

ANÁLISE COMPUTACIONAL DA CURVA DE ESTOL PARA AEROFÓLIO EPPLER 423

Computational Analysis of Stall Curve for Eppler 423 Airfoil

Ariel de Cezaro Balen ¹, Clemerson Alberi Pedroso ²

¹ Universidade Regional Integrada do Alto Uruguai e das Missões – URI Erechim. Acadêmico do curso de Engenharia Mecânica. E-mail: arielbalen@gmail.com

² Universidade Regional Integrada do Alto Uruguai e das Missões – URI Erechim. Professor Tempo Integral. E-mail: cpedroso@uricer.edu.br

Data do recebimento: 13/04/2016 - Data do aceite: 16/06/2016

RESUMO: O objetivo deste artigo é apresentar os resultados de uma pesquisa envolvendo simulações numéricas, a qual teve o apoio do Programa Interno de Iniciação Científica (PIIC), da URI/Erechim. Os resultados obtidos foram baseados no modelo de equações diferenciais para turbulência, chamado de $k-\epsilon$ através do software Fluent, obtendo a curva de estol para o aerofólio Eppler 423 para diferentes ângulos de ataque, cujo intervalo de variação é de -6° até 20° . A curva de estol está relacionada diretamente com o ângulo de ataque de um escoamento em torno de um aerofólio e com o coeficiente de sustentação do mesmo. Graficamente, a curva de estol apresenta declínio a partir de um determinado ângulo de ataque e, em consequência, a sustentação tende a diminuir. Os resultados foram comparados com os de Peña e Duarte (2009), que também utilizaram métodos numéricos, porém, para a resolução das equações, utilizaram o CFX Solver e o aplicativo Icem para a confecção das malhas computacionais. Neste trabalho, as geometrias foram geradas no software SolidWorks e as malhas computacionais por meio do aplicativo Meshing (pertencente ao Workbench). Os resultados obtidos são satisfatórios e se aproximam dos resultados apresentados por Peña e Duarte (2009). Além disso, também simulou-se a presença dos Flaps, que são dispositivos fixados nas asas das aeronaves, objetivando melhorar a sustentação, diminuir o arrasto e retardar o Estol.

Palavras-chave: Curva de estol. Simulações computacionais. Flaps. Ângulo de ataque. Sustentação.

ABSTRACT: The objective of this paper is to present the results of a research involving numerical simulations, which was supported by the *Programa*

Interno de Iniciação Científica (PIIC), which is a scientific initiation program from URI/Erechim. The results obtained were based on differential equations model for turbulence called k- ϵ through Fluent software, generating the stall curve to the Eppler 423 airfoil for different angles of attack, whose range of variation is -6° to 20° . The stall curve is directly related to the angle of attack of the flow around an airfoil and to the lift coefficient. Graphically, this curve has its decline from a certain angle of attack and, as the curve drops, the lift force decreases its value. The results were compared with those of Peña e Duarte (2009), who also used numeric methods, however to solve the equations they used the CFX Solver and the Icem application to generate computational mesh. In this work the geometries were generated by the software Solidworks and the computational meshes through the Meshing application (from Workbench). Furthermore, there was the simulation of flaps, which are devices fixed in the wings of airplanes aiming to enhance the lift force, to decrease the drag force and to slow down the Estol. The results are satisfactory and get closer to the ones presented by Peña e Duarte (2009).

Keywords: Stall curve. Computational simulations. Flaps. Angle of attack. Lift force.

