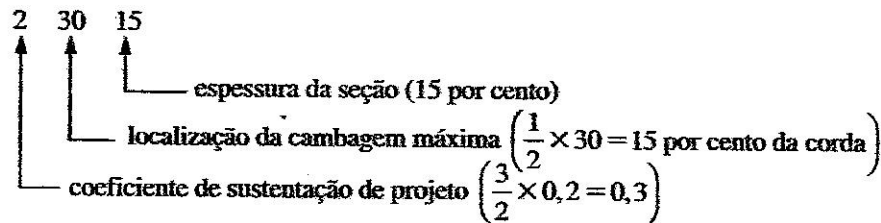
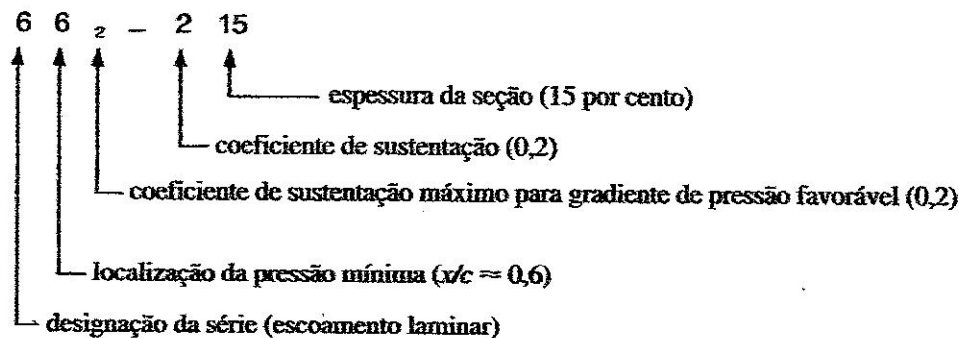


Convencional — 23015

Escoamento Laminar — 66₂-215

Ambas as seções são cambadas a fim de proverem sustentação a ângulo de ataque zero. À medida que o ângulo de ataque aumenta, os coeficientes de sustentação aumentam suavemente até que um máximo é atingido. Posteriores aumentos no ângulo de ataque produzem um decréscimo súbito em C_L . Diz-se que o aerofólio *estolou* quando o C_L cai dessa maneira.

O aerofólio estola quando a separação do escoamento ocorre numa grande porção da sua superfície superior. À medida que o ângulo de ataque aumenta, o ponto de estagnação move-se para trás ao longo da superfície inferior, como mostrado esquematicamente na Fig. 9.18. O escoamento na superfície superior deve então acelerar bruscamente, a fim de contornar o nariz do aerofólio.⁸ A pressão mínima torna-se mais baixa e o seu local de ocorrência move-se para diante, na superfície superior. Aparece um forte gradiente adverso de pressão, seguindo-se ao ponto de pressão mínima; finalmente, o gradiente adverso de pressão causa a completa separação do escoamento da superfície superior e o aerofólio estola.

O movimento do ponto de pressão mínima e a acentuação do gradiente de pressão adverso são responsáveis pelo aumento súbito de C_D para a seção de escoamento laminar, o que é aparente na Fig. 9.17. O aumento súbito de C_D deve-se à transição prematura, de laminar para turbulento, do escoamento na camada-limite na superfície superior. Aeronaves com seções de escoamento laminar são projetadas para voar na região de baixo arrasto.

Como as seções de escoamento laminar têm bordas de ataque muito agudas, todos os efeitos que descrevemos são ampliados, e elas estolam a ângulos de ataque inferiores, comparando com as seções convencionais, conforme mostrado na Fig. 9.17. O coeficiente de sustentação máximo possível, $C_{L_{\max}}$, também é inferior para seções de escoamento laminar.

Gráficos de C_L versus C_D (chamados polares arrasto-sustentação) são muitas vezes empregados na apresentação de dados de aerofólios. Uma plotagem polar é dada na Fig. 9.19 para as duas seções de que tratamos. A razão sustentação/arrasto, C_L/C_D , é mostrada no coeficiente de sustentação de projeto para ambas as seções. Para um avião de determinada massa e velocidade fixa, a potência requerida para vôo horizontal é inversamente proporcional à razão sustentação/arrasto. A vantagem da seção de escoamento laminar é clara.

Progressos recentes na técnica de testes com modelos e nas capacidades computacionais tornaram possível projetar aerofólios com seções que desenvolvem elevada sustentação ao mesmo tempo que mantêm arrasto muito baixo [21, 22]. Códigos de cálculo de camada-limite são empregados com métodos inversos para a determinação do escoamento potencial, a fim de desenvolver distribuições de pressão, e geometrias resultantes que retardam a transição para o local mais a ré possível. A camada-limite turbulenta que se segue à transição é mantida num estado de separação incipiente, com atrito superficial aproximadamente zero, pela configuração adequada da distribuição de pressão.

Tais aerofólios, projetados por computador, têm sido usados em carros de corrida para desenvolver forças de sustentação negativa muito elevadas (para baixo), a fim de melhorar a estabilidade em altas velocidades e o desempenho nas curvas [21]. Seções de aerofólios especialmente projetados para operação com baixos números de Reynolds foram empregados para as asas e o hélice do homem-pássaro "Gossamer Condor", ganhador do prêmio Kremer [26], agora exibido no Museu Aeroespacial Nacional, em Washington, D.C.

Todos os dados apresentados até agora são para seções, fatias de aerofólios de envergadura infinita. Os efeitos de extremidade nas asas de envergadura finita reduzem a sustentação e aumentam o arrasto. Assim, as razões sustentação/arrasto que podem ser atingidas na prática são inferiores àquelas obtidas nos testes de seções de aerofólios.