



## ESTUDO DE PERFIL AERODINÂMICO: ASA DO C-130H LOCKHEED MARTIN

**Mara Nilza Estanislau Reis**

**Lucas Fernandes**

**Márcio Mendes de Almeida Júnior**

**Mattheus Dias Hildebrand**

mara.nilza@terra.com.br

lucas\_fernandes2004@hotmail.com

mma\_junior@yahoo.com.br

mttheus@gmail.com

Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais.

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

**Resumo.** Este trabalho tem como objetivo, estudar outros perfis para aeronave Lockheed C-130H em substituição aos perfis NACA 64A-318 e NACA 64A-412 usados atualmente. Diversos perfis com características semelhantes aos usados originalmente na aeronave da Lockheed foram selecionados e testados a partir do banco de dados Airfoiltools. Através do software JAVAFOIL, foram gerados os valores de número de Mach crítico e faixa de ângulo de ataque de análise dos perfis, e com o software XFLR5 foi gerado o gráfico  $C_L$  (Coeficiente de sustentação)  $\times C_D$  (Coeficiente de arrasto),  $C_L \times \alpha$  (ângulo de ataque),  $C_L/C_D$  (eficiência aerodinâmica)  $\times \alpha$ , para cada perfil estudado, e com base nestes gráficos foi possível propor os perfis Eppler E853 e MH201 13,08% em substituição ao NACA 64A-412 e NACA 64A-318 respectivamente. Esta substituição foi realizada tendo em vista o ganho de eficiência aerodinâmica sem comprometer a capacidade de carga da aeronave.

**Palavra Chave:** Aerodinâmica, C-130H, 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).

A aerodinâmica não é uma matéria aplicada apenas na indústria aeronáutica, porém é seu campo de aplicação em excelência. A interação experimentada entre corpos e fluidos, pode ser observada em aeronaves, casas, veículos terrestres, dentre outros. (Lages, 2009).

As aeronaves são meio de transporte cada vez mais frequentes nas vidas das pessoas, não sendo apenas utilizados para o transporte de passageiros. O avião tem dentre outros o uso militar, com o transporte de tropas, equipamentos, armas e também para transporte de carga. (Cunha, 2014).

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. 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.

Existem poucos casos no qual a sustentação e o arrasto podem ser determinados sem os recursos de dados experimentais em túneis de vento, para a maioria das formas de interesse, deve-se recorrer as simulações computacionais para os cálculos referentes ao arrasto e a sustentação.

O uso de métodos computacionais permite diminuir a linha de desenvolvimento de um novo perfil, uma vez que os cálculos exaustivos são executados pelo computador. A complexidade permitida para os cálculos se eleva sem aumentar significativamente o tempo necessário para execução destes. Os cálculos dos protótipos, 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 aos que eram feitos manualmente. (ESSS, 2014).

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.

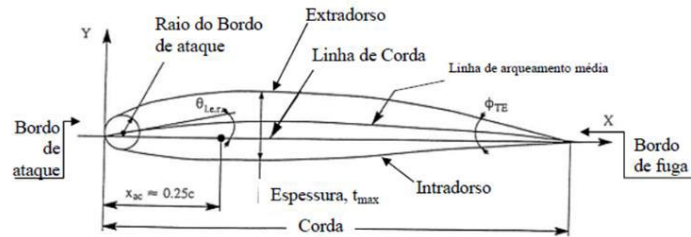
## 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Aerofólio é uma superfície projetada para converter a resistência do ar que escoar ao seu redor em força útil ao voo. 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).

Para a determinação da geometria dos perfis são necessários os seguintes parâmetros indicados na Figura 1:



**Figura 1. Ilustração de um perfil**

- O bordo de ataque é o ponto mais distante na frente do aerofólio;
- O bordo de fuga é o ponto mais afastado na traseira do aerofólio;
- A corda é a reta que liga o bordo de ataque ao de fuga;
- O extradorso é a curva que define a metade superior do aerofólio;
- O intradorso é a curva que define a metade inferior do aerofólio;
- Linha de arqueamento média define o ponto médio entre o extradorso e o intradorso;
- Arqueamento é a máxima distância que existe entre a linha de arqueamento média e a linha da corda;
- A espessura representa a máxima altura do perfil medida perpendicularmente à linha da corda.

Durante o voo a aeronave experimenta, além de forças reativas verticais para cima (sustentação), forças no sentido contrário ao movimento (arrasto). O arrasto é uma força gerada pela resistência que o escoamento impõe ao movimento. As forças de arrasto, as quais o avião é submetido, são provenientes de dois aspectos físicos: desbalanceamento de pressão sobre a superfície analisada e atrito viscoso.

As forças de arrasto e sustentação são ainda função do ângulo de ataque do perfil. O ângulo de ataque é o ângulo entre a corda e a direção do movimento do ar relativa ao aerofólio.

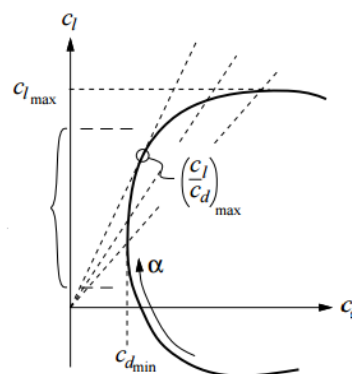
As variações do posicionamento do perfil no espaço enquanto este se desloca, podem aumentar o fluxo de ar que é impulsionado para baixo sob regime de escoamento laminar. Valores muito altos ou muito baixos para o ângulo de ataque podem comprometer a dinâmica do escoamento e as forças de sustentação e de arrasto, pois o fólio experimenta um regime turbulento, podendo levar a aeronave ao estol. (Weltner, 2001).

O coeficiente de sustentação 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).

O coeficiente de arrasto 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 para análise de um perfil alar, 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, Figura 1. 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 Figura 2. (Anderson, 2001).



**Figura 2. Máxima eficiência de curva polar**

A verdadeira importância na análise de um perfil está na avaliação do arrasto em comparação com a sustentação gerada por este para a condição estudada. As polares auxiliam na comparação, pois correlacionam diretamente o fator de eficiência aerodinâmica ( $C_L/C_D$ ).

Para a quantificação dos coeficientes descritos, foi utilizada a ferramenta de cálculo XFLR5. O software possui limitações quanto aos cálculos de curvas polares de sustentação e arrasto para regimes turbulentos, causado neste caso pelo número de Mach crítico. (XFLR5, 2014).