Introdução

Um dos fatores mais importantes para o voo é a sustentação, que está diretamente relacionada ao ângulo de ataque, que é o ângulo formado entre a asa e direção do escoamento. Havendo variação do ângulo de ataque, a sustentação pode aumentar ou diminuir. Entretanto, há um limite angular máximo que, quando extrapolado, acarreta na perda de sustentação, o que desestabiliza a aeronave e pode causar acidentes. Outro fator importante, e que também está diretamente ligado à sustentação, é o arrasto, o qual é um fator que as companhias aéreas procuram minimizar, pois o mesmo está relacionado ao consumo de combustível. Neste estudo, abordou-se a correlação entre ângulos de ataque, sustentação e arrasto, por meio de simulações numéricas computacionais para ângulos, variando de -6° até 20° para o aerofólio o Eppler 423. Apresenta-se, aqui, uma breve discussão referente à curva de estol, relacionando-a ao ângulo de ataque, coeficiente de sustentação, arrasto, à relação da forma geométrica da asa

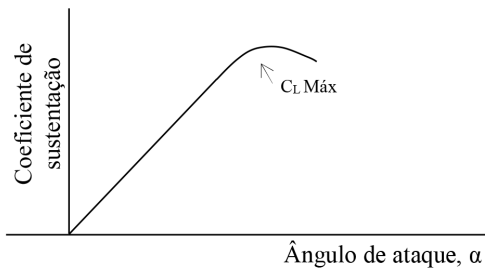
com o estol. Na sequência, apresentam-se algumas propostas para o retardo da ocorrência do estol, os modelos matemáticos utilizados, bem como as variáveis envolvidas, as condições de contorno e as malhas computacionais desenvolvidas.

Estol

O estol, conhecido como perda de sustentação, está ligado ao ângulo de ataque máximo e ao coeficiente de sustentação. A figura 1 ilustra a curva característica do estol, em que C_L é o coeficiente de sustentação e α é o ângulo de ataque.

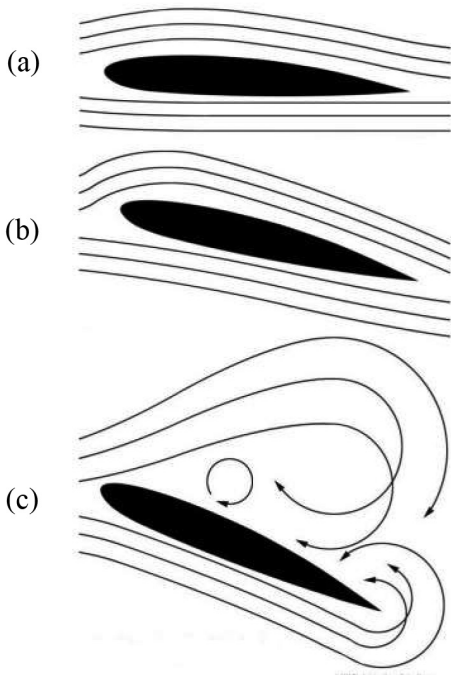
Nota-se pela figura 1 que, no ponto de sustentação máxima ($C_{L,Máx}$), ocorre o estol, o qual se dá pelo deslocamento do fluxo de ar da parte superior da asa, gerado pelo gradiente adverso de pressão. Conforme o ângulo de ataque aumenta, o gradiente de pressão adverso também aumenta, e, num determinado valor de α , ocorre a separação do escoamento no extradorso (parte superior da asa) da asa de maneira repentina (BIASI, 2010).

Figura 1 - Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque



Fonte: Adaptada de Biasi (2010)

Figura 2 - Fluxo de ar conforme o ângulo de ataque (a) ângulo de ataque nulo sem estol, (b) ângulo de ataque elevado sem estol e (c) ângulo de ataque alto com estol



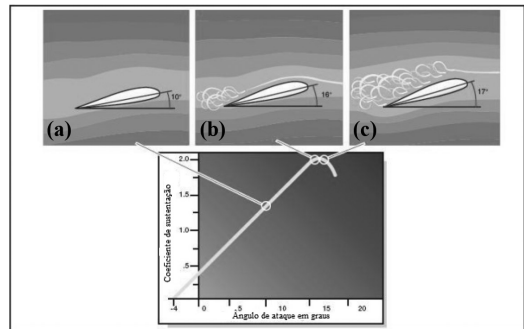
Fonte: Adaptada de Flitetest - Home Page <<http://flitetest.com/>> Acesso em janeiro de 2016.

