

Arrasto e sustentação

J. L. Baliño

Departamento de Engenharia Mecânica
Escola Politécnica - Universidade de São Paulo

Apostila de aula

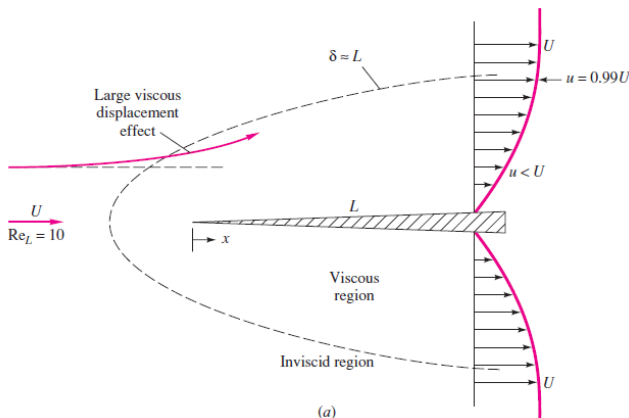


Sumário

- 1 Noção de camada limite
- 2 Separação do escoamento e esteira
- 3 Aerofólios



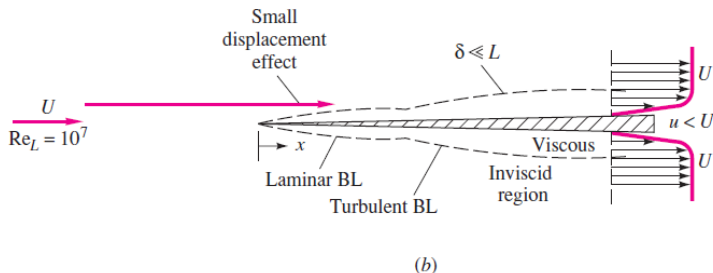
Escoamento externo em uma placa plana (baixo Re)



Região viscosa é ampla e se estende a montante e para os lados.



Escoamento externo em uma placa plana (alto Re)

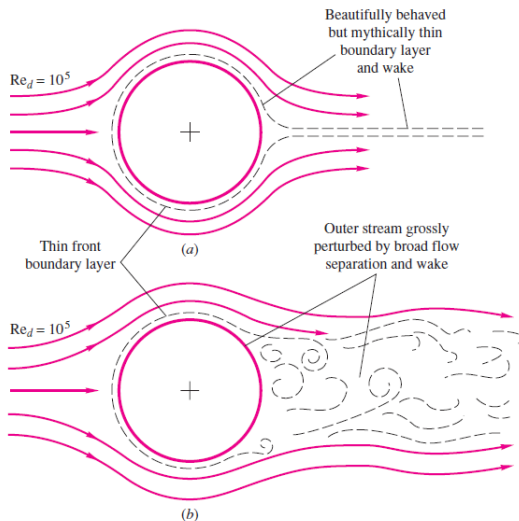


Região viscosa é muito delgada (camada limite):

$$\frac{\delta}{x} = \begin{cases} \frac{5,0}{Re_x^{1/2}} \Rightarrow \delta = 5,0 \nu^{1/2} U^{-1/2} x^{1/2} & 10^3 < Re_x < 10^6 \quad (\text{laminar}) \\ \frac{0,16}{Re_x^{1/7}} \Rightarrow \delta = 0,16 \nu^{1/7} U^{-1/7} x^{6/7} & Re_x > 10^6 \quad (\text{turbulento}) \end{cases}$$

Re_x	10^4	10^5	10^6	10^7	10^8
$(\delta/x)_{\text{lam}}$	0.050	0.016	0.005		
$(\delta/x)_{\text{turb}}$			0.022	0.016	0.011

Interação em corpo rombudo



Classificação de corpos

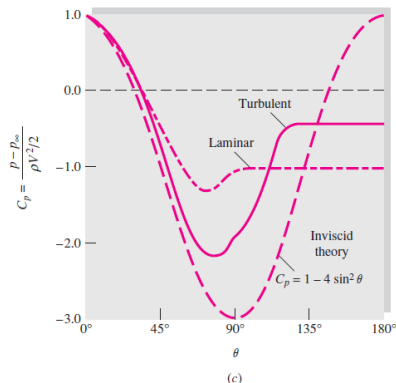
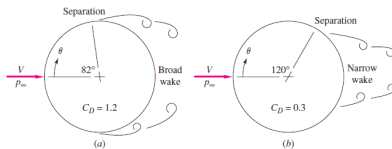
A interação entre a camada limite e o escoamento externo é responsável das forças aplicadas em corpos imersos. Os corpos imersos em uma corrente uniforme são classificados como:

- Corpos rombudos: descolamento da camada limite na região traseira. Formação de uma grande esteira na região traseira (gradiente de pressão desfavorável), responsável do alto arrasto.
- Corpos aerodinâmicos: Não descolamento da camada limite, com esteira fina e baixo arrasto.
- Aerofólios: corpos aerodinâmicos com geração de alta sustentação.

Necessidade de estudos experimentais para complementar diferentes técnicas de abordagem.



