

## **XXIV Congresso Nacional de Estudantes de Engenharia Mecânica – 11 a 15/09/2017 – Rio Grande - RS**

# **ANÁLISE NUMÉRICA VIA CFD DE PERFIS AERODINÂMICOS COM FLAPE**

### **William Denner Pires Fonseca**

Faculdade Pitágoras de São Luís  
Jardim de Fátima, Av. São Luís Rei da França, 32 – Turu – São Luís/MA  
fonsecawdp@gmail.com

### **Lourival Matos de Sousa Filho**

Universidade Estadual do Maranhão  
Cidade Universitária Paulo VI, s/n – Tirirical – São Luís/MA  
filholouri@gmail.com

**RESUMO:** Este artigo apresenta o estudo numérico do escoamento e das características aerodinâmicas em aerofólios simétrico e assimétrico sem e com flape. Um modelo bidimensional, permanente e viscoso é adotado no problema. As equações da conservação de massa (Continuidade) e da conservação de movimento (Navier-Stokes) são diferenciadas pelo método dos volumes finitos através do software CFD (*Computational Fluid Dynamics*) ANSYS/Fluent™. Inicialmente o código numérico é validado com a comparação dos resultados obtidos numa simulação para um aerofólio da série NACA 4 dígitos sem flape com os resultados apresentados na literatura. Em seguida buscou-se averiguar como se comporta os campos de pressão e velocidade, as linhas de corrente, os coeficientes de sustentação e arrasto para os aerofólios simétrico (NACA 0012) e assimétrico (EPLLER 423) sem e com flape, por fim é verificado qual aerofólio e sua disponibilidade é mais eficiente aerodinamicamente.

**Palavras-Chave:** Aerofólios, flape, simulação numérica

**ABSTRACT:** This article presents the numerical study of the flow and the aerodynamic characteristics in symmetrical and asymmetrical airfoils without and with flap. A two-dimensional, permanent, and viscous model is adopted in the problem. The mass conservation (continuity) and conservation of momentum (Navier-Stokes) equations are differentiated through the finite volume method using the CFD software (*Computational Fluid Dynamics*) ANSYS/Fluent™. Initially, the numerical code is optimized, and validated by comparing the results obtained in a simulation for a 4 digit NACA flapless series with the results presented in the literature. Next, we try to find out how the pressure field and velocity, the current lines, the drag and lift coefficients for the symmetrical airfoils (NACA 0012) and asymmetric airfoils (EPLLER 423), without and with flap, finally it is verified which airfoil and its availability is more aerodynamically efficient.

**Keywords:** Airfoils, flap, numerical simulation

## **INTRODUÇÃO**

Com aumento contínuo nos preços dos combustíveis fósseis, a cada dia que passa, estudos voltados para a aerodinâmica são convenientemente encontrados. Pesquisas de modelos para o cálculo de escoamentos ao redor de superfícies aerodinâmicas (aerofólios e asas finitas) vêm crescendo exponencialmente nos últimos anos, isto pode ser creditado à aplicação desses sistemas em muitos campos da engenharia como, por exemplo, veículos terrestres, turbomáquinas e aeronaves Fonseca *et al.*, (2017).

Dentre as principais aplicações da aerodinâmica, podemos citar o projeto global de aerofólios (perfis de asas), o qual este é definido como sendo um objeto de perfil aerodinâmico com seção constante e bidimensional (Anderson, 2007). No entanto, para (Abbott, 1950) um aerofólio é apenas uma simplificação do comportamento de uma asa teórica com razão de aspecto infinita, de maneira que seja possível supor que o escoamento possa ser descrito em um plano.

O projeto de um aerofólio basicamente procura atender situações em que a aeronave está em voo predominante, geralmente nivelado, em velocidades e altitudes de cruzeiro. Contudo, circunstâncias como decolagem e pouso podem fazer as condições do projeto se tornarem inadequadas para descrever situações reais de voo.

Prontamente, para atender estas diferentes condições, as aeronaves normalmente adotam sistemas como os flapes, no qual estes são definidos de acordo com (Brederode, 2014) como dispositivos mecânicos que mudam temporariamente a geometria do aerofólio, afim de produzir mudanças no escoamento.

