

SIMULAÇÃO NUMÉRICA DE AEROFÓLIOS

D.E. Ribeiro, C.R. Maliska

Departamento de Engenharia Mecânica, CTC, Univesidade Federal de Santa Catarina,
Campus Universitário, C.P. 476, Florianópolis SC, CEP 88040-900.

Palavras chaves: aerodinâmica, aerofólios, coeficiente de sustentação, turbulência, Reynolds

RESUMO

O incessante crescimento da velocidade de processamento dos computadores, bem como sua capacidade de armazenamento, vem tornar possível, recentemente, a análise numérica de fenômenos físicos cada vez mais complexos e variados. O cálculo do coeficiente de sustentação, através das forças atuantes em um aerofólio que está submetido à ação de um fluxo contínuo, caracteriza-se como uma ferramenta fundamental na área de aerodinâmica, principalmente no que diz respeito à classificação e utilização dos aerofólios em áreas de atuação específicas.

O estudo proposto consiste na construção de malhas de aerofólios (perfis de asas de aviões) especificamente, o perfil Selig S1223 e o perfil Eppler E423, e simulação no software CFX-4.4 para posterior comparação dos resultados com dados experimentais obtidos em túnel de vento, extraídos de UIUC Airfoil Data Site (Michael Selig), com a principal finalidade de comprovar a eficiência do software CFX4.4 na simulação de perfis de asa de aviões.

Não obstante, este estudo proposto tem por objetivo sugerir e credibilizar a utilização da simulação numérica como uma ferramenta de análise, certificando que o uso desta ferramenta, quando empregada de forma corrente e específica, gera resultados que traduzem em muito a situação real do problema, e portanto podem ser considerados seguros e precisos.

O modelo matemático empregado consiste em um conjunto de equações que são resolvidas numericamente, pelo código computacional CFX-4, para um escoamento turbulento e isotérmico. São as equações de momento linear e conservação da massa, conhecidas como as equações de Navier-Stokes, Maliska(1995). A equação do momento é remodelada para a utilização do modelo de turbulência $k - \epsilon$ empregado na resolução do problema.

O *software* utilizado para a construção da malha foi o ICEM-CFD, assim como para a construção da geometria. O solver utilizado para a simulação foi o pertencente ao pacote do software CFX4.4. O tratamento numérico dado para as equações que governam o fenômeno estudado com o auxílio do CFX-4, segundo CFX-4 (2001), são: volume finito com tratamento co-localizado de variáveis, função de interpolação "HYBRID", resolução das equações algébricas por método de gradientes conjugados "STONE" e "ICCG" para as componentes cartesianas da velocidade e pressão respectivamente.

O metodologia numérica empregada, consiste no dimensionamento da geometria, criação da malha e adoção de parâmetros de simulação. Para a construção da malha utilizou-se artifícios para torná-la ao máximo ortogonal no encontro com o aerofólio, com a finalidade de permitir cálculos mais precisos e seguros. Segundo ICEM-CFD (2000), a malha construída é estruturada, do tipo multi-bloco, onde, para construí-la foi necessária sua separação em 4 domínios, ou seja 4 blocos, os quais possuem comunicação entre si.

A criação de malhas com refinamentos variados foi utilizada no estudo de refino de malha. Foram criadas malhas com 23.030, 46.305, 63.945, 91.140 e 130.340 volumes, sendo que todas as malhas seguiram o mesmo critério para a construção sendo portanto o número de volumes crescente a única distinção entre as malhas criadas. O refinamento das malhas foi

ênfatisado nas regiões proximas ao aerofólio, pelo fato desta área ser considerada crítica neste problema. A Figura 1 mostra o detalhamento da malha do perfil Selig S1223.

