

CONEM 2016
CONGRESSO NACIONAL DE
ENGENHARIA MECÂNICA

21 - 25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

ESTUDO AERODINÂMICO DO PERFIL NACA

Márcio Mendes de Almeida Júnior, mma_junior@yahoo.com.br¹

Mara Nilza Estanislau Reis, mara.nilza@terra.com.br¹

Anderson Correa Lopes, acorrealopes.acl@gmail.com²

¹ Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais, Av. Dom José Gaspar, 500, Coração Eucarístico, Belo Horizonte, Minas Gerais, Brasil – Cep.30535-610.

² Universidade Presidente Antonio Carlos, Rua Pe Teófilo Reyn, 920 - São Dimas, Conselheiro Lafaiete - MG, 36400-000.

Resumo: 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. Os softwares XFLR5 e o Javafoil são programas de simulações numéricas baseados no método de painéis, e foram utilizados nesse trabalho, para simular os efeitos aerodinâmicos dos perfis NACA 64A-318 e 64A-412. Realizou-se o trabalho de validação e comparação dos dados simulados e os disponibilizados pela ferramenta Airfoilitools. Através da simulação foi possível perceber que a modificação possibilitaria ao projeto da aeronave, economia de combustível pela redução do arrasto ou possibilidade de incremento de carga se mantido o nível de arrasto. Neste estudo não foram consideradas as funções estruturais dos perfis, apenas o desempenho aerodinâmico através de coeficientes e curvas polares. As ferramentas de simulações numéricas existentes possuem como base formulações físicas complexas, possibilitando uma boa representatividade dos resultados, comparados com os valores obtidos numericamente com os valores publicados em relatórios NACA, fortalecendo a confiabilidade dos softwares para desenvolvimento de novos projetos de perfis.

Palavras-chave: Aerodinâmica, NACA, XFLR5, JAVAFOIL.

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).

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.

Cada aeronave é fabricada para funções específicas, e cada uma dessas aplicações exige parâmetros diferentes, mudando assim todo o seu projeto. Um dos principais componentes dos projetos de aeronaves são as asas. Devido a diversos tipos de perfil e condições a que são submetidas, 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 (KOOPAE, 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. Através das asas pode-se obter um melhor desempenho aerodinâmico, ou seja, menor arrasto, maior sustentação, maior velocidade, redução do consumo de combustíveis, entre outros.

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, 2010).

O objetivo deste trabalho é analisar o perfil aerodinâmico de asa da aeronave cargueira C-130H Hércules, fabricado pela Lockheed Martin. O C-130H é usado pela Força Aérea Brasileira (FAB) realizando missões de busca e salvamento,

abastecimento em voo, transporte de cargas e transporte de tropas. Para cada aplicação é possível o melhoramento do desempenho da aeronave, através do perfil de asa, tornando-a específica para a tarefa a ser realizada. (Cunha, 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.

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).

Na busca de uma geometria capaz de alcançar uma maior sustentação e um menor arrasto, foram feitos vários estudos em superfícies com diversas formas. Demonstrou-se que superfícies com curvatura poderiam produzir mais sustentação do que arrasto. Muitos estudos foram feitos para determinar os perfis com as melhores características, chegando-se a conclusão que todos eles apresentam vantagens e desvantagens diante do tipo de operação. (Lages, 2009).

Durante o voo o avião experimenta, além de forças reativas verticais para cima (sustentação), forças no sentido contrário ao movimento (arrasto), estas duas grandezas estão associadas ao ângulo de ataque que posiciona o perfil no espaço.

As variações do posicionamento do perfil no espaço enquanto este se desloca, podem aumentar o fluxo de ar que é impulsionado para baixo sob regime de escoamento laminar. Valores muito altos ou muito baixos para o ângulo de ataque podem comprometer a dinâmica do escoamento e as forças de sustentação e de arrasto, pois o aerofólio experimenta um regime turbulento, podendo levar a aeronave ao estol. (Weltner, 2012). Estol em uma aeronave é conhecido como perda de sustentação e está diretamente ligado ao ângulo de ataque máximo e ao coeficiente de sustentação máximo da asa. Com o aumento do ângulo de ataque o coeficiente de sustentação aumenta até um limite máximo, e logo após ele começa a decrescer. Nesse ângulo de ataque máximo ocorre o fenômeno do estol. Este fenômeno ocorre principalmente na aviação, já que a perda de sustentação é um fator a ser considerado no projeto de aeronaves. No momento em que o aerofólio atinge o ângulo de ataque crítico, regiões de deslocamento da camada limite se tornam mais evidentes. Após esse ângulo, a sustentação começa a decrescer simultaneamente a um aumento significativo do arrasto. Este fenômeno e dependente não somente do ângulo de ataque, mas da velocidade de escoamento e do tipo de aerofólio em questão.

