

SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL DE PERFIS AERODINÂMICOS: MODELOS NACA 0012 E NACA 4415

Luiz Eduardo Muzzo, ✉ luizeduardomuzzo@gmail.com¹

Carlos Henrique Diedrich, ✉ chd145@hotmail.com¹

Rhayssa Maryell Marra Ribas, ✉ rhayssa@alunos.utfpr.edu.br¹

Luiz Eduardo Melo Lima, ✉ lelima@utfpr.edu.br¹

 ¹Departamento Acadêmico de Mecânica, Universidade Tecnológica Federal do Paraná — Câmpus Ponta Grossa, R. Doutor Washington Subtil Chueire, 330, Jardim Carvalho, 84017-220, Ponta Grossa, PR, Brasil

Resumo. Este trabalho apresenta resultados de análises numéricas realizadas em uma estrutura do tipo asa usando seções típicas dos modelos NACA 0012 e NACA 4415. As estruturas foram geradas e simuladas em um aplicativo comercial aplicável à Dinâmica dos Fluidos Computacional. Foram analisadas os campos de pressões e de velocidades do escoamento ao redor da estrutura, assim como os valores de coeficientes de sustentação e de arrasto apresentados como resultados destes modelos computacionais. 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. As análises realizadas neste trabalho buscaram avaliar a influência do ângulo de ataque do perfil aerodinâmico nos coeficientes de sustentação e de arrasto, assim como nos campos de pressões e de velocidades ao longo da estrutura, e verificar os limites operacionais de ângulo de ataque que garantem os máximos valores da razão entre os coeficientes de sustentação e de arrasto. Os resultados obtidos mostram similaridade com a literatura e podem servir para a realização de testes de modelagem, assim como facilitar o projeto de asas baseadas nestes modelos computacionais.

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

Abstract. This work presents numerical analysis results performed in a wing-type structure using typical sections of the models NACA 0012 and NACA 4415. The structures were generated and simulated in the commercial program applicable to Computational Fluid Dynamics. The pressure and velocity fields of the flow around the structure were analyzed, as well as the lift and drag coefficients values presented as results of these computational models. The one equation turbulence model called Spalart–Allmaras was used to solving the turbulent stresses resulting from the Reynolds-averaged Navier–Stokes equations. The analyzes carried out in this work sought to evaluate the influence of the aerodynamic profile attack angle on the lift and drag coefficients, as well as in the pressure and velocity fields along with the structure, and check the operational limits of attack angle that guarantee the maximum values of the ratio between the lift and drag coefficients. The results obtained show similarity with the literature and can be used for conducting modeling tests, as well as facilitating the design of wings based on these computational models.

Keywords: Numerical analysis, Computational fluid dynamics, Aerodynamic profile, Lift, Drag.

1. INTRODUÇÃO

Com o desenvolvimento dos programas de simulação, assim como dos próprios computadores, as análises numéricas se tornaram uma importante alternativa para reduzir tempo e custos na concepção e projeto de novos produtos. Além de servir na validação de modelos matemáticos, este tipo de análise permite prever o comportamento de estruturas em operação, aperfeiçoar componentes de sistema e detectar problemas que seriam observados apenas na fase experimental de desenvolvimento de protótipos.

A aerodinâmica é um das áreas onde tem ocorrido um significativo desenvolvimento de métodos e de programas computacionais para soluções numéricas de problemas. Neste contexto, os aplicativos de Dinâmica dos Fluidos Computacionais (CFD, do inglês *Computational Fluid Dynamics*) são exemplos de ferramentas que vêm sendo desenvolvidas e têm sido bastante utilizadas para obtenção de parâmetros fluidodinâmicos durante as fases de projeto e de operação 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 e seguros (Vijayan *et al.*, 2014).

Deste modo, a aerodinâmica corresponde a uma vasta área da mecânica que estuda as forças e os momentos necessários para obter sustentação e movimentação estável de objetos no ar, ou ainda em outros meios fluidos de forma mais geral (fluidodinâmica). As forças aerodinâmicas que atuam sobre os objetos são: as de sustentação, que ocorre em direção perpendicular ao voo, sendo causada pela diferença de pressão entre as superfícies da estrutura; as de arrasto, que ocorre na direção do voo, mas em sentido oposto ao deslocamento (Sousa, 2008; Triet *et al.*, 2015; Deepa *et al.*, 2016).

O principal objetivo de pesquisas aerodinâmicas é a obtenção de formas aperfeiçoadas, 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 (asa) e seus desempenhos foram desenvolvidos pelo Comitê Nacional para Aconselhamento sobre Aeronáutica (NACA, do inglês *National Advisory Committee for Aeronautics*), um precursor da Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço (NASA, do inglês *National Aeronautics and Space Administration*) nos Estados Unidos da América (Triet *et al.*, 2015; Çengel & Cimbala, 2015).

Além da sustentação da aeronave, a asa é o dispositivo também responsável por outros inúmeros fatores, que são de extrema importância para o desempenho que toda a estrutura deverá apresentar 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 da velocidade do escoamento e das propriedades do fluido (massa específica, viscosidade dinâmica e compressibilidade). Deste modo, diversos modelos de asas têm sido desenvolvidos ao longo dos anos, para atender as mais variadas especificações do voo. As seções destes modelos de asas são constituídas de diversas partes, conforme mostrado na Fig. 1.

