

Fig. 7.8 Coeficiente de arraste no escoamento transversal sobre um cilindro e no escoamento sobre uma esfera [7]. Adaptado com autorização.

mentais para determinar os efeitos da transferência de calor e de massa. Os resultados experimentais, da variação do número de Nusselt local com θ , aparecem na Fig. 7.9, no caso de cilindro colocado transversalmente numa corrente de ar. Como se pode esperar, os resultados são muito influenciados pela natureza do desenvolvimento da camada limite sobre a superfície. Consideremos as condições com $Re_D \leq 10^5$. Principiando no ponto de estagnação, Nu_θ diminui com o aumento de θ em virtude do desenvolvimento da camada limite laminar. No entanto, atinge-se um mínimo em $\theta \approx 80^\circ$. Neste ponto, ocorre a separação e daí por diante Nu_θ cresce com θ graças à misturação provocada pela formação de turbilhões na esteira. Em contraste, com $Re_D \geq$

10^5 , a variação de Nu_θ com θ é caracterizada por dois mínimos. A diminuição de Nu_θ , a partir do valor no ponto de estagnação, se deve, outra vez, ao desenvolvimento da camada limite laminar. O rápido crescimento que se observa entre 80° e 100° se deve agora à transição para a camada limite turbulenta. Com o desenvolvimento da camada limite turbulenta, recomeça a diminuição de Nu_θ . No final, ocorre a separação ($\theta \approx 140^\circ$) e Nu_θ aumenta em consequência da considerável misturação associada à região da esteira.

Do ponto de vista dos cálculos de engenharia, estamos mais interessados nas condições médias globais. A correlação empírica devida a Hilpert [13]

$$\overline{Nu}_D \equiv \frac{\bar{h}D}{k} = CRe_D^m Pr^{1/3} \quad (7.55)$$

é amplamente usada, e as constantes C e m aparecem na Tabela 7.2. A Eq. 7.55 também pode ser adotada no escoamento de gás sobre cilindros com a seção reta não circular, com o comprimento característico D e com as constantes da Tabela 7.3. Ao se trabalhar com a Eq. 7.55, todas as propriedades são estimadas na temperatura da película.

Sugeriram-se outras correlações para o cilindro circular num escoamento transversal [8, 16, 17]. A correlação de Zhukauskas [16] tem a forma

$$\overline{Nu}_D = CRe_D^m Pr^n \left(\frac{Pr}{Pr_s} \right)^{1/4} \quad (7.56)$$

$\left[\begin{array}{l} 0,7 < Pr < 500 \\ 1 < Re_D < 10^6 \end{array} \right]$

Tabela 7.2 Constantes da Eq. 7.55 no escoamento transversal a um cilindro circular [13, 14]

Re_D	C	m
0,4-4	0,989	0,330
4-40	0,911	0,385
40-4.000	0,683	0,466
400-40.000	0,193	0,618
40.000-400.000	0,027	0,805

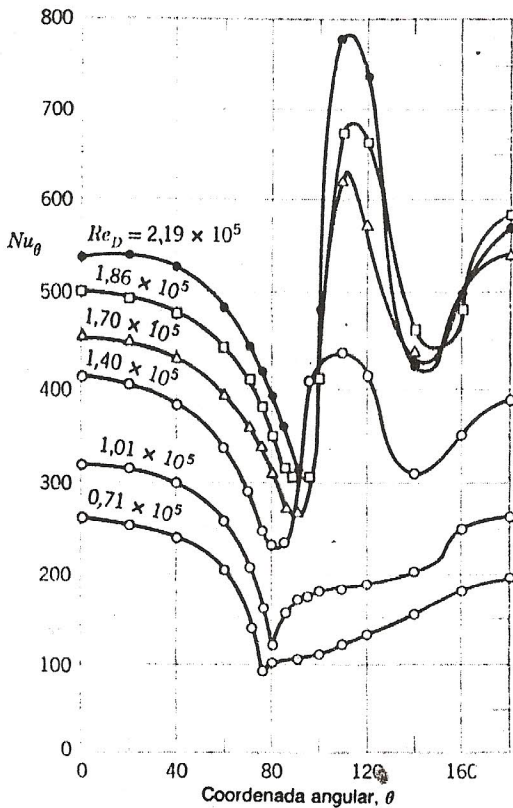


Fig. 7.9 Número de Nusselt local no escoamento de ar transversalmente a um cilindro circular. Adaptado com permissão de W. H. Giedt. *Trans. ASME* 71, 375, 1949.