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, 2001).

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 conforme demonstrado na Fig. 1. (Anderson, 2001).

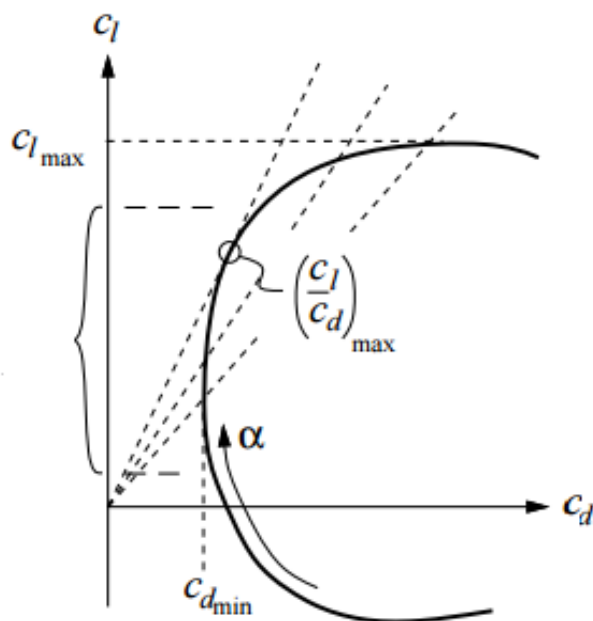


Figura 1. Máxima eficiência de curva polar.

É sabido que durante o escoamento no entorno do aerofólio o fluido aumenta sua velocidade. Este aumento é significativo, de forma que mesmo com um escoamento livre, de velocidade menor que a do som, é possível que ao longo do perfil se atinja escoamento de Mach superiores a 1. O fluido após atingir em algum ponto a velocidade com o número de Mach igual a 1, volta a reduzir após o ponto de máxima curvatura, provocando escoamento transônico no perfil. A aceleração do fluido ao redor do perfil é função da geometria e da posição do perfil em relação ao vetor velocidade do fluido. (Anderson, 2001).

A transição do regime sônico para o subsônico não é suave. O choque de pressão, causado por esta transição, modifica as propriedades do fluido, fazendo com que o fluido que escoar pelo fôlio perca sua capacidade de aderência. O fluido não se adere a superfície sob o efeito coanda, o desprendimento deste da superfície implica no descolamento da camada limite, caracterizando um regime de escoamento turbulento. (Anderson, 2001).

Para voos de cruzeiro, pela lei de Newton, considera-se que a força de tração produzida pela aeronave deve ser igual a força promovida pelo arrasto para a manutenção de velocidade constante. O coeficiente de tração necessário se reduz, em igual proporção, à medida que o coeficiente de arrasto reduz. A potência fornecida pelo motor é menos solicitada à medida que a resistência ao movimento é reduzida. Para menores valores de potência tem-se menor consumo de combustível.

Utilizou-se o software JAVAFOIL, como ferramenta de apoio, na determinação dos ângulos de ataque que determinam o Mach crítico para cada perfil. Os valores obtidos determinaram os limites dos ângulos para obtenção das curvas polares no regime laminar, e conseqüentemente os coeficientes, através do software XFLR5.

O programa JAVAFOIL e XFLR5 utilizam para suas simulações e cálculos matemáticos os métodos de painéis e métodos de vórtices de Lattice.

Segundo C.G.Gebhardt(2010), o Método dos vórtices de Lattice é capaz de prover resultados satisfatórios para o entendimento do comportamento aerodinâmico de uma turbina de eixo horizontal em regime instável e não linear, em que a complexidade do estudo é bem conhecida na engenharia. Os resultados obtidos também ajudaram a interpretar os efeitos da superfície do solo no sistema como um todo.

Segundo Jeonghyun (2007), a característica aerodinâmica não linear de uma asa pode ser analisada através do Método do painel no domínio da frequência. Eles compararam os resultados obtidos através deste método com os resultados obtidos utilizando o Método dos vórtices de Lattice e concluíram que os resultados foram semelhantes, apesar de que no método do painel, o ângulo de estol encontrado foi maior do que o encontrado através de outros métodos numéricos, o que mostra certa divergência do método ao obter esse parâmetro específico.

3. METODOLOGIA

A análise de um perfil aerodinâmico só pode ser realizada após a definição de um objeto polar para este perfil. Um objeto polar é definido por: seu tipo, seu número de Reynolds e Mach, o critério de transição laminar ou turbulento e a localização forçada do trip na superfície superior e inferior. Um ponto de operação de um determinado perfil é definido por um ângulo de ataque e pelo número de Reynolds e está sempre associado a um perfil e a um objeto polar. A área de referência para os coeficientes aerodinâmicos é sempre a área principal da asa (área projetada).