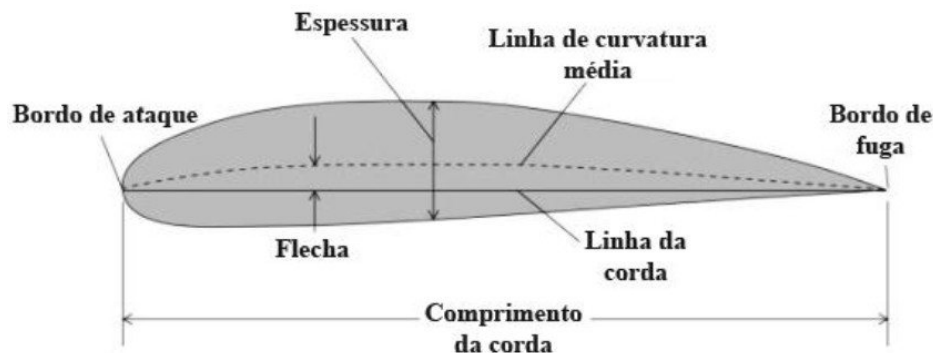


Figura 1. Partes constituintes de um perfil aerodinâmico do tipo asa (Pereira & Tutida, 2015)

Na Figura 1, 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 & Tutida, 2015).

Devido à grande influência dos parâmetros geométricos sobre o comportamento dinâmico dos aerofólios, é conveniente classificá-los 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, por exemplo, as competições de *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 (ou curvatura) 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 aerodinâmico NACA 0012 possui arqueamento máximo de 0% da corda, situado a 0% da corda em relação ao bordo de ataque e espessura de 12% da corda. Já o perfil aerodinâmico 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 ou UAVs, do inglês *Unmanned Aerial Vehicle*) e em pás de turbinas eólicas (Sousa, 2008; Diniz, 2013).

O objetivo deste trabalho é realizar investigações numéricas em estruturas do tipo asa, modelos NACA 0012 e NACA 4415, utilizadas em aeronaves de diversas configurações. O escoamento foi considerado turbulento e a solução das tensões turbulentas foi obtida pelo modelo de turbulência de uma equação denominado Spalart–Allmaras (Spalart & Allmaras, 1992, 1994), sendo utilizado para aplicações aeroespaciais. Foram obtidos valores dos coeficientes de sustentação e de arrasto, assim como os campos de pressões e de velocidades em torno das estruturas, variando-se o ângulo de ataque. Todos os resultados foram obtidos utilizando um aplicativo comercial para CFD.

2. EQUAÇÕES GOVERNANTES

As equações de Navier–Stokes com Média de Reynolds (RANS, do inglês *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. As Equações (1) e (2) representam a conservação de massa e de quantidade de movimento, respectivamente, para um fluido newtoniano, incompressível e isotérmico em regime permanente (Tannehill *et al.*, 1997):

$$\frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

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

Sendo que ρ é a massa específica, t é o tempo, x_i e \bar{u}_i correspondem aos vetores posição e velocidade, respectivamente, e δ_{ij} é o operador delta de Kronecker.

A pressão modificada \hat{p} é definida pela Eq. (3):

$$\hat{p} = \bar{p} + \rho g x_i \quad (3)$$

Sendo que g é a aceleração gravitacional e, para um gás ideal, a pressão estática é dada por $\bar{p} = \rho R T$, com R sendo a constante do gás e T sendo a temperatura absoluta.

As tensões viscosas totais, $\bar{\tau}_{ij}^{\text{tot}}$, correspondem a soma das tensões viscosas laminar e turbulenta, $\bar{\tau}_{ij}^{\text{lam}}$ e $\bar{\tau}_{ij}^{\text{turb}}$, respectivamente, e cuja definição é dada de acordo com a Eq. (4):

$$\bar{\tau}_{ij}^{\text{tot}} \equiv \bar{\tau}_{ij}^{\text{lam}} + \bar{\tau}_{ij}^{\text{turb}} = (\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (4)$$

Sendo que μ e μ_t são as viscosidades dinâmicas molecular e turbulenta, respectivamente, e k é a energia cinética turbulenta, definida de acordo com a Eq. (5):

$$k = \frac{\overline{u'_k u'_k}}{2} \quad (5)$$

O número de Reynolds Re 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, Re é expresso pela Eq. (6) (Çengel & Cimbala, 2015):

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

Sendo que V é a velocidade característica do escoamento, l é o comprimento característico (no caso de um perfil aerodinâmico é o comprimento da corda) e ν é a viscosidade cinemática.

Devido à geometria da asa, surge uma componente perpendicular ao escoamento do fluido quando em voo, esta é a chamada força de sustentação (L), que surge da diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso da asa, sendo a força responsável pelo levantamento de voo e suspensão da aeronave no ar. 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. As forças de sustentação e de arrasto são expressas pelas Eqs. (7) e (8), respectivamente:

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

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

Sendo que C_L e C_D correspondem aos coeficientes de sustentação e de arrasto, respectivamente, e S é a área planiforme (ou projetada da vista superior) da asa.

Percebe-se pelas Eqs. (7) e (8), que dois importantes fatores quando se analisa asas de aeronaves são os coeficientes de sustentação e de arrasto, C_L e C_D . 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.