Na figura 2, há a exemplificação do que ocorre com o fluxo de ar, conforme o aumento do ângulo de ataque. Especificamente na figura 2 (a) e (b), o fluxo de ar passa colado

ao aerofólio o que gera sustentação, diferentemente da figura 2 (c) na qual o ar se desprende do extradorso, gerando refluxos e causando o estol.

Uma aeronave em situação de estol pode estar perdendo altitude e velocidade, pois o ar deixa de passar por sobre o extradorso do aerofólio, gerando uma depressão na sustentação. A figura 3 ilustra três pontos de coeficiente de sustentação (C_L) e os perfis com escoamento correspondente; mais à esquerda (a), um perfil com escoamento normal, ao centro (b), um princípio de estol, e, por fim, à direita (c), uma asa com ângulo crítico de estol.

Figura 3 - Efeito do aumento do ângulo de ataque (a) escoamento normal, (b) princípio de estol e (c) escoamento com estol.



Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014)

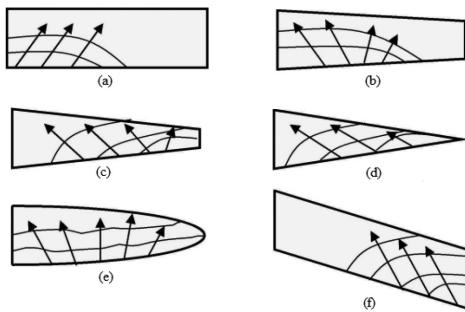
Relação da forma geométrica da asa com o estol

A propagação do estol na envergadura de uma asa depende do modelo. A partir desta propagação, determina-se os locais para a colocação de dispositivos hiper-sustentadores, chamados de flaps. Destaca-se que, quanto mais perto da ponta da asa, mais impactante é o efeito do estol, ou seja, retardando-o (RODRIGUES, 2014).

Dentre os modelos, pode-se citar a asa retangular, cujo início do estol ocorre na raiz da asa e dissipa-se para o meio. Nesse

caso, a ponta da asa encontra-se livre do estol, facilitando a volta da aeronave ao voo normal, conforme indicado pela figura 4 (a). Diferentemente, numa asa trapezoidal, o efeito começa na ponta e dissipa-se até o meio, chegando próximo da raiz da asa, o que gera uma maior instabilidade e dificulta o retorno da aeronave ao voo normal. Dentre as geometrias de asas da figura 4, destacam-se a retangular e o afilamento moderado, que são as melhores geometrias, segundo a propagação do estol (RODRIGUES, 2014).

Figura 4 - Propagação do estol em aerofólios (RODRIGUES, 2014), (a) retangular, (b) afilamento moderado, (c) afilamento elevado, (d) afilamento total, (e) elíptica, (f) asa enflechada.



Fonte: Rodrigues (2014)

Soluções para a não ocorrência do estol

Uma das soluções propostas por Biasi (2010) para não ocorrência da perda de sustentação é a torção geométrica na asa, ou seja, deixar as asas da aeronave afiladas na região próxima à ponta do aerofólio, conforme ilustram as figuras 5 e 6. Assim, o ângulo de incidência é menor nas seções internas comparadas às seções externas, evitando o efeito do estol.

Além da torção geométrica, os flaps, figura 7, também são uma solução para retardar o efeito de estol. Os flaps são dispositivos hiper-sustentadores que consistem em abas

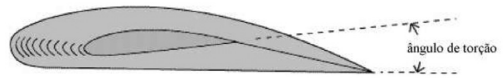
ou superfícies colocadas nos bordos de fuga das asas de um avião, que tem o objetivo de modificar a asa aumentando ou diminuindo a sustentação, conforme a necessidade. Quando estendidos, aumentam a sustentação e o arrasto por meio da mudança da curvatura do perfil e do aumento de sua área.