É notório que devido à crescente importância tecnológica dos aerofólios, foram desenvolvidas gradativamente diversas ferramentas para a análise do comportamento aerodinâmico destes sistemas, dentre as principais podemos citar, os ensaios em túneis de vento e as simulações computacionais, mais conhecidas como CFD (*Computational Fluid Dynamics*).

Os testes em túneis de vento podem apresentar maior confiabilidade nos resultados em relação aos métodos numéricos, entretanto, ainda são procedimentos demorados, com custos bastante elevados e também possuem uma série de erros e incertezas associados aos experimentos que devem ser estudados com cautela (Vargas, 2006). Já os métodos numéricos permitem análises mais rápidas e com custos inferiores sobretudo devido a capacidade de processamento dos computadores digitais, o que torna os métodos computacionais de CFD uma importante ferramenta na aerodinâmica moderna.

Neste contexto, este trabalho tem como objetivo o estudo numérico do escoamento aerodinâmico em dois aerofólios, sendo um simétrico e outro assimétrico, sem e com flape, para diferentes ângulos de ataque. As equações governantes são discretizadas pelo Método dos Volumes Finitos e resolvidas iterativamente através do método S.O.R por meio do software ANSYS/Fluent™.

## MODELAMENTO MATEMÁTICO

De acordo com (White, 2011) as equações que regem o escoamento de fluidos são as equações da conservação de massa e da conservação de movimento, estas são escritas no sistema cartesiano de coordenadas, seguintes:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

Utilizando as características de um fluido Newtoniano, a tensão viscosa,  $\tau_{ij}$ , pode ser determinada através da taxa de deformação,  $S_{ij}$ . Assim,

$$\tau_{ij} = \mu S_{ij} \quad (3)$$

$$S_{ij} = \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (4)$$

Considerando o escoamento sendo bidimensional, permanente e incompressível, as equações apresentadas anteriormente são reduzidas a:

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = 0 \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j u_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (6)$$

Onde,  $\rho$  [kg/m<sup>3</sup>],  $\mu$  [Pa/s],  $u$  [m/s] e  $p$  [N/m] representam a densidade, a viscosidade dinâmica, a velocidade e a pressão estática, respectivamente.

## MODELAMENTO NUMÉRICO

A tarefa de um método numérico é resolver uma ou mais equações diferenciais, substituindo as derivadas existentes na equação por expressões algébricas que envolvem a função incógnita. Com o método numérico adotado, volumes finitos, serão feitas as simulações do problema já mencionado.

Como apresentado em (Patankar, 1980), (Maliska, 2004) e (Vesteege & Malalasekera, 1995) o procedimento para se obter as equações discretizadas no método dos volumes finitos consiste em integrar, no volume de controle finito, a equação diferencial na forma conservativa. (Gonçalves, 2007) comenta que o processo de discretização torna-se mais conveniente se todas as equações governantes possuírem uma forma comum, isto é, a forma da equação geral de transporte.

Baseado nisso, as Eqs. (5) e (6) podem ser escritas para um campo escalar  $\phi$  como uma equação geral de transporte na forma tensorial ou na forma divergente, estas são expressas pelas Eqs. (7) e (8).

$$\frac{\partial}{\partial x_k} (\rho u_k \phi) = \frac{\partial}{\partial x_k} \left( \Gamma \frac{\partial \phi}{\partial x_k} \right) + S_\phi \quad (7)$$

$$\nabla(\rho u \phi) = \nabla(\Gamma \nabla \phi) + S_\phi \quad (8)$$

Onde, os termos do lado direito são denominados respectivamente por difusivos e fonte, no qual  $\Gamma$  é o coeficiente de difusão numérica e o termo do lado direito é denominado como convectivo.