Inicialmente foi realizada uma comparação entre os perfis propostos. As curvas polares obtidas através do software XFLR5 foram comparadas com uma fonte já validada Airfoilttools. O objetivo desta comparação foi a validação da metodologia de análise pelo software.

Como não estão disponíveis no banco de dados do Airfoilttools os perfis propostos no trabalho, foram utilizados os perfis similares L-188ROOT e L-188TIP na comparação.

Os dados iniciais de projeto com os comprimentos de corda e os valores máximos de velocidade atingida pela aeronave, são apresentados na Tabela 1.

A norma International Standard Atmosphere (ISO, 1978), foi utilizada para a definição das condições de contorno.

Com os valores do comprimento da corda dos perfis, velocidade da aeronave e altitude, foram calculados diferentes números de Reynolds e Mach. A altitude de cruzeiro da aeronave considerada no estudo foi de 1×10^5 m, valor para voo de cruzeiro. (Anderson, 2001).

Os valores de Reynolds foram obtidos para as variações dos valores de entrada da Tab. 1, através de interpolação de dados:

Tabela 1. Dados de Projeto Lockheed C-130H.

Perfil	Velocidade (m/s)	Altitude (m)	Velocidade (m/s)	Comprimento (m)	Nº de Reynolds (-)
NACA 64A-318 e NACA 64A-412	164,4	0	164.4	4.88	5,40E+07
NACA 64A-412	164,4	0	164.4	2.54	2,80E+07
NACA 64A-318 e NACA 64A-412	164,4	10000	164.4	4.88	2,20E+07
NACA 64A-412	164,4	10000	164.4	2.54	1,10E+07

O XFLR5 possui limitação no cálculo, onde as linhas de corrente estão fora do regime laminar. É necessário a definição dos ângulos de ataque, de modo que o número de Mach crítico esteja acima do valor do número de Mach igual a 0,5, pois isto evita a formação de zonas de turbulência. (XFLR5, 2014).

Para a determinação do número de Mach crítico para cada perfil, foi utilizado o JAVAFOIL que determina os valores de velocidade crítica em função dos ângulos de ataque e geometria dos perfis utilizados.

Com a obtenção dos valores dos números de Mach crítico foi possível determinar a faixa de ângulo de ataque a ser analisada para cada perfil. Os ângulos limites para a convergência dos cálculos são limitados para valores do número de Mach maiores ou iguais 0,5.

4. RESULTADO

Os gráficos comparativos, para a validação da metodologia, com os perfis L-188 (ROOT) e L-188 (TIP), apresentaram erro percentual em relação os dados do AIRFOILTOOLS inferiores a 3%, para ângulos de ataque compreendidos entre -10 a 17°. São apresentados, em sobreposição, as curvas polares referentes ao banco de dados e os dados obtidos pela simulação na Fig. 2.

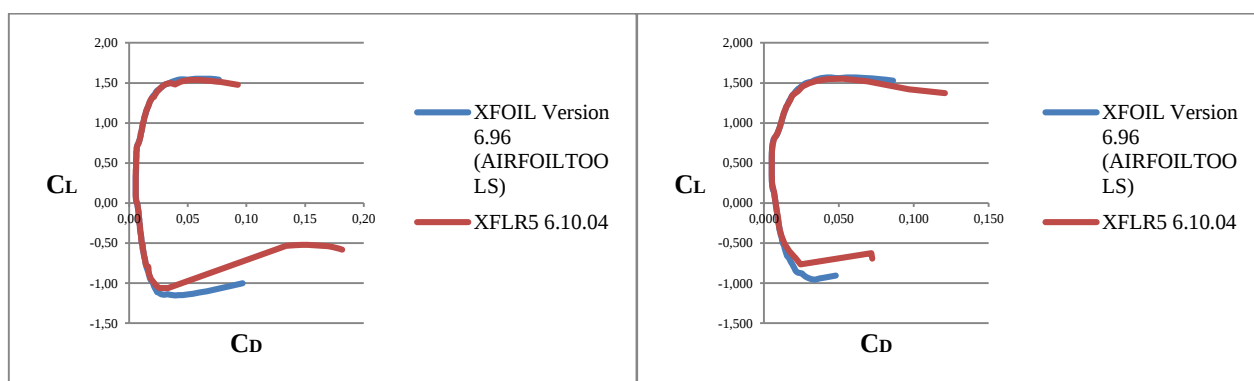


Figura 2. Comparação de dados para validação de metodologia.

