de pressões em função do ângulo de ataque: (a) 0° , (b) 3° , (c) 6° , (d) 9° e (e) 12°

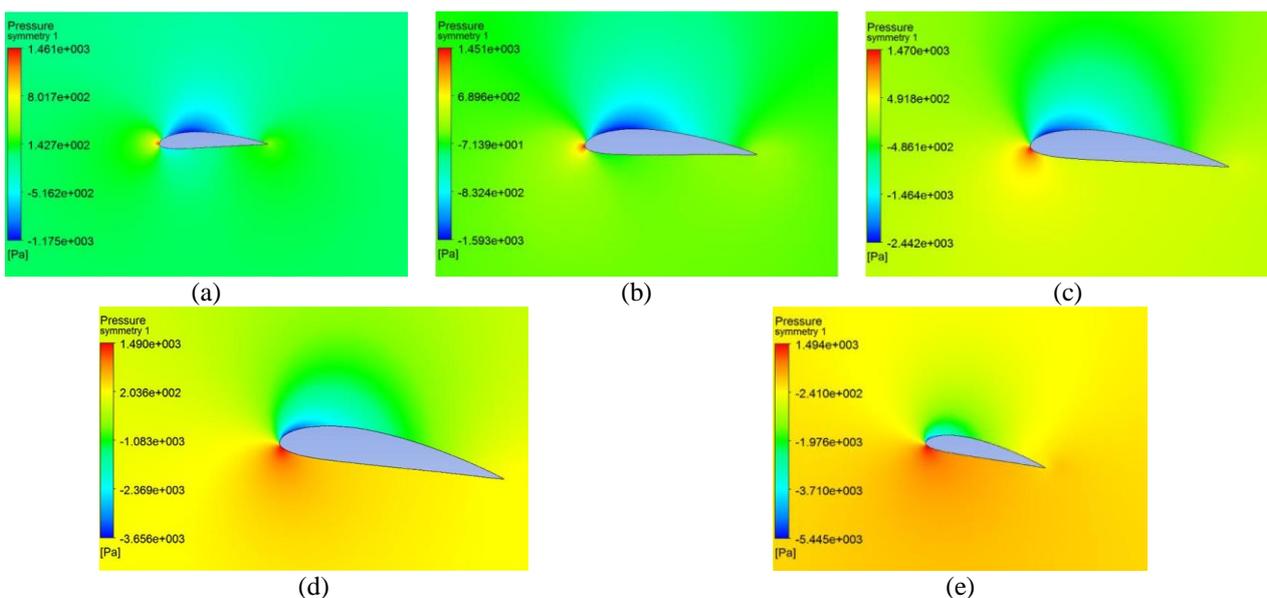
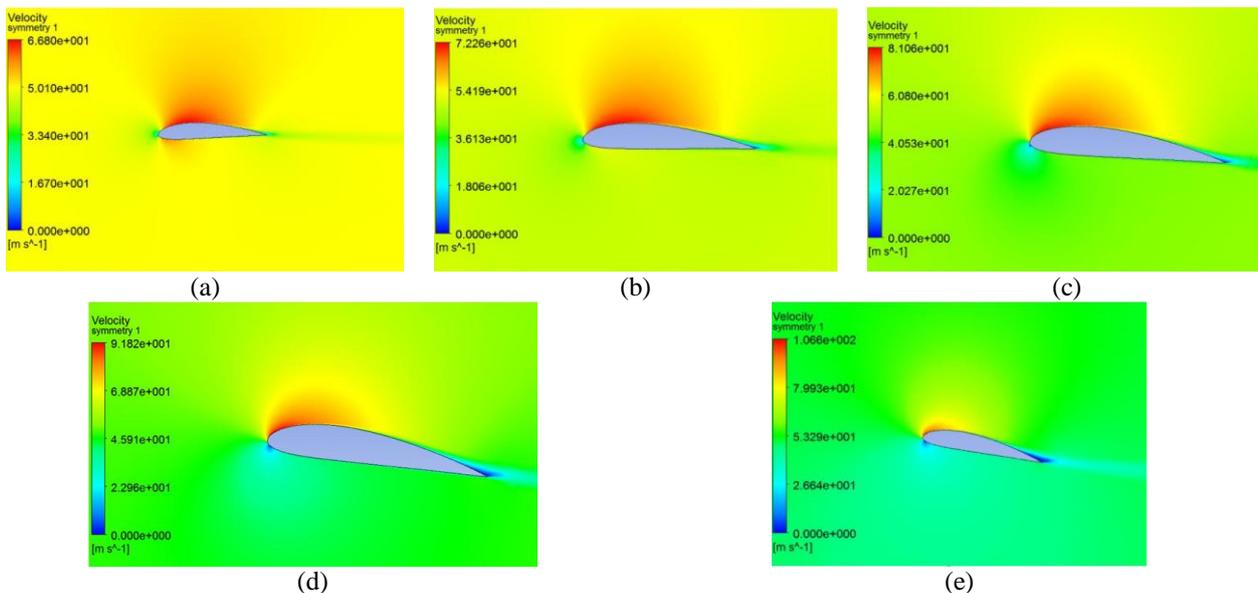