Durante o escoamento no entorno do aerofólio o fluido aumenta sua velocidade. Este aumento é significativo, de forma que mesmo com um escoamento livre, com a velocidade menor que a do som, é possível que ao longo do perfil se atinja a velocidade de escoamento com o número de Mach igual a 1, provocando escoamento transônico no perfil. Esse fato ajuda a estabelecer um conceito importante, o Mach crítico, que é a velocidade de escoamento livre em que se atinja em um ponto em torno do aerofólio, valores de Mach iguais a 1. (Anderson, 2001).

A aceleração do fluido ao redor do perfil é função da geometria e da posição do perfil em relação ao vetor velocidade do fluido. 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.

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).

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. (Hepperle, 2014).

### 3 METODOLOGIA

Inicialmente foi realizada uma comparação entre os perfis propostos, com uma fonte já validada e os valores obtidos através do software XFLR5. O objetivo desta comparação foi a validação da metodologia de análise pelo software.

Como não estão disponíveis no banco de dados do Airfoiltools os perfis propostos no trabalho, foram utilizados os perfis equivalentes L-188ROOT e L-188TIP em substituição aos perfis NACA 64A-318 e NACA 64A-412 respectivamente. O banco de dados do Airfoiltool garante a semelhança entre os perfis citados. (Airfoiltools, 2015).

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

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

| Perfil       | Corda Máxima (m) | Corda Mínima (m) | Velocidade (m/s) |
|--------------|------------------|------------------|------------------|
| NACA64A-318  | 4,88             | 4,88             | 164,4            |
| NACA 64A-412 | 4,88             | 2,54             | 164,4            |

Os perfis semelhantes e originais de projeto do Lockheed C-130H estão no Quadro 1:

**Quadro 1. Perfis analisados**

| Nome ou descrição do perfil | Posição     | Observação |
|-----------------------------|-------------|------------|
| NACA 64A-318                | RAIZ (ROOT) | ORIGINAL   |
| E209 (13.72%)               | RAIZ (ROOT) | SIMILAR    |
| HQ 3.0-14                   | RAIZ (ROOT) | SIMILAR    |
| LOCKHEED L-188 ROOT         | RAIZ (ROOT) | SIMILAR    |
| MH 200 12.97%               | RAIZ (ROOT) | SIMILAR    |
| MH 201 13.08%               | RAIZ (ROOT) | SIMILAR    |
| NACA 63-415                 | RAIZ (ROOT) | SIMILAR    |

|                                |             |          |
|--------------------------------|-------------|----------|
| NACA 65(2)-215                 | RAIZ (ROOT) | SIMILAR  |
| NACA 65(2)-415                 | RAIZ (ROOT) | SIMILAR  |
| NACA 66(2)-415                 | RAIZ (ROOT) | SIMILAR  |
| NASA-LANGLEY NLF 0414F AIRFOIL | RAIZ (ROOT) | SIMILAR  |
| S4233-136-84                   | RAIZ (ROOT) | SIMILAR  |
| NACA 64A-318                   | PONTA (TIP) | ORIGINAL |
| NACA 64A-412                   | PONTA (TIP) | ORIGINAL |
| EPPLER E853                    | PONTA (TIP) | SIMILAR  |
| GOE 548                        | PONTA (TIP) | SIMILAR  |
| HQ 2.0-12                      | PONTA (TIP) | SIMILAR  |
| HQ 2.5-12                      | PONTA (TIP) | SIMILAR  |
| HQ 3.0-12                      | PONTA (TIP) | SIMILAR  |
| LOCKHEED L-188 TIP             | PONTA (TIP) | SIMILAR  |
| NACA 63-412                    | PONTA (TIP) | SIMILAR  |
| NACA 65(1)-412                 | PONTA (TIP) | SIMILAR  |
| SG6051                         | PONTA (TIP) | SIMILAR  |

A norma International Standard Atmosphere (ISO 2533, 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  $1 \times 10^5$  m, valor para voo de cruzeiro. (Anderson, 2001).

Os valores de Reynolds foram obtidos para as variações dos valores de entrada da Tabela 2, através de interpolação de dados:

**Tabela 2. Interpolação dos dados da Norma ISO 2533.**

| Altitude (m) | Velocidade (m/s) | Comprimento (m) | Nº de Reynolds (-) |
|--------------|------------------|-----------------|--------------------|
| 0            | 164.4            | 4.88            | 5,40E+07           |
| 0            | 164.4            | 2.54            | 2,80E+07           |
| 10000        | 164.4            | 4.88            | 2,20E+07           |
| 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 critico 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, mostrado na Tabela 3.

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.

**Tabela 3. Mach crítico.**

| Perfis ROOT            | $\alpha$<br>[°] | $C_L$<br>[-] | $C_D$<br>[-] | M cr.<br>[-] |
|------------------------|-----------------|--------------|--------------|--------------|
| E209 (13.72%)          | -6              | -0,499       | 0,01599      | 0,468        |
|                        | 7               | 1,223        | 0,01952      | 0,499        |
| HQ 3.0/14              | -6              | -0,288       | 0,01697      | 0,462        |
|                        | 7               | 1,46         | 0,02384      | 0,492        |
| LOCKHEED L-188<br>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        |
| NACA 63-415            | -7              | -0,485       | 0,01882      | 0,454        |
|                        | 7               | 1,348        | 0,02532      | 0,46         |
| NACA 65(2)-215         | -6              | -0,477       | 0,04491      | 0,458        |
|                        | 6               | 1,016        | 0,0212       | 0,471        |
| NACA 65(2)-415         | -6              | -0,295       | 0,04476      | 0,467        |
|                        | 6               | 1,235        | 0,02306      | 0,468        |
| NACA 66(2)-415         | -6              | -0,292       | 0,04618      | 0,453        |
|                        | 6               | 1,02         | 0,04404      | 0,46         |
| NASA/LANGLEY           | -4              | -0,152       | 0,03912      | 0,491        |
| NLF 0414F              | 6               | 1,133        | 0,02391      | 0,479        |
| S4233-136-84           | -5              | -0,191       | 0,0424       | 0,452        |
|                        | 8               | 1,44         | 0,02325      | 0,485        |
| NACA 64A-318           | -7              | -0,617       | 0,02212      | 0,492        |
| (ORIGINAL)             | 7               | 1,264        | 0,02262      | 0,493        |