Figura 5 - Torção geométrica em uma asa.



Fonte: Adaptado de Biasi (2010)

Figura 6 - Torção geométrica em uma asa (vista lateral).



Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014)

Figura 7 - Flaps em um avião de pequeno porte.



Fonte: Aeromodelos AMB Aeromodelos - Home Page <<http://www.aeromodelosamb.com.br/loja/>> Acesso em: fev. 2016.

Durante a aproximação para o pouso, o flap é colocado em deflexão máxima, aproximadamente 45°, o que permite a redução da velocidade por parte da aeronave, evitando o estol e possibilita o avião tocar o

solo com velocidade reduzida, aumentando o desempenho da frenagem e reduzindo a distância necessária da pista para o pouso. Já, na decolagem, permite um ajuste para a obtenção da sustentação máxima e do arrasto mínimo, permitindo que a aeronave percorra uma menor distância da pista de decolagem antes de atingir a velocidade de decolagem (BIASI, 2010).

Arrasto, Sustentação e Equações de Navier-Stokes

As forças atuantes em um perfil de asa são componentes da força resultante de pressão nas direções, normal ao movimento (vento relativo) e na direção do movimento. A primeira componente gera a sustentação, F_L , e a segunda o arrasto aerodinâmico, F_D , (da ROSA, 2006).

Definem-se os respectivos coeficientes de arrasto (C_L), sustentação (C_D) e momento (C_M) pelas expressões seguintes:

$$C_L = F_L / (0,5 \cdot \rho \cdot V^2 A_p), \quad (01)$$

$$C_D = F_D / (0,5 \cdot \rho \cdot V^2 A_p), \quad (02)$$

$$C_M = M / (0,5 \cdot \rho \cdot V^2 A_p), \quad (03)$$

onde ρ é a densidade do fluido, M é o momento de força, V é a velocidade relativa e A_p é a área plana projetada em um plano paralelo ao escoamento (FOX e MCDONALD, 2006).

Entre a sustentação efetiva e a sustentação, há a formação de um ângulo induzido, $\alpha_i = 18,24 C_L / AR$. Já o arrasto induzido é a componente da sustentação na asa paralela ao escoamento livre, sendo representado pela equação (04).

$$C_{Di} = C_L^2 / (\pi \cdot AR), \quad (04)$$

onde $AR = b_2 / A_p$ é a razão de aspecto, sendo b a envergadura da asa. (FOX e MCDONALD, 2006) Enuncia-se a conservação de massa como a soma da taxa líquida de fluxo de massa para fora da superfície de controle com a taxa de variação de massa dentro do volume de controle. Na forma diferencial:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (05)$$

onde t é a variável temporal, ρ é a massa específica e u , v e w as componentes da velocidade nas direções x , y e z (FOX e MCDONALD, 2006). A equação de transporte da quantidade de movimento, ρU_i , pode ser formulada como segue.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho U_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_i U_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho f_i \quad (06)$$

Os três termos à direita da equação (06) representam as componentes das forças devido à pressão P , do tensor viscoso τ_{ij} e da força do corpo f_i , respectivamente. Para as equações de Navier-Stokes, caso de um fluido Newtoniano, o tensor tensão é dado por:

$$\tau_{ij} = -\mu_b \delta_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (07)$$

em que $\mu_b = 2 \cdot \mu / 3$ é a viscosidade global, μ a viscosidade molecular e δ_{ij} o delta de Kronecker ($\delta_{ij} = 1$ para $i = j$ e $\delta_{ij} = 0$ para $i \neq j$) (FOX e MCDONALD, 2006).