25

(a)
FIGURE 6.8
 (a) Polar plot of pressure distribution on the surface of a cylinder immersed in a uniform flow. (b) Component of pressure contributing to the drag force.

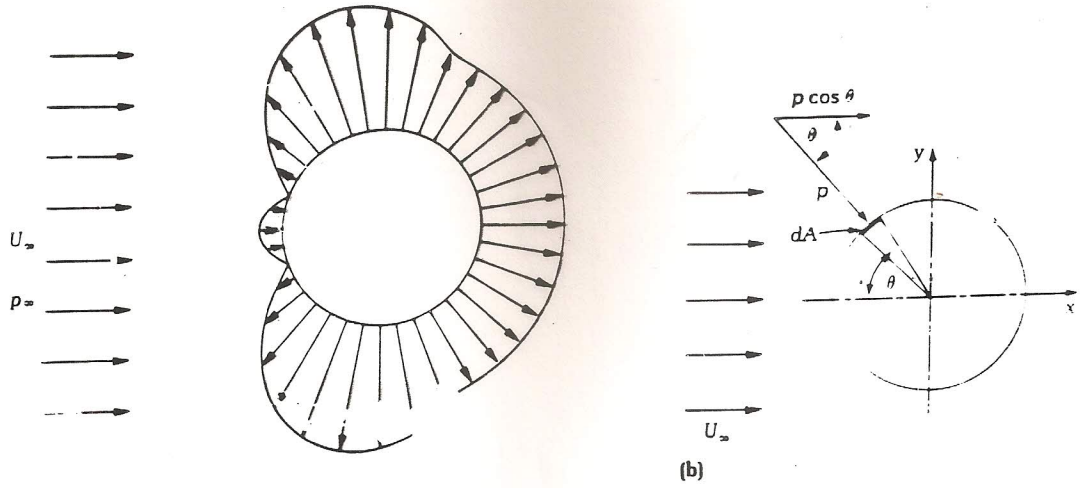


FIGURE 6.9
 Two cases of flow past a flat plate.

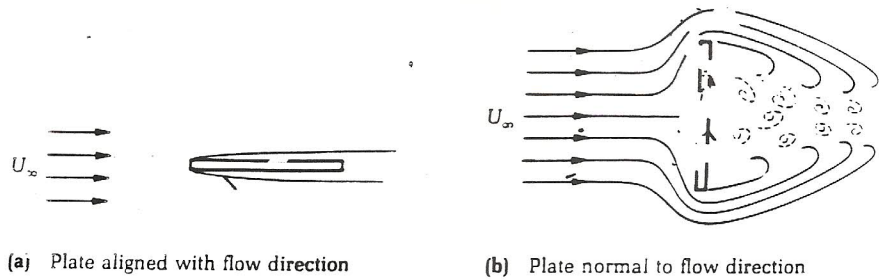


FIGURE 6.10
 Laminar and turbulent boundary-layer velocity profiles.

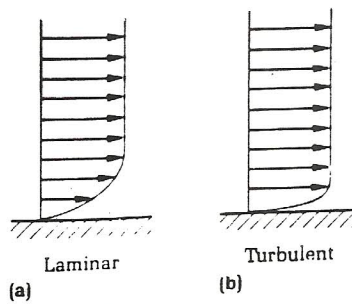
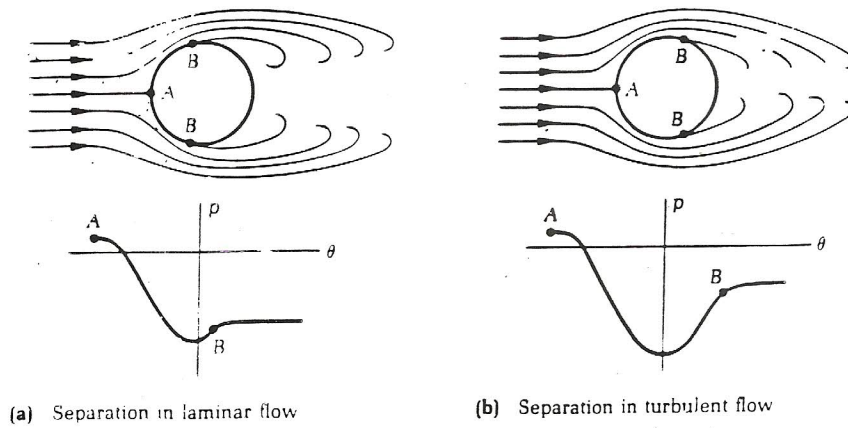


