



ESTUDO NÚMÉRICO DE PERFIL AERODINAMICO

Márcio Mendes de Almeida Júnior¹

Mara Nilza Estasnilau Reis²

¹mma_junior@yahoo.com.br

²mara.nilza@terra.com.br

Pedro Fonseca Marinho

pedrofmarinho@gmail.com

Carlos Alberto de Souza Veloso

carlos.veloso@sga.pucminas.br

Thiago Henrique Brum Paula,

thiago.brum@ymail.com

Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais

Av. Dom José Gaspar, 500, Coração Eucarístico, Belo Horizonte, Minas Gerais, Brasil –
Cep.30535-610.

Abstract. *A aerodinâmica vem sendo estudada ao longo da história, com significativo crescimento dos métodos para compreender os efeitos do escoamento de um fluido ao redor de um objeto. Para que seja possível essa aplicação é necessária um estudo dos perfis alares, os quais oferecem a sustentação necessária para o voo, para quantificar as forças atuantes sobre o mesmo. Existem dificuldades para obtenção de resultados representativos por modelamento matemático, devido à complexidade e extensão destes. As dificuldades existentes em experimentos se devem a fatores de escala em túneis de vento e custos de fabricação de protótipos. O pacote computacional comercial STAR-CCM+ da CD-Adapco é um programa de simulação numérica baseado no Método de Volume Finitos, e foi utilizado neste trabalho, para simular os efeitos aerodinâmicos dos perfis NACA 64A-318 e MH201 13,08%. Com o Airfoil Tools obteve os perfis similares e comparados um com outro e avaliados: eficiência aerodinâmica, coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto. Através dos resultados obtidos percebeu-se que a modificação possibilitaria ao projeto da aeronave, economia de combustível ou possibilidade de incremento de carga.*

Palavra-chave: Aerodinâmica, NACA, CD-Adapco, Curvas polares.

1 INTRODUÇÃO

A aerodinâmica como ciência específica, passou a ganhar verdadeira importância apenas com o surgimento da necessidade de redução de atrito para os meios de transporte. A necessidade de criação de aerofólios que permitissem maiores velocidades e pouco atrito com o ar, provocou um salto no estudo da aerodinâmica. (Anderson, 2001).

Um aerofólio pode ser definido como um dispositivo capaz de criar um fluxo aerodinâmico de determinadas propriedades através da interação com o fluido ao seu redor. Na aviação, o termo asa é comumente usado para denominar este dispositivo, sua grande importância e evidenciada por diversas publicações científicas na indústria aeronáutica. Devido a diversos tipos de perfil e condições a que são submetidos, faz-se necessário estudos qualitativos e quantitativos que relacionem a influência de parâmetros dimensionais e de condições de contorno nas propriedades encontradas. A influência da transição entre regime laminar e turbulento pode ser percebida em diversos sistemas aerodinâmicos (KHOOPAEE,2014). Esta transição ocorre geralmente devido ao aumento no número de Mach e deve ser investigada a fim de quantificar sua influência no desempenho do perfil.

Além desses fundamentos, a necessidade de menor consumo energético e maior desempenho mostrou-se de extrema importância para a indústria aeronáutica, buscando perfis com maiores coeficientes de sustentação e menores coeficientes de arrasto.

O escoamento de um fluido ao redor de um perfil aerodinâmico possui ampla aplicação na indústria aeronáutica. Maximizar a eficiência de um aerofólio implica em maior eficiência da aeronave, tornando-a uma máquina mais eficaz e lucrativa tal maximização e possível através da compreensão das grandezas aerodinâmicas que influenciam neste fator, como o ângulo de ataque, força de sustentação, força de arrasto, comprimento de corda, propriedades do escoamento, dentre outros. Portanto, é necessário investigar os diversos tipos de geometrias existentes e como sua interação com o fluido em diversas condições de contorno pode influenciar nos parâmetros de coeficiente de arrasto e sustentação, além do perfil de pressão.

Os cálculos dos protótipos de asa, na maioria, são feitos por elementos finitos em programas de CAE (Computer Aided Engineering), que são ferramentas que analisam e processam cálculos, de forma a facilitar e apresentar maiores precisões e velocidade aos que eram feitos manualmente. (ESSS, 2014).