Modelo de turbulência k-ε

Nesse modelo, k significa a energia cinética de turbulência e é definida como a variação das flutuações em velocidade. Já ε é a dissipação do redemoinho de turbulência (taxa na qual as flutuações de velocidade se dissipam). A variável ε representa k por unidade de massa e de tempo convertidos em energia interna no fluido por ação viscosa. Assim, a equação da continuidade para este modelo é

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho U) = 0, \tag{08}$$

enquanto a equação da quantidade de movimento, em notação de índices, é dada por

$$\frac{\partial \rho U}{\partial t} + \nabla(\rho U \otimes U) - \nabla(\mu_{\text{eff}} \nabla U) = \nabla p' + \nabla(\mu_{\text{eff}} \nabla U)^T + B, \tag{09}$$

onde:

$$p' = p + \frac{2}{3} \rho k \tag{10}$$

$$\mu_{\text{eff}} = \mu + \mu_t \tag{11}$$

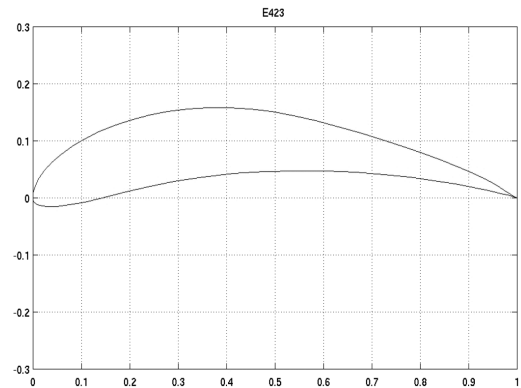
$$\mu_t = C_\mu \rho \cdot \frac{k^2}{\varepsilon}, \tag{12}$$

sendo B as somas do corpo, μ_{eff} a viscosidade definida como a soma da viscosidade do fluido com a viscosidade turbulenta, μ_t , obtida com o modelo de turbulência, propriedade do escoamento, p a pressão modificada e C_μ a constante do modelo de turbulência. (KHATCHATOURIAN e HEUERT, 2007)

Condições de contorno e malha computacional

As condições de contorno utilizadas são dispostas no quadro 1 e foram escolhidas imaginando-se a operação real de um túnel de vento, onde há uma região de entrada, uma saída e as paredes. A condição de simetria foi

Figura 8 - Perfil de asa Eppler 423.



Fonte: UIUC Airfoil Coordinates Database - UIUCAIRFOIL APPLIED AERODYNAMIC GROUP. Department of Aerospace Engineering. Home Page <<http://m-selig.ae.illinois.edu/>> Acesso em: dez. 2015.

Figura 9 - Malha computacional em vista isométrica com zoom na ponta da asa.

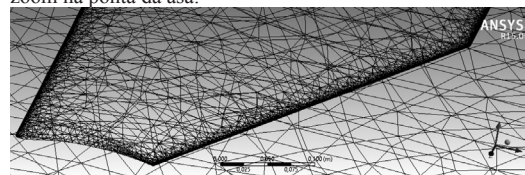
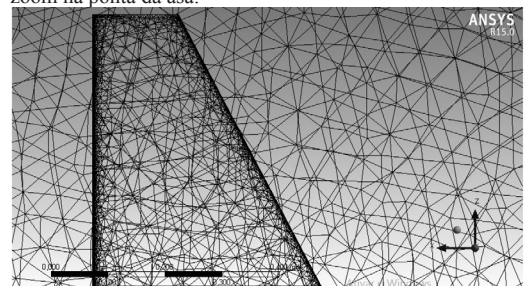


Figura 10 - Malha computacional em vista superior com zoom na ponta da asa.



utilizada para representar uma continuidade do aerofólio. O valor da velocidade representa, em escala, a velocidade média de um avião comercial durante o voo.

Quadro 1- Condições de contorno para as simulações.

Parte	Condição de contorno
Entrada	13,3 m/s
Saída	Pressão atmosférica
Paredes	Condição de não deslizamento

A malha computacional obtida por intermédio do software Meshing tem, aproximadamente, 7 milhões de elementos. Há um refinamento nos bordos de ataque feito pelo próprio programa. A figura 8 representa o perfil do aerofólio simulado modelo Eppler 423. Já as figuras 9 e 10 ilustram a malha computacional em diferentes pontos do domínio computacional.