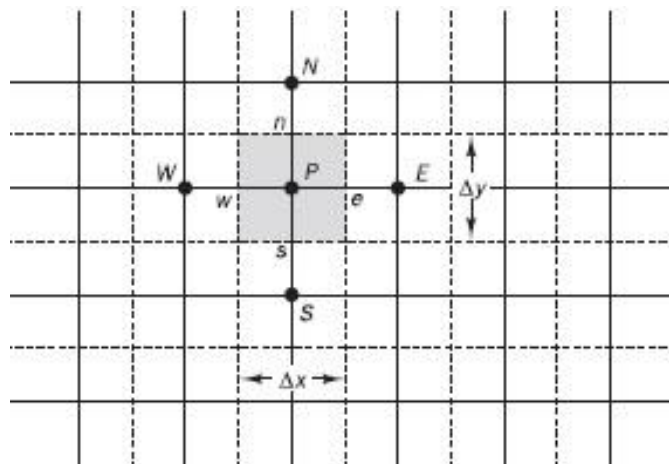
As equações discretizadas da variável dependente  $\phi$  são obtidas integrando a equação governante sobre cada um dos volumes de controle do domínio. Portanto a equação Eq. (8) dá origem a uma nova equação para cada vértice da malha, ou seja, tendo como ponto de partida a equação (8) e integrando-a no em um volume de controle, temos:

$$\int_S^N \int_W^E \nabla(\Gamma \nabla \phi) dx dy - \int_W^E \int_S^N \nabla(\rho u \phi) dy dx + \int_W^E \int_S^N S_\phi dy dx \quad (9)$$

Como resultado desta integração, temos a equação geral de discretização, onde esta é expressa segundo (Patankar, 1980) por:

$$A_P \phi_P = A_N \phi_N + A_S \phi_S + A_E \phi_E + A_W \phi_W + S \quad (10)$$

Sendo que,  $P$  é o ponto central da malha computacional e os sub-índices  $N$ ,  $S$ ,  $E$  e  $W$  indicam a localização dos pontos discretos, como ilustrado na Fig. (1).



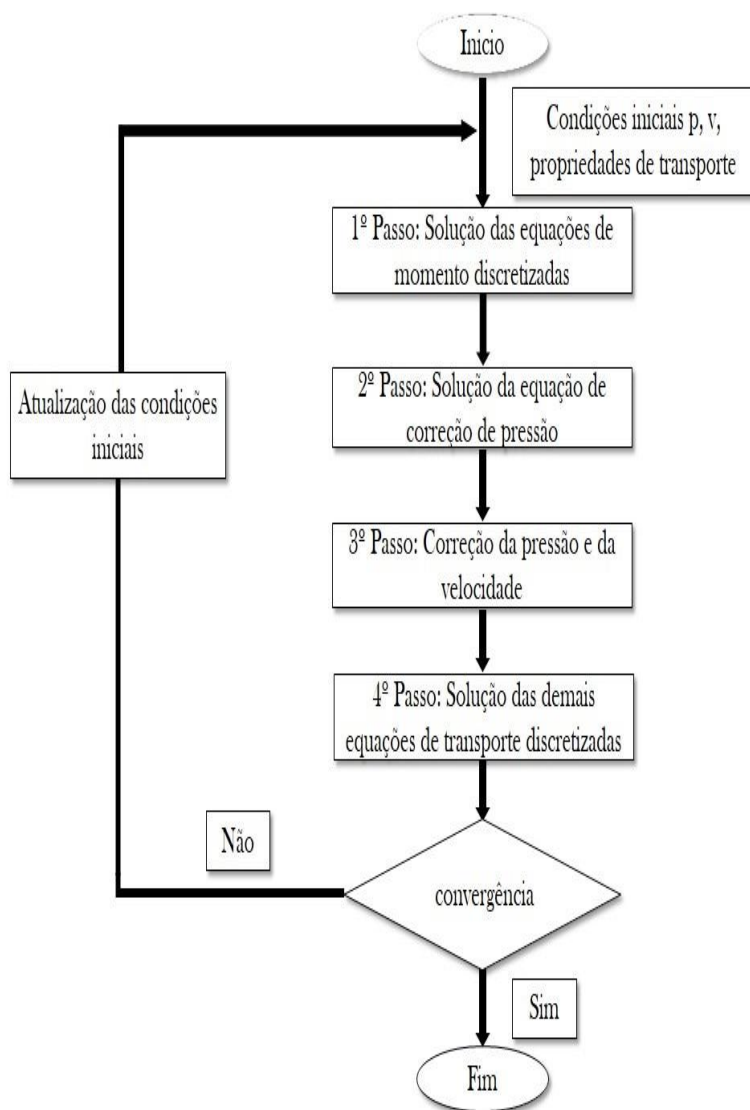
**Figura 1.** Ilustração da malha computacional