Através de simulação numérica, o comportamento aerodinâmico da geometria de perfil similares ao perfil original foram comparados. Para cada geometria foram traçadas curvas polares que possibilitaram avaliar a eficiência aerodinâmica dentro das condições de operação da aeronave.

A análise numérica, através da simulação computacional, de problemas de engenharia está se tornando uma ferramenta muito útil para os engenheiros. Esse tipo de análise possui algumas vantagens quando comparada com o trabalho experimental, das quais duas são mais evidentes: menor custo e um volume grande de informações de um mesmo sistema. No entanto, a simulação computacional exige um estudo detalhado dos parâmetros utilizados para garantir que os resultados obtidos estejam de acordo com a realidade física que envolve o sistema de interesse. (Fernandes, et. al., 2010).

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Um aerofólio é uma superfície projetada para converter a resistência do ar que escoar ao seu redor em força útil ao voo. A forma do aerofólio vai determinar a existência da força de sustentação da asa devido às alterações que imprime ao fluido, ar, onde se desloca.

O perfil obtido por uma seção transversal ao aerofólio e paralelo ao escoamento denomina-se perfil alar. Um perfil alar tem como característica geral de sua geometria, um arredondamento à frente e um afilamento na retaguarda.

A forma de um perfil alar é o fator de maior influência em sua eficiência aerodinâmica, uma vez, que a geometria determina a sustentação e o arrasto gerado pelo perfil. Para a determinação da eficiência geral de uma asa é necessário que seja feito um estudo de todos os perfis alares que compõem o aerofólio bem como a disposição destes. (Ribeiro, 2011).

Devido ao princípio da aderência, o fluido em contato com uma superfície sólida possui a velocidade da superfície. Na medida em que se afasta da parede, a velocidade do fluido relativa a parede aumenta, variando desde a velocidade da superfície (zero) até um valor máximo finito. Esse princípio se dá com a camada limite que é uma região do escoamento próxima a uma fronteira sólida onde os efeitos das tensões viscosas de cisalhamento são preponderantes. A espessura da camada (x), sendo definida arbitrariamente como o conjunto de pontos nos quais a velocidade é igual a 99% da velocidade da corrente livre. Ou seja, o escoamento sofre influência em seu perfil de pressão e velocidade, portanto, e na camada limite que existe o gradiente de velocidade ao longo do eixo y .

Da visão qualitativa do escoamento, podemos dividi-lo em duas regiões: Sendo a primeira, em que as tensões de cisalhamento estão presentes, região de camada limite. E a outra região, está fora da região de camada limite, em que o gradiente de velocidades é nulo, e que por consequência as tensões de cisalhamento também são nulas.

Portanto, para uma determinada velocidade de escoamento livre, o tamanho da camada limite dependerá das propriedades do fluido em questão. Sendo a tensão cisalhante diretamente proporcional à viscosidade, espera-se que a espessura da camada limite dependerá da viscosidade do fluido em questão.

O coeficiente de sustentação (C_l) é função do modelo do perfil, do número de Reynolds e do ângulo de ataque. Existe para cada perfil um ângulo de ataque que equaliza as resultantes de forças e pressões fornecendo ao perfil uma sustentação nula. O coeficiente de sustentação representa a capacidade do perfil em gerar força de sustentação. (Anderson, 2001). Do ponto de vista da sustentação, pode-se afirmar que quanto maior este coeficiente, melhor para a sustentação de uma aeronave.

O coeficiente de arrasto é o número adimensional usado para quantificar toda a complexa dependência de forma, inclinação e condições de escoamento de arrasto da aeronave. O coeficiente de arrasto (C_d) representa a medida da eficiência do perfil em gerar força de arrasto. Ao contrário do coeficiente de sustentação, os perfis considerados eficientes aerodinamicamente, são aqueles que possuem menores valores de coeficiente de arrasto.

O coeficiente de arrasto depende principalmente da geometria do perfil, pois, quanto maior a separação feita do escoamento ou maior a quantidade de superfícies perpendiculares ao movimento, maior será também o desbalanceamento de pressões. (Biasi, 2010).

O que determina, porém, as características aerodinâmicas principais de um perfil é a sua geometria. Um perfil com boa eficiência aerodinâmica gera escoamento predominantemente laminar. (Ribeiro, 2011).

As curvas polares auxiliam na comparação do arrasto com a sustentação gerada por este para a condição estudada, pois gera diretamente o fator de eficiência aerodinâmica (C_l/C_d).