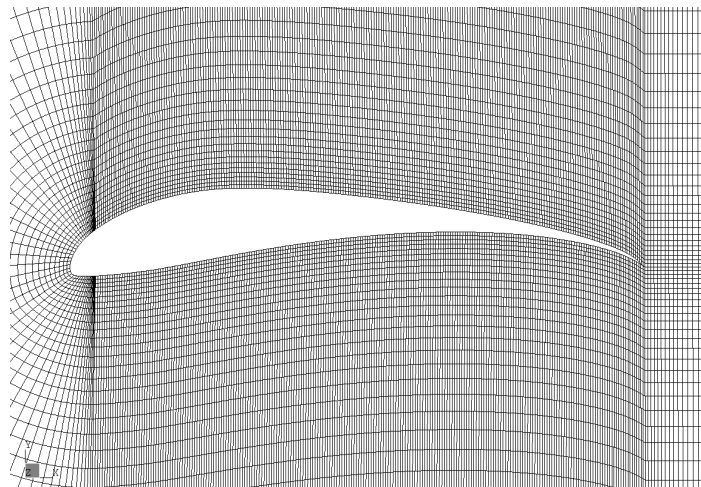


Figura 1: Detalhamento da malha do perfil Selig S1223

As condições de contorno assumidas foram de entrada de fluxo (*inlet*), onde é prescrita a velocidade de entrada, saída de fluxo (*outlet*), na qual é prescrita condição de saída de massa, simetria no plano *z* (*symmetry*) e condição de parede para o aerofólio (*wall*).

A característica do escoamento assumido para as simulações são: turbulento, incompressível e isotérmico, e os parâmetros físicos do fluido adotado são: densidade de $1,0E+00$ e viscosidade de $1,0E-05$. O máximo número de iterações assumidas para as simulações foi de 15.000 iterações, mas em nenhum caso este número foi atingido pois o resíduo de massa cujo valor é $1,0E-12$ sempre foi atingido anteriormente.

Os dados obtidos no pós-processamento do problema ou seja somatório de forças nos perfis, foram utilizados no cálculo do coeficiente de sustentação dos aerofólios para determinados ângulos de ataque. Para o perfil Selig S1223 foi utilizado o *Reynolds* com o valor de $3,022E+05$, e para o perfil Eppler E423 o *Reynolds* utilizado foi de $2,995E+05$.

Os gráficos a seguir, representados pela figura 2, demonstram a comparação dos resultados obtidos com os dados experimentais (a) e o estudo de refino de malha realizado (b).

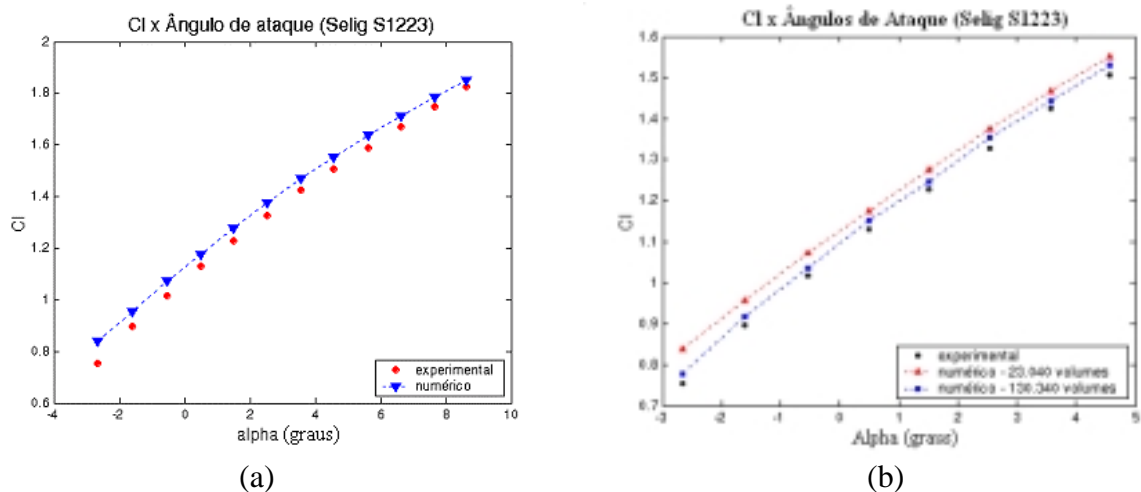


Figura 2: Comparação dos resultados numéricos com experimentais para o perfil Selig S1223(a) e estudo de malha realizado (b).