3. PROCEDIMENTO DE SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL

Para a realização das simulações computacionais, foi utilizado o aplicativo comercial para CFD denominado ANSYS Fluent® Versão 17.0, 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 no Laboratório de Pesquisa Computacional (LPC), do Departamento Acadêmico de Mecânica (DAMEC) da Universidade Tecnológica Federal do Paraná — Câmpus Ponta Grossa — (UTFPR-PG), utilizando um computador tipo *desktop* com sistema operacional de 64 bits, processador de 3,4 GHz (4 núcleos, 8 *threads* e 8 MB de *cache*) e 16 GB de RAM.

A Figura 2 apresenta os modelos estruturais dos perfis aerodinâmicos bidimensionais (NACA 0012 e NACA 4415) gerados para as simulações computacionais, sendo que o comprimento de corda foi definido como 1 m.

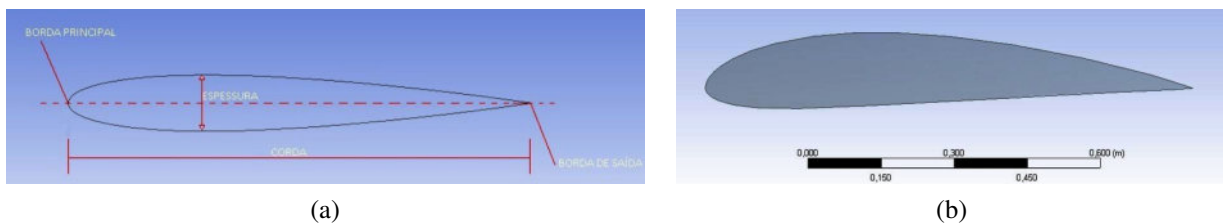


Figura 2. Perfis aerodinâmicos gerados para as simulações computacionais: (a) NACA 0012 e (b) NACA 4415

Na sequência, são apresentadas as condições de contorno do domínio computacional, assim como a malha computacional e as configurações de solução do aplicativo.

3.1 Condições de contorno

Uma importante etapa no processo de solução de um problema de engenharia é a escolha das condições de contorno apropriadas, que por sua vez podem simplificar ou dificultar a solução desejada. Para solução dos campos de pressões e de velocidades dos casos analisados neste trabalho, gerou-se inicialmente um volume de controle (domínio computacional), também chamado de superfície (ou *surface*) no aplicativo computacional empregado, para que então seja conhecida a região de escoamento de fluido. O perfil aerodinâmico NACA 4415 se encontra em uma parte interna do volume de controle gerado, como mostra a Fig. 3. Para o perfil aerodinâmico NACA 0012, um volume de controle semelhante foi também gerado no aplicativo.

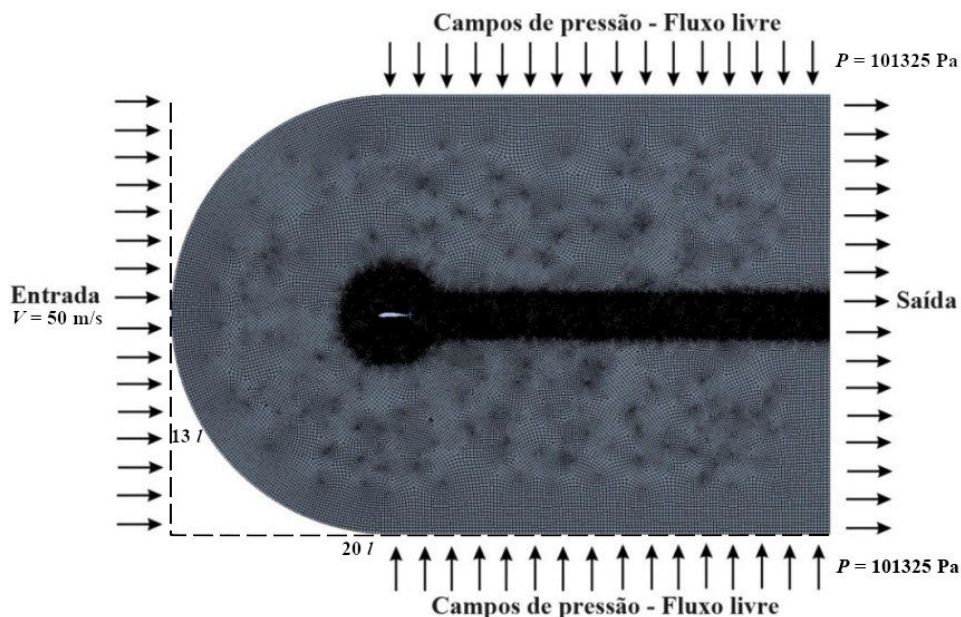


Figura 3. Volume de controle gerado para as simulações computacionais do perfil aerodinâmico NACA 4415

No volume de controle mostrado na Fig. 3, são configuradas as condições de contorno nas fronteiras do volume de controle que deverão ser aplicadas quando o sistema for simulado no aplicativo computacional. Sendo elas:

- Entrada (*Inlet*): nesta condição são atribuídas todas as configurações do escoamento que irão agir sobre a estrutura, sendo as pressões estáticas e as velocidades 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.

