

Otimização de aerofólios subsônicos utilizando o XFOIL

Francisco Palazzo Neto , Leonardo Maciel Camioto, Domingos Alves Rade
Faculdade de Engenharia Mecânica , FEMEC, Universidade Federal de Uberlândia, UFU
Av. João Naves de Ávila., nº 2121 , CEP: 38400-902, Uberlândia , MG, Brasil
fpalazzo@netsite.com.br, leonardomc@mec.ufu.br, domingos@ufu.br

Os aerofólios das superfícies de sustentação de um avião (asas e empenagens) são os itens mais importantes do projeto aerodinâmico deste, até mais que a própria geometria das superfícies. O que se nota é que em diversas categorias de projeto de aviões não é comum o projeto destes aerofólios, mas sim a consulta a um banco de dados e utilização do aerofólio que mais se aproxima dos requisitos aerodinâmicos desejados. Este método não é o mais adequado para se definir o aerofólio de aviões de alto desempenho, como é o caso de aviões participantes das competições SAE Aerodesign.

Este trabalho descreve metodologias de projeto geométrico (ou direto) e projeto inverso (pela modificação da curva de pressão) de aerofólios através do software XFOIL. Para isto devem ser levantados os requisitos aerodinâmicos (C_l , C_d , C_{lmax} , C_{dmin} , C_l/C_d , etc). Neste trabalho, o perfil será desenhado para um avião com uma concepção inovadora, onde se utilizam semi-asas móveis para melhor performance de decolagem. Tais semi-asas também permitem a manobra de rolagem dispensando o uso de ailerons. Para esta concepção, tem-se como requisitos aerodinâmicos a minimização do coeficiente de arrasto C_d para baixos ângulos de ataque para atender o requisito de minimizar o arrasto parasita e induzido na corrida de decolagem e a maximização do C_{lmax} para decolar com a maior carga útil.

O código XFOIL é baseado no método dos painéis com vorticidade linear (escoamento invíscido) com a correção de compressibilidade de Kármán-Tsien. A camada viscosa é representada por duas equações integrais superpostas ao escoamento potencial. Todas as equações de camada limite, de transição e de escoamento invíscido são solucionadas por um método numérico global de Newton [1].

O método de projeto inverso é realizado de forma que a partir de modificação na curva de pressão o programa redesenha o perfil na tentativa de obter a curva de pressão desejada. As ferramentas do projeto geométrico são utilizadas de forma auxiliar. A Figura 1 mostra a curva de pressão para o perfil original (Selig 1223) e para o perfil modificado, ambas para um ângulo de ataque de -3 graus.

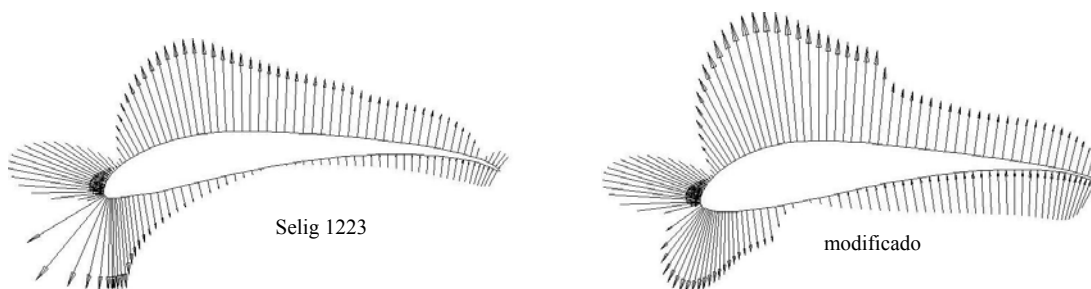


Figura 1 – Distribuição de pressão nos perfis para um ângulo de ataque de -3 graus

A Figura 2 mostra a camada limite do escoamento para os perfis original e modificado, percebendo-se uma significativa superioridade do perfil modificado. A Figura 3 mostra o desenho do perfil original e modificado e também a polar de arrasto dos dois perfis, percebendo-se a melhoria do arrasto parasita para baixos ângulos de ataque e também um ligeiro aumento do coeficiente de sustentação máximo.

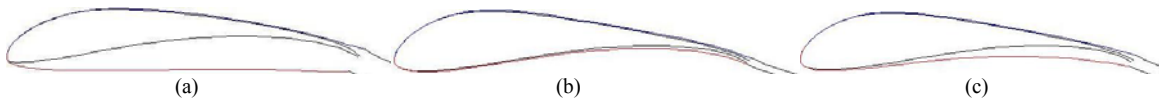


Figura 2 – (a) Camada limite para o perfil original Selig 1223, $\alpha = -3^\circ$; (b) Camada limite para o perfil modificado, $\alpha = -3^\circ$; (c) Camada limite para o perfil modificado, $\alpha = -8^\circ$

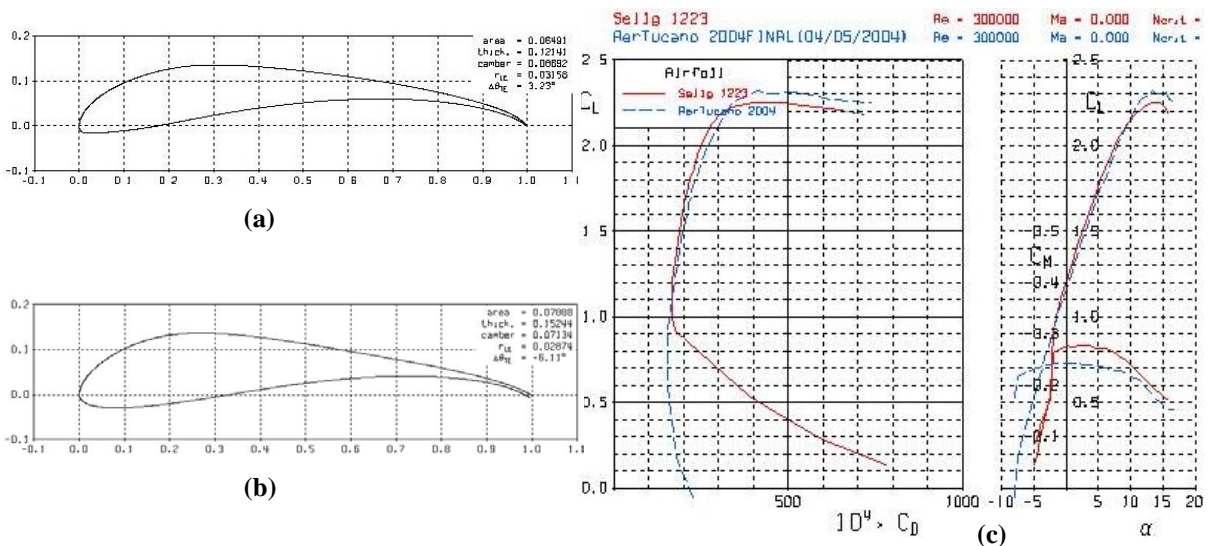


Figura 3 - (a) Perfil Selig 1223, (b) Perfil Modificado, (c) Polar de arrasto e curva $C_l \times \alpha$ dos perfis

REFERÊNCIAS

- [1] Drela, M., Youngren, H. *XFOIL 6.93 User Guide*, .MIT, USA (2001).
- [2] Bertin, John J., *Aerodynamics for Engineers*, Prentice-Hall, New Jersey, USA (2002).