FIGURE 6.11
 A comparison of laminar and turbulent separation.



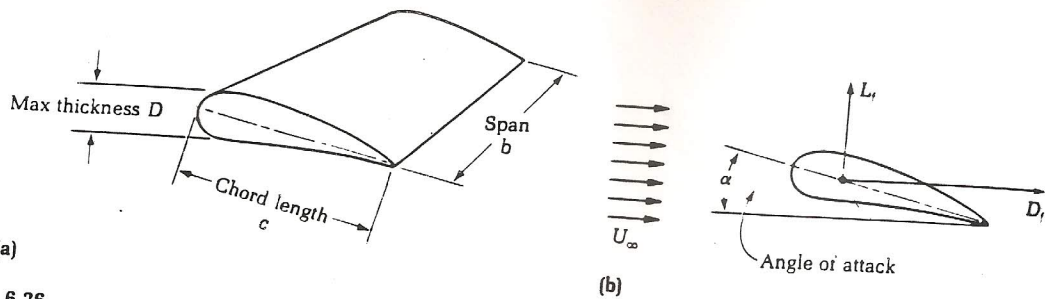


FIGURE 6.26
Geometric and
dynamic parameters
of airfoils.

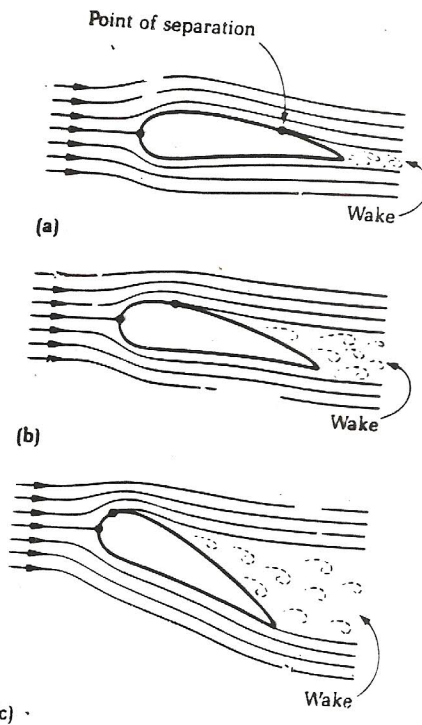


FIGURE 6.27
Streamlines of flow
about an airfoil at vari-
ous angles of attack.

$$C_L = \frac{L_f}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 A}$$

FIGURE 6.28
A typical plot of lift coefficient versus angle of attack for an airfoil.

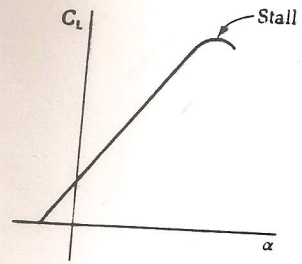
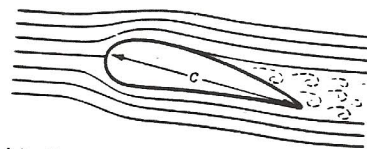
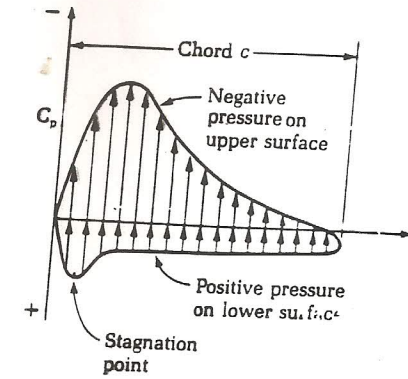


FIGURE 6.29
Pressure coefficient versus chord length for an airfoil.