A Figura 3 demonstra o mapeamento do campo de pressão do perfil **Selig S1223**, submetido a um ângulo de ataque $\alpha = 3,58^\circ$ e *Reynolds* $Re = 3,022E + 05$. O gráfico (b), da Figura 3, relaciona a pressão relativa (manométrica), na superfície superior e inferior do perfil. Através deste gráfico, observa-se um acentuado gradiente de pressão entre a superfície superior e inferior do aerofólio. Esta diferença de pressão é responsável pela formação da força resultante que quando decomposta gera as forças aerodinâmicas de arrasto e sustentação.

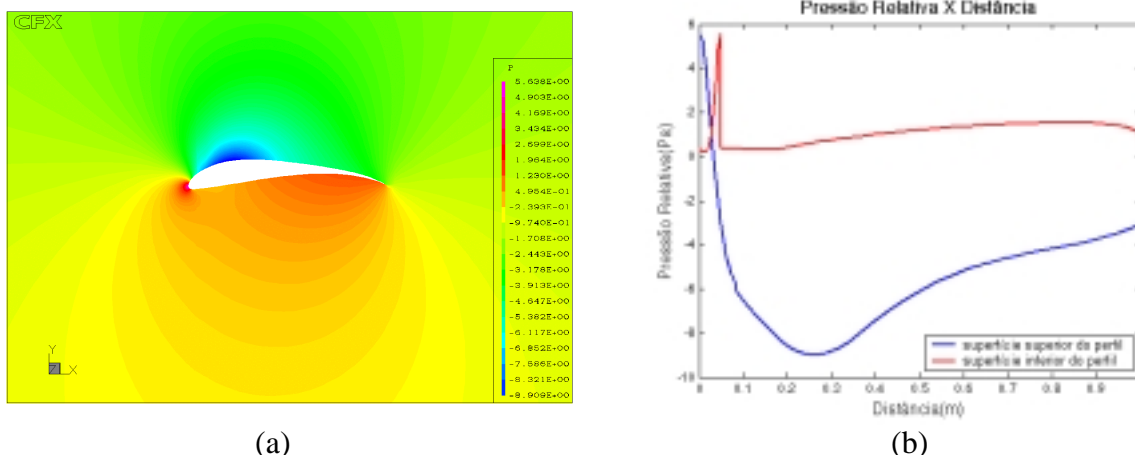


Figura 3: Campo de pressão para o perfil **Selig S1223**, $\alpha = 3,58^\circ$.

Os resultados da simulação dos aerofólios propostos, Selig S1223 e Epler E423, no software CFX-4, utilizando as malhas criadas no software ICEM-CFD, quando comparados com os valores experimentais geraram um erro percentual muito pequeno. Isto demonstra a eficiência do uso destes softwares e a credibilidade dos resultados obtidos na simulação dos aerofólios numericamente.

O estudo de refino de malha mostrou-se como uma ferramenta para redução do erro percentual em relação aos dados experimentais, ou seja, à medida que o número de volumes da malha cresce, o erro percentual em relação aos dados experimentais decresce demonstrando a viabilidade do estudo realizado.

A comprovação do método utilizado para o cálculo do coeficiente de sustentação de um perfil, obtida no presente trabalho, servirá como base para estudos que terão como escopo a comparação de variados perfis e classificação dos mesmos em áreas específicas da aerodinâmica para posterior aplicação, como por exemplo, perfis de alta sustentação e o estudo da influência da rugosidade da superfície superior do perfil no coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto.

REFERÊNCIAS

- Maliska, C.R., “Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional: Fundamentos, Coordenadas Generalizadas”, LTC Editora, Brasil, 1995.
- UIUC Airfoil Data Site, Michael Selig, Department of Aeronautical and Astronautical Engineering, University of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana, Illinois 61801 <<http://amber.aae.uiuc.edu/~m-selig/ads.html>>
- CFX4.4, “Solver Manual”, CFX International, AEA Technology, UK, 2001.
- ICEM CFD Hexa, “Meshing Manual”, ICEM CFD Engineering, USA, 2000.