

Avaliação da curva $C_L \times \alpha$ de um aerofólio

Trata-se da solução do escoamento ao redor de um aerofólio NACA0012. Um esquema da geometria e das condições de contorno pode ser vista abaixo.

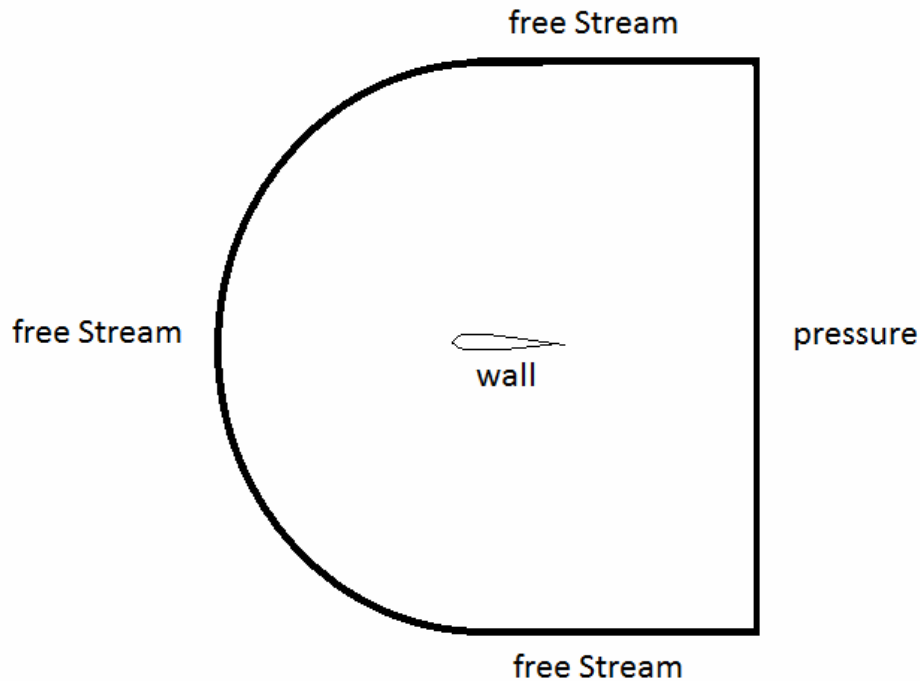


Fig. 1) Geometria e condições de contorno.

O aerofólio tem uma corda (comprimento) $L = 1\text{m}$ e a velocidade da corrente incidente é $U = 1\text{m/s}$. Os resultados das simulações numéricas serão comparados com resultados experimentais para $Re = UL/\nu = 2 \times 10^6$. Assim, nas simulações, $\nu = 5 \times 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$.

- 1) Escolha o diretório em que o caso vai ser salvo e o nome do caso.
- 2) Importe a malha. No momento, vamos usar uma malha gerada no formato do GAMBIT e será a malha “naca0012.neu”.
- 3) Após importar a malha, vá ao menu “Mesh” e especifique as condições de contorno que são do tipo “empty”, “wall” e “patch”. A fronteira selecionada sempre fica na cor laranja.
- 4) Vá ao menu “Setup” e escolha o solver. No caso, queremos resolver escoamento permanente (*steady*) e incompressível. O solver será o simpleFoam.
- 5) Verifique que no menu “Turbulence” o modelo de turbulência. As simulações serão feitas com os modelos $k-\omega$ SST e Spalart-Allmaras.
- 6) No menu “Transport properties” especifique o valor da viscosidade cinemática $\nu = 5 \times 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$.

7) No menu “Discretization” existem quatro submenus, para a discretização temporal, espacial (*Convection*) , cálculo dos gradientes e interpolações. Na discretização temporal, o problema é permanente (*Steady State*). Na discretização espacial, troque o esquema convectivo da quantidade de movimento de *upwind* para *linear upwind* . As demais opções podem ser deixadas em seus estados originais.

8) No menu de solução (*solution*) existem quatro submenus, “*Solvers*”, “*Simple*”, “*Residuals*” e “*Relaxation*”. Deixe os estados originais, menos o valor dos resíduos de encerramento e os valores da relaxação. Baixe os resíduos de convergência para 10^{-5} . Na relaxação, use 1.0 para a pressão, 0.3 para a quantidade de movimento e 0.1 para k e ω . Quando repetir a simulação usando o modelo de Spalart-Allmaras, use subrelaxação de 0.1 para a viscosidade turbilhonar $\tilde{\nu}$.