| Perfis TIP     | $\alpha$<br>[°] | $C_L$<br>[-] | $C_D$<br>[-] | M cr.<br>[-] |
|----------------|-----------------|--------------|--------------|--------------|
| NACA 63-412    | -6              | -0,265       | 0,04581      | 0,457        |
|                | 6               | 1,25         | 0,02149      | 0,468        |
| NACA 65(1)-412 | -5              | -0,192       | 0,0421       | 0,467        |
|                | 6               | 1,211        | 0,02174      | 0,477        |
| GOE 548        | -6              | -0,324       | 0,04403      | 0,497        |
|                | 7               | 1,314        | 0,02229      | 0,453        |
| EPPLER E853    | -5              | -0,048       | 0,04105      | 0,472        |
|                | 5               | 1,276        | 0,01647      | 0,458        |
| HQ 2.0/12      | -5              | -0,331       | 0,01449      | 0,491        |
|                | 7               | 1,267        | 0,02275      | 0,461        |
| HQ 2.5/12      | -5              | -0,241       | 0,01525      | 0,482        |
|                | 7               | 1,356        | 0,02206      | 0,483        |
| HQ 3.0/12      | -5              | -0,154       | 0,01478      | 0,466        |
|                | 7               | 1,447        | 0,02282      | 0,469        |
| NREL's S806A   | -3              | -0,074       | 0,03826      | 0,488        |
|                | 7               | 1,192        | 0,02256      | 0,455        |
| SG6051         | -5              | -0,199       | 0,05103      | 0,479        |
|                | 7               | 1,217        | 0,03268      | 0,464        |
| NACA 64A-412   | -5              | -0,194       | 0,04231      | 0,483        |
|                | 6               | 1,212        | 0,02166      | 0,466        |
| NACA 64A-318   | -7              | -0,617       | 0,02212      | 0,492        |
|                | 7               | 1,264        | 0,02262      | 0,493        |
| LOCKHEED L-188 | -5              | -0,219       | 0,04414      | 0,48         |
| TIP            | 6               | 1,208        | 0,02368      | 0,495        |

## 4 RESULTADOS

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 Figura 3.

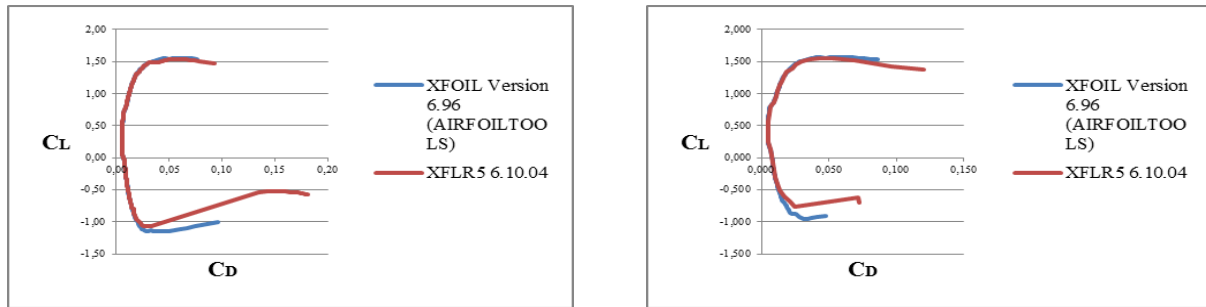


Figura 3. Comparação de dados para validação de metodologia.

Os resultados para os perfis de ponta (TIP) de asa usando curvas de eficiência aerodinâmica para a faixa que compreende os ângulos entre  $-20^\circ$  e  $20^\circ$  e para número de Mach igual a 0 estão apresentados nas Figuras 4 e 5.

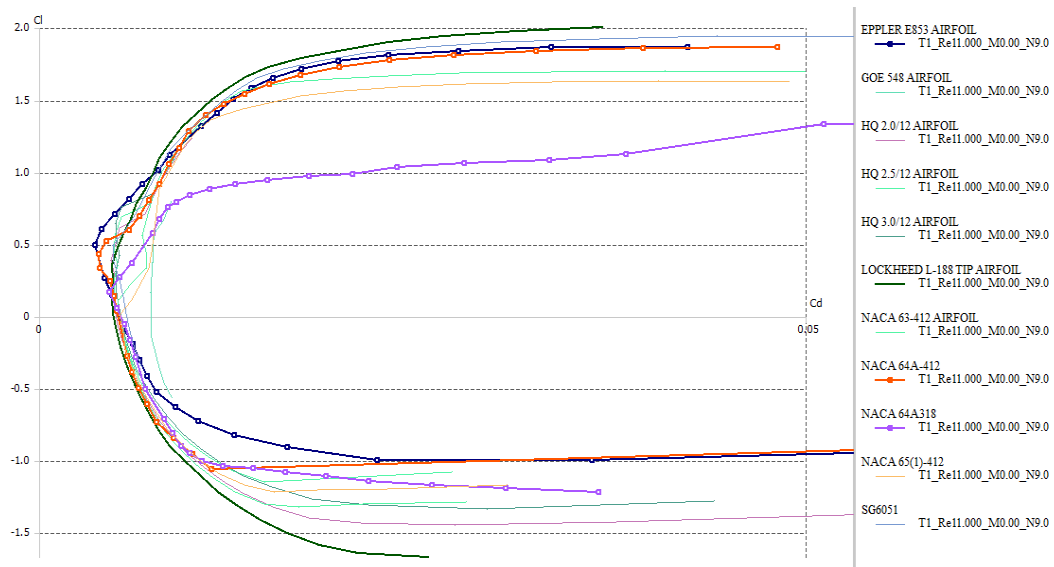


Figura 4.  $C_L \times C_D$  dos perfis de ponta (TIP) de asa com  $Re=1,1 \times 10^7$

