

ESTUDO NUMÉRICO DO ESCOAMENTO E DAS CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS EM AEROFÓLIOS COM *FLAP*

WILLIAM DENNER PIRES FONSECA^{1*}, LOURIVAL MATOS DE SOUSA FILHO², SAMUEL FRANCO DO NASCIMENTO³

¹Graduando em Engenharia Mecânica, Pesquisador FAPEMA, São Luís-MA, dennereng@hotmail.com;

²Dr. em Engenharia Mecânica, Prof. Adj. CCT, UEMA, São Luís-MA, filholouri@gmail.com;

³Graduando em Engenharia Elétrica, IFMA, São Luís-MA, samuelfnasc@gmail.com

Apresentado no

Congresso Técnico Científico da Engenharia e da Agronomia – CONTECC'2017
8 a 11 de agosto de 2017 – Belém-PA, Brasil

RESUMO: Este artigo apresenta o estudo numérico do escoamento e das características aerodinâmicas em aerofólios simétrico e assimétrico sem e com *flap*. Um modelo bidimensional, permanente e viscoso é adotado no problema. As equações de conservação de massa e Navier-Stokes são diferenciadas pelo método dos volumes finitos através do software CFD (*Computational Fluid Dynamics*) ANSYS/Fluent™ 14.5. Inicialmente o código numérico é validado com a comparação dos resultados obtidos numa simulação para um aerofólio da série NACA 4 dígitos sem *flap* com os resultados apresentados na literatura. Em seguida buscou-se averiguar como se comporta o campo de pressão, as linhas de corrente, os coeficientes de sustentação e arrasto para os aerofólios simétrico (NACA 0012) e assimétrico (EPLLER 423) sem e com *flap*, por fim é verificado qual aerofólio e sua disponibilidade é mais eficiente aerodinamicamente.

PALAVRAS-CHAVE: Aerodinâmica, aerofólios, *flap*, simulação numérica, método dos volumes finitos.

NUMERICAL STUDY OF FLOW AND AERODYNAMIC CHARACTERISTICS IN AIRFOIL WITH FLAP

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 and Navier-Stokes equations are differentiated through the finite volume method using the CFD software (*Computational Fluid Dynamics*) ANSYS/Fluent™ 14.5. 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, 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: Aerodynamics, airfoils, flap, numerical simulation, finite volume method.

1. INTRODUÇÃO

Com aumento contínuo nos preços dos combustíveis fosseis, 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 vem crescendo exponencialmente nos últimos anos, isto pode ser creditado a utilização de aerofólios em muitos sistemas de engenharia como por exemplo: veículos terrestres, aeronaves e turbomáquinas.

De acordo com (Anderson, 2007) um aerofólio é um objeto de perfil aerodinâmico com seção constante e bidimensional. Segundo (Brederode, 2014) isto 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.

Devido à crescente importância tecnológica da aerodinâmica para engenharia, foram desenvolvidas gradativamente ferramentas matemáticas capazes de apresentar a física desses fenômenos. As equações de Navier-Stokes possuem soluções analíticas fechadas apenas para uma pequena gama de problemas, onde diversas simplificações são consideradas. Mesmo a teoria de Ludwig Prandtl, que dão origem as equações de camada limite e a utilização da hipótese de efeitos viscosos desprezíveis, que geram as equações de Euler, não possuem solução analítica geral. Neste contexto é que surgem as simulações numéricas, no qual estas consistem em transformar as equações diferenciais parciais em sistemas de equações algébricas e consequentemente soluções aproximadas são obtidas, possibilitando uma melhor compreensão dos escoamentos complexos que ocorrem em problemas de aerodinâmica (Fortuna, 2012).

O presente trabalho visa analisar numericamente o escoamento e as características aerodinâmicas em dois aerofólios, sendo um simétrico e outro assimétrico, sem e com *flap*, que segundo (Ismail, 2007) são dispositivos mecânicos que mudam temporariamente a geometria do aerofólio. As equações governantes são discretizadas pelo método dos volumes finitos e resolvidas iterativamente, os resultados são comparados afim de verificar qual aerofólio e sua disposição possui maior eficiência aerodinâmica.

