



UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA - UFSC
CENTRO DE ENGENHARIAS DA MOBILIDADE – CEM

Bruno Zagoto Toscan

Simulação de Escoamento em um Aerofólio NACA 0012

Joinville, 2014

1 INTRODUÇÃO

A dinâmica dos fluidos computacional (CFD) é uma ótima ferramenta para otimizar custo e tempo de projetos. No entanto, sua utilização pode trazer péssimos resultados ao usuário que a faz de maneira incorreta.

A fim de avaliar a eficácia de simulações numéricas e empregar uma abordagem adequada de softwares de dinâmica de fluidos computacional, o estudo realiza simulações de escoamento em um aerofólio com características já conhecidas.

O aerofólio escolhido para o estudo é o NACA 0012. Este é um aerofólio da série de 4 dígitos da NACA, os dois primeiros dígitos 00 representam arqueamento nulo do aerofólio, tornando o simétrico. Os dois dígitos finais 12, indicam espessura máxima no valor de 12% do total da corda (linha que conecta o início e o final) do aerofólio.

O objetivo, portanto, é obter resultados próximos aos dados existentes para o aerofólio NACA 0012 para determinadas faixas do ângulo de ataque em número de Reynolds fixo.

Os dados serão apresentados por meio de gráficos dos coeficientes de arrasto e sustentação, com a variação dos ângulos de ataques, visto que essa é a forma mais comum de apresentar dados característicos de um aerofólio.

O software de dinâmica de fluidos computacional utilizado é o ANSYS Fluent. O perfil do aerofólio, condições de contorno e a malha são gerados no software ANSYS ICEM.

2 ANÁLISE FENOMENOLÓGICA

A força resultante em um aerofólio pode ser dividida em uma componente perpendicular e outra paralela à corrente do escoamento, a sustentação (F_l) e o arrasto (F_d), respectivamente. Ainda existe um momento associado ao plano destas forças, o momento de arfagem. As forças são funções do ângulo de ataque do aerofólio.

É desejável que aerofólios gerem o máximo de sustentação produzindo ao mesmo tempo um mínimo de arrasto. Estas forças dependem da densidade do fluido (ρ), da velocidade a montante (V) e do tamanho, forma e orientação do corpo. Por conveniência, o que se faz é trabalhar com números adimensionais que representem as características de cada força em um determinado corpo, estes números são o coeficiente de arrasto e o coeficiente de sustentação, definidos como:

$$\text{Coeficiente de arrasto: } C_d = \frac{Fd}{\frac{1}{2}\rho V^2 A}$$

$$\text{Coeficiente de sustentação: } C_l = \frac{Fl}{\frac{1}{2}\rho V^2 A}$$

O termo A é a área planiforme do corpo, no caso de aerofólios, esta área é o produto do valor da corda pela espessura do aerofólio.

Outros dois importantes fatores ao analisar o escoamento em aerofólios são: (I) O número de Reynolds (Re), dado por:

$$\text{Número adimensional de Reynolds: } Re = \frac{\rho V l}{\mu}$$

Sendo μ a viscosidade dinâmica do fluido e l o comprimento característico do aerofólio, dado pelo valor da corda; (II) O ângulo de ataque (α), que é o ângulo do escoamento incidente com a linha de corda do aerofólio.

De forma a tornar possível a validação dos resultados obtidos no estudo, o número de Reynolds é o mesmo daquele utilizado no software Xfoil, que produz resultados precisos para condições de escoamento subsônico. O valor do número de Reynolds estabelecido é de 200.000.

O fluido escolhido para o estudo é o ar atmosférico, as propriedades utilizadas são dadas à pressão atmosférica de 1atm e temperatura de 15°C. A velocidade do escoamento é de 14,6041 m/s e o comprimento característico adotado é de 0,2 m.