A Equação (10) na sua forma linear deve ser solucionada para todo o domínio computacional, assim deseja-se resolver um sistema de equações discretizadas. Este sistema de acordo com (Maliska, 2004) pode ser expresso na sua forma matricial pela Eq. (11).

$$\{A\} \cdot \{\phi\} = \{S\} \quad (11)$$

Onde,  $\{A\}$  é a matriz dos coeficientes e  $\{\phi\}$  é a matriz das incógnitas. Os métodos para solucionar tais problemas numéricos são baseados em diretos e iterativos. Para este artigo optou-se pelo método iterativo, mais precisamente pelo S.O.R (*Método das sobre-relaxações sucessivas*) devido a rapidez que o ocorre o processo de convergência.

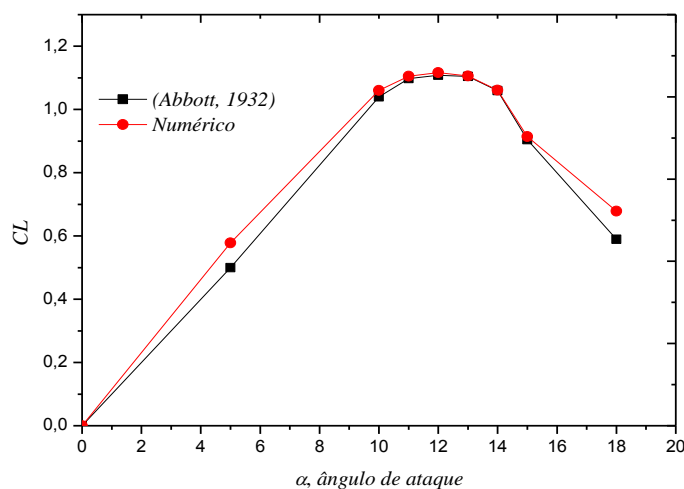
No que se refere ao acoplamento pressão-velocidade presente nas equações governantes, o método de solução de tais problemas são divididos em acoplados e segregados. Para a solução deste problema optou-se por um método de natureza segregada, mais precisamente o SIMPLE (*Semi Implicit Linked Equations*), onde este consiste em criar uma equação para a pressão, que permita que o processo iterativo avance, até o momento em que todas as equações de conservação envolvidas sejam satisfeitas. A Fig. (2) mostra o fluxograma com os procedimentos realizados pelo método SIMPLE.



**Figura 2.** Fluxograma do método SIMPLE

## METODOLOGIA

As equações apresentadas no modelamento numérico foram resolvidas através do software comercial CFD ANSYS/Fluent™. Inicialmente foi realizado uma análise comparativa da solução do problema, no qual foi adotado uma malha não estruturada com 89551 nós, com os dados experimentais apresentados por (Abbott, 1932), tal comparação foi realizada visando garantir resultados numéricos confiáveis, a Fig. (3) apresenta tais resultados. Verifica-se que há uma boa concordância no que diz respeito aos resultados numéricos apresentados com os dados experimentais, logo pode-se afirmar que os dados expostos neste trabalho são confiáveis.



**Figura 3.** Comparação dos resultados numérico e experimental

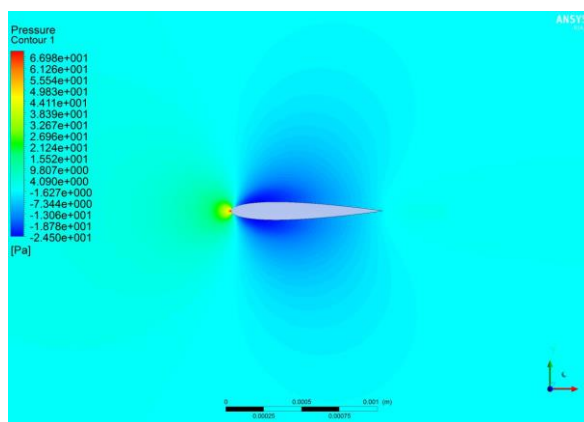
As simulações foram realizadas para os perfis aerodinâmicos NACA 0012 e EPLLER 423, o flape foi alojado a 20% do bordo de fuga com uma deflexão de 40°. Foi adotado ainda um fator de convergência de  $10^{-3}$  para as variáveis pressão, velocidade e continuidade e fatores de relaxação de 0,3 e 0,7 para a pressão e *momentum* respectivamente. As condições de contorno utilizadas foram:

- Velocidade prescrita de 10 m/s na entrada do domínio computacional
- Pressão atmosférica na saída
- Condição de parede no aerofólio para satisfazer a condição de não deslizamento

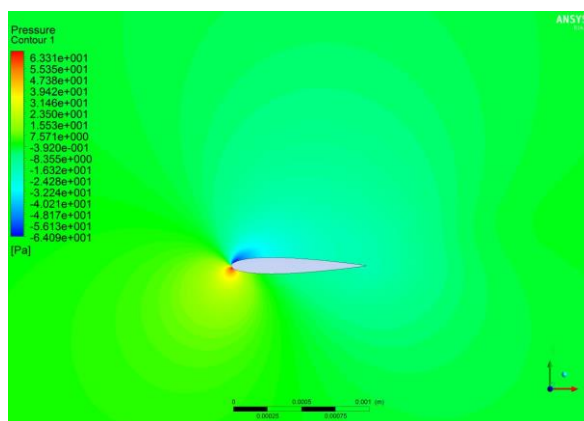
## RESULTADOS E DISCUSSÃO

Com base na metodologia apresentada anteriormente, nesta parte do trabalho serão apresentados e discutidos os resultados obtidos. Por medida de organização, será utilizado o hífen quando for necessário citar uma grande quantidade de figuras ordinárias, por exemplo, um texto no formato "As Figs. (1), (2), (3) e (4)", será apresentado como "As Figs. (1 – 4)". Isto se faz necessário devido ao grande número de resultados discutidos.

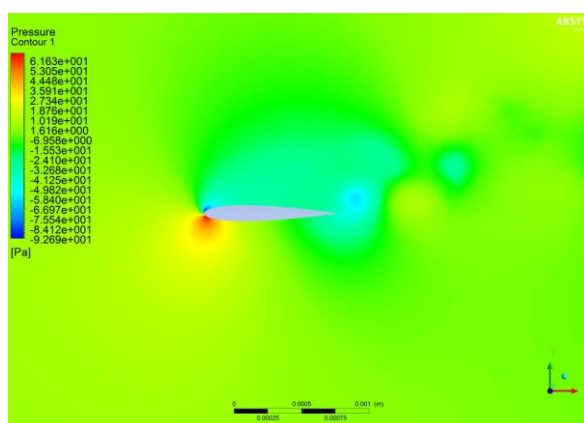
As Figs. (4 – 6) explanam os campos de pressão do aerofólio simétrico NACA 0012 sem flape para diferentes ângulos de ataque, pode se observar na Fig. (7) que para o ângulo de 0° a sustentação produzida por esse aerofólio é zero, como esperado devido a simetria do campo de pressão. À medida que se aumenta o ângulo de ataque, constata-se que o gradiente de pressão se torna favorável ( $\partial P/\partial x < 0$ ) na parte superior do perfil e adverso ( $\partial P/\partial x > 0$ ) na parte inferior, essa diferença de pressão causa a sustentação e uma curva linear é gerado até aproximadamente 15°. Pode também ser observado que quando o aerofólio se encontra a 15° "Fig. (8)", os vórtices estão por toda parte superior do perfil, esses vórtices fazem com que as linhas de corrente divergem, de modo que a velocidade diminui e como consequência a pressão aumenta, logo a camada limite se desprende do escoamento e o aerofólio entra em estol. Para o perfil assimétrico EPLLER 423 nota-se que mesmo com o ângulo de ataque zero é gerado sustentação, isto é decorrência do seu camber (curvatura), o  $CL_{máx}$  para este aerofólio é de 2,1 e o estol ocorre a 12°.