2. METODOLOGIA

2.1 MÉTODO MATEMÁTICO

Segundo (White, 2011) as equações que regem um escoamento bidimensional, laminar em regime permanente de um fluido viscoso, incompressível e newtoniano sem efeitos de superfície livre, que são as simplificações adotadas para a solução numérica do presente trabalho, são as equações em coordenadas retangulares da *continuidade* e *Navier-Stokes*, estas são expressas por:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \quad (1)$$

$$\rho g_x - \frac{\partial P}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) = \rho \left[\frac{\partial u}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial x} u + \frac{\partial u}{\partial y} v \right] \quad (2.1)$$

$$\rho g_y - \frac{\partial P}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) = \rho \left[\frac{\partial v}{\partial t} + \frac{\partial v}{\partial x} u + \frac{\partial v}{\partial y} v \right] \quad (2.2)$$

Sendo que, u e v [m/s] são as velocidades do fluido nas direções x e y respectivamente, ρ [Kg/m^3] sua densidade, μ [$(N.s)/m^2$] a viscosidade dinâmica, g [m/s^2] a aceleração da gravidade e P [Pa] a pressão estática.

2.2 MÉTODO NUMÉRICO

As equações apresentadas anteriormente foram resolvidas numericamente pelo método dos volumes finitos através do software comercial CFD (*Computational Fluid Dynamics*) ANSYS/FluentTM 14.5, o acoplamento pressão-velocidade presente nas equações de conservação é resolvido de forma iterativa por meio do algoritmo SIMPLE (*Semi Implicit Linked Equations*), no qual este consiste na correção dos campos de velocidades de maneira a satisfazer a equação da continuidade e assim avançando as pressões para complementar o ciclo iterativo. De acordo com (Maliska, 2004) as equações de correção das velocidades e de determinação da pressão são expressas respectivamente por:

$$\rho u = \rho u^* - \Delta t \frac{\partial P}{\partial x} \quad (3)$$

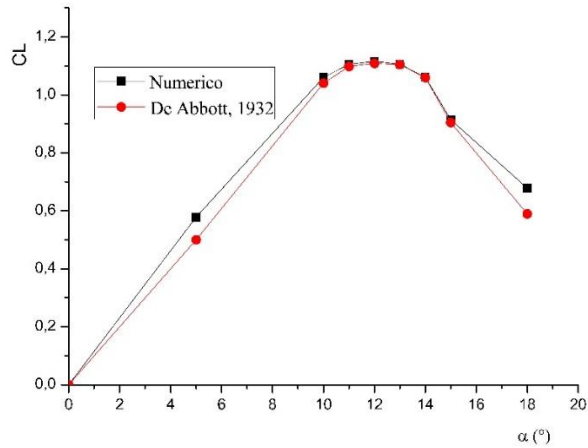
$$\rho v = \rho v^* - \Delta t \frac{\partial P}{\partial y} \quad (4)$$

$$p^{k+1} = p^k - \lambda D \quad (5)$$

Onde os termos com asteriscos são as velocidades corrigidas, D é a aproximação numérica da conservação de massa, λ é um parâmetro de relaxação e k o nível iterativo dentro do intervalo de tempo no qual a solução está sendo convergida.

Em um primeiro momento neste trabalho, 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 figura 1 apresenta tais resultados. Verifica-se que há uma boa anuência 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 1. Comparação dos resultados numérico e experimental.



As simulações foram realizadas para os perfis aerodinâmicos NACA 0012 e EPLLER 423, o *flap* foi alojado a 20% do bordo de fuga com uma deflexão de 40° . As condições de contorno utilizadas foram: *velocidade prescrita* de 10 m/s na entrada do domínio computacional, *pressão atmosférica* na saída e a condição de *parede* no aerofólio para satisfazer a condição de deslizamento. Foi adotado também 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 momento respectivamente.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

Com base na metodologia apresentada anteriormente, nesta parte do trabalho serão apresentados e discutidos os resultados obtidos.

