

A teoria e a experiência mostram que as velocidades dirigidas para baixo reduzem o ângulo de ataque efetivo em proporção ao coeficiente de sustentação. Comparando com uma seção de aerofólio com  $ar = \infty$ , o ângulo de ataque geométrico de uma asa deve ser aumentado de

$$\Delta\alpha \approx \frac{C_L}{\pi ar} \tag{9.40}$$

a fim de se obter o coeficiente de sustentação da seção. Isto provoca um aumento do coeficiente de arrasto para a asa, dado por

$$\Delta C_D \approx C_L \Delta\alpha \approx \frac{C_L^2}{\pi ar} \tag{9.41}$$

Este aumento de arrasto devido à sustentação é chamado de *arrasto induzido*.

A razão de aspecto *efetiva* inclui o efeito da forma planiforme. Para a maioria das formas planiformes, a razão de aspecto efetiva situa-se dentro de 15 por cento da razão de aspecto geométrica. Quando escrita em termos de razão de aspecto efetiva, o arrasto de uma asa de envergadura finita torna-se [19]

$$C_D = C_{D,\infty} + C_{D,i} = C_{D,\infty} + \frac{C_L^2}{\pi ar} \tag{9.42}$$

onde  $C_{D,\infty}$  é o coeficiente de arrasto da seção para  $C_L$ ,  $C_{D,i}$  é o coeficiente de arrasto induzido para  $C_L$ , e  $ar$  é a razão de aspecto efetiva da asa de envergadura finita.

O arrasto em aerofólios são oriundos de forças viscosas e de pressão. O arrasto viscoso varia com o número de Reynolds, mas apenas ligeiramente com o ângulo de ataque. Esses relacionamentos e alguma terminologia comumente empregada são ilustrados na Fig. 9.22.

Uma aproximação útil para o polar de arrasto, para todo um avião, pode ser obtida pela adição do arrasto induzido àquele para sustentação zero. O arrasto para qualquer coeficiente de sustentação é obtido de

$$C_D = C_{D,0} + C_{D,i} = C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi ar} \tag{9.43}$$

onde  $C_{D,0}$  é o coeficiente de arrasto para sustentação zero e  $ar$  é a razão de aspecto efetiva.

Como vimos, as aeronaves podem ser dotadas de aerofólios de baixo arrasto para terem desempenho excelente nas condições de cruzeiro. Contudo, uma vez que o coeficiente de sustentação máximo é baixo para aerofólios delgados, um esforço adicional deve ser feito para se obterem velocidades de aterrissagem aceitavelmente baixas. Nas condições de estado constante de voo, a sustentação deve igualar o peso da aeronave. Portanto, da Eq. 9.38,

$$W = F_L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 A$$

A velocidade mínima de voo é obtida quando  $C_L = C_{L_{\max}}$ . Explicitando  $V_{\min}$ ,

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{L_{\max}} A}} \tag{9.44}$$

De acordo com a Eq. 9.44, a velocidade mínima de aterrissagem pode ser reduzida pelo aumento ou de  $C_{L_{\max}}$ , ou da área da asa. Duas técnicas básicas são empregadas para controlar estas variáveis: seções de asa com geometria variável (por exemplo, pelo uso de flapes), ou técnicas de controle de camadas-limite.

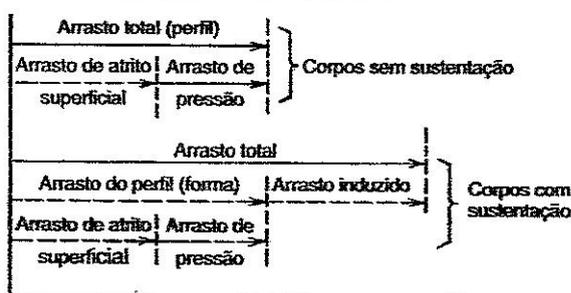


Fig. 9.22 Subdivisão do arrasto em corpos com e sem sustentação.