Na Tab. 2 são apresentados os ângulos com incrementos de 1° para os quais a simulação já não converge (obtidos através do Javafoil). Para a geração das curvas polares através do XFLR5, foram utilizados nas simulações valores intermediários a estes.

Tabela 2. Valores de Mach Crítico.

Tipo	Perfis	α	C_L	C_D	M_{CR}
		[°]	[-]	[-]	[-]
ROOT	LOCKHEED L-188 ROOT	-6	-0,512	0,02035	0,472
		7	1,241	0,02595	0,468
	MH 200 12.97%	-5	-0,19	0,04324	0,442
		7	1,355	0,02649	0,436
	MH 201 13.08%	-5	-0,051	0,04306	0,471
		7	1,571	0,01782	0,463
TIP	NACA 64A-318 (ORIGINAL)	-7	-0,617	0,02212	0,492
		7	1,264	0,02262	0,493
	NACA 63-412	-6	-0,265	0,04581	0,457
		6	1,25	0,02149	0,468
	EPPLER E853	-5	-0,048	0,04105	0,472
		5	1,276	0,01647	0,458
	NACA 64A-412 (ORIGINAL)	-5	-0,194	0,04231	0,483
		6	1,212	0,02166	0,466
	LOCKHEED L-188 TIP	-5	-0,219	0,04414	0,48
		6	1,208	0,02368	0,495

A Fig. 3 mostra as curvas polares $C_L \times C_D$, para os perfis do tipo ponta de asa (TIP) com valor de número de Mach igual a 0,5 e ângulos de ataque de -5° a 5° . Essas condições permitem determinar a eficiência aerodinâmica do perfil, respeitando a limitação do número de Mach crítico.

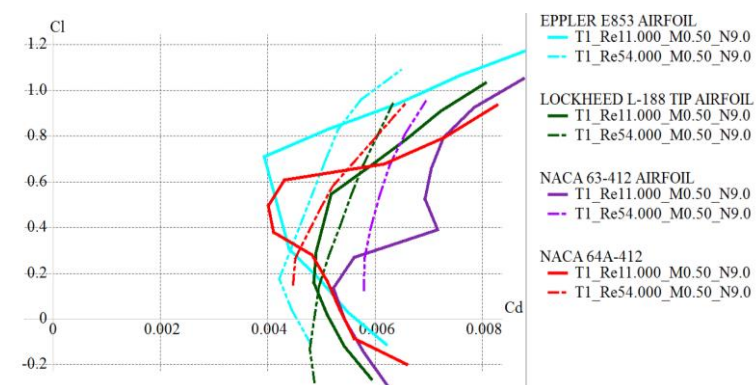


Figura 3. $C_L \times C_D$ dos perfis (TIP) com $Re=1,1 \times 10^7$ (linha contínua), $Re=5,4 \times 10^7$ (linha pontilhada) e $M=0,5$.

A Fig. 4 mostra as curvas polares $C_L \times C_D$, para os perfis do tipo raiz de asa (ROOT) com valores de número de Mach igual a 0,5 e ângulos de ataque de -5° a 7° . Essas condições também permitem, à exemplo do TIP, determinar a eficiência aerodinâmica do perfil respeitando a limitação do número de Mach crítico.

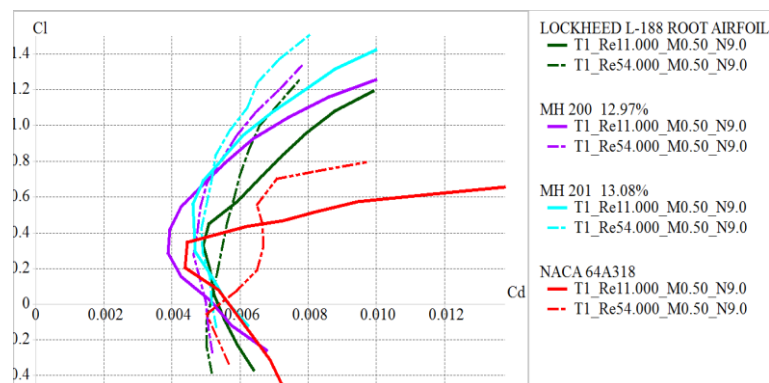


Figura 4. $C_L \times C_D$ dos perfis (ROOT) com $Re=1,1 \times 10^7$ (linha contínua), $Re=5,4 \times 10^7$ (linha pontilhada) e $M=0,5$.

Na faixa de estudo proposta, apresentada na Tab. 2, o perfil de raiz (ROOT) que obteve o melhor resultado para ambos números de Reynolds apresentados é o Eppler E853, este apresenta a maior eficiência aerodinâmica quando comparado aos demais perfis.