A figura 2 explana os campos de pressão do aerofólio simétrico NACA 0012 sem *flap* para diferentes ângulos de ataque, pode se observar na figura 3 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 através das linhas de corrente (figura 4) que quando o aerofólio está a um angulo de 15° 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 *stall*. 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 $C_{L_{m\acute{a}x}}$ para este aerofólio é de 2,1 e o *stall* ocorre a 12° .

No que diz respeito ao arrasto desses perfis (figura 3), verifica-se que até 14° os valores são aproximados, no entanto acima desse ângulo o aerofólio NACA 0012 cresce exponencialmente de forma mais acentuada que o EPLLER 423.

Figura 2: Campos de pressão para diferentes ângulos de ataque

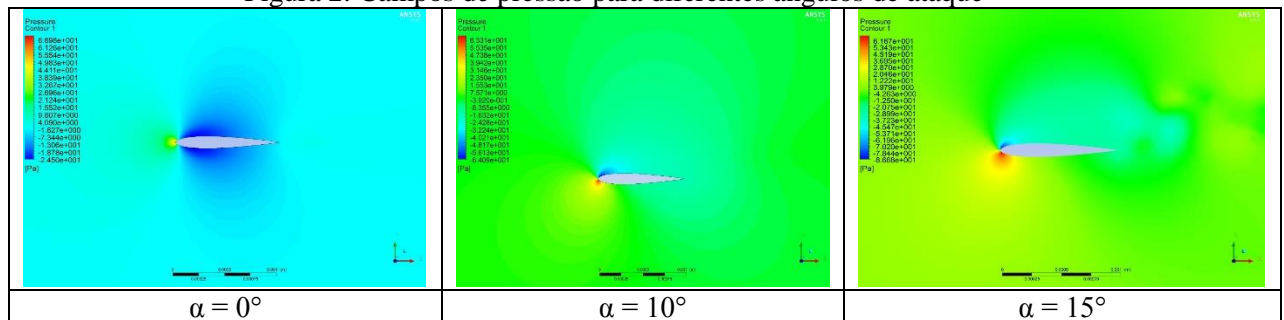


Figura 3: Coeficientes de sustentação e arrasto dos perfis sem *flap*

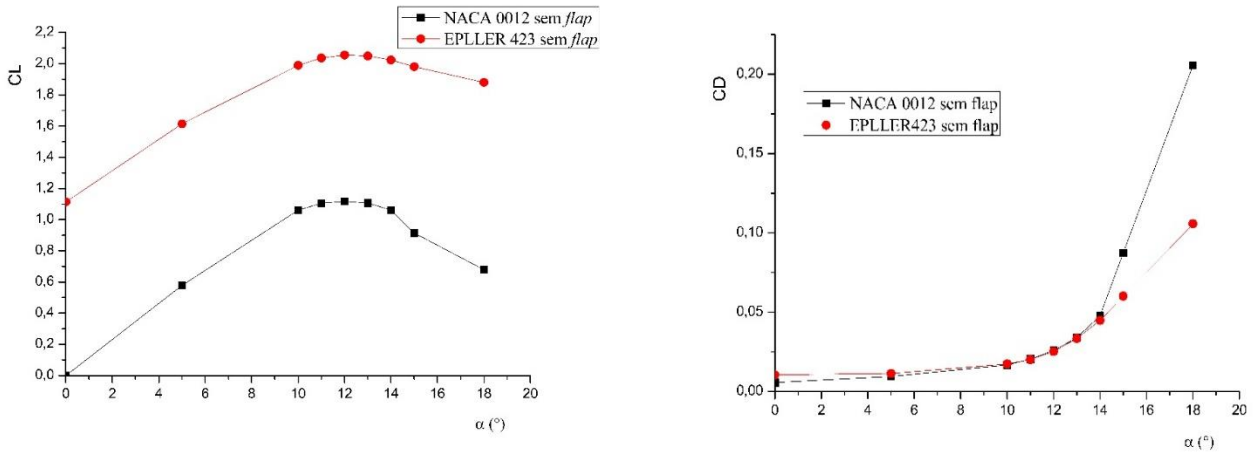
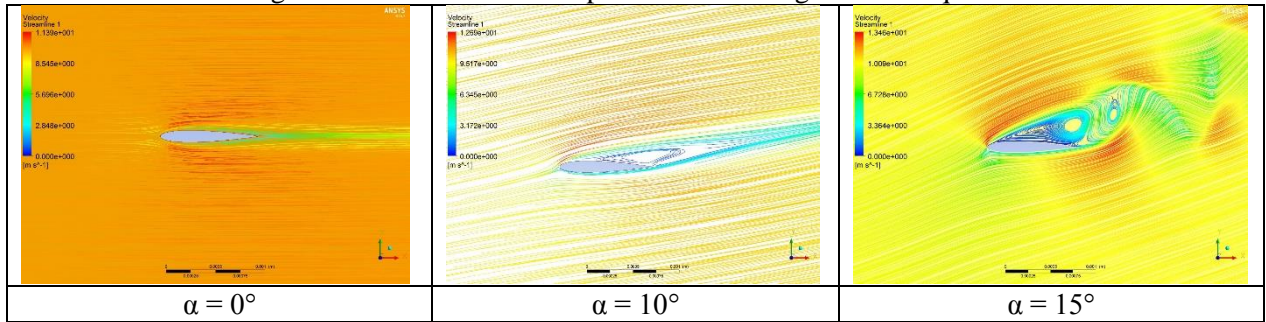