O ponto de maior importância na avaliação de uma curva polar é o ponto de maior razão lift-to-drag, que pode ser observado traçando uma reta que passa pela origem e tangencia a curva polar. (Anderson, 2001).

O software Star-CCM+, bem como diversos outros de CFD, como ANSYS Fluent, FLOW3D e Star-CD, utilizam o Método dos Volumes Finitos, que é uma derivação do Método de Diferenças Finitas e se divide nos seguintes passos:

- Integração formal das equações que governam o escoamento do fluido ao longo dos volumes de controle no domínio da solução;
- Conversão das equações integrais em sistemas de equações algébricas;
- Solução das equações algébricas por método iterativo.

Porém, essa não é a única característica que rege o CFD, ao longo de seu desenvolvimento, foram criados métodos para resolver determinados tipos de problemas. Para os casos laminares ou não viscosos, a solução das equações que governam o fluido é o suficiente. Enquanto para escoamento turbulento, diversos métodos de simplificações foram desenvolvidos.

Como Blazek (2005) apresenta, inicialmente se utilizou o Direct Numerical Simulation (DNS), porém, devido à alta demanda computacional na ordem de Re^3 em tempo de CPU (Central Processing Unit, do inglês: unidade central de processamento) ele é utilizado para escoamentos simples e casos para baixos números de Reynolds, como entendimento de transição laminar-turbulento. Seguindo o desenvolvimento, foi criado o método de aproximação LES (Large-Eddy Simulation) que consiste em estudar com precisão apenas os efeitos em grandes escalas de turbulência, fazendo aproximações simples pelos subgrid-scale models para as pequenas escalas. O próximo nível de aproximação é o RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes), apresentada por Reynolds em 1895, que consiste em decompor as variáveis de fluxo em partes médias e flutuantes, seguido do tempo ou conjunto médio.

Ainda de acordo com Blazek (2005), o modelamento por RANS necessita de um modelo de turbulência apropriado para cada caso. Esses se dividem em de primeira e segunda ordem, sendo os mais comuns, e utilizados pelo Star-CCM+, o Spalart and Allmaras, de primeira ordem, e $k-\epsilon$, $k-\omega$ e Reynolds-Stress Transport (RST), de segunda ordem. Sendo que a ordem do modelo. Relaciona a quantidade de variáveis que modificam as equações governantes. O software Star-CCM+ é programado para MVF, por isso essa será a metodologia escolhida para criação de malha e estudo do sistema. Que utiliza as leis de conservação de forma direta (BLAZEK, 2005), sendo elas as leis de conservação de massa, de momentum e de energia. O método a ser utilizado considera o modelo RANS que é determinado pelas equações de Navier-Stokes e as equações de turbulência para modelo $k-\omega$.

No escoamento turbulento há uma intensa mistura entre as propriedades transportadas devido aos turbilhões gerados pelo mesmo. Tensões de cisalhamento turbulentas surgem em função da intensa troca de quantidade de movimento entre as regiões do escoamento. Essas tensões são normalmente aproximadas pelos tensores de Reynolds e são adicionadas às tensões já existentes. Em 1877, Boussinesq postulou que a transferência de momento existente no

escoamento turbulento pode ser modelada considerando-se a viscosidade turbulenta (Versteeg & Malalasekera, 2008). Essa aproximação consiste em relacionar os tensores de Reynolds a essa viscosidade.

3 METODOLOGIA

Para a modelagem CAD foi utilizado o software Rhinoceros®, para foram obtidos os pontos de cada perfil no site da Airfoil Tools, com corda de 4,88m. Uma curva do tipo Spline foi criada utilizando o comando Control Points Curve, no qual é gerada uma curva média que passa o mais próximo de cada ponto, sem criar curvas distintas ao longo do perfil. A necessidade do uso deste comando foi devido a observação de pontos de concentração de pressão após a simulação no Star-CCM+ ao criar uma curva interpolada (Interpolate Points). Para manter a curvatura da parte frontal e a esbeltes na saída do perfil a geometria foi desenvolvida em duas partes, a superior e a inferior.

Neste trabalho a geração da malha foi feita de forma automática pelo próprio Star-CCM+ considerando um domínio circular com raio cinquenta vezes a corda do perfil e oito camadas prismáticas, com isso o perfil NACA 64A-318 apresenta média de 98570 células e MH201 13,08% com média de 106214. A Fig. 1 apresenta a malha utilizada na região do domínio e próximo ao perfil.