A Fig. 5 mostra o perfil Eppler E853, que é o perfil mais adequado para a substituição do NACA 64A-412.



Figura 5. Perfil NACA 64A-412(Original – à esquerda) e Perfil Eppler E853(Proposta – à direita).

Para uma melhor visualização da modificação quanto à forma geométrica está representado na Fig. 6, onde pode se observar que os perfis são bem semelhantes, porém no seu bordo de fuga, nota-se uma inclinação maior na parte inferior do perfil, gerando assim mais sustentação.

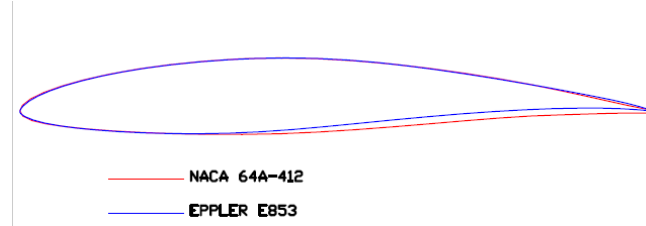


Figura 6. Perfil sobreposta da ponta de asa (TIP).

Na faixa de estudo proposta, apresentada na Tab. 2, o perfil de raiz (ROOT) que obteve o melhor resultado para ambos os números de Reynolds apresentados é o MH 13,08%, este apresenta a maior eficiência aerodinâmica quando comparado aos demais perfis.

A Fig. 7 mostra o perfil MH 201 13,08%, que é o perfil mais adequado para a substituição do NACA 64A-318.

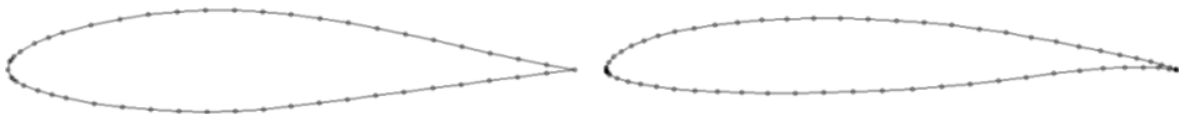


Figura 7. Perfil NACA 64A-318(Original – à esquerda) e Perfil MH 201 13,08% (Proposta – à direita).

Para uma melhor visualização da modificação quanto à forma geométrica está representado na Fig. 8, onde pode se observar que os perfis são diferentes e o perfil proposto MH 203 13,08% é mais esbelto e menos simétrico quanto a parte superior e inferior, essa mudança geométrica, é responsável para o ganho de sustentação e redução de arrasto.

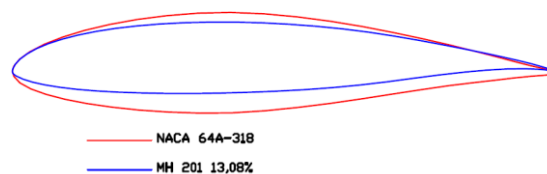


Figura 8. Perfil sobreposta da raiz (ROOT).

Os gráficos apresentados para detalhamento dos perfis propostos têm como objetivo a comparação, de maneira detalhada, das características dos perfis. Como já demonstrado anteriormente, os perfis propostos apresentaram melhor rendimento aerodinâmico para as variáveis de entrada. Estas variáveis representam a condição real de operação da aeronave, ou seja, número de Mach e Reynolds representativos. No entanto, para uma análise do comportamento geral fez-se necessário que o número de Mach fosse novamente zerado para convergência dos resultados para grandes ângulos de ataque. Foram gerados os gráficos para os coeficientes de forma isolada para aprofundar o conhecimento no comportamento do perfil. Apesar de desprezado o Mach real, temos para ambos os casos um modelamento em condições equivalentes, sendo assim possível mostrar as vantagens e desvantagens entre os perfis.

Conforme apresentado na Fig. 8, além de o fator eficiência aerodinâmica do perfil proposto (ROOT) (C_L/C_D) ter se mostrado maior que o perfil original, observou-se também um limite superior de coeficiente de sustentação possível de ser atingido maior que para o perfil original.

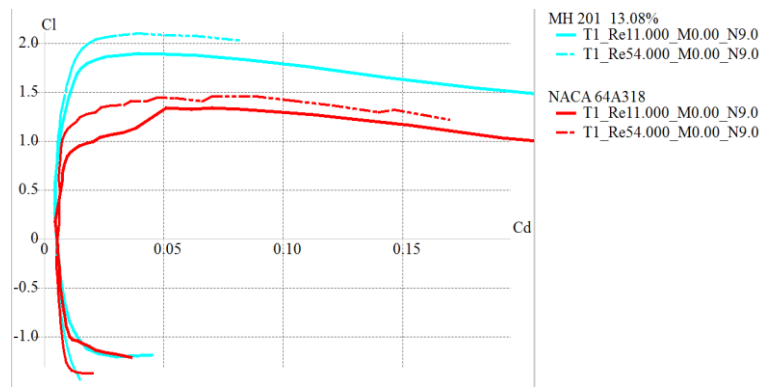


Figura 9 - Gráfico C_L X C_D para MH 210 13,08% e NACA 64A-318.