(a) Streamlines



(b) Pressure distribution

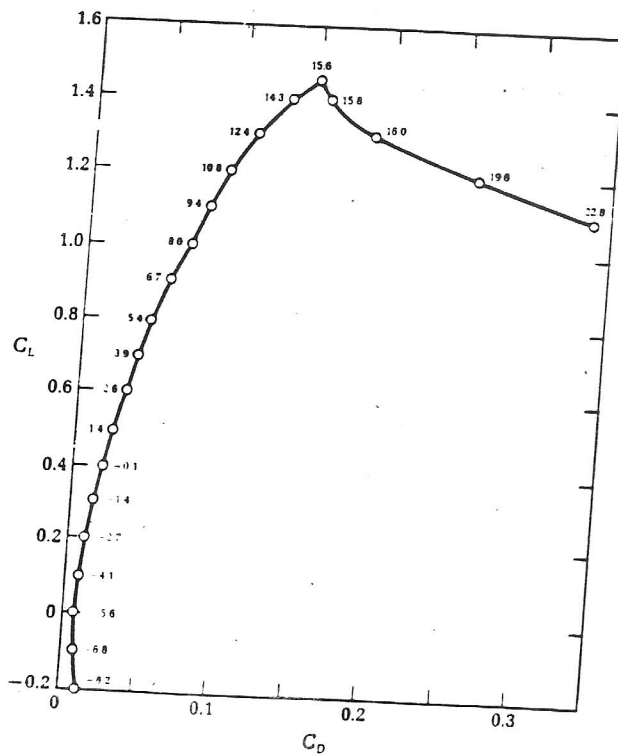
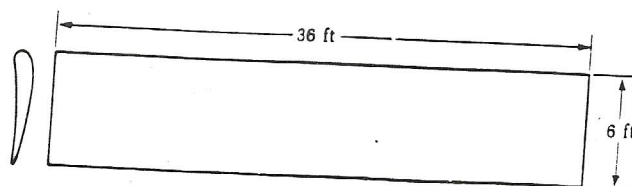


FIGURE 6.30
A polar diagram for the Clark Y airfoil. (Data from NACA Report 502, by A. Silverstein, p. 15, 1934.)



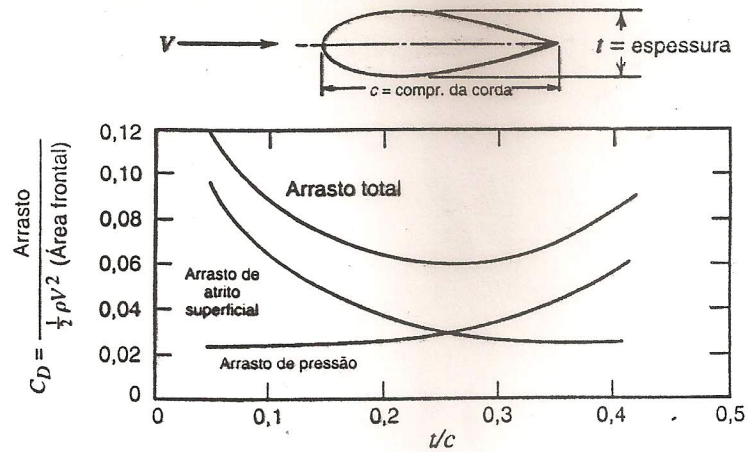


Fig. 9.14 Coeficiente de arrasto sobre um suporte estrutural carenado, como função da razão entre espessuras, mostrando as contribuições do atrito superficial e da pressão no arrasto total [18].

camadas-limite turbulentas das seções posteriores afuniladas. O interesse a respeito de aerofólios de baixo arrasto cresceu nos anos 30. O "National Advisory Committee for Aeronautics" (NACA) desenvolveu diversas séries de aerofólios "de escoamento laminar" para os quais a transição era postergada para 60 ou 65 por cento do comprimento da corda, a ré do nariz.