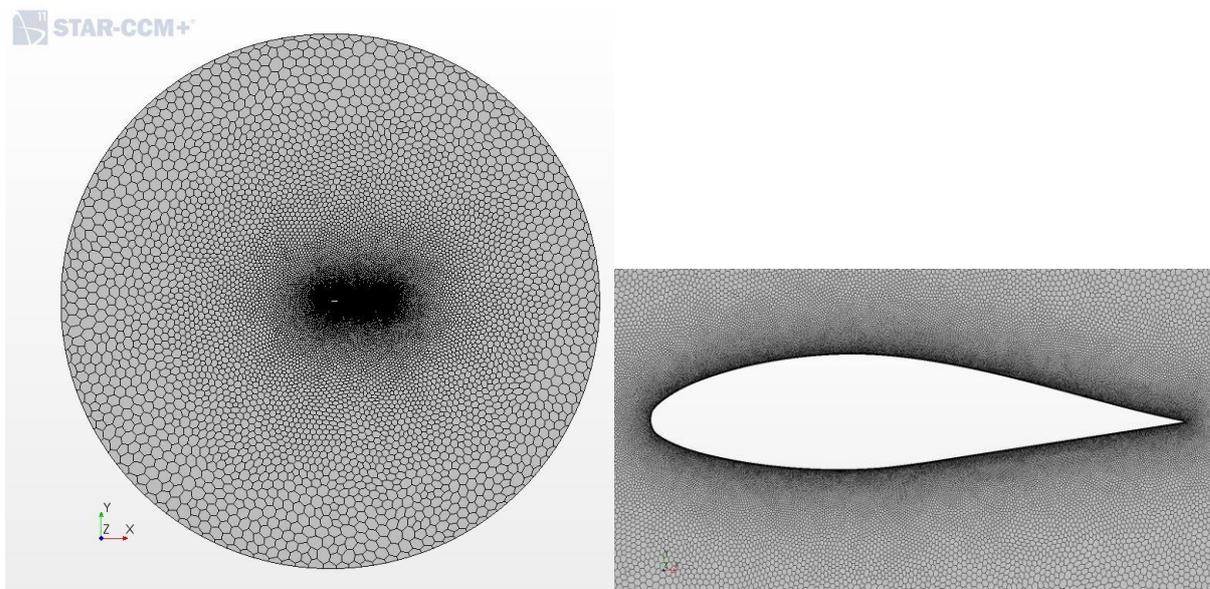


Figura 1. Malha

4 RESULTADOS

Para o estudo de malhas foi considerando um domínio circular com raio cinquenta vezes a corda do perfil. Para definir a quantidade ideal de elementos foi realizado um teste de malha variando o número de camadas prismáticas e o tamanho base do elemento. Para o primeiro caso (Fig. 2, 3 e 4), observou-se que os valores de C_l e C_d não convergiram, no entanto, apresentaram um patamar de não variação significativa de resíduo de cálculo (Erro) entre 5 e

8 camadas, e pontos de variação nulo com 8 camadas, portanto, foi definido com 8 camadas a quantidade ideal para cálculo.

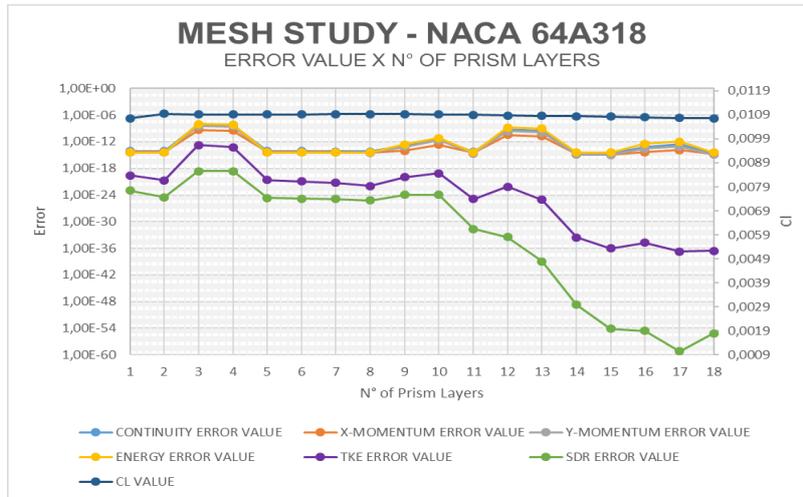


Fig. 2 – Teste de Malha: Número de Camadas Prismáticas: Erro.