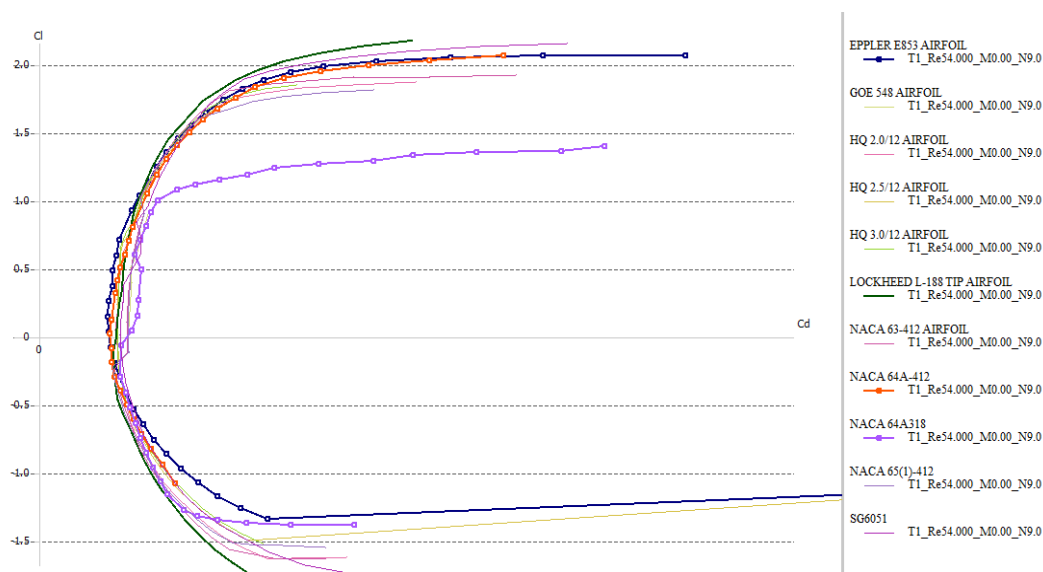


Figura 5.  $C_L \times C_D$  dos perfis de ponta (TIP) de asa com  $Re=5,4 \times 10^7$ .

As figuras 6 e 7 mostram para os perfis do tipo ponta (TIP) da asa e valor do número de Mach igual a 0,5 e ângulos de ataque de  $-3^\circ$  a  $5^\circ$ , o que permite determinar a eficiência aerodinâmica do perfil respeitando a limitação do número de Mach crítico.

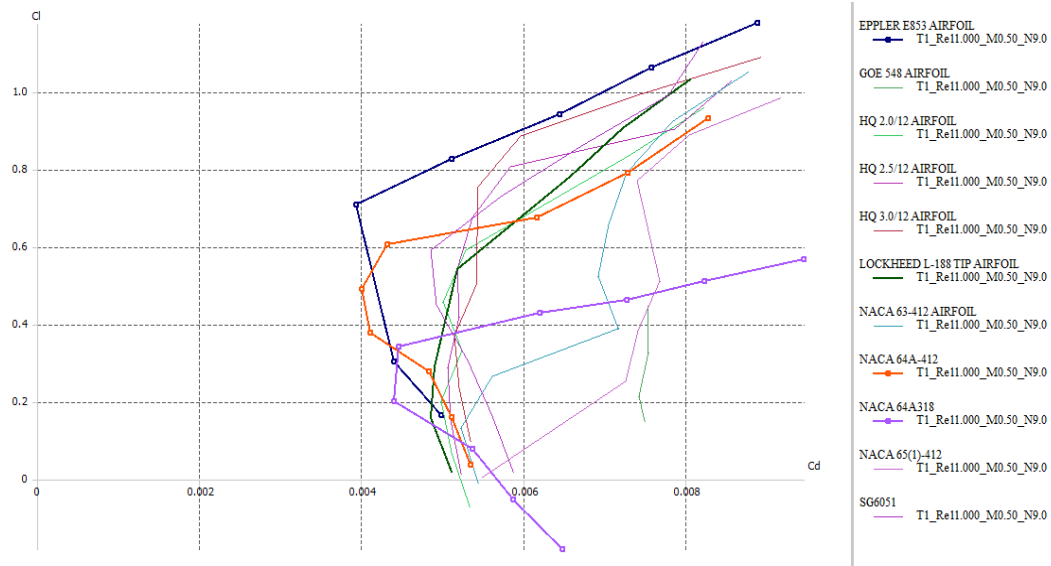


Figura 6.  $C_L \times C_D$  dos perfis de ponta (TIP) de asa com  $Re=1,1 \times 10^7$  e  $M=0,5$ .

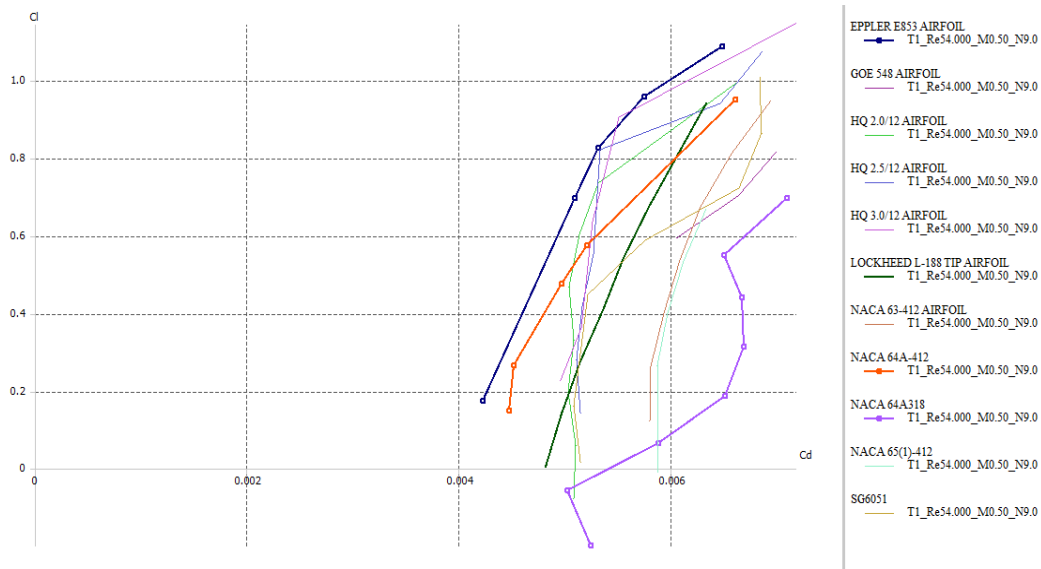


Figura 7.  $C_L \times C_D$  dos perfis de ponta (TIP) de asa com  $Re=5,4 \times 10^7$  e  $M=0,5$ .