A Fig. 9.15 apresenta dados quanto à distribuição de pressão e ao arrasto^o para dois aerofólios simétricos de espessura máxima infinita e 15 por cento de espessura, para ângulo de ataque zero. A transição no aerofólio convencional (NACA 0015) ocorre quando o gradiente de pressão torna-se adverso, em $x/c = 0,13$, perto do ponto de espessura máxima. Deste modo, a maior parte do aerofólio é coberta por uma camada-limite turbulenta; o coeficiente de arrasto é $C_D = 0,0061$. O ponto de transição foi movido para ré no aerofólio projetado para escoamento laminar (NACA 66₂-015). A camada-limite é mantida laminar pelo gradiente de pressão favorável até $x/c = 0,63$. Assim, a maior parte do escoamento é laminar; $C_D = 0,0035$ para a seção, com base na área planiforme. O coeficiente de arrasto baseado na área frontal é $C_{D_f} = C_D / 0,15 = 0,0233$, ou 23,3 por cento daquele para as formas mostradas na Fig. 9.14.

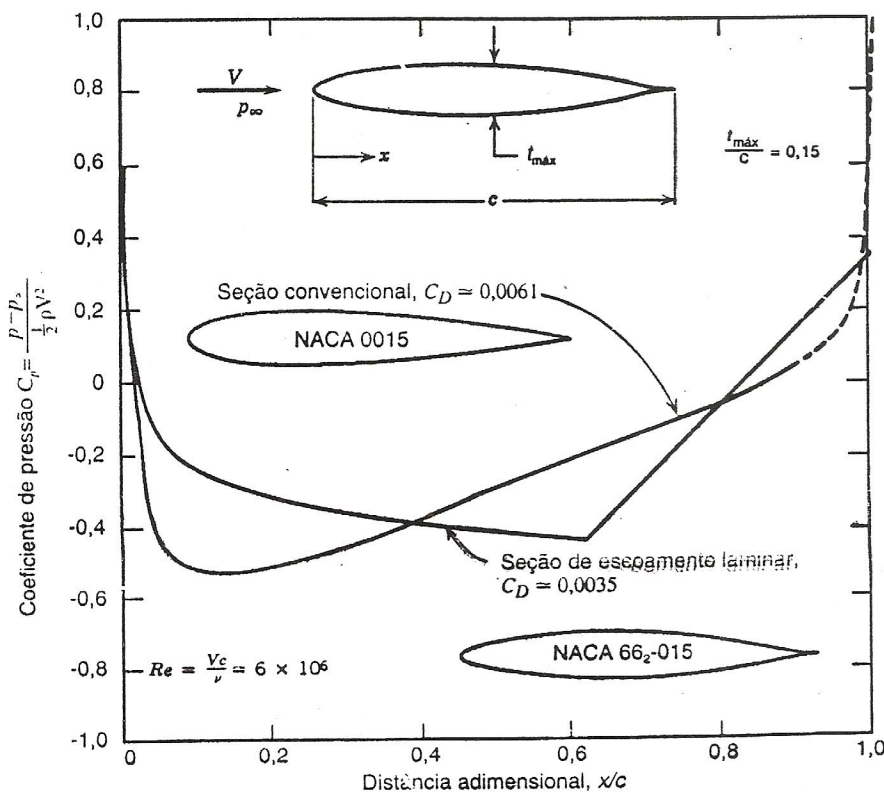


Fig. 9.15 Distribuições de pressão e coeficiente de arrasto para aerofólios de 15 por cento de espessura, para ângulo de ataque zero, para dois tipos de aerofólios, de 15 por cento de espessuras. (Dados de [19].)

^oNote que os coeficientes de arrasto para aerofólios baseiam-se na área planiforme, i.e., $C_D = F_D / \frac{1}{2} \rho V^2 A_p$, onde A_p é a área projetada máxima da asa.