Figura 6. Campo de velocidades em função do ângulo de ataque: (a) 0°, (b) 3°, (c) 6°, (d) 9° e (e) 12°



Conforme Fig. 5 percebe-se que a ponta da asa, devido ao contato com uma maior força do ar, sofre uma maior pressão. Devido ao formato do perfil, o extradorso apresenta menores campos de pressões em comparação com a região do intradorso, sendo estes resultados compatíveis com a teoria de sustentação de uma asa. Analisando os gráficos de distribuições de pressões e de velocidades obtidos para cada ângulo, Figs. 5 e 6, percebe-se que uma maior velocidade da corrente de ar na parte superior do perfil aerodinâmico corresponde a uma pressão mais baixa, assim como a menor velocidade da corrente de ar na parte inferior da asa corresponde a uma pressão mais alta, sendo este o fator principal do levantamento de voo da aeronave.

A Tabela 2 apresenta os valores dos coeficientes de sustentação (C_L) e de arrasto (C_D) do perfil aerodinâmico para cada ângulo de ataque (α) analisado no presente estudo. Para $\alpha = 6^\circ$ se tem a maior razão C_L/C_D .

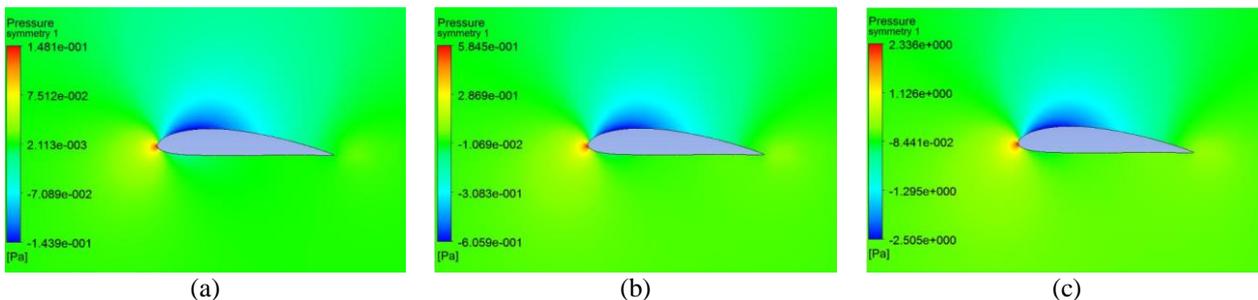
Tabela 2. Coeficientes de sustentação (C_L) e de arrasto (C_D) para cada ângulo de ataque (α) analisado

$\alpha / [^\circ]$	C_L	C_D	C_L / C_D
0	0,375	0,0103	36,41
3	0,669	0,0174	38,45
6	1,018	0,0179	56,87
9	1,299	0,0239	54,35
12	1,516	0,0342	44,33

3.2. Influência da velocidade característica do escoamento no perfil aerodinâmico

Nesta seção, são apresentados os resultados para os testes onde foi avaliada a influência da velocidade característica do escoamento. As Figuras 7 e 8 apresentam os gráficos das distribuições de pressões e de velocidades para diversos valores de velocidade característica de escoamento (0,5 m/s, 1 m/s, 2 m/s, 4 m/s, 9 m/s e 18 m/s).