9) Nos menus “*Operating Conditions*” e “*cell zones*” não mexa.

10) No menu “*Boundary Conditions*” estipule as condições para velocidades e pressões nas fronteiras que foram categorizadas como “patch”. Na corrente livre (free Stream), estipule as componentes do vetor da velocidade e uma condição de Neumann de gradiente normal nulo para a pressão (*zeroGradient*). Aqui temos que lidar com a questão do ângulo de ataque. De acordo com a figura abaixo, a velocidade na direção x será dada por $U = U_{\infty} \cos \alpha$ e a velocidade na direção y será dada por $V = U_{\infty} \sin \alpha$.

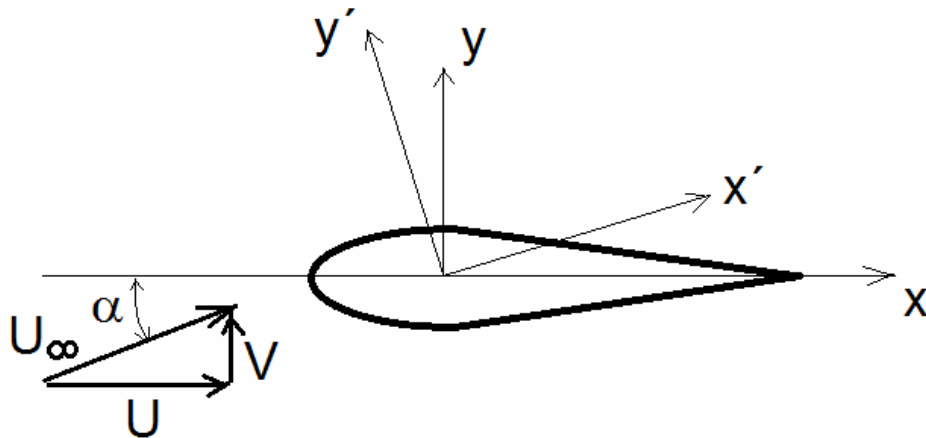


Fig. 2) Relação entre as componentes da velocidade e o ângulo de ataque.

Assim, para um ângulo de ataque $\alpha = 12^\circ$, teremos os dados da figura abaixo:

Boundaries	
<input type="checkbox"/>	empty_0
<input type="checkbox"/>	empty_1
<input checked="" type="checkbox"/>	freeStream
<input checked="" type="checkbox"/>	pressureOutlet
<input checked="" type="checkbox"/>	wall_0

Flow		Turbulence	
p	Type	Zero Gradient	
U	Type	Uniform Fixed Value	
	Value [m/s]	constant	0.978 0.208 0

Fig. 3) Condições de contorno para as componentes da velocidade na corrente livre.

Ainda na corrente livre deverão ser especificados os valores da energia cinética k e da dissipação específica ω . Use $k = 0.00015 \text{ m}^2/\text{s}^2$ e $\omega = 300 \text{ s}^{-1}$, de acordo com a figura abaixo:

Boundaries	
<input type="checkbox"/>	empty_0
<input type="checkbox"/>	empty_1
<input checked="" type="checkbox"/>	freeStream
<input checked="" type="checkbox"/>	pressureOutlet
<input checked="" type="checkbox"/>	wall_0

Flow		Turbulence	
k	Type	Fixed Value	
	Value [J/kg]	0.00015	
ω	Type	Fixed Value	
	Value [1/s]	300	

Fig. 4) Condições de contorno para k e ω na corrente livre.

Quando for repetir a simulação usando o modelo de Spalart-Allmaras, use na corrente livre uma condição de contorno de $\tilde{\nu}=3\nu$, ou seja, $\tilde{\nu} = 1.5 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$.

Para a saída (*pressure*) adote uma pressão uniforme, tipicamente $0 \text{ m}^2/\text{s}^2$ (a unidade é devida a ser uma pressão dividida pela massa específica), e gradiente nulo para as velocidade e para as grandezas turbulentas k e ω .

11) No menu “*Initial Conditions*” estipule a estimativa inicial para as grandezas a serem resolvidas. Use os dados da figura abaixo:

	Basic	Potential	Patch	Map
p	<input type="text" value="0"/>			
U	<input type="text" value="0"/>	<input type="text" value="0"/>	<input type="text" value="0"/>	
k	<input type="text" value="0.00015"/>			
ω	<input type="text" value="300"/>			
ν_t	<input type="text" value="0"/>			

Fig. 5) Condições iniciais.