Resultados e Discussão

As simulações geraram valores para sustentação (C_L) e arrasto (C_D) que foram comparados com os de Peña e Duarte (2009). A tolerância para o erro relativo RMS (*Root Mean Square*), considerada nas simulações deste trabalho foi de 10^{-8} . As figuras 11 e 12 apresentam, respectivamente, o coeficiente sustentação e coeficiente de arrasto, conforme variação do ângulo de ataque.

Figura 11 - Ângulo de ataque x Coeficiente de Sustentação.

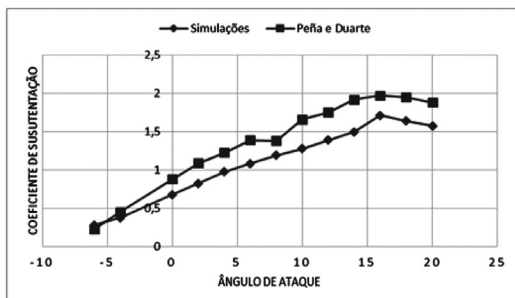
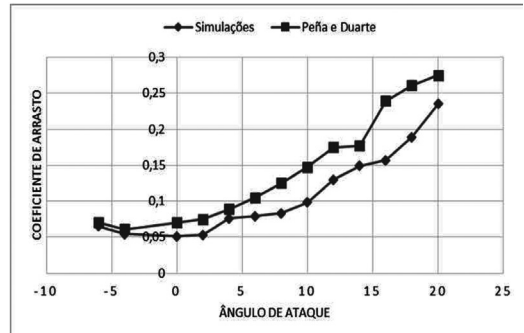


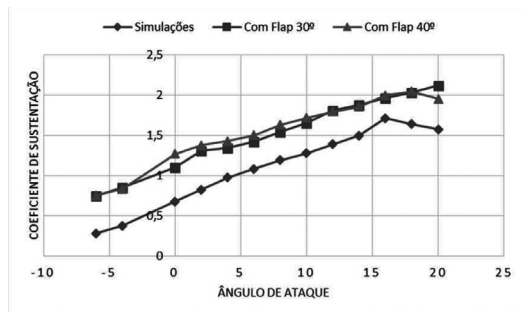
Figura 12 - Ângulo de ataque x Coeficiente de Arrasto.



Nota-se que a assimetria do perfil da asa gera sustentação, mesmo com o ângulo de ataque nulo. Percebe-se, observando-se a figura 11, que o ângulo de ataque chega a um limite, aproximadamente, 18° e, como o esperado, uma queda no coeficiente de sustentação. Na figura 12, nota-se que o arrasto aumenta conforme o ângulo de ataque aumenta. Essa constatação também é percebida quando o ângulo de ataque diminui, fazendo o arrasto aumentar.

Os flaps, que são uma alternativa para alterar o efeito do estol, foram simulados em dois ângulos diferentes, 30° e 40° , pois estão entre o ângulo de pouso que é de, aproximadamente, 45° e o ângulo de decolagem que é de, aproximadamente, 25° . Os flaps não são dispostos até o fim da asa, e sim, até a metade aproximadamente. A figura 13 apresenta as curvas do coeficiente de sustentação, conforme o ângulo de ataque sem e com a presença de flaps (30° e 40°).

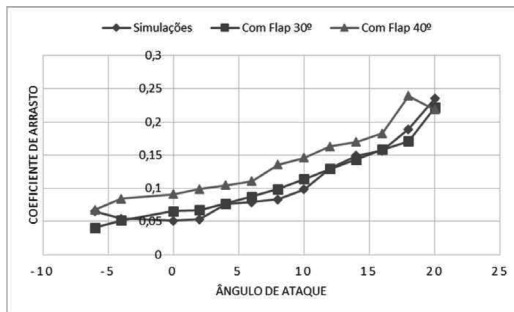
Figura 13 - Ângulo de ataque x coeficiente de sustentação.