A Fig. 10 apresenta o coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque. Observou-se um coeficiente máximo na ordem de 30% maior em relação ao perfil original (ROOT).

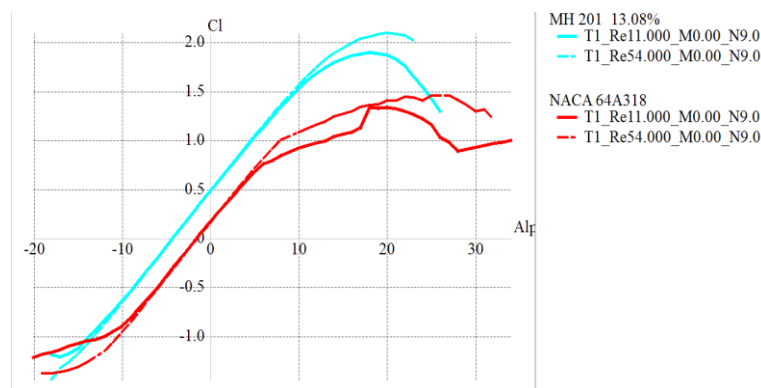


Figura 10 - Gráfico C_L x α para MH 210 13,08% e NACA 64A-318.

Observou-se no gráfico apresentado na Fig. 11, que a eficiência máxima do perfil proposto (ROOT) é alcançada em um ângulo de ataque inferior ao ponto de eficiência máxima do perfil original. Observa-se, uma melhor eficiência até o ângulo de estol de asa. Conforme Fig. 10, o ângulo de estol ocorre para ambos os perfis, em aproximadamente 20° que é o limite superior da curva polar de C_L x α .

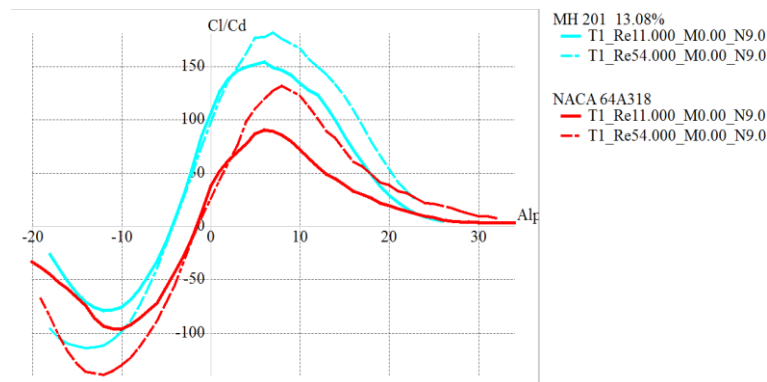


Figura 11 - Gráfico C_L/C_D x α para MH 210 13,08% e NACA 64A-318.

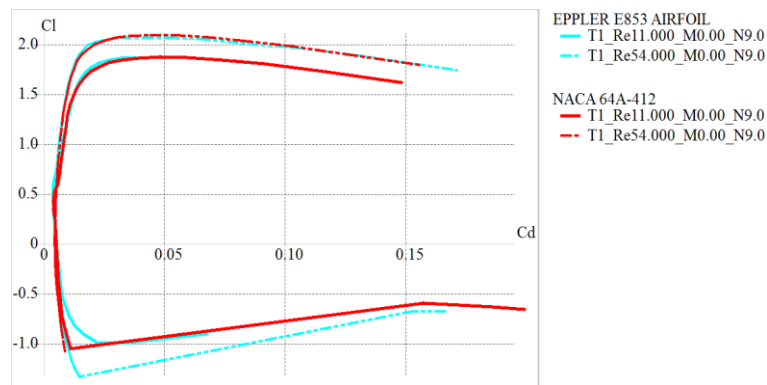


Figura 12 - Gráfico C_L x C_D para EPPLER E853 e NACA 64A-412.

Conforme apresentado na Fig. 12, o fator eficiência aerodinâmica do perfil proposto (TIP) (C_L/C_D) mostrou-se equivalente ao perfil original. Observou-se uma equivalência no limite superior de coeficiente de sustentação possível de ser atingido, sendo variáveis apenas os ângulos de ataque para atingir o máximo coeficiente. Foi possível observar de forma detalhada o coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque na Fig. 13. O coeficiente de sustentação máximo fornecido pelo perfil proposto se dá para um ângulo de ataque na ordem de 10% menor em relação ao perfil original.