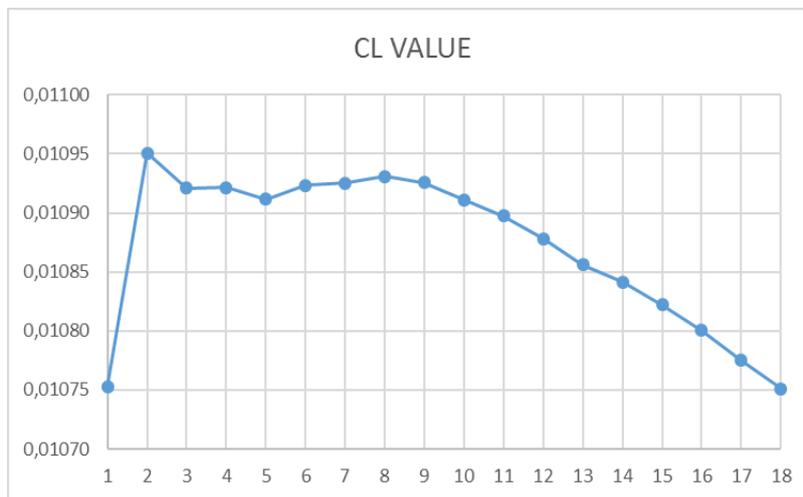


Fig. 3 – Teste de Malha: Número de Camadas Prismáticas: Coeficiente de Sustentação.

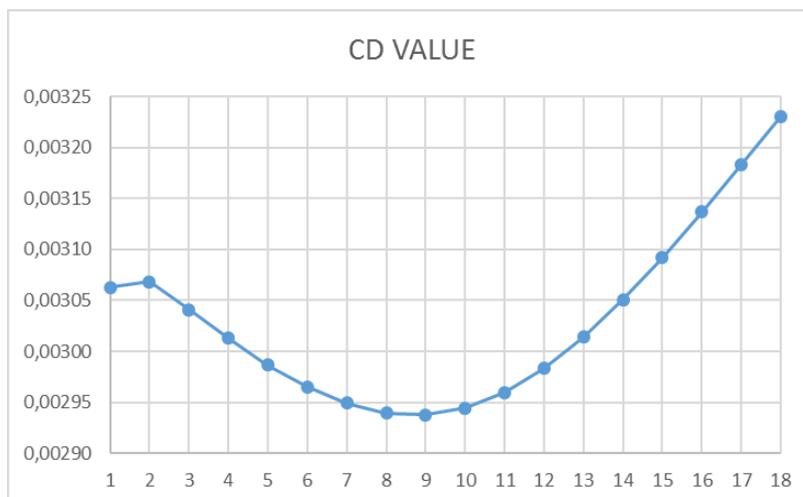


Fig. 4 – Teste de Malha: Número de Camadas Prismáticas: Coeficiente de Arrasto.

Em prosseguimento ao estudo, foi verificado a variação dos valores com a mudança de tamanho base de elementos (Fig. 5, 6 e 7), observando que a partir de 1mm os valores convergiam, obtendo valores com variações insignificantes a partir de 0.1mm, com isso foi utilizado esse valor como maior valor para cada uma das simulações.

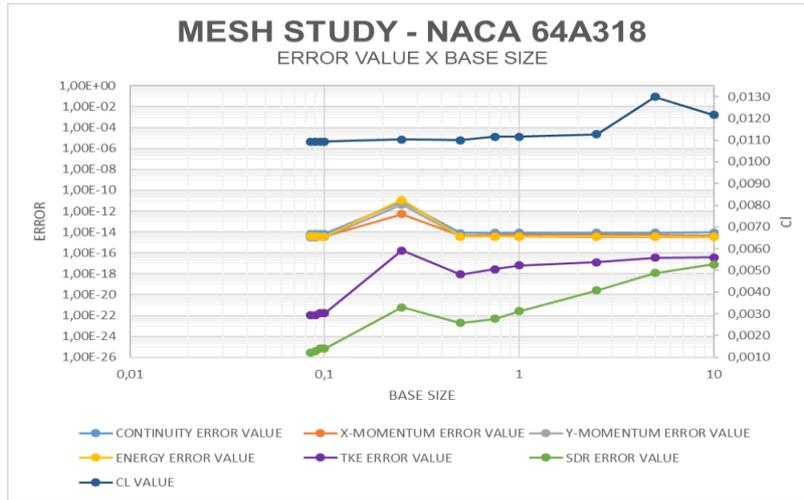


Fig. 5 – Teste de Malha: Tamanho Base de Elemento: Erro.

