

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 durante os 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 do aerofólio.

A Fig. 9.15 apresenta dados quanto à distribuição de pressão e ao arrasto<sup>6</sup> para dois aerofólios simétricos de envergadura infinita e 15 por cento de espessura, para ângulo de ataque zero. A transição no aerofólio convencional (NACA 0015) ocorre onde o gradiente de pressão torna-se adverso, em  $x/c = 0,13$ , perto do ponto de espessura máxima. Deste modo, a maior parte da superfície do aerofólio é coberta por uma camada-limite turbulenta; o coeficiente de arrasto é  $C_D = 0,0061$ . O ponto de espessura máxima foi movido para ré no aerofólio projetado para escoamento laminar (NACA 66<sub>2</sub>-015). A camada-limite é mantida no regime laminar pelo gradiente de pressão favorável até  $x/c = 0,63$ . Assim, a maior parte do escoamento é laminar;  $C_D = 0,0035$  para esta 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 cerca de 40 por cento daquele para as formas mostradas na Fig. 9.14.

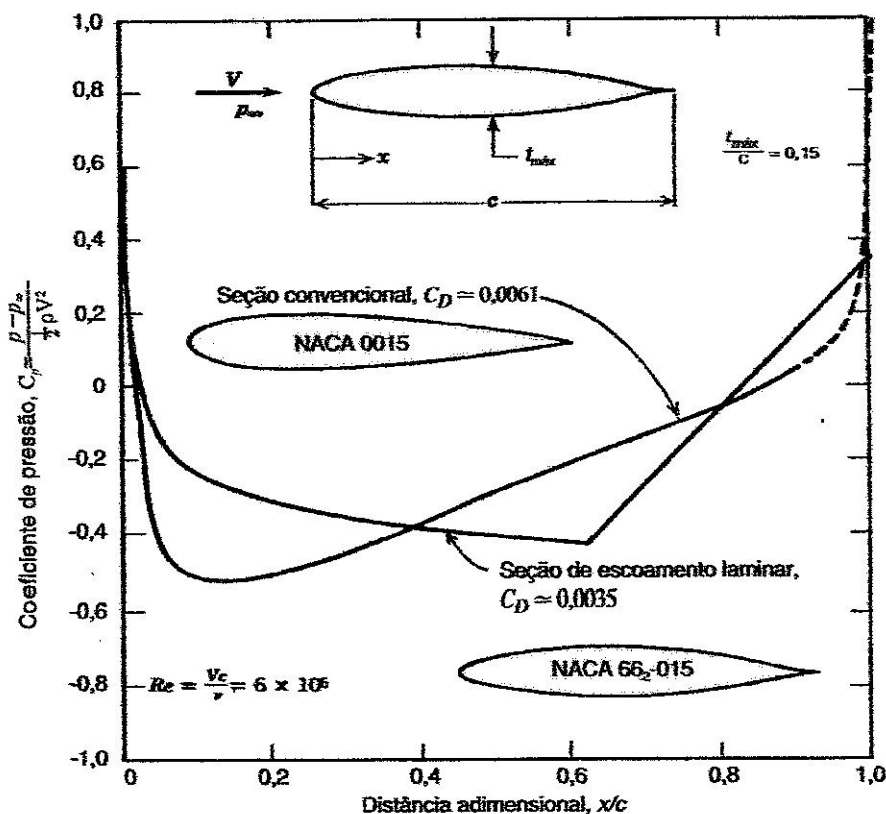


Fig. 9.15 Distribuições de pressão teóricas para ângulo de ataque zero, para duas seções simétricas de aerofólios de 15 por cento de razão de espessuras. (Dados de [19].)

<sup>6</sup>Note que os coeficientes de arrasto para aerofólios baseiam-se na área planiforme, i.e.,  $C_D = F_D / \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 A_p$ , onde  $A_p$  é a área projetada máxima da asa.