Os resultados para os perfis de raiz (ROOT) usando curvas de eficiência aerodinâmica para a faixa que compreende os ângulos entre  $-20^\circ$  e  $20^\circ$  e para número de Mach igual a 0 estão apresentados nas Figuras 8 e 9.

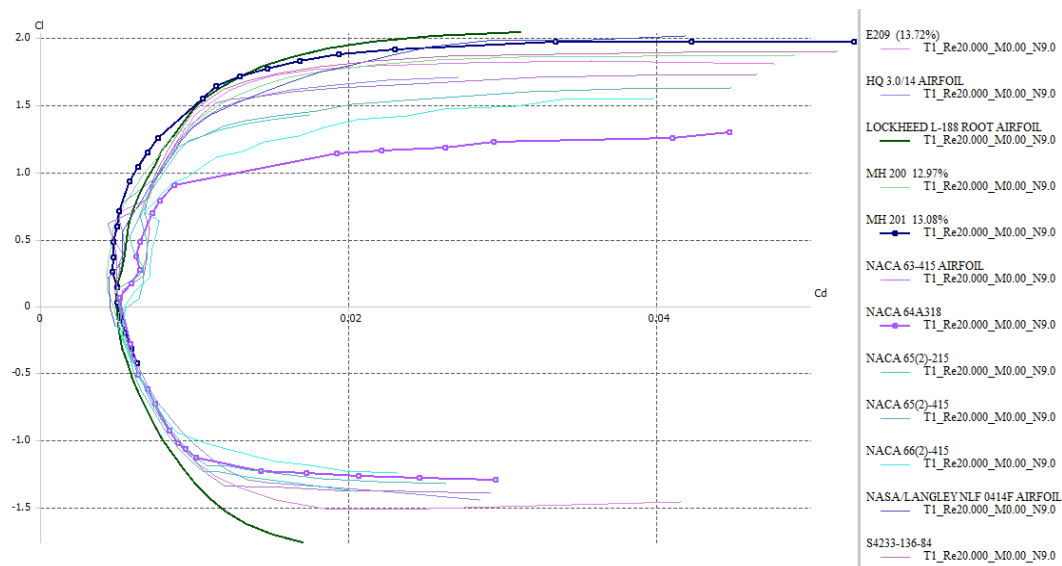


Figura 8.  $C_L$  x  $C_D$  dos perfis de raiz (ROOT) com  $Re=2,0 \times 10^7$

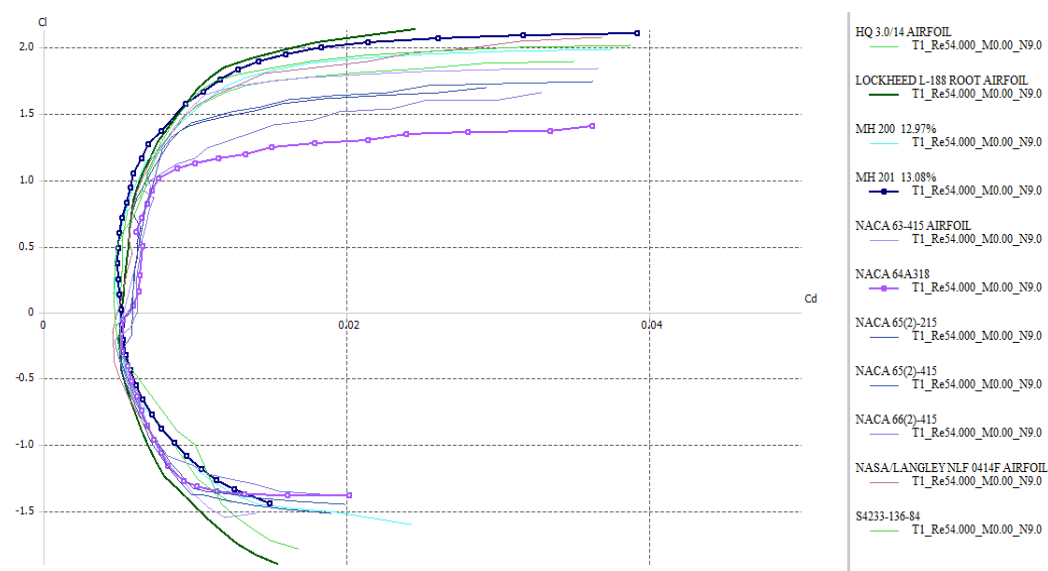


Figura 9.  $C_L$  x  $C_D$  dos perfis de raiz (ROOT) com  $Re=1,1 \times 10^7$

As Figuras 10 e 11 mostram para os perfis de raiz (ROOT) usando valor do número de Mach igual a 0,5 e ângulos de ataque de  $-3^\circ$  a  $5^\circ$ , o que permite determinar a eficiência aerodinâmica do perfil respeitando a limitação do número de Mach crítico.

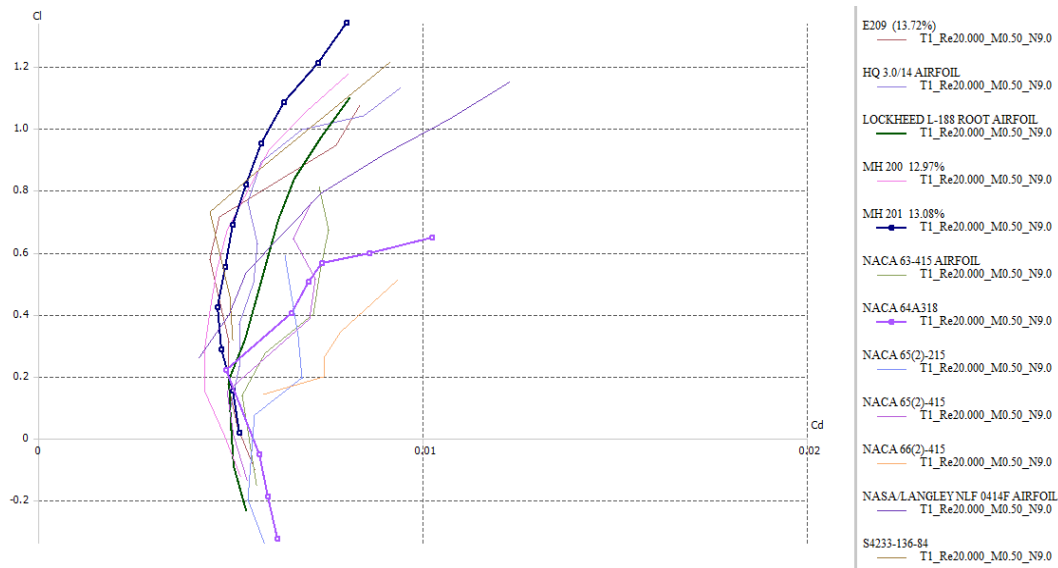


Figura 10.  $C_L \times C_D$  dos perfis de raiz (ROOT) com  $Re=2,0 \times 10^7$  e  $M=0.5$ .