Quando for repetir a simulação usando o modelo de Spalart-Allmaras, use um valor inicial de $\tilde{\nu} = 1.5 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$, ou seja, igual ao valor da corrente livre.

12) Em “*Controls*” estipule a frequência com que quer salvar a solução.

13) Em “*Monitors*” especifique o monitoramento dos coeficientes das forças na parede do aerofólio. Lembre-se que o arrasto (*Drag*) é computado na direção da corrente livre U_∞ , e a sustentação (*Lift*) é computada na direção ortogonal à direção da corrente livre. Assim, a direção do arrasto é a direção x' da figura (2), e a direção da sustentação é a direção y' . Resulta que temos $\vec{e}_{x'} = \cos \alpha \vec{e}_x + \sin \alpha \vec{e}_y$ e $\vec{e}_{y'} = -\sin \alpha \vec{e}_x + \cos \alpha \vec{e}_y$. A área de referência usada para adimensionalizar as forças e obter os coeficientes de arrasto C_D e sustentação C_L é 1 m^2 , de acordo com os dados abaixo:

Volume	Boundary	Probes	Forces
Monitored Boundaries <input type="text" value="wall_0"/>			
Monitor Coefficients <input checked="" type="checkbox"/>			
Reference Values			
Lift Direction	<input type="text" value="-0.208"/>	<input type="text" value="0.978"/>	<input type="text" value="0"/>
Drag Direction	<input type="text" value="0.978"/>	<input type="text" value="0.208"/>	<input type="text" value="0"/>
Pitch Axis	<input type="text" value="0"/>	<input type="text" value="0"/>	<input type="text" value="1"/>
Center of Rotation [m]	<input type="text" value="0"/>	<input type="text" value="0"/>	<input type="text" value="0"/>
l_{ref} [m]	<input type="text" value="1"/>		
A_{ref} [m ²]	<input type="text" value="1"/>		
U_{∞} [m/s]	<input type="text" value="1"/>		

Fig. 6) Dados para o cálculo dos coeficientes de arrasto e sustentação.

14) Em “Run”, estipule o número de “time-steps”, o que é um nome impróprio uma vez que o solver é permanente. Para o simpleFoam, cada *time-step* é uma iteração. O valor do passo de tempo “time-step” obviamente é um. Assim, se escolher um “end time” igual a 100000, teremos no máximo 100000 iterações caso a convergência não ocorra.

15) Salve o caso em “write case” e rode em “run calculation”.

16) Após a convergência, os valores de C_D e C_L da última iteração são os valores válidos para o ângulo de ataque correspondente. Mude os dados de entrada das componentes da velocidade na fronteira da corrente livre e as direções dos eixos dos coeficientes de força para cada valor de ângulo de ataque α . Simule os ângulos de ataque $\alpha = 5^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 13^\circ, 14^\circ$ e 15° . Compare sua curva com a curva experimental abaixo. Prepare-se para simulações longas, com até 5000-6000 iterações.

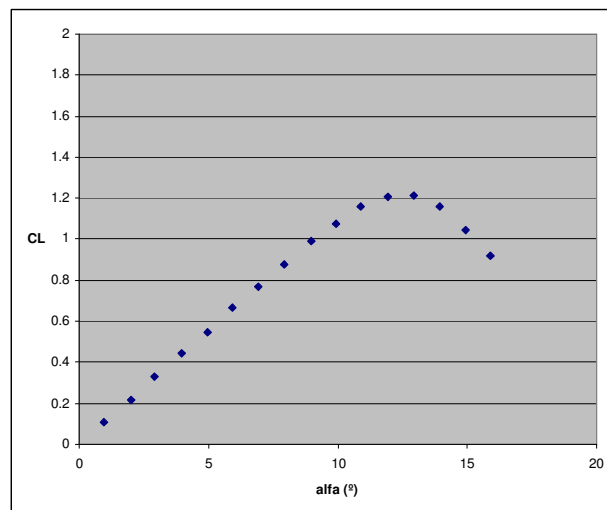


Fig. 7) Curva $C_L \times \alpha$ experimental para o aerofólio NACA0012 com $Re = 2 \times 10^6$.

α (°)	C_L
1	0.11
2	0.22
3	0.33
4	0.44
5	0.55
6	0.66
7	0.77
8	0.88
9	0.99
10	1.07
11	1.16
12	1.21
13	1.22
14	1.16
15	1.04
16	0.92