Figura 4: Linhas de corrente para diferentes ângulos de ataque



Para os aerofólios com *flap*, verificou-se que mesmo a baixos ângulos de ataque a diferença de pressão entre as superfícies superior e inferior é muito grande (figura 5), provocando altos valores nos coeficientes de sustentação, isto é decorrência da mudança na geometria do perfil, entretanto, o *stall* ocorre a ângulos inferiores aos aqueles para perfis sem *flap* como pode ser observado na figura 6. Quanto ao arrasto percebe-se que o aerofólio simétrico possui valores menores para pequenos ângulos de ataque, todavia para ângulos acima de 10° este possui coeficientes maiores que aqueles apresentados pelo perfil assimétrico.

Figura 5: Campo de pressão do aerofólio EPLER 423 com $\alpha=5^\circ$

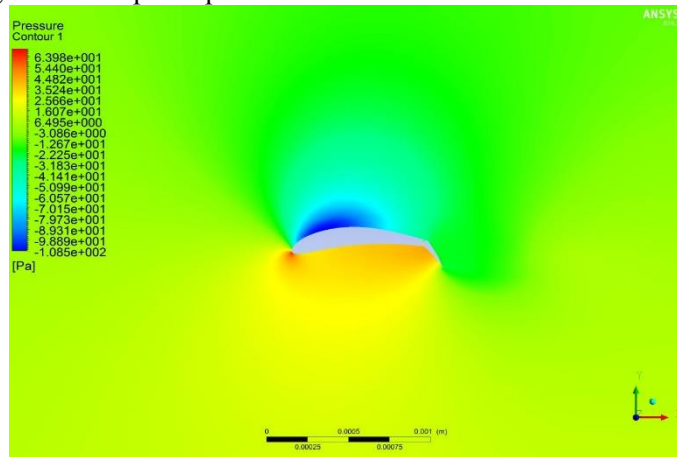
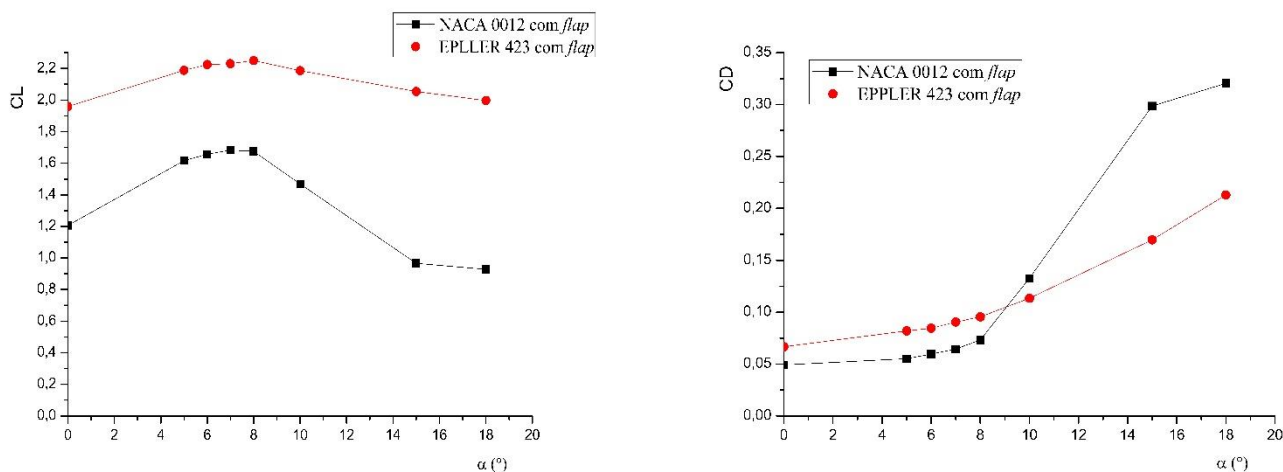
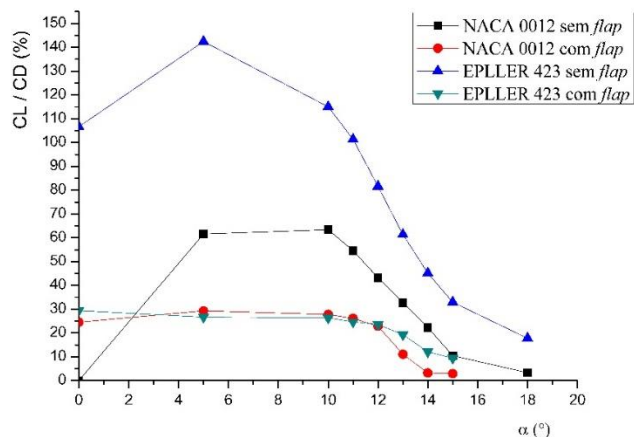


Figura 3: Coeficientes de sustentação e arrasto dos perfis com *flap*



Após realizadas todas as simulações, observou-se a partir da figura 7 que o aerofólio assimétrico EPPLER 423 sem *flap* 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 7: Eficiência aerodinâmica dos aerofólios para diferentes ângulos de ataque



CONCLUSÕES

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 *flap*). Com os resultados apresentados anteriormente verificou-se que o perfil EPPLER 423 sem *flap* é o que possui maior eficiência, entretanto, este perfil entra em *stall* a ângulos menores que o aerofólio simétrico estudado.

REFERÊNCIAS

- Abbott, I. H. The Drag of Two Streamline Bodies as Affected by Protuberances and Appendages. *NACA Report 451*, 1932.
- Anderson, J. D. Fundamentals of aerodynamics. 5ª ed. Nova York: Mcgraw-Hill, 2007. 1131p.
- Brederode, V. de. Aerodinâmica incompressível: Fundamentos. Lisboa: IST Press, 2014. 735p.
- Fortuna, A. O. Técnicas Computacionais para Dinâmica dos Fluidos: Conceitos Básicos e Aplicações. 2ª ed. São Paulo: Editora da Universidade de São Paulo, 2012. 552p.
- Ismail, K. A. R. Aerodinâmica Básica. Campinas: BAE, 2007. 518p.
- Maliska. C. R. Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional. 2ª ed. São Paulo: LTC, 2004. 453p.
- White, F. M. Mecânica dos fluidos. 6ª ed. Porto Alegre: AMGH, 2011. 880p.