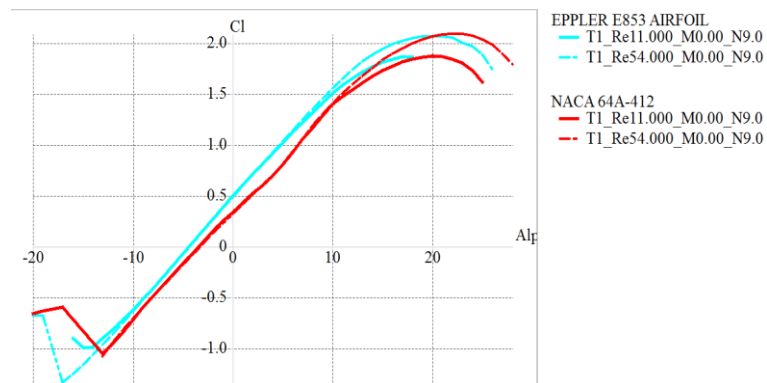


Figura 13 - Gráfico C_L x α para EPPLER E853 e NACA 64A-412.

Observou-se no gráfico, Fig. 14, que a eficiência máxima do perfil proposto foi alcançada em um ângulo de ataque menor que para a máxima eficiência do perfil original, porém, ocorreu uma queda de eficiência na medida em que se aproxima ao ângulo de estol do perfil. Conforme apresentado na Fig. 13, o ângulo de estol ocorre para ambos os perfis, em aproximadamente 20° no ponto máximo curva polar de C_L x α .

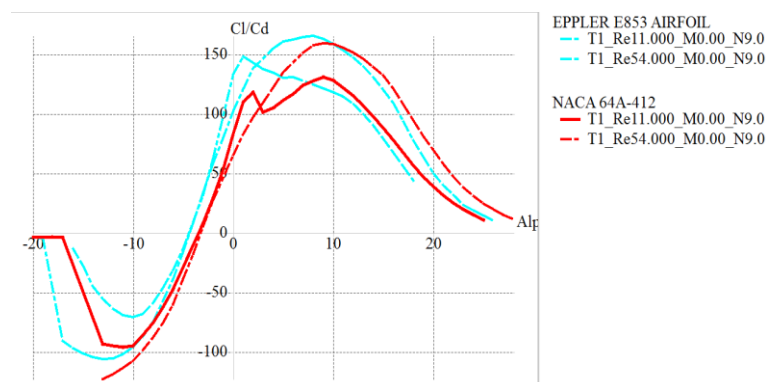


Figura 14 - Gráfico C_L/C_D x α para EPPLER E853 e NACA 64A-412.

5. CONCLUSÃO

A simulação numérica foi realizada tendo como limitação o campo de operação dos programas que realizam cálculos apenas para escoamento em regimes laminares.

Realizou-se o trabalho de validação e comparação dos dados simulados e os disponibilizados pela ferramenta Airfoiltools.

Com base nas simulações realizadas concluiu-se que os perfis Eppler E853 e MH 13.08% apresentaram-se mais eficientes, do ponto de vista aerodinâmico, que os perfis aplicados originalmente na aeronave, NACA 64A-412 e 64A-318 respectivamente.

Através da simulação foi possível perceber que a modificação traria ao projeto da aeronave, economia de combustível pela redução do arrasto ou possibilidade de incremento de carga se mantido o nível de arrasto. A aeronave se beneficiaria dessa mudança pela pelo aumento da autonomia de voo, isso sem comprometer a capacidade de carga, sua principal aplicação.

Conclui-se que os perfis propostos apresentaram maior eficiência para menores ângulos de ataque, além de possuir eficiência máxima maior que os perfis originais.

Foram obtidos os comportamentos para cada perfil em função do ângulo de trabalho, podendo demonstrar assim o significativo ganho para o perfil tipo ROOT além de caracterizar a atuação deste. Foi observado, para os perfis TIP, que apesar de não terem sido obtidos ganhos significativos de eficiência e sustentação, houve ainda uma melhora para a condição de cruzeiro onde para baixos ângulos de ataque o perfil apresentou melhor eficiência.

Não foram consideradas neste estudo as funções estruturais dos perfis, apenas o desempenho aerodinâmico através de coeficientes e curvas polares. Não foi pretendido neste o esgotamento do assunto ou demérito de qualquer característica de projeto da aeronave que se encontra em operação. Sabe-se que pela complexidade do assunto, é necessário que seja realizado um estudo muito mais aprofundado de dinâmica, questões econômicas e detalhamento de comportamentos turbulentos, que após realizados podem inviabilizar o estudo apresentado no trabalho.