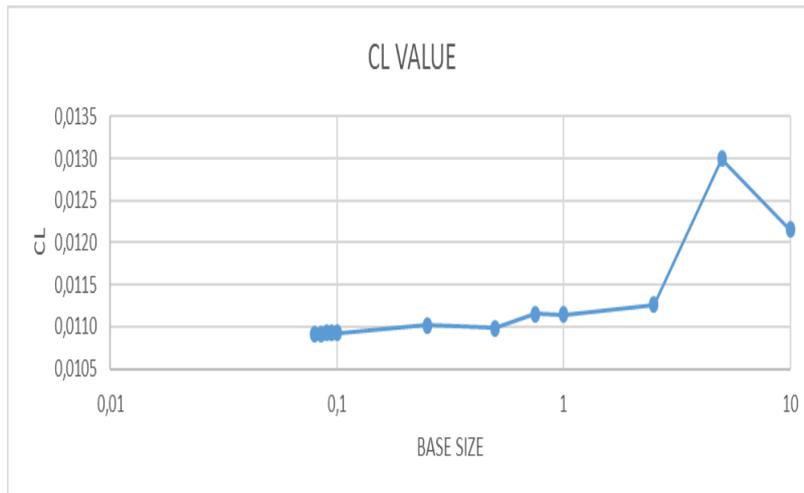


Fig. 6 – Teste de Malha: Tamanho Base de Elemento: Coeficiente de Sustentação.

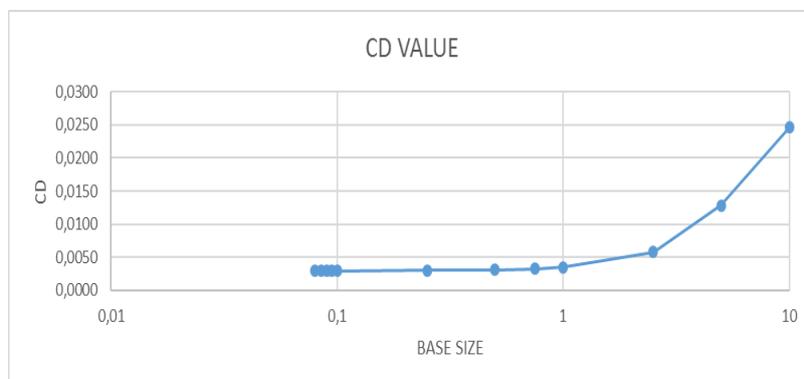


Fig. 7 – Teste de Malha: Tamanho Base de Elemento: Coeficiente de Arrasto.

Nos modelos de turbulência RANS a superestimação do arrasto é um fato comum, pois enquanto na realidade o perfil se divide em região turbulenta e laminar, o modelo assume escoamento é todo turbulento sobre o perfil.

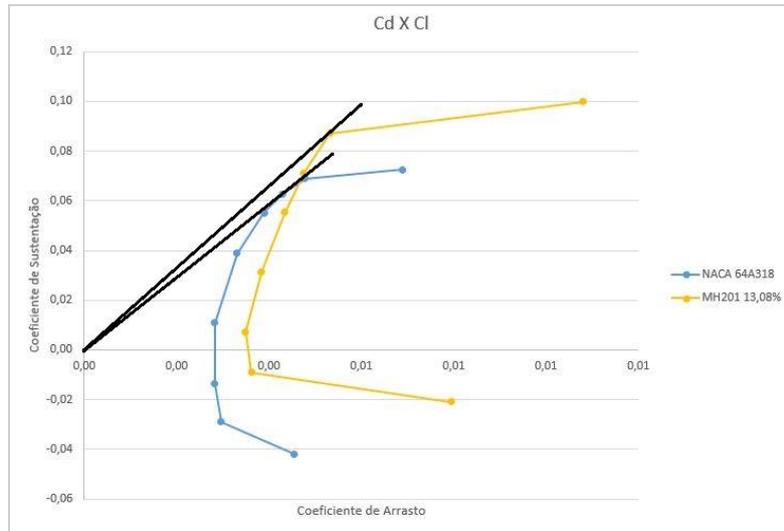


Figure 8. $C_l \times C_d$ – Eficiência Aerodinâmica.