3.2 Malha computacional e configurações de solução

No presente trabalho, as análises dos perfis aerodinâmicos NACA 0012 e NACA 4415 consistem em verificar a influência do ângulo de ataque, α , nos coeficientes de sustentação e de arrasto, assim como sua influência nos campos de pressões e de velocidades do escoamento. Para cada ângulo de ataque α selecionado, buscou-se manter uma malha computacional semelhante para todos os testes. A malha computacional para a análise do ângulo de ataque α de 0° do perfil aerodinâmico NACA 4415 é apresentada na Fig. 4. Para o perfil aerodinâmico NACA 0012, uma malha computacional semelhante foi também gerada no aplicativo.

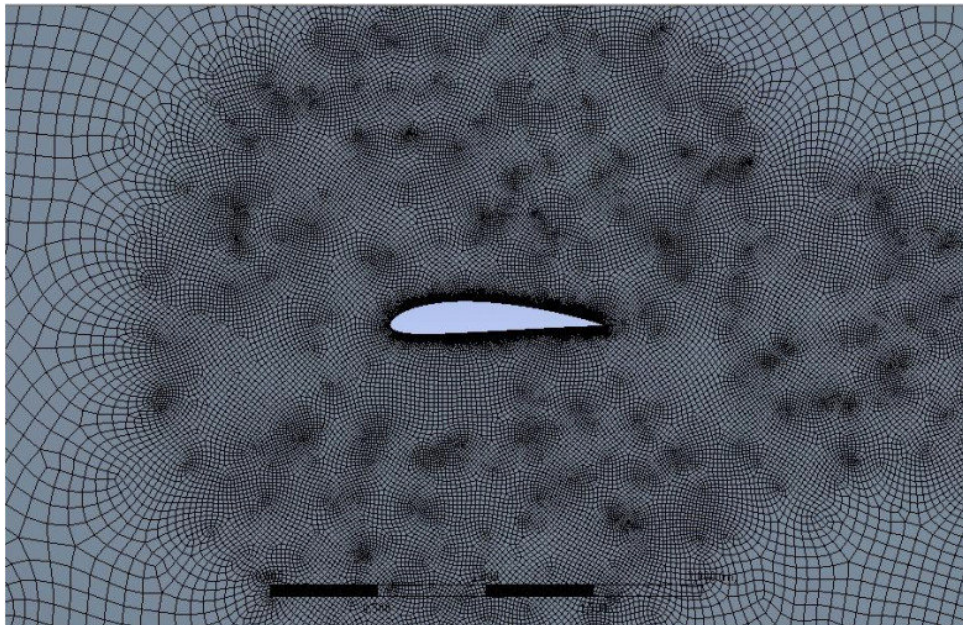


Figura 4. Malha computacional gerada para as simulações computacionais do perfil aerodinâmico NACA 4415

A Tabela 1 apresenta as configurações (ou parâmetros) de solução do aplicativo computacional selecionadas para as análises realizadas no presente trabalho.

Tabela 1. Configurações de solução do aplicativo computacional selecionadas no presente trabalho

Função	Configuração
Tipo do solver	<i>Density-Based</i> (baseado na densidade)
Modelo de turbulência	Spalart-Allmaras
Ângulo de ataque (α)	Variável ^a
Comprimento da corda (l)	1 m
Pressão (p)	101325 Pa
Temperatura (T)	300 K
Viscosidade cinemática (ν)	$1,54 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$
Velocidade de escoamento (V)	50 m/s
Número de Reynolds (Re)	$3,25 \times 10^6$

^a Sendo: 0° , 8° , 12° , 17° e 20° para NACA 0012; 0° , 3° , 6° , 9° e 12° para NACA 4415.

A abordagem baseada na densidade (*Density-Based*) tem sido usada principalmente para escoamentos compressíveis de alta velocidade. No entanto, tanto esta quanto a abordagem baseada na pressão (*Pressure-Based*) tem sido estendidas e reformuladas para resolver e operar para uma ampla faixa de condições de escoamento. Ambas abordagens são métodos de acoplamento para resolver as equações governantes de forma simultânea. Os seguintes esquemas foram considerados nas simulações realizadas: segunda ordem para pressão, segunda ordem (*upwind*) para quantidade de movimento e primeira ordem (*upwind*) para energia cinética turbulenta. Nas configurações de solução, foi escolhido o modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Spalart & Allmaras, 1992, 1994). Este modelo de turbulência resolve uma equação de transporte que apresenta baixo custo computacional, sendo utilizado para aplicações aeroespaciais que envolvem escoamentos limitados por superfícies (Monin & Jaglom, 2007; Todorov, 2015). A opção *Enhanced Wall Treatment* foi selecionada e fornece soluções consistentes para todos os valores de y^+ , sendo recomendada ao usar modelos de turbulência para problemas gerais de escoamento monofásico (ANSYS, 2017). A solução mostrou convergência considerando resíduos menores que 10^{-4} para continuidade, 10^{-7} para velocidade e 10^{-4} para energia cinética turbulenta.

4. RESULTADOS E DISCUSSÃO

O aplicativo computacional empregado neste trabalho permite a realização de uma grande quantidade de análises, a maioria delas é frequentemente apresentada de forma gráfica. Os resultados obtidos neste trabalho foram divididos em três partes: a primeira refere-se aos campos de pressões e de velocidades para o perfil aerodinâmico NACA 0012, a segunda refere-se aos campos de pressões e de velocidades para o perfil aerodinâmico NACA 4415 e a terceira refere-se à análise comparativa dos coeficientes de sustentação e de arrasto entre os dois perfis aerodinâmicos.

