

# **TM-045 Fundamentos de Aerodinâmica**

## **Cap. 01: Introdução e Motivação**

# Exemplos históricos

- Armada espanhola *versus* marinha inglesa
  - Data: 08 de agosto de 1588.
  - Local: Canal da Mancha, ao largo da cidade de Gravelines.
  - Forças espanholas: compostas por 130 navios (grandes e pesados) e cerca de 30.000 homens, além de diversos canhões de munição pesada.
  - Forças inglesas: compostas por 197 navios (pequenos) e cerca de 16.000 homens, além de canhões leves.

# Exemplos históricos

- Armada espanhola *versus* marinha inglesa



Armada Espanhola (Philip James de Loutherbourg, 1796)

# Exemplos históricos

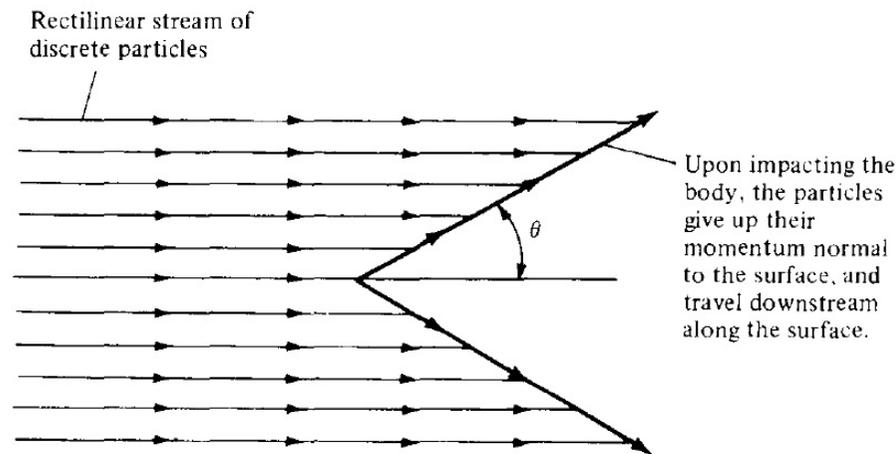
- Armada espanhola *versus* marinha inglesa
  - As forças inglesas afundam 6 navios espanhóis, desorganizando a armada espanhola e sendo decisiva para os rumos do conflito.
  - Os navios espanhóis, mesmo com armas mais poderosas, não foram páreo contra as forças inglesas, que contavam com embarcações mais rápidas e fáceis de manobrar. Ambos os lados contavam apenas com navios a vela.

# Exemplos históricos

- Armada espanhola *versus* marinha inglesa
  - Poderio naval medido pela velocidade e manobralidade das embarcações.
  - Problema de engenharia: diminuir a resistência (arrasto) criado pelo escoamento de água sobre o casco dos navios.

# Exemplos históricos

- Isaac Newton, 1687: publica sua famosa obra *Principia*, com um volume dedicado à Mecânica dos Fluidos.



**FIGURE 1.1**

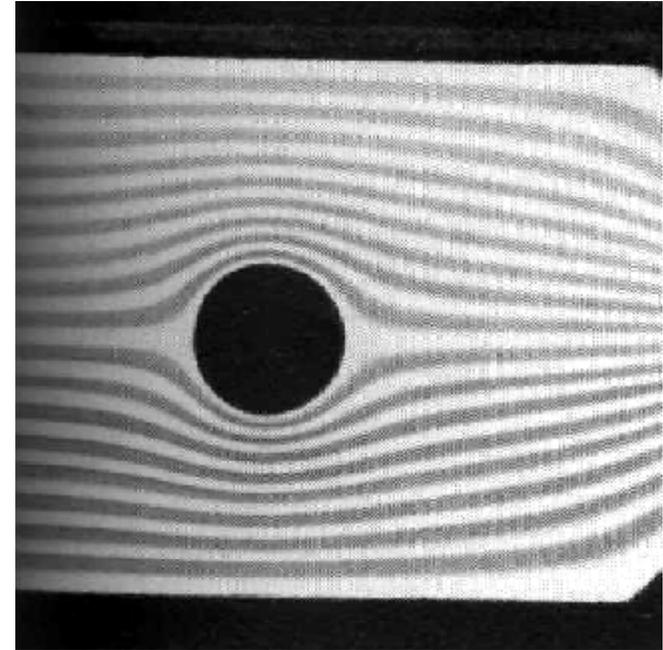
Isaac Newton's model of fluid flow in the year 1687. This model was widely adopted in the seventeenth and eighteenth centuries but was later found to be conceptually inaccurate for most fluid flows.