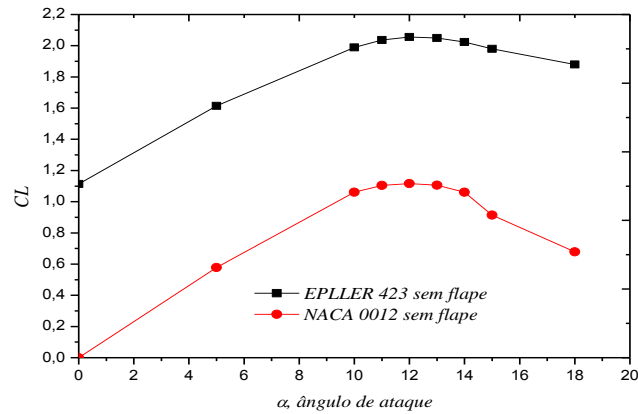
**Figura 4.** Campo de pressão do aerofólio NACA 0012.  $\alpha = 0^\circ$



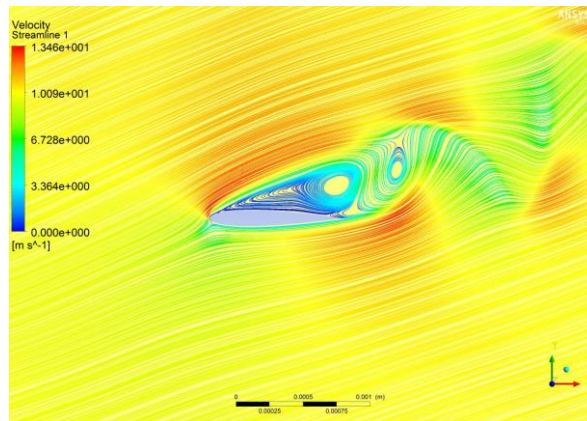
**Figura 5.** Campo de pressão do aerofólio NACA 0012.  $\alpha = 10^\circ$



**Figura 6.** Campo de pressão do aerofólio NACA 0012.  $\alpha = 15^\circ$

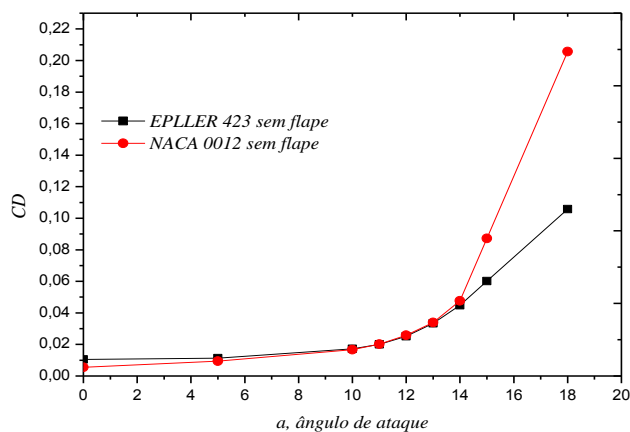


**Figura 7.** Coeficiente de sustentação dos perfis sem flape



**Figura 8.** Linhas de corrente do aerofólio NACA 0012.  $\alpha = 15^\circ$

No que diz respeito ao arrasto desses perfis “Fig. (9)”, verifica-se que até  $14^\circ$  os valores são aproximados, no entanto acima desse ângulo o aerofólio NACA 0012 cresce exponencialmente de forma mais acentuada que o EPLLER 423.



**Figura 9.** Coeficiente de arrasto dos perfis sem flape

Para os aerofólios com flape, verificou-se que mesmo a baixos ângulos de ataque a diferença de pressão entre as superfícies superior e inferior é muito grande “Fig. (10)”, provocando altos valores nos coeficientes de sustentação, isto

é decorrência da mudança na geometria do perfil, entretanto, o estol ocorre a ângulos inferiores aos aqueles para perfis sem flape como pode ser observado na Fig. (11). Tal fenômeno é fundamentado pela presença excessiva de vórtices em aerofólios com flape a baixos ângulos, como observado no campo de velocidade da Fig. (12).