29

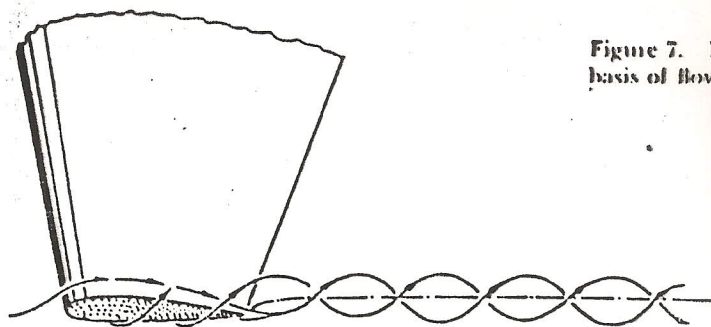


Figure 7. Flow pattern past a wing tip, drawn on the basis of flow observations in a water tunnel (7,a).

tion. In the rolling-up process, this circulation is transferred onto the pair of tip vortices (figure 8). Together with the circulation, the viscous wake (imbedded in the trailing sheet) may also be rolled up into the tip vortices thus filling their cores. The effect that the tip vortices have upon lift and induced drag, is not considered in common lifting-line theory (equation 4) and in applications such as in figure 5. Certain experimental results in larger aspect ratios can be explained, however, by considering the rolling-up process.

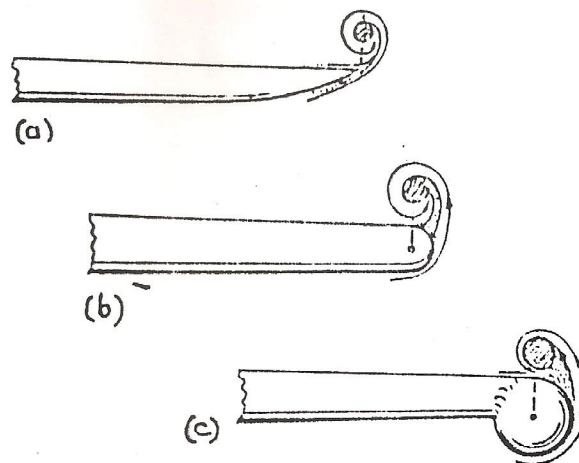


Figure 8. Location of the vortex core in relation to the wing tip: (a) with sharp lateral edge, (b) on wing with round edge, (c) flow around wing-tip tank.

Flow Around Tips. As a consequence of "rolling-up", the flow can actually get around the lateral edges of a wing to a certain extent, as shown in figure 8. The effective span is, therefore, shorter than the geometrical span. In other words, a "condition" is theoretically assumed to be fulfilled at the wing tips, similar to the so-called Kutta-Joukowski condition at the trailing edge of wing sections, to

the effect that no flow takes place around the lateral edges. In reality, there is some such flow; and the reduction of effective span as mentioned above, is a function of the wing-tip shape. A series of shapes has, therefore, been investigated on a basically rectangular wing (7,b). Figure 9 presents the plan-form location of the tip-vortex cores. Shapes with sharp lateral edges (numbers 1, 5 and 6) are seen to give the widest effective spans, while rounded edges result in a loss of effective span or aspect ratio.

- (5) Hueber, Characteristics of Tapered Wings, Zts. Flugt. Motorluftsch. 1933 p.249 and Lufo 1938 p.218.
- (6) Wings with cut-out plan forms:
 - a) Ergebnisse AVA Göttingen Vol. III (1927) p.92.
 - b) Mutray, Zts.Flugt.Motorluft 1929 p.161.
 - c) Similar results in NACA Tech Rpt 480 (1934).
- (7) Influence of wing-tip shape on characteristics:
 - a) Hoerner, ZWB FB 248 and Fieseler Rpt 16.
 - b) Kesselkaul, Tests of Wings with various wing-tip Shapes, Inst.Aircr.Design Braunschweig 1941.
 - c) Zimmerman, Small Aspect Ratios, NACA TN 539.
 - d) Hoerner, Aerodynamic Shape of Wing Tips, US Air Force Technical Rpt 5752 (Wright Field, 1949).

Figure 9. Wing-tip shape and tip-vortex location of a family of wings (7,b) tested at $\Lambda = 3$ and $R_c = 10^6$.