4.1 Campos de pressões e de velocidades para o perfil aerodinâmico NACA 0012

As configurações de solução selecionadas para as simulações computacionais realizadas na análise do perfil aerodinâmico NACA 0012 estão descritas na Tab. 1. As Figuras 5 e 6 apresentam os campos de pressões e de velocidades em torno do perfil aerodinâmico NACA 0012, considerando diversos ângulos de ataque α (0° , 8° , 12° , 17° e 20°).

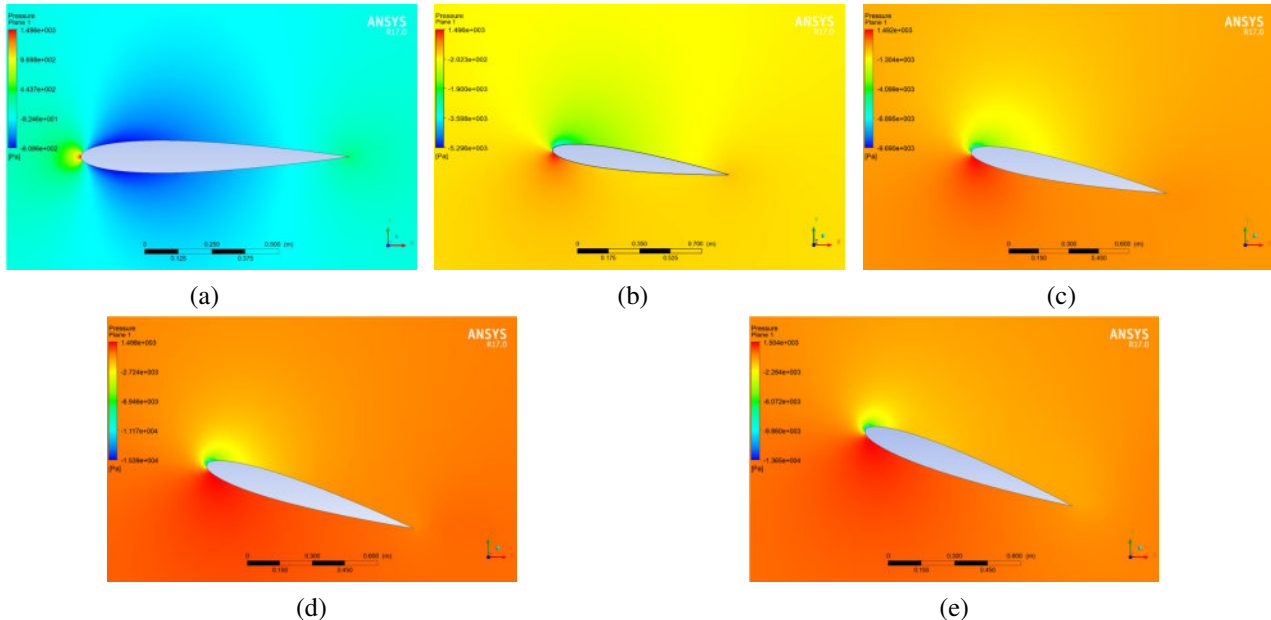


Figura 5. Campo (ou distribuições) de pressões, p , para o perfil aerodinâmico NACA 0012 em função do ângulo de ataque, α : (a) 0° , (b) 8° , (c) 12° , (d) 17° e (e) 20°

Analisando os gráficos da Fig. 5, observa-se que o bordo de ataque da asa sofre uma maior pressão, devido ao maior contato com a força do ar perpendicular a superfície. Devido ao formato do perfil aerodinâmico, o extradorso apresenta menores pressões em comparação com o intradorso, exceto para o ângulo de ataque α de 0° , sendo estes resultados compatíveis com a teoria de sustentação de uma asa simétrica. Nos gráficos das Figs. 5 e 6, observa-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 que este balanço entre pressões e velocidades é o fator responsável pelo levantamento de voo da aeronave.