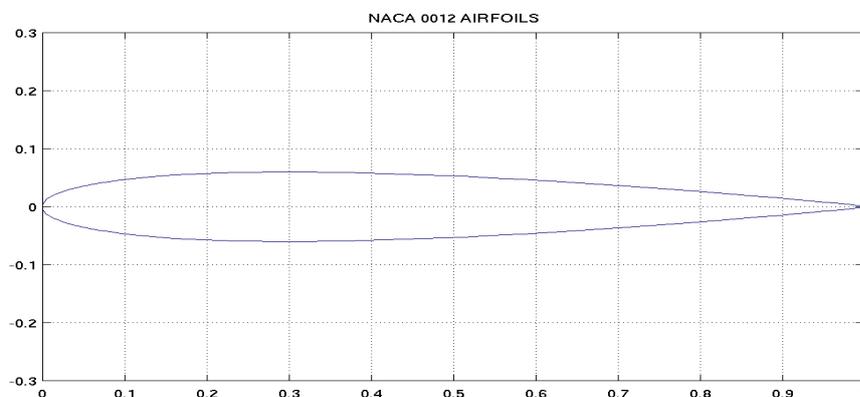
As hipóteses para a análise são: (I) Regime de escoamento não permanente; (II) Escoamento incompressível; (III) Regime de escoamento laminar; (IV) Propriedades do fluido constantes em todo o sistema.

Estas hipóteses são verdadeiras à medida que: (I) Para captar os efeitos de separação do escoamento a simulação tem de ser temporária; (II) Podem ser desprezados os efeitos de compressibilidade para $Ma < 0,3$, sendo neste caso $Ma = 0,043$; (III) Podem ser desprezados os efeitos de turbulência, já que o Reynolds do escoamento é abaixo do número de crítico de 500.000.

Há também de se considerar uma possível separação de escoamento ao longo do aerofólio, principalmente para ângulos de ataque diferentes de zero. A separação de escoamento na superfície de um aerofólio aumenta drasticamente seu arrasto.

Como comentado o aerofólio NACA 0012 é simétrico e sua espessura máxima é de 12% do valor de sua corda, a figura 1 traz uma representação gráfica da seção deste aerofólio.

Figura 1. Aerofólio NACA 0012, as ordenadas são dadas em decimais do valor da corda e representam a espessura.



3 POSSÍVEL ABORDAGEM CFD

O domínio computacional é bidimensional e envolve toda a seção do aerofólio até as paredes do sistema que ficam a uma distância considerável para não terem efeitos sobre os cálculos. Para este problema a equação do

transporte de energia não é necessária e somente as equações da continuidade e do transporte do momento linear em x e y são resolvidas.

A malha gerada é estruturada, com um número crescente de células no entorno da superfície, aonde estão presentes os efeitos da camada limite. A malha estruturada é interessante para este caso, pois permite alta resolução perto da superfície, porém com um número relativamente pequeno de células, ao contrário da não estruturada que apresentaria número de células muito maior.

As condições de contorno são: (I) De parede sem escorregamento para a superfície do aerofólio; (II) De entrada de velocidade (com velocidade $u = V$ e $v = 0$); (III) De saída de pressão, com pressão manométrica zero; (IV) As arestas superior e inferior do domínio computacional são especificadas como um par de condições de contorno periódicas, para que as oscilações da esteira não sejam suprimidas.

Todas as fronteiras do domínio são especificadas longe o suficiente para que não haja interferência sobre os cálculos. O solver é inicializado como *pressure based*, já que o escoamento é incompressível.

REFERÊNCIAS

ABBOTT, Ira H.; VON DOENHOFF, Albert E.. **Theory of Wing Sections:** Including a Summary of Airfoil Data. New York: Dover Publications, 1959.

AIRFOIL TOOLS. **NACA 0012 Airfoil.** Disponível em: <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il>>.

AIRFOIL TOOLS. **NACA 0012 AIRFOILS:** Xfoil prediction polar at RE=200,000 Ncrit=9. Disponível em: <<http://airfoiltools.com/polar/details?polar=xf-n0012-il-200000>>.

ÇENGEL, Yunus A.; CIMBALA, John M.. **Mecânica Dos Fluidos:** Fundamentos e Aplicações. São Paulo: Mcgraw-hill, 2007.