Arrasto em corpos rombudos

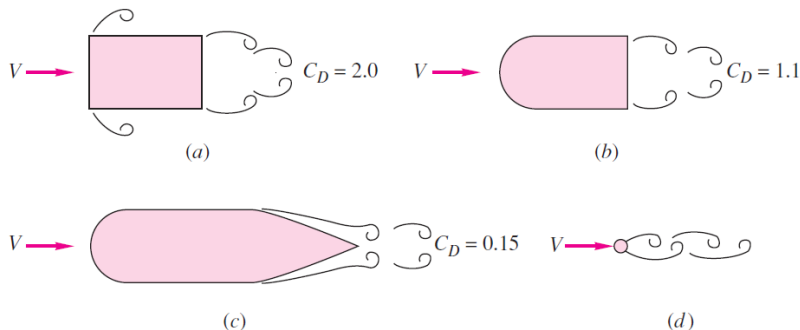


$$\mathcal{D}_v = \left[\int_{CS} \underline{\tau} \cdot \underline{\tilde{n}} dA \right]_x \quad (\text{arrasto viscoso})$$

$$\mathcal{D}_p = \left[\int_{CS} -p \underline{\tilde{n}} dA \right]_x \quad (\text{arrasto de pressão ou de forma, aprox. 85 \% do arrasto})$$

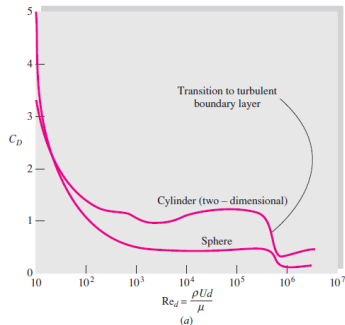


Diminuição de arrasto por carenamento



(a) Cilindro retangular; (b) Nariz arredondado; (c) Nariz arredondado e carenagem com bordo de fuga agudo; (d) Cilindro circular com $d = D/8$, $A_{fc} = 1/300 A_f$, com mesmo arrasto que em (c).

Coeficiente de arrasto em corpos rombudos



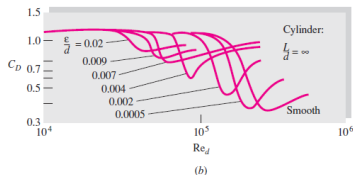
Cylinder length effect ($10^4 < Re < 10^5$)	
L/d	C_D
∞	1.20
40	0.98
20	0.91
10	0.82
5	0.74
3	0.72
2	0.68
1	0.64

C_D baseado na área frontal A_f :

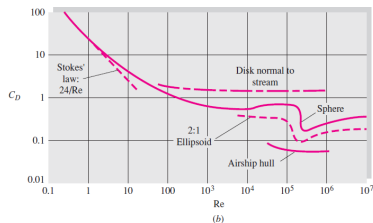
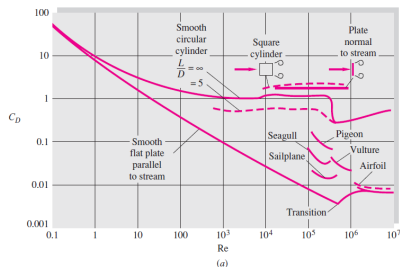
$$C_D = \frac{\mathcal{D}}{\frac{1}{2} \rho V^2 A_f}$$

$$A_f = \pi \frac{d^2}{4} \quad (\text{esfera})$$

$$A_f = L d \quad (\text{cilindro finito})$$



Coeficientes de arrasto de corpos diversos



Forças e momentos em corpos

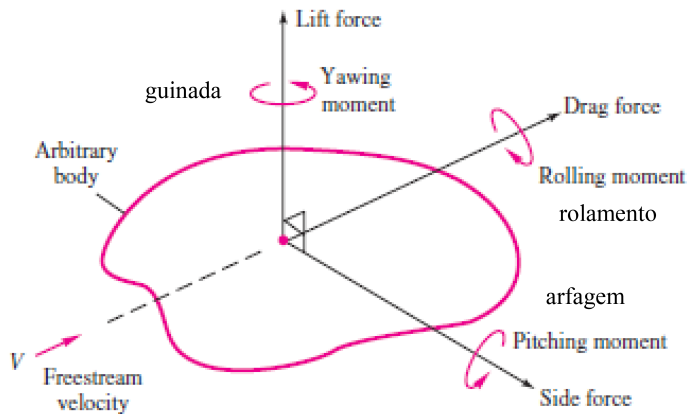
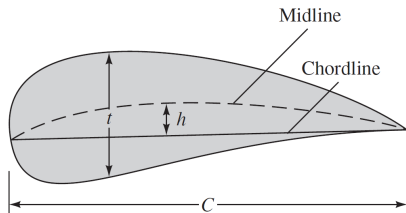


Fig. 7.10 Definition of forces and moments on a body immersed in a uniform flow.



Definição de variáveis



(a)

$t(x) = y_{sup}(x) - y_{inf}(x)$ (espessura local).

$h(x) = \frac{1}{2} [y_{sup}(x) + y_{inf}(x)]$ (cambagem local).

b : envergadura.

c : corda.