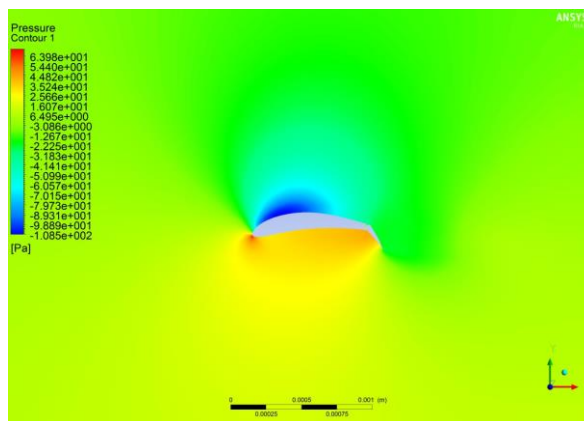


Figura 10. Campo de pressão do aerofólio EPPLER 423 com flape.  $\alpha = 5^\circ$

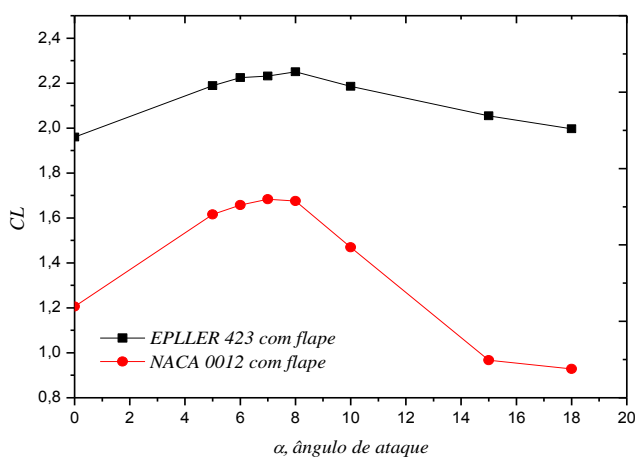


Figura 11. Coeficientes de sustentação dos perfis com flape

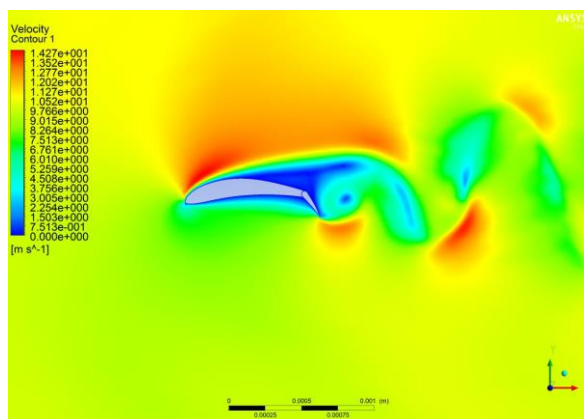
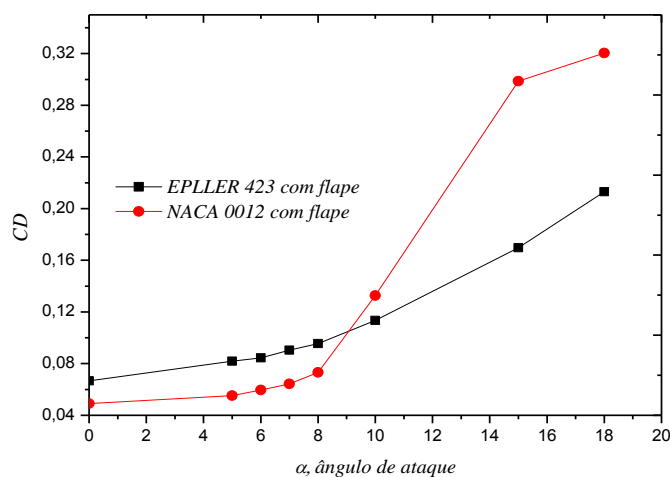