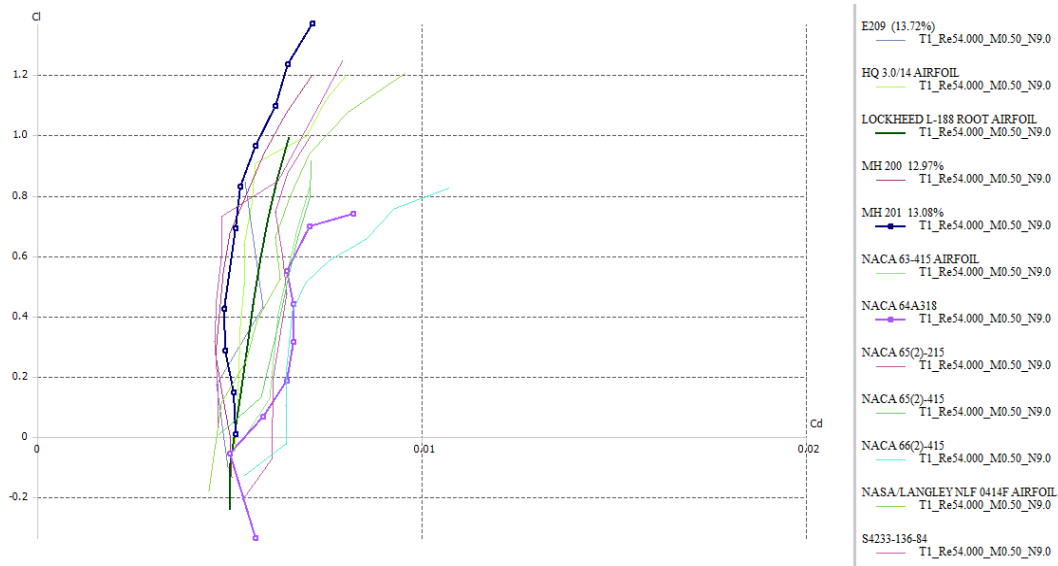


Figura 11.  $C_L \times C_D$  dos perfis de raiz (ROOT) com  $Re=5,4 \times 10^7$  e  $M=0.5$ .

Na faixa de estudo proposta, apresentada na Tabela 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 Figura 12 mostra o perfil Eppler E853, que é o perfil mais adequado para a substituição do NACA 64A-412.



Figura 12. Perfil NACA 64A-412(Original – à esquerda) e Perfil Eppler E853(Proposta – à direita).

Na faixa de estudo proposta, apresentada na Tabela 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.

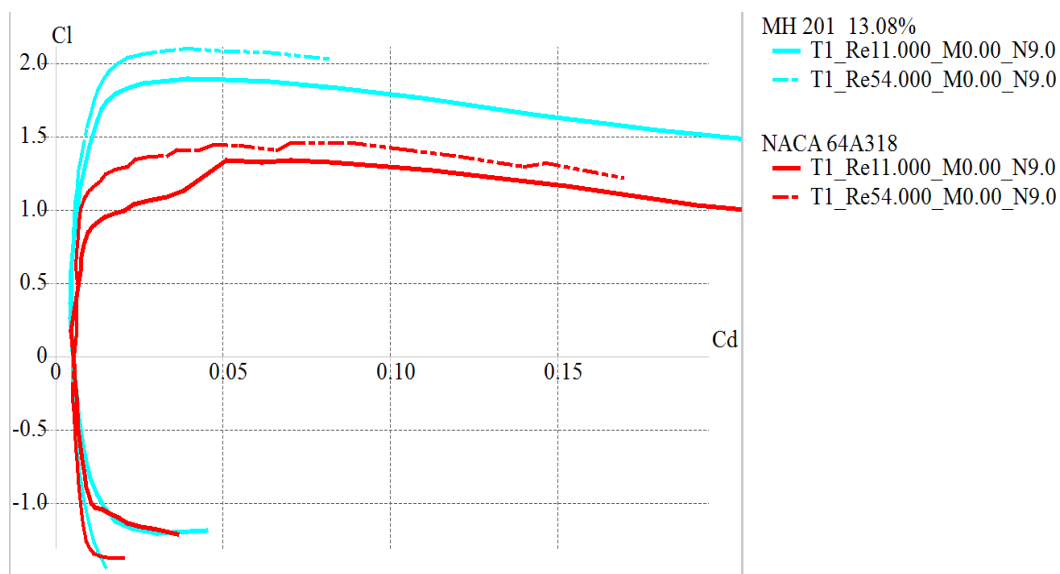
A Figura 13 mostra o perfil MH 201 13,08%, que é o perfil mais adequado para a substituição do NACA 64A-318, representado também na Figura 6..



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

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, tem-se para ambos os casos um modelamento em condições equivalentes, sendo assim possível mostrar as vantagens e desvantagens entre os perfis.

Conforme apresentado na Figura 14, 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 14 -  $C_L$  x  $C_D$  para MH 210 13,08% e NACA 64A-318**

A Figura 15 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).