6. AGRADECIMENTOS

Agradecimento a FAPEMIG - Fundação de Amparo a Pesquisa do Estado de Minas Gerais pela ajuda financeira e o incentivo para a publicação deste artigo.

7. REFERÊNCIAS

- AIRFOILTOOLS: banco de dados. Disponível em: < <http://airfoiltools.com/>>. Acesso em: 09 maio 2015.
- 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[8]
- CUNHA, Rudnei. Lockheed C-130 Hercules. Disponível em: <<http://www.rudnei.cunha.nom.br/FAB/br/c-130.html>>. Acesso em: 30 ago. 2014.
- 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.
- GEBHARDT,C,G; PREIDIKMAN,S; MASSA,J,C. Numerical simulations of the aerodynamic behavior of largehorizontal-axis wind turbines. **International Journey of hydrogen energy**, Buenos Aires,v.35, n.1, 2010. Disponível em: < <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0360319909020175>>.Acesso em: 05 out. 2015.
- HEPPERLE, Martin. **JAVAFOIL – Analise de Aerofólios**. Disponível em: < <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/JAVAFOIL.htm>>. Acesso em: 26 out. 2014.
- INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STADARDIZATION. ISO 2533: 1975. Standard Atmosphere. Switzerland: ISO, 1978.
- JEONGHYUN,C; JUNSOO,C. Calculation of nonlinear aerodynamic characteristics of a wing using a 3-D panel method. **International Journal for numerical methods in fluids**, Seoul ,v.56, n.1, 2008.Disponível em: <<http://onlinelibrary.wiley.com/doi/10.1002/fld.1521>>. Acesso em: 05 out. 2015.
- KOOPAE, 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.
- LAGES, Yoann Eras; Análise Estrutural à Asa da aeronaveLockheed Martin C-130H. Dissertação de Mestrado – Universidade Técnica de Lisboa. 103p, 2009.
- PADILHA, Bruno R., ZAIONS, Douglas R., SPULDARO, Everton. Projeto aerodinâmico, estabilidade e controle de um veículo aéreo não tripulado (VANT) de asa fixa. Unhões & Ciência - ACET , Joaçaba, v.3, n.1, 12 p. 108-120, jan/jun 2012.
- 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.
- XFLR5. Descrição Geral. Disponível em: < <http://www.xflr5.com/xflr5.htm> >. Acesso em: 26 out. 2014.[14]
- WELTNER, Klaus et. al. A Dinâmica Dos Fluidos Complementada e a Sustentação da Asa. Rev. Bras. Ensino Fís., São Paulo, v.23, dez, 2001.

8. RESPONSABILIDADE AUTORAL

“Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho”.

AERODYNAMIC STUDY PROFILE NACAENGLISH

Márcio Mendes de Almeida Júnior, mma_junior@yahoo.com.br¹

Mara Nilza Estanislau Reis, mara.nilza@terra.com.br¹

Anderson Correa Lopes, acorreallopes.acl@gmail.com²

¹Pontifical Catholic University of Minas Gerais, Av. Dom José Gaspar, 500, Coração Eucarístico, Belo Horizonte, Minas Gerais, Brasil – Cep.30535-610.

² Universidade Presidente Antonio Carlos, Rua Pe Teófilo Reyn, 920 - São Dimas, Conselheiro Lafaiete - MG, 36400-000.

Abstract. Aerodynamics has been studied throughout history, with significant growth of methods to understand the effects of flow of a fluid around an object. To be able to this application required a study of the alar profiles, which provide the necessary support for the flight to quantify the forces acting on it. There are difficulties in obtaining representative results for mathematical modeling due to the complexity and extent of these. The difficulties in experiments are due to scale factors in wind tunnels and prototype manufacturing costs. The XFLR5 software and Javafoil are numerical simulations based programs panels method, and were used in this study to simulate the aerodynamic effects of NACA profiles 64A-318 and 64a-412. He carried out the validation work and comparison of predicted and offered by Airfoiltos tool. Through simulation it was revealed that the change would allow the design of the aircraft, fuel economy by reducing the drag or possible load increase is maintained the level of drag. In this study, we were not considered structural features of the profiles, only the aerodynamic performance through coefficients and polar curves. The tools of existing numerical simulations have based on complex physical formulations, providing a good representation of the results, compared with the values obtained numerically with the figures published in NACA reports, strengthening the reliability of the software to develop new project profiles.

Keywords: Aerodynamic NACA, XFLR5, JAVAFOIL.