Figura 7. Campo de pressões em função da velocidade característica do escoamento: (a) 0,5 m/s, (b) 1 m/s, (c) 2 m/s, (d) 4 m/s, (e) 9 m/s e (f) 18 m/s



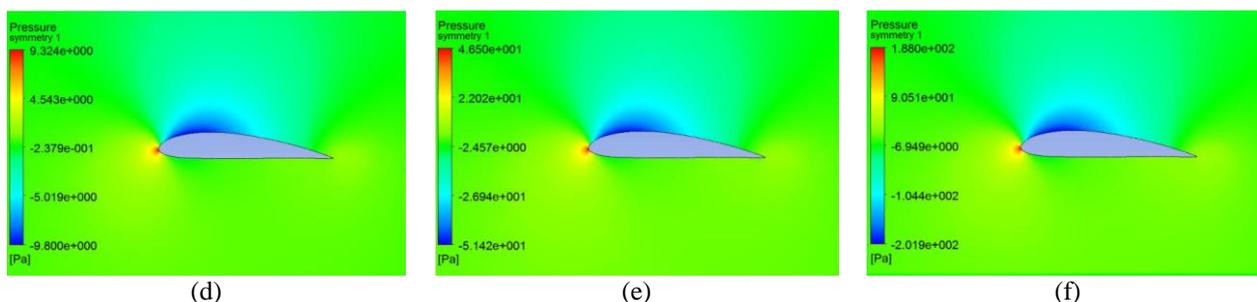
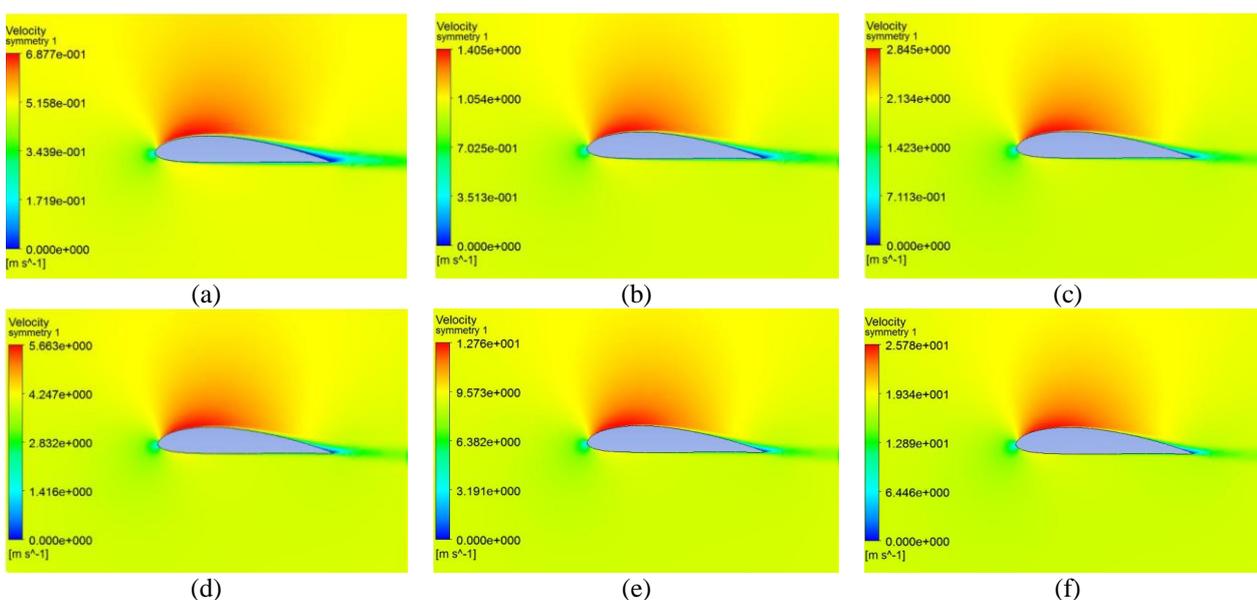


Figura 8. Campo de velocidades em função da velocidade característica do escoamento:
(a) 0,5 m/s, (b) 1 m/s, (c) 2 m/s, (d) 4 m/s, (e) 9 m/s e (f) 18 m/s



Conforme Figs. 7 e 8, com o aumento da velocidade, há também um aumento do número de Reynolds e assim o escoamento vai se tornando cada vez mais turbulento, onde percebe-se um salto nos valores das pressões na ponta da asa, assim como um maior rastro de velocidades.

A Tabela 3 apresenta os valores dos coeficientes de sustentação (C_L) e de arrasto (C_D) do perfil aerodinâmico para cada velocidade característica do escoamento analisada no presente estudo. A razão C_L / C_D aumenta com o valor de V .