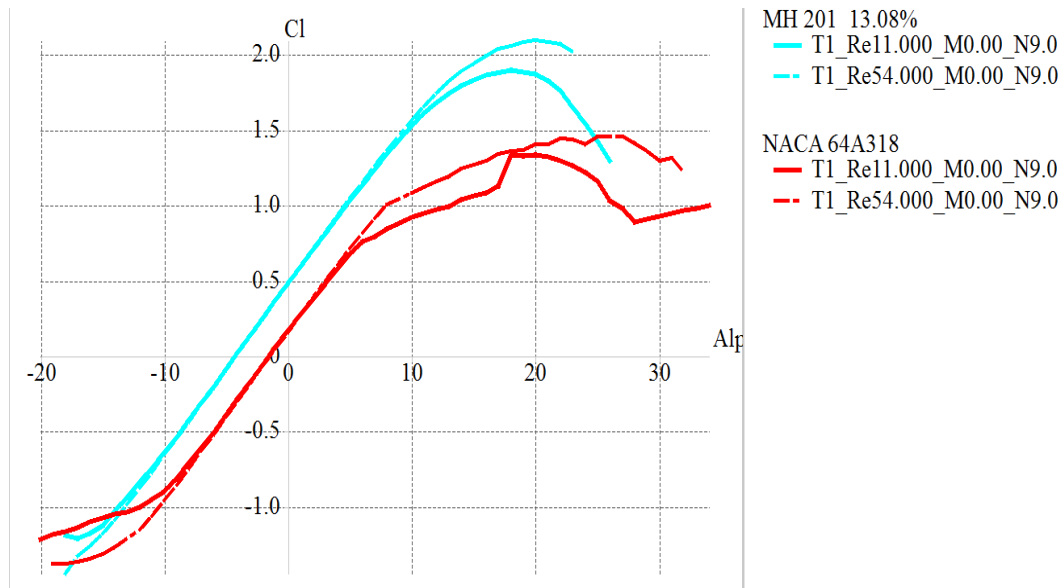


Figura 15 -  $C_L$  x  $\alpha$  para MH 210 13,08% e NACA 64A-318

O gráfico apresentado na Figura 16, 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 Figura 8, o ângulo de estol ocorre para ambos os perfis, em aproximadamente  $20^\circ$  que é o limite superior da curva polar de  $C_L$  x  $\alpha$ .

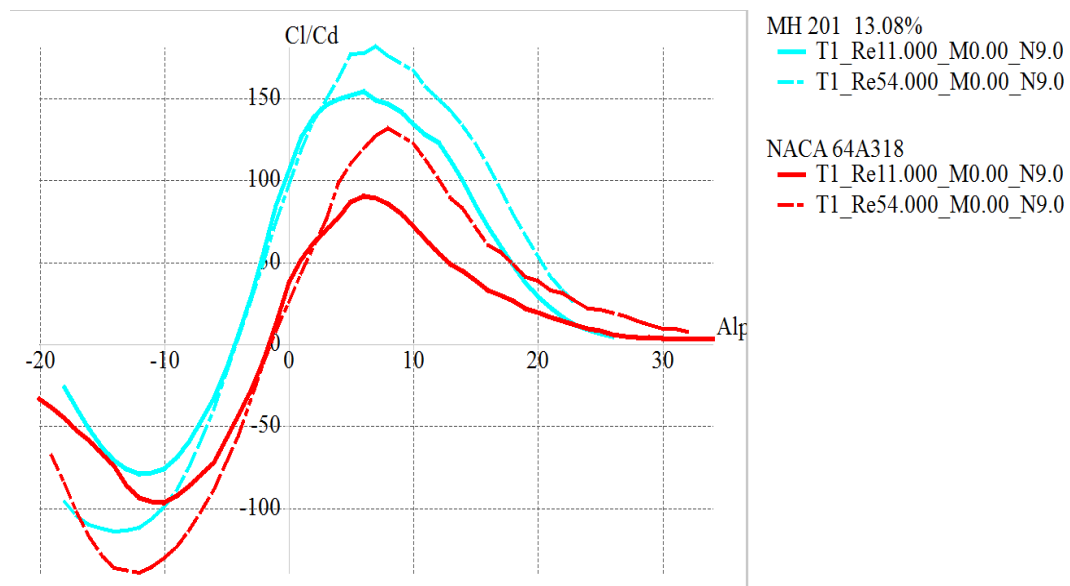


Figura 16 -  $C_L / C_D$  x  $\alpha$  para MH 210 13,08% e NACA 64A-318

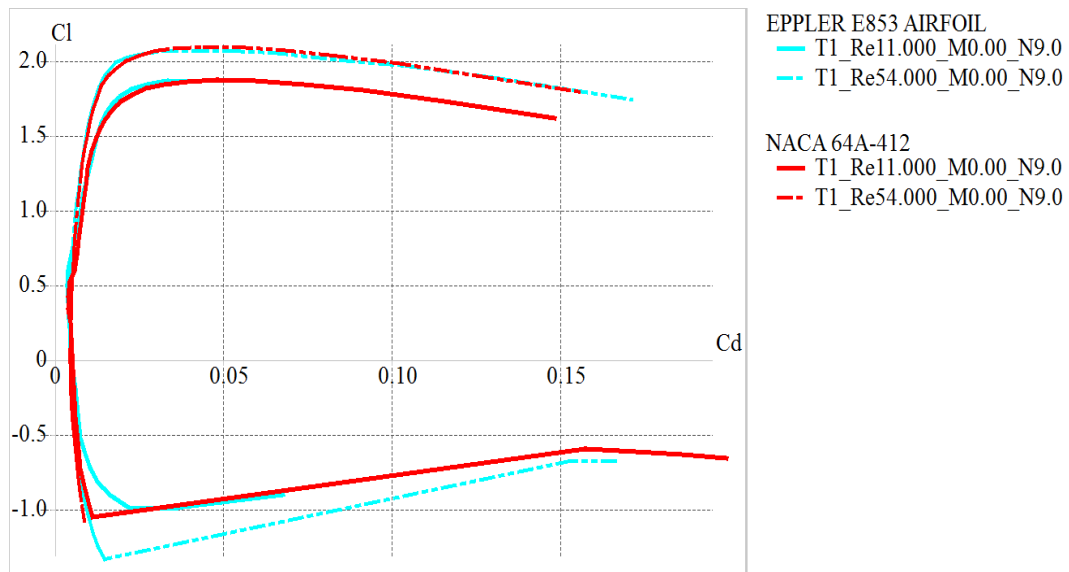


Figura 17 -  $C_L \times C_D$  para EPPLER E853 e NACA 64A-412

Conforme apresentado na Figura 17, 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 Figura 18. O coeficiente de sustentação máximo fornecido pelo perfil proposto se dá para um ângulo de ataque na ordem de 10% menor em relação o perfil original.