As Figs. (8, 9, 10) apresentam a comparação entre os perfis NACA 64A-318 e MH201 13,08% nos resultados de Eficiência Aerodinâmica ($C_l \times C_d$), Coeficiente de Sustentação ($C_l \times \alpha$) e de Arrasto ($C_d \times \alpha$) por Ângulo de Ataque.

Observando a Fig. 8 o perfil MH 201 13,08% atingiu um coeficiente de sustentação maior que o perfil NACA 64A-318, porém, atinge um maior coeficiente de arrasto maior em mesmo ângulos de ataque. O ponto de maior importância na avaliação de uma curva polar é o ponto de maior razão lift-to-drag, que pode ser observado traçando uma reta que passa pela origem e tangencia a curva polar.

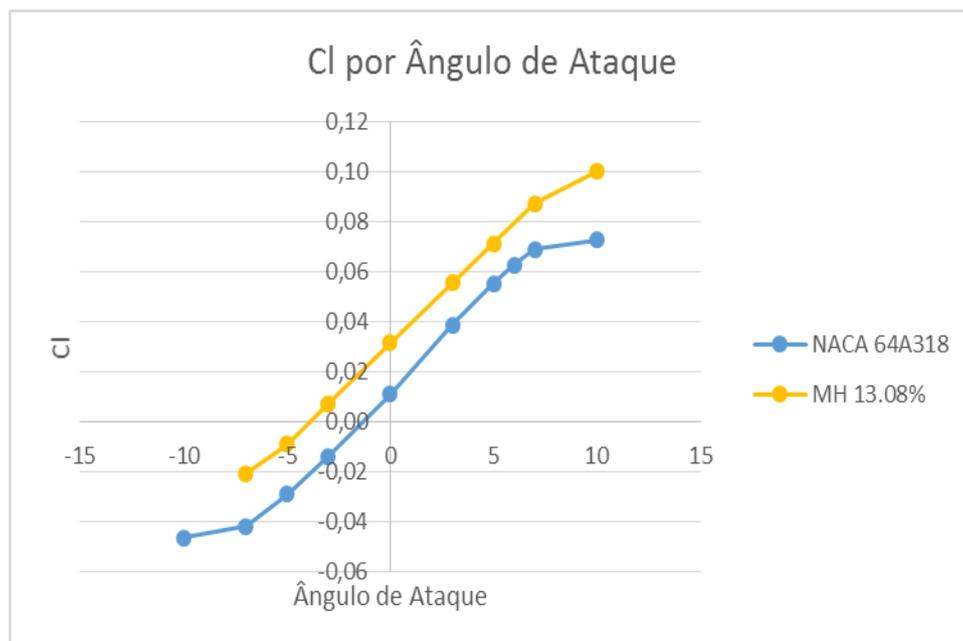


Figure 9. $C_l \times \alpha$ – Coeficiente de Sustentação por Angulo de ataque.

Observando a Fig. 9 o perfil MH 201 13,08% atinge maiores coeficientes de sustentação para os mesmos ângulos de ataque comparado com o perfil NACA 64A318.