Tabela 3. Coeficientes de sustentação (C_L) e de arrasto (C_D) para cada velocidade característica (V) analisada

V / [m/s]	$Re / 10^3$	C_L	C_D	C_L / C_D
0,5	30	0,532	0,0337	15,79
1	50	0,600	0,0263	22,81
2	100	0,638	0,0215	29,67
4	200	0,653	0,0198	32,98
9	500	0,678	0,0171	39,65
18	1000	0,790	0,0098	80,61

4. CONCLUSÕES

Este trabalho apresentou resultados de simulações numéricas utilizando o programa computacional de CFD ANSYS Fluent®, considerando o escoamento de ar em uma asa com perfil modelo NACA 4415. Duas análises foram realizadas neste estudo, a primeira teve por objetivo verificar a influência do ângulo de ataque da asa e a segunda teve por objetivo verificar a influência da velocidade característica do escoamento. Com o aumento do ângulo de ataque, percebe-se uma maior diferença nos campos de pressões e de velocidades do escoamento na parte inferior da asa. Estes resultados se mostram de acordo com a literatura e possibilitam com que o modelo computacional desenvolvido neste estudo possa ser ampliado e usado para prever o comportamento deste modelo de asa em outras configurações de escoamento.

5. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem à Universidade Tecnológica Federal do Paraná pelo apoio recebido para o desenvolvimento deste trabalho e para a participação neste evento.

6. REFERÊNCIAS

- Anderson, J.D., 1999. *Aircraft Performance and Design*. New York, NY, USA: WCB/McGraw-Hill.
- Çengel, Y.A. & Cimbala, J.M., 2015. *Mecânica dos Fluidos*. 3ª ed. Porto Alegre, RS, Brasil: AMGH Editora.
- Deepa, A., Ganesh, R.V., Condoor, S. & Sial, S., 2016. “Wing design for a low altitude unmanned aerial vehicle: A nuanced study of aerodynamic drag”. In: *2016 IEEE Aerospace Conference* (p. 1-10). Big Sky, MT, USA: Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE). DOI: 10.1109/AERO.2016.7500842.
- Diniz, B.C., 2013. *Desenvolvimento de perfis aerodinâmicos a partir de suas características utilizando redes neurais artificiais*. Dissertação de Mestrado em Engenharia Mecânica – Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, RN, Brasil. Disponível em: <<https://repositorio.ufrn.br/jspui/handle/123456789/15701>>.
- Monin, A.S., IAGlom, A.M. & Lumley, J.L., 2007. *Statistical Fluid Mechanics: Mechanics of Turbulence*. Vol. 2. Mineola, NY, USA: Dover Publications.
- Patankar, S., 1980. “Numerical heat transfer and fluid flow”. In: *Series in Computational Methods in Mechanics and Thermal Sciences*. Washington, DC, USA: Hemisphere Pub. Corp. / New York, NY, USA: McGraw-Hill. Series in computational methods in mechanics and thermal sciences.
- Pereira, R.B.S. & Tutida, V.U.C., 2015. *Propostas de perfis aerodinâmicos para aerogeradores em baixas velocidades*. Trabalho de Conclusão de Curso de Graduação em Engenharia Mecânica – Universidade de Brasília, Brasília, DF, Brasil. Disponível em: <<http://bdm.unb.br/handle/10483/13403>>.
- Sousa, B.S. de, 2008. *Projeto de perfis aerodinâmicos utilizando técnicas de otimização mono e multiobjetivos*. Dissertação de Mestrado em Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá, Itajubá, MG, Brasil. Disponível em: <<http://repositorio.unifei.edu.br/xmlui/handle/123456789/1641>>.
- Spalart, P.R. & Allmaras, S.R., 1992. “A one-equation turbulence model for aerodynamic flows”. In: *30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, NV, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA). DOI: 10.2514/6.1992-439.
- Spalart, P.R. & Allmaras, S.R., 1994. “A one-equation turbulence model for aerodynamic flows”. *Recherche Aerospaciale*, No. 1, p. 5-21.
- Todorov, M., 2015. “Aerodynamic characteristics of airfoil with single plain flap for light airplane wing”. In: *International Conference on Military Technologies (ICMT)* (p. 1-6). Brno, Czech Republic: Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE). DOI: 10.1109/MILTECHS.2015.7153648.
- Triet, N.M., Viet, N.N. & Thang, P.M., 2015. “Aerodynamic analysis of aircraft wing”. *VNU Journal of Science: Mathematics – Physics*, Vol. 31, No. 2, p. 68-75.
- Vijayan, M., Beaula, R., Malar, M.J. & Renjini, B.S., 2014. “Estimation of wing parameters for NACA 24012 airfoil with control surface”. *International Journal of Research and Innovation in Engineering Technology*, Vol. 1, No. 3, p. 1-9.

7. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

Os autores são os únicos responsáveis pelas informações incluídas neste trabalho.