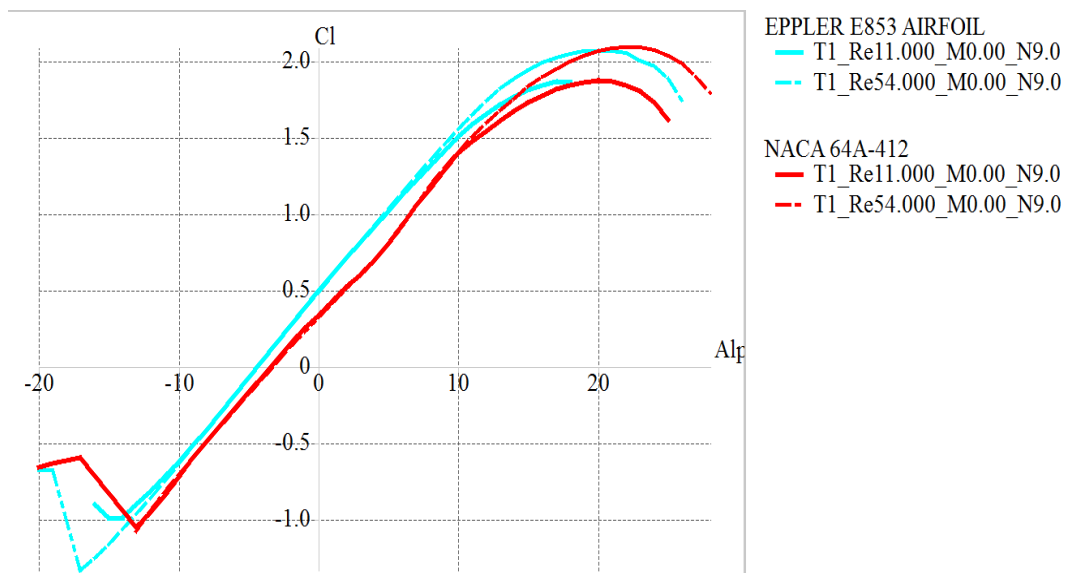


Figura 18 -  $C_L \times \alpha$  para EPPLER E853 e NACA 64A-412

O gráfico apresentado na Figura 19, 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 Figura 18, o ângulo de estol ocorre para ambos os perfis, em aproximadamente 20° no ponto máximo curva polar de  $C_L \times \alpha$ .

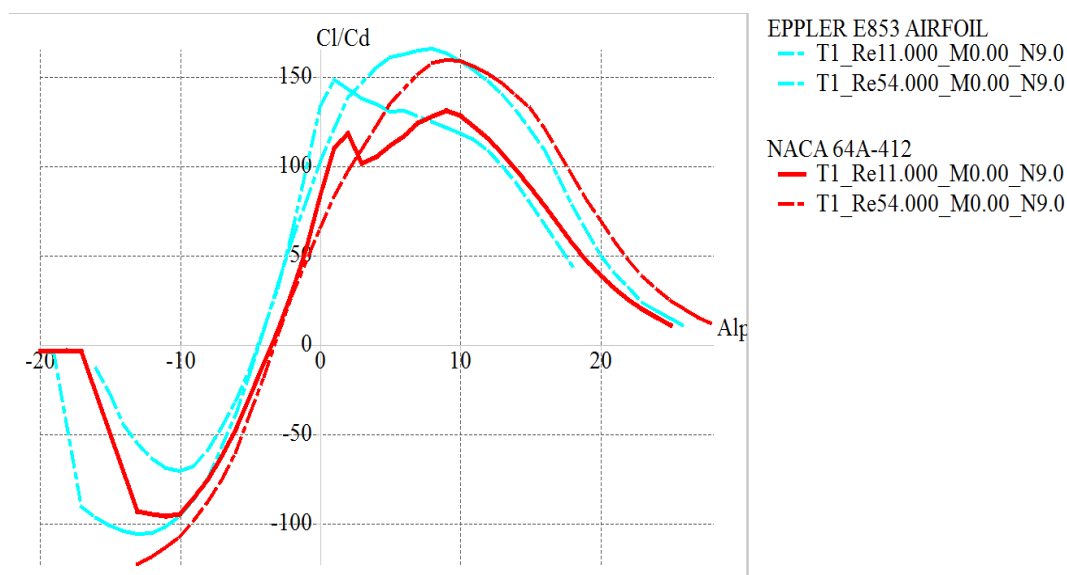


Figura 19 - Gráfico  $C_L / C_D$  x  $\alpha$  para EPPLER E853 e NACA 64A-412

## 5 CONCLUSÃO

Com base nas simulações realizadas conclui-se que os perfis Eppler E853 e MH 13.08% se apresentam mais eficientes que os perfis aplicados originalmente na aeronave. A aeronave se beneficiaria dessa mudança pela possibilidade de redução do consumo de combustível e consequentemente um incremento da autonomia de voo, isso sem comprometer a capacidade de carga da aeronave, sua principal aplicação. 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.

Neste estudo as funções estruturais dos perfis não foram consideradas, 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.

## REFERÊNCIAS

Airfoiltools: banco de dados. Disponível em: < <http://airfoiltools.com/>>. Acesso em: 09 de maio de 2015.

Anderson, J. “Fundamentals of Aerodynamics”, 3. ed. Nova York. McGraw-Hill, 2001.

Biasi, F. “Principais Tipos de Arrasto nas Aeronaves”. AeroDesign, São Paulo, V.2, n. 7, 2010.

Cunha, R. “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.

HEPPERLE, Martin. JAVAFOIL – Analise de Aerofólios. Disponível em: <<http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/JAVAFOIL.htm>>. Acesso em: 26 out. 2014.

INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION. ISO 2533: 1975. Standard Atmosphere. Switzerland: ISO, 1978.

Lages, E.; “Análise Estrutural à Asa da aeronave Lockheed Martin C-130H”. Dissertação de Mestrado – Universidade Técnica de Lisboa. 103p, 2009.

Ribeiro, F., “Análise Aerodinâmica De Perfis De Asa Para Aeronaves Experimentais Tipo Jn-1”. Dissertação de Mestrado – Universidade Federal do Rio Grande do Norte. 80p, 2011.

Weltner, K. et. al. “A Dinâmica Dos Fluidos Complementada e a Sustentação da Asa”. Rev. Bras. Ensino Fís., São Paulo, v.23, dez, 2001.

XFLR5. Descrição Geral. Disponível em: <<http://www.xflr5.com/xflr5.htm>>. Acesso em: 26 out. 2014.