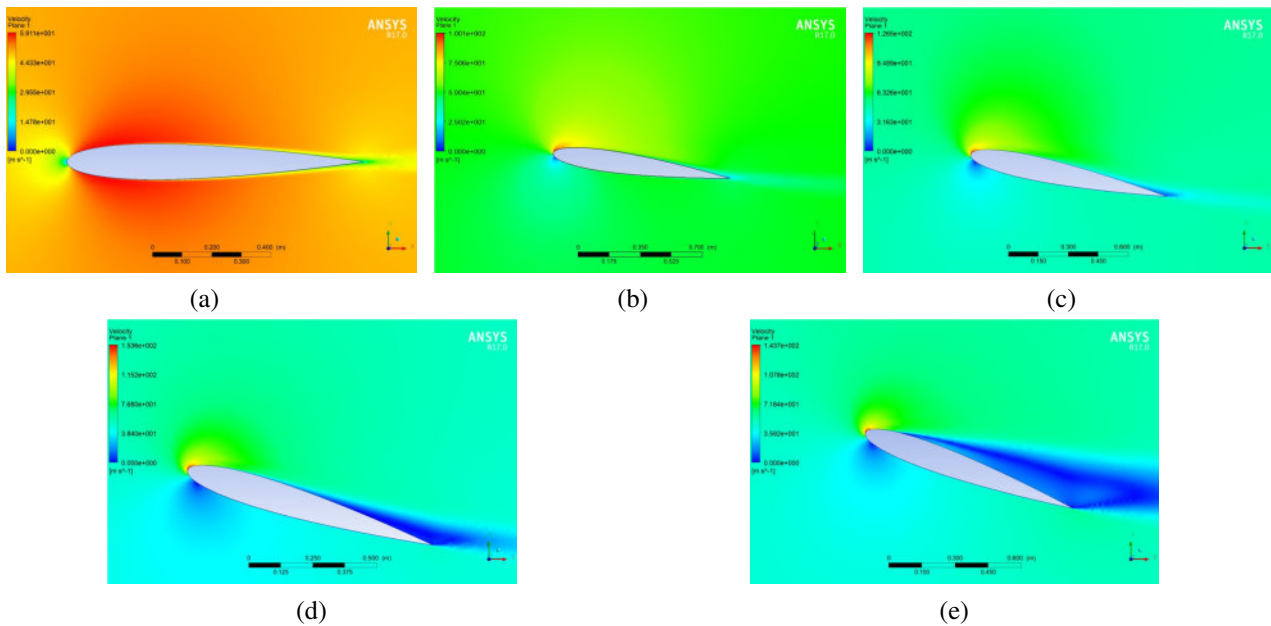


Figura 6. Campo (ou distribuições) de velocidades, u , para o perfil aerodinâmico NACA 0012 em função do ângulo de ataque, α : (a) 0° , (b) 8° , (c) 12° , (d) 17° e (e) 20°

4.2 Campos de pressões e de velocidades para o perfil aerodinâmico NACA 4415

As configurações de solução selecionadas para as simulações computacionais realizadas na análise do perfil aerodinâmico NACA 4415 estão descritas na Tab. 1. As Figuras 7 e 8 apresentam os campos de pressões e de velocidades em torno do perfil aerodinâmico NACA 4415, considerando diversos ângulos de ataque α (0° , 3° , 6° , 9° e 12°).

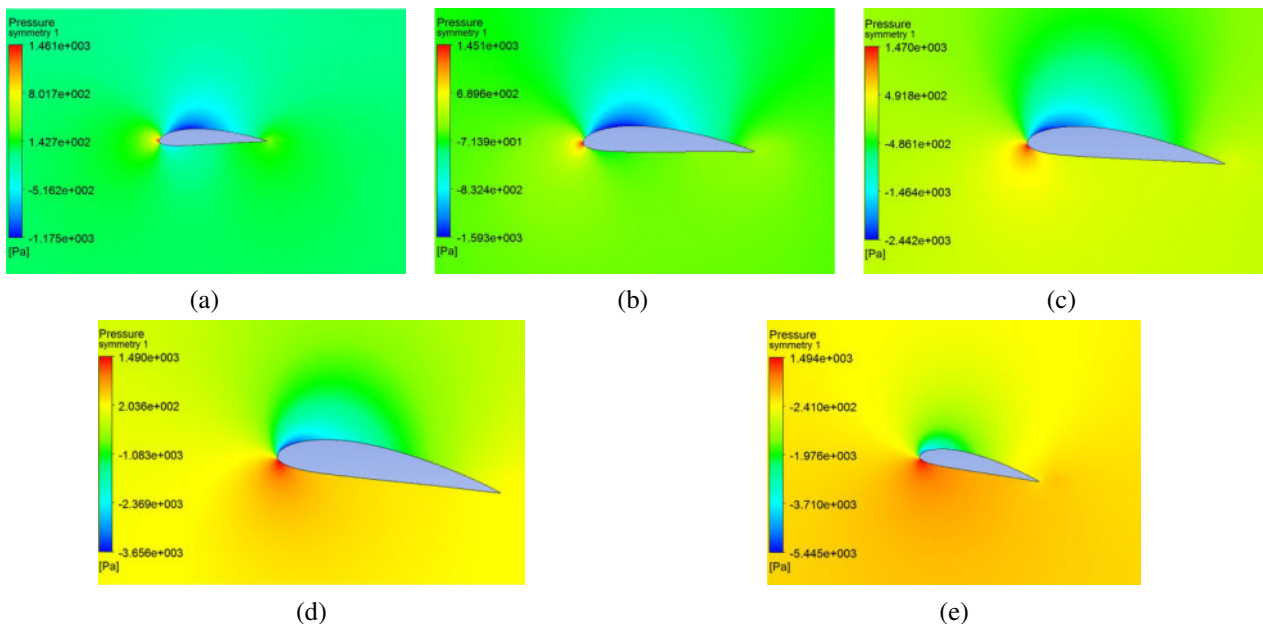


Figura 7. Campo (ou distribuições) de pressões, p , para o perfil aerodinâmico NACA 4415 em função do ângulo de ataque, α : (a) 0° , (b) 3° , (c) 6° , (d) 9° e (e) 12°

Para o perfil aerodinâmico NACA 4415, os resultados obtidos apresentam comportamentos semelhantes aos observados para o perfil aerodinâmico NACA 0012, conforme mostrado nos gráficos das Figs. 7 e 8. Entretanto, para todos os ângulos de ataque α analisados, incluindo 0° , o extradorso apresenta menores pressões em comparação com o intradorso, devido à curvatura da corda existente neste perfil aerodinâmico (asa assimétrica).