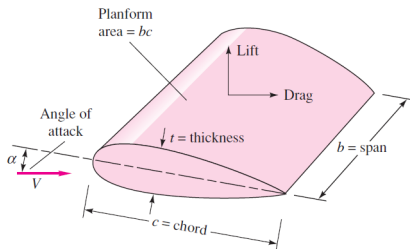
$\frac{\bar{h}}{c}$: cambagem.

$\frac{\bar{t}}{c}$: espessura.

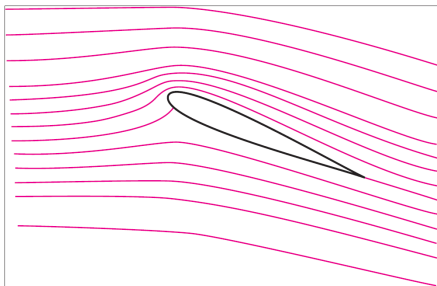
α : ângulo de ataque.

A_p : área planar (referência em aerofólios).

$AR = \frac{b^2}{A_p}$: razão de aspecto.



Condição aerodinâmica e de perda (*stall*)



Exact analytical streamlines for potential flow past a symmetric airfoil at an angle of attack. Perhaps the most glorious achievement of potential theory is the lift on an airfoil. Note the closely packed streamlines on the upper surface (high velocity, low pressure), and vice versa on the lower surface. The proper theory uses the *Kutta condition* (see Fig. 8.22), which requires the flow to leave the sharp trailing edge smoothly and parallel to the chord line. Potential theory does not account for boundary layer separation (*stall*) at high angles of incidence.

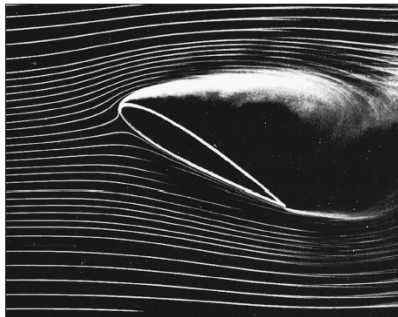


Fig. 7.24 At high angle of attack, smoke flow visualization shows stalled flow on the upper surface of a lifting vane. (National Committee for Fluid Mechanics Films, Education Development Center, Inc., © 1972.)



Arrasto e sustentação, aerofólios infinitos

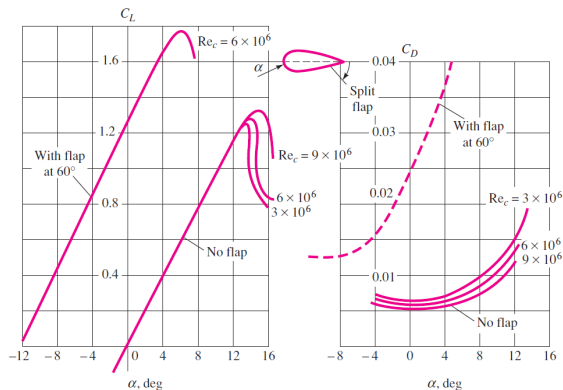


Fig. 7.25 Lift and drag of a symmetric NACA 0009 airfoil of infinite span, including effect of a split-flap deflection. Note that roughness can increase C_D from 100 to 300 percent.

$$C_L = \frac{\mathcal{L}}{\frac{1}{2} \rho V^2 A_p} \quad C_D = \frac{\mathcal{D}}{\frac{1}{2} \rho V^2 A_p}$$

C_L independente do Re_c enquanto C_D moderadamente dependente do Re_c . A cambagem desloca a curva de sustentação (criando sustentação para ângulo de ataque zero ou negativo) e aumenta o arrasto. Cambagem importante para manobras de pouso e decolagem.

Arrasto e sustentação, aerofólios finitos

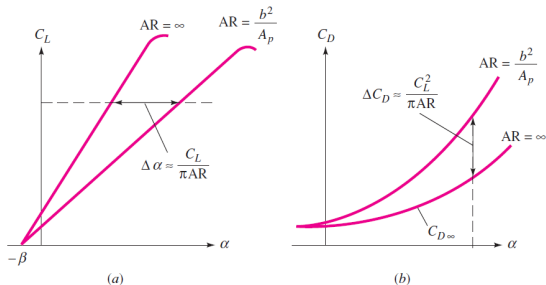


Fig. 7.27 Effect of finite aspect ratio on lift and drag of an airfoil:
(a) effective angle increase;
(b) induced drag increase.

$$C_L = \frac{2\pi \sin(\alpha + \beta)}{1 + \frac{2}{AR}} \quad C_D = C_{D\infty} + \frac{C_L^2}{\pi AR} \quad \beta = \arctan\left(2\frac{h}{c}\right)$$

Para um mesmo ângulo de ataque, o aerofólio finito apresenta uma sustentação menor e um arrasto maior. O incremento de arrasto é chamado de arrasto induzido $\Delta C_D = \frac{C_L^2}{\pi AR}$. O comportamento é devido ao campo de velocidade induzido pelas pontas de asa.



Vórtices de ponta de asa