# Exemplos históricos

- Em 1777 Jean LeRond d'Alembert realizou uma série de experimentos para medir a força de resistência de navios em canais. Verificou que o modelo de Newton poderia ser empregado apenas quando o ângulo  $\theta$  esteja entre  $50^\circ$  e  $90^\circ$ .
- Em 1781 Leonhard Euler observou também inconsistências do modelo de Newton.

# Exemplos históricos

- Euler notou que antes de atingir uma superfície sólida em ângulo, as partículas de fluido modificam a direção e a velocidade de escoamento, de modo que ao atingir o corpo o fluido escoe paralelo à superfície sólida.



# Exemplos históricos

- Durante a II Guerra Mundial, os alemães desenvolveram o míssil V-2, que apresentava voo supersônico. Para reduzir o arrasto, a geometria do V-2 apresentava um nariz pontiagudo.



# Exemplos históricos

- Na década de 1950, com o desenvolvimento das armas nucleares e de mísseis intercontinentais, surgiu um problema: tais mísseis atingiam velocidades entre cerca de 510 e 560 m/s, em voos suborbitais. Para essas velocidades, durante a reentrada atmosférica ocorre um severo aquecimento, que causaria a explosão do artefato nuclear antes de atingir seu alvo.

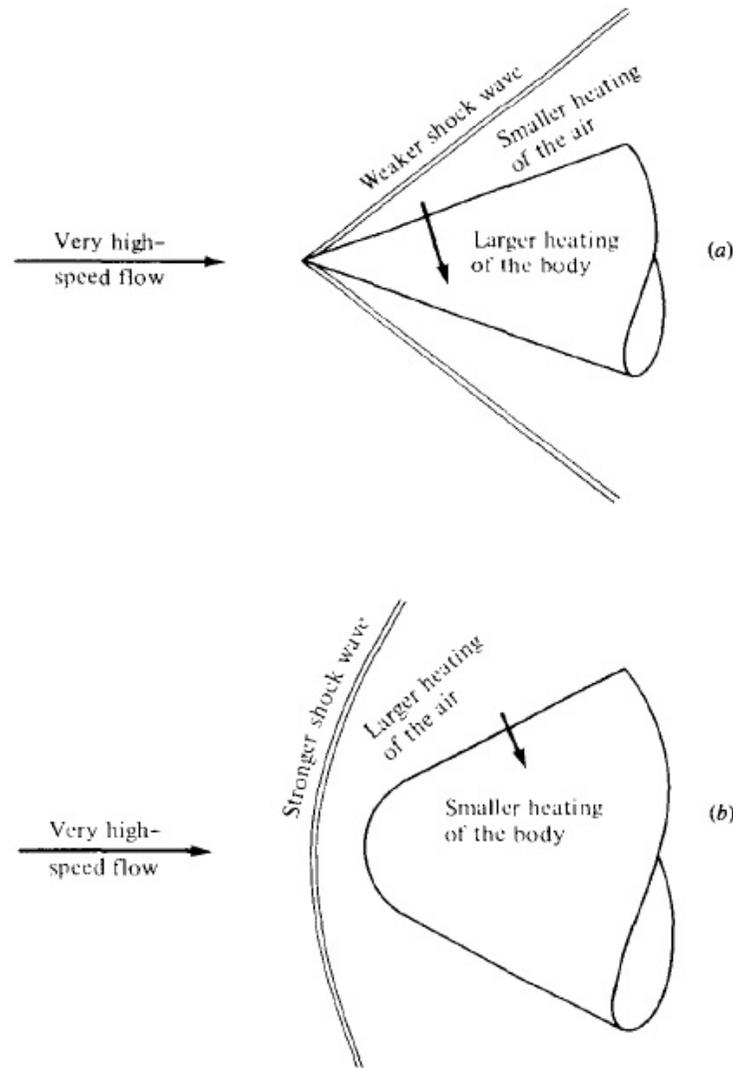
# Exemplos históricos

- Primeira solução apontada: utilizar uma geometria pontiaguda e tentar manter um escoamento laminar sobre a superfície do veículo.
- Problema enfrentado: a dificuldade em manter o escoamento laminar; na prática, sempre se obtinha escoamentos turbulentos.

# Exemplos históricos

- Solução apresentada por H. Julian Allen (National Advisory Committee for Aeronautics, NACA): empregar um corpo rombudo para a reentrada atmosférica.
- No caso de um corpo rombudo, o aquecimento ocorre, preferencialmente, em relação ao ar atmosférico e não em relação à estrutura do veículo.

# Exemplos históricos



**FIGURE 1.4**  
Contrast of aerodynamic heating  
for slender and blunt reentry  
vehicles. (a) Slender reentry  
body. (b) Blunt reentry body.

# Variáveis fundamentais

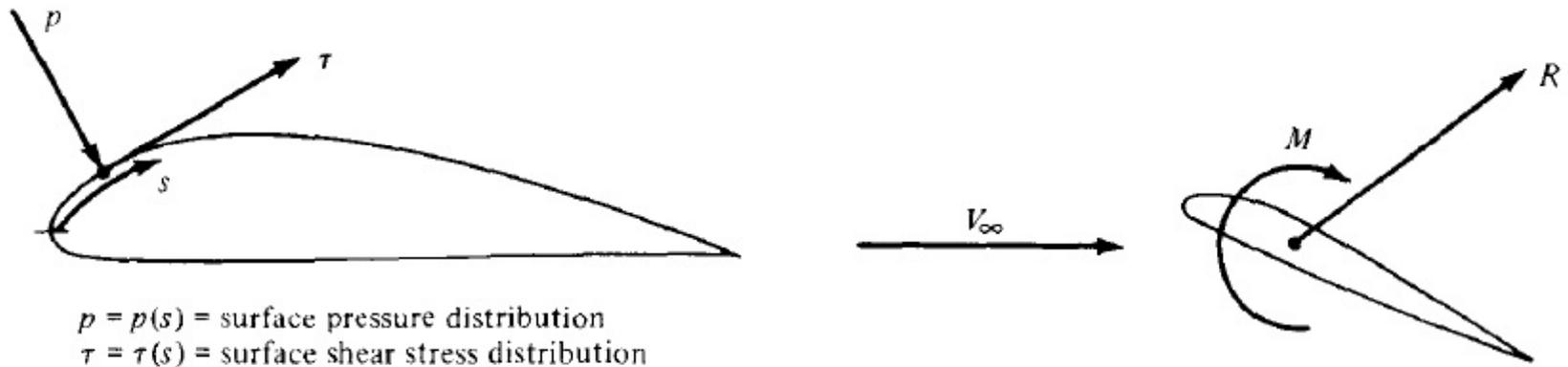
- Quatro grandezas são fundamentais no estudo da aerodinâmica:
  - Pressão ( $p$ ).
  - Massa específica ou densidade ( $\rho$ ).
  - Temperatura ( $T$ ).
  - Velocidade do escoamento ( $V_\infty$ ).