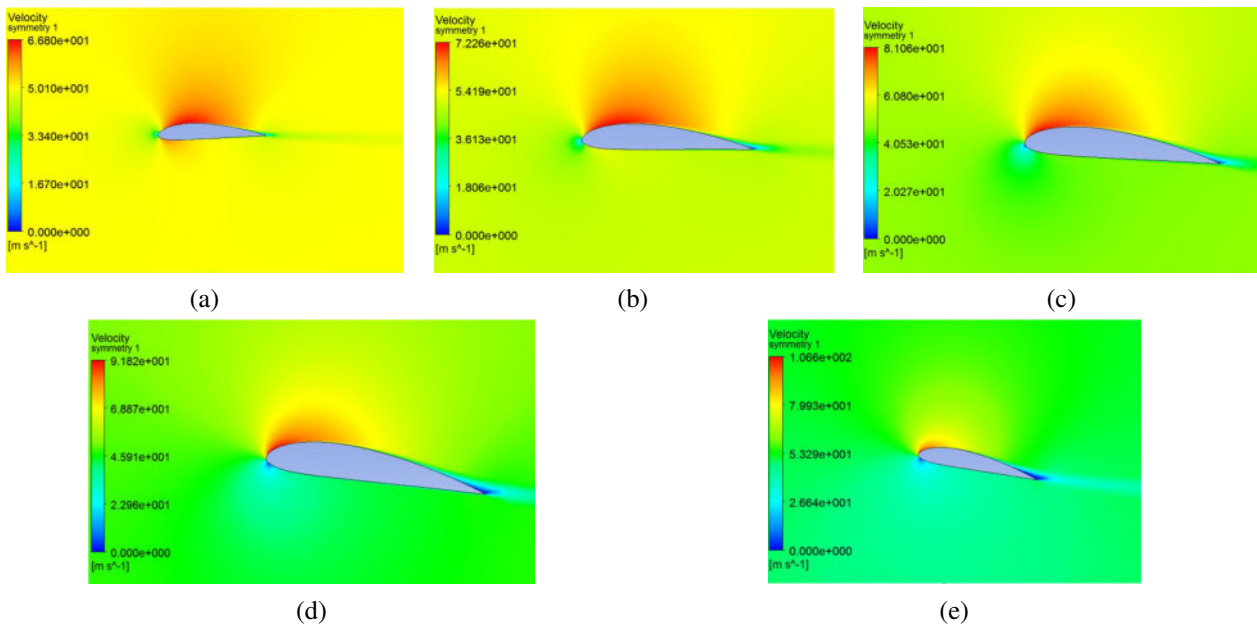


Figura 8. Campo (ou distribuições) de velocidades, u , para o perfil aerodinâmico NACA 4415 em função do ângulo de ataque, α : (a) 0° , (b) 3° , (c) 6° , (d) 9° e (e) 12°

4.3 Análise comparativa dos coeficientes de sustentação e de arrasto entre os dois perfis aerodinâmicos

A Tabela 2 apresenta os valores dos coeficientes de sustentação e de arrasto, C_L e C_D , dos perfis aerodinâmicos NACA 0012 e NACA 4415, para cada ângulo de ataque, α , analisado no presente estudo. No caso do perfil aerodinâmico NACA 0012, a maior razão C_L/C_D ocorre para $8^\circ < \alpha < 12^\circ$. No caso do perfil aerodinâmico NACA 4415, a maior razão C_L/C_D ocorre para $6^\circ < \alpha < 9^\circ$. Estes resultados são condizentes com os dados da literatura disponíveis para estes perfis aerodinâmicos.

Tabela 2. Coeficientes de sustentação e de arrasto, C_L e C_D , dos perfis aerodinâmicos NACA 0012 e NACA 4415

NACA 0012				NACA 4415			
α	C_L	C_D	C_L/C_D	α	C_L	C_D	C_L/C_D
0°	$7,2 \times 10^{-7}$	$8,4 \times 10^{-5}$	0,01	0°	0,375	0,0103	36,41
8°	0,00773	0,00018	42,66	3°	0,669	0,0174	38,45
12°	0,01098	0,00032	34,44	6°	1,018	0,0179	56,87
17°	0,01338	0,00064	20,87	9°	1,299	0,0239	54,35
20°	0,01161	0,00144	8,04	12°	1,516	0,0342	44,33

Para ilustrar os resultados da Tab. 2, a Fig. 9 mostrar o comportamento da razão entre os coeficientes de sustentação e de arrasto, C_L/C_D , em função do ângulo de ataque α . É possível observar os limites para o ângulo de ataque α que maximizam a razão C_L/C_D .

5. CONCLUSÃO

O presente trabalho apresenta resultados de simulações computacionais realizadas considerando o escoamento de ar na condição padrão em dois modelos de asa, com perfis aerodinâmicos NACA 0012 e NACA 4415, respectivamente. As análises foram realizadas com o objetivo verificar a influência do ângulo de ataque da asa nos coeficientes de sustentação e de arrasto, assim como nos campos de pressões e de velocidades em torno dos perfis aerodinâmicos.