Nota-se que os flaps alteraram o escoamento, e em consequência a sustentação, fazendo com que o estol acontecesse acima dos 20° para o flap a 30° e aos 18° para o flap a 40°. Percebe-se, também, que houve alteração no coeficiente de sustentação nos dois casos.

Já para o arrasto, destaca-se que não houve grandes diferenças como apresentado na figura 14. Para o flap de 30° de inclinação, o arrasto foi praticamente o mesmo que para o aerofólio sem o flap. Já para o flap de 40°, nota-se um arrasto maior, devido ao ângulo ser próximo ao ângulo utilizado no pouso, o que ajuda na frenagem do avião.

Figura 14 - Coeficiente de Arrasto x Ângulo de ataque.



Considerações Finais

Conclui-se que, por meio das simulações, o ângulo de ataque tem grande ação sobre o arrasto e a sustentação. Além disso, está diretamente relacionado à curva de estol. Neste estudo, constatou-se que, a partir de determinado ângulo de ataque, a sustentação começa a diminuir. Verificou-se o efeito da curva de estol e chegou-se a resultados muito próximos ao esperado, tendo em vista que o ângulo de ataque, no qual a curva de sustentação começava seu declínio, foi praticamente o mesmo obtido no trabalho de Peña e Duarte (2009), aproximadamente de 18°. Quanto aos flaps, observou-se que os mesmos alteram o ponto de estol, retardando o ponto de descolamento. Além disso, aumentam consideravelmente a sustentação, o que é esperado no uso deste dispositivo. Na continuidade do projeto, pretende-se implementar a ideia apresentada por Biasi (2010), que consiste na torção geométrica na asa sem a presença dos flaps. Dessa forma, espera-se que o ângulo de incidência (ataque) seja menor nas seções internas comparadas às seções externas, retardando o efeito do estol.

REFERÊNCIAS

- ASSY, T. M., **Mecânica dos Fluidos: Fundamentos e Aplicações**. 2 ed. Rio de Janeiro: LTC 2004
- BIASI, F.A.A., **Características do estol nas asas das aeronaves**. São Paulo : Instituto Federal de Ciência, Educação e Tecnologia: Revista Eletrônica AeroDesign Magazine, 2010. Disponível em <http://www.engbrasil.eng.br/index_arquivos/Page1111.htm>. Acesso em: dez. 2015.
- FOX, R. W.; MCDONALD, Alan T. **Introdução a Mecânica dos Fluidos**. 6 ed. Rio de Janeiro LTC: 2006
- KHATCHATOURIAN, O.; HEUERT, J. **Interação entre Jatos Transversais e Fluxo Principal: Simulação e Análise Comparativa de Modelos de Turbulência**. XXX CNMAC de Florianópolis, 2007. Disponível em <http://www.sbmec.org.br/eventos/cnmac/xxx_cnmac/PDF/649.pdf>. Acesso em: abr. 2016.

MUNSON, B. R.; YOUNG, Donald F.; OKIISHI, Theodore H. **Fundamentos da Mecânica dos Fluidos**. 4 ed. São Paulo: Edgar Blücher, 2004

PEÑA, D.P.A e DUARTE, R.N.C, **Análise Computacional do Escoamento Sobre uma Aeronave Otimizada em Escala Reduzida**. Em VI Congresso de Iniciação Científica da Universidade Federal de Campina Grande. Campina Grande, Brasil, 2009

RODRIGUES, L.E.M.J., **Fundamentos da engenharia aeronáutica com aplicações ao projeto SAE-Aerodesign**: Aerodinâmica e desempenho. Salto/SP . 1 ed., 2014.

ROSA, E., **Introdução ao Projeto Aeronáutico**: uma contribuição à Competição SAE Aerodesign. Florianópolis : UFSC/GRANTE : Ed Tribo da Ilha,2006