# Forças e momentos

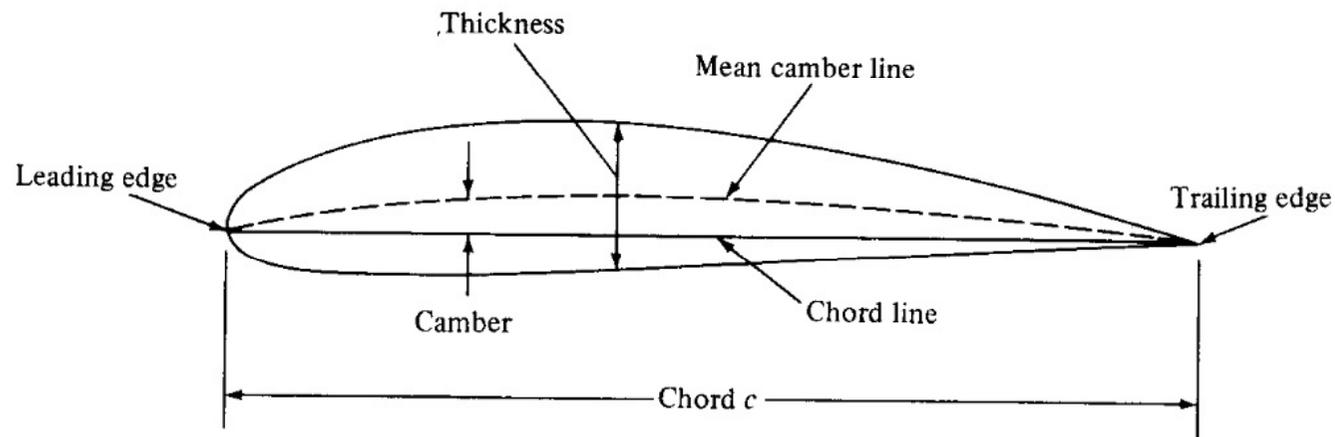
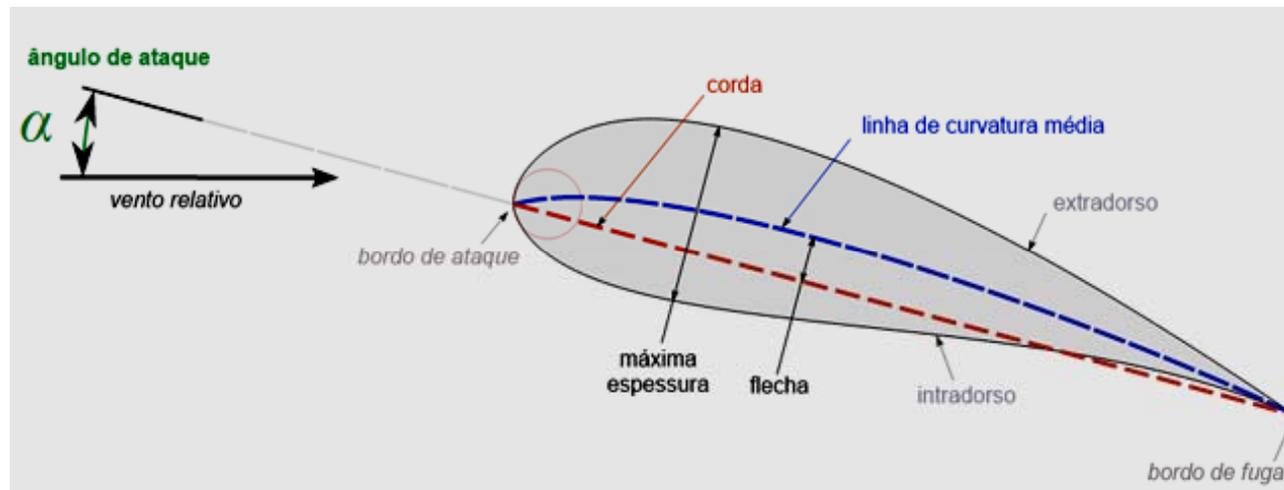
- Todas as forças e momentos aerodinâmicos que atuam em um corpo possuem duas únicas fontes:
  - A distribuição de pressões sobre a superfície do corpo.
  - A distribuição de tensões cisalhantes sobre a superfície do corpo.

# Forças e momentos

- Da integração das distribuições de pressão ( $p$ ) e tensões de cisalhamento ( $\tau$ ) sobre a superfície do corpo resultam a força aerodinâmica resultante ( $R$ ) e o momento ( $M$ ) sobre o corpo.



# Forças e momentos



**Figure 5.2** Airfoil nomenclature. The shape shown here is a NACA 4415 airfoil.