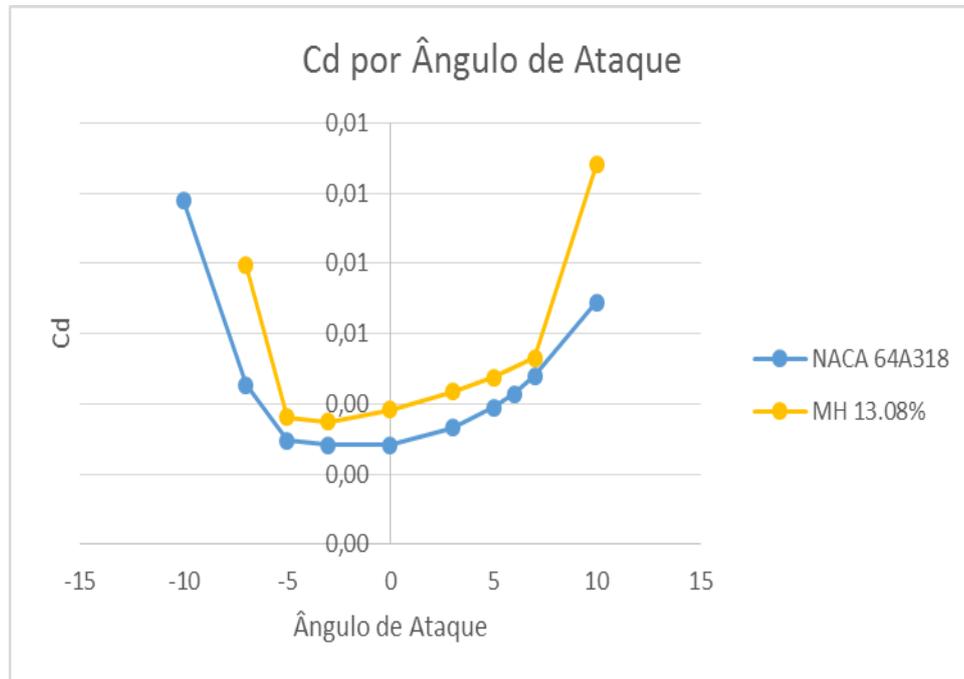


Figure 10. C_d x Alpha – Coeficiente de Arrasto por Angulo de Ataque.

Observando a Fig. 10 o perfil MH 201 13,08% possui maior coeficiente de arrasto com o mesmo ângulo de ataque iguais.

5 CONCLUSÃO

Os resultados obtidos demonstram que para analisar os coeficientes aerodinâmicos por meio de simulação computacional é preciso ter ponderação, tendo ciência das vantagens e das desvantagens apresentadas pelos modelos utilizados.

Através dos resultados constatou-se que o perfil MH201 13,08% possui maior eficiência aerodinâmica quando comparado ao perfil NACA 64A-318, apesar de apresentar maior coeficiente de arrasto para os mesmos ângulos de ataque. Conclui-se que o perfil MH201 13,08% apresentou maior eficiência para menores ângulos de ataque, além de possuir eficiência máxima maior que o perfil NACA 64A-318.

Através da simulação foi possível perceber que a modificação influenciaria no projeto do perfil com economia de combustível ou possibilidade de incremento de carga.

AGRADECIMENTOS

Agradecimento a FAPEMIG - Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de Minas Gerais pela ajuda financeira e o incentivo para a publicação deste artigo, e o Cd-Aptaco pela disponibilização do software.

REFERÊNCIAS

- Anderson, John. *Fundamentals of Aerodynamics*, 3. ed. Nova York. McGraw-Hill, 2001.
- Biasi, Fabio. *Principais Tipos de Arrasto nas Aeronaves*. AeroDesign, São Paulo, V.2, n. 7, 2010.
- Blazek, J. *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*. 2. ed. Oxford: Elsevier, 2005;
- ESSS. *Engenharia Assistida por Computador: o que é e como funciona?*. Disponível em: <<http://www.esss.com.br/blog/category/artigos-tecnicos/>>. Acesso em: 04 out. 2014.
- Fernandes, Marcos Paulo Gomes, Rocha, Paulo Alexandre Costa, Carneiro, Francisco Olímpio Moura. *Avaliação de resultados de simulação numérica de escoamento sobre o perfil NACA 2410 utilizando o OpenFOAM com diferentes modelos de turbulência*. In: VI Congresso Nacional De Engenharia Mecânica, 2010, Campina Grande, Anais... ABCM, 2010.
- Khoopae, Mk. *Effect of flow regime change from subsonic to transonic on the air loads of an oscillating airfoil*. *Journal of fluids and structures*, [S.I], v.50, n. 1, 2014. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0889974614001492>>. Acesso em: 20 set. 2015.
- Ribeiro, Fernanda Alves; *Análise Aerodinâmica De Perfis De Asa Para Aeronaves Experimentais Tipo Jn-1*. Dissertação de Mestrado – Universidade Federal do Rio Grande do Norte. 80p, 2011.
- Versteeg, H. K., Malalasekera, W. *An introduction to computational fluid dynamics: The finite volume method*. 1. ed. Harlow: Longman Scientific&Technical, 2008.