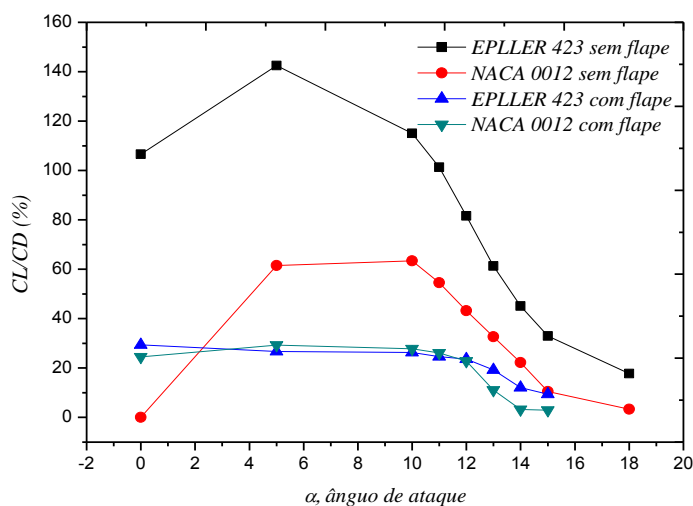
Figura 12. Campo de velocidade do aerofólio EPPLER 423 com flape.  $\alpha = 10^\circ$

Quanto ao arrasto, percebe-se que o aerofólio simétrico possui valores menores para pequenos ângulos de ataque, todavia para ângulos acima de  $10^\circ$  este possui coeficientes maiores que aqueles apresentados pelo perfil assimétrico.



**Figura 13.** Coeficientes de arrasto dos perfis com flape

Após realizadas todas as simulações, observou-se a partir da Fig. (14) que o aerofólio assimétrico EPLLER 423 sem flape é o que possui maior eficiência aerodinâmica para todos os ângulos de ataque, isto acontece porque este perfil tem melhores relações  $CL/CD$  para todos os ângulos simulados.



**Figura 14.** Eficiência aerodinâmica dos aerofólios

## CONCLUSÃO

Com este estudo foi possível atingir o objetivo inicial da pesquisa: analisar a eficiência aerodinâmica para aerofólios com diferentes disponibilidade de geometria (sem e com flape). Com os resultados apresentados anteriormente verificou-se que o perfil EPLLER 423 sem flape é o que possui maior eficiência, entretanto, este perfil entra em estol a ângulos menores que o aerofólio simétrico estudado.

## AGRADECIMENTOS

O primeiro autor agradece e dedica este trabalho aos seus pais, a sua irmã (Dayane) e a sua noiva (Samantha).



## REFERÊNCIAS

- Abbott, I.H., 1932. "The Drag of Two Streamline Bodies as Affected by Protuberances and Appendages". *NACA Report* 451.
- Anderson, J.D., 2007. "Fundamentals of aerodynamics", 5ª ed. Nova York, USA, Mc-Graw-Hill. 1131p.
- Brederode, V. de., 2014. "Aerodinâmica incompressível: Fundamentos", Lisboa, Portugal, IST Press. 735p.
- Fonseca, W.D.P., Filho, L.M.S., Nascimento, S.F., 2017. "Estudo Numérico do Escoamento e das Características Aerodinâmicas em Aerófolios com Flap", Apresentado no 26<sup>th</sup> Congresso Técnico Científico da Engenharia e da Agronomia, Belém, Brasil.
- Fox, R.W., Pritchard, P.J.; McDonald, A.T., 2014. "Introdução à Mecânica Dos Fluidos", 8ª ed. Rio de Janeiro, Brasil, LTC. 871p.
- Maliska, C.R., 2004. "Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional", 2ª ed. São Paulo, Brasil, LTC. 453p.
- Patankar, S.V., 1980. "Numerical Heat Transfer and Fluid Flow", Hemisphere Publishing Co.
- Vargas, A.T., 2006. "Desenvolvimento e implementação de um procedimento numérico para cálculo de conjuntos aspenagem de geometria complexa em regime de voo subsônico, assimétrico e não linear", Dissertação de mestrado apresentado a UFMG, Belo Horizonte, Brasil.
- Versteeg, H.K., Malalasekera, W., 1995. "An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method", Longman Scientific & Technical.
- White, F. M., 2011. "Mecânica dos fluidos", 6ª ed. Porto Alegre, Brasil, AMGH. 880p.

## DECLARAÇÃO DE RESPONSABILIDADE

Os autores são os únicos responsáveis pelo material impresso contido neste artigo.