Foi possível verificar as variações tanto das pressões quanto das velocidades ao longo de todas as superfícies das asas (bordo de ataque, intradorso, extradorso e bordo de fuga) a medida que se variou o ângulo de ataque, de acordo com cada um dos dois perfis aerodinâmicos analisados (simétrico e assimétrico).

Além disso, observou-se os limites operacionais de ângulo de ataque que garantem os máximos valores da razão entre os coeficientes de sustentação e de arrasto, para ambos perfis aerodinâmicos analisados.

Os resultados obtidos se mostraram similares com os da literatura e possibilitam a utilização desta ferramenta para prever o comportamento destes modelos de asa em outras configurações de escoamento e/ou aplicações distintas.

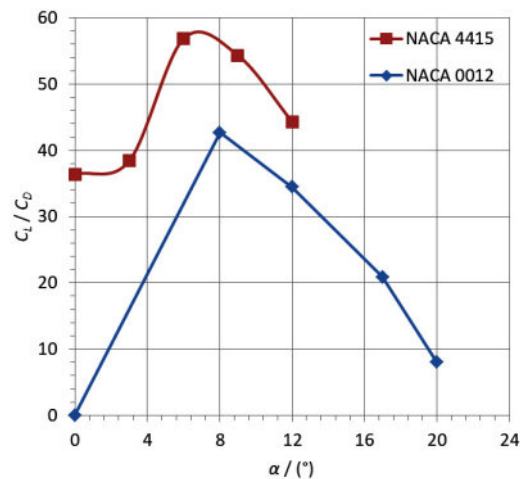


Figura 9. Razão entre os coeficientes de sustentação e de arrasto, C_L/C_D , em função do ângulo de ataque, α , para os perfis aerodinâmicos NACA 0012 e NACA 4415

6. AGRADECIMENTOS

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

7. REFERÊNCIAS

- Anderson, J.D., 1999. *Aircraft performance and design*. WCB/McGraw-Hill, Boston, MA, USA, 1st edition. ISBN 9780070019713.
- ANSYS, 2017. *ANSYS Fluent Tutorial Guide*. ANSYS, Inc., Canonsburg, PA. Release 18.0.
- 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*. Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE), Big Sky, MT, USA, pp. 1–10. ISBN 9781467376761. DOI 10.1109/AERO.2016.7500842. URL <http://ieeexplore.ieee.org/document/7500842/>.
- Diniz, B.C., 2013. *Desenvolvimento de perfis aerodinâmicos a partir de suas características utilizando redes neurais artificiais*. Master’s thesis, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, RN, Brasil. URL <https://repositorio.ufrn.br/handle/123456789/15701>. Mestrado em Engenharia Mecânica.
- Monin, A.S. & Jaglom, A.M., 2007. *Statistical fluid mechanics: mechanics of turbulence*, Vol. 2. Dover Publications, Mineola, NY, USA. ISBN 9780486458830.
- Patankar, S.V., 1980. *Numerical heat transfer and fluid flow*. Series in computational methods in mechanics and thermal sciences. Hemisphere Pub. Corp.; McGraw-Hill, Washington, DC, USA; New York, NY, USA. ISBN 9780070487406.
- Pereira, R.B.S. & Tutida, V.U.C., 2015. *Proposta de perfis aerodinâmicos para aerogeradores em baixas velocidades*. Trabalho de conclusão de curso, Universidade de Brasília, Brasília, DF, Brasil. URL <https://bdm.unb.br/handle/10483/13403>. Bacharelado em Engenharia Mecânica.
- Sousa, B.S., 2008. *Projeto de perfis aerodinâmicos utilizando técnicas de otimização mono e multiobjetivos*. Master’s thesis, Universidade Federal de Itajubá, Itajubá, MG, Brasil. URL <https://repositorio.unifei.edu.br/jspui/handle/123456789/1641>. Mestrado em Engenharia Mecânica.
- Spalart, P.R. & Allmaras, S.R., 1992. “A one-equation turbulence model for aerodynamic flows”. In *30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), Reno, NV, USA. DOI 10.2514/6.1992-439. URL <http://arc.aiaa.org/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, pp. 5–21. ISSN 0034-1223.
- Tannehill, J.C., Anderson, D.A. & Pletcher, R.H., 1997. *Computational fluid mechanics and heat transfer*. Series in computational and physical processes in mechanics and thermal sciences. Taylor & Francis Group, Washington, DC, USA, 2nd edition. ISBN 9781560320463.
- Todorov, M., 2015. “Aerodynamic characteristics of airfoil with single plain flap for light airplane wing”. In *International Conference on Military Technologies (ICMT)*. Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE), Brno, Czech Republic, pp. 1–6. ISBN 9788072319770. DOI 10.1109/MILTECHS.2015.7153648. URL <http://ieeexplore.ieee.org/document/7153648/>.

- Triet, N.M., Viet, N.N. & Thang, P.M., 2015. “Aerodynamic analysis of aircraft wing”. *VNU Journal of Science*, Vol. 31, No. 2, pp. 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, pp. 1–19.
- Çengel, Y.A. & Cimbala, J.M., 2015. *Mecânica dos fluidos: fundamentos e aplicações*. AMGH, Porto Alegre, RS, Brasil, 3rd edition. ISBN 9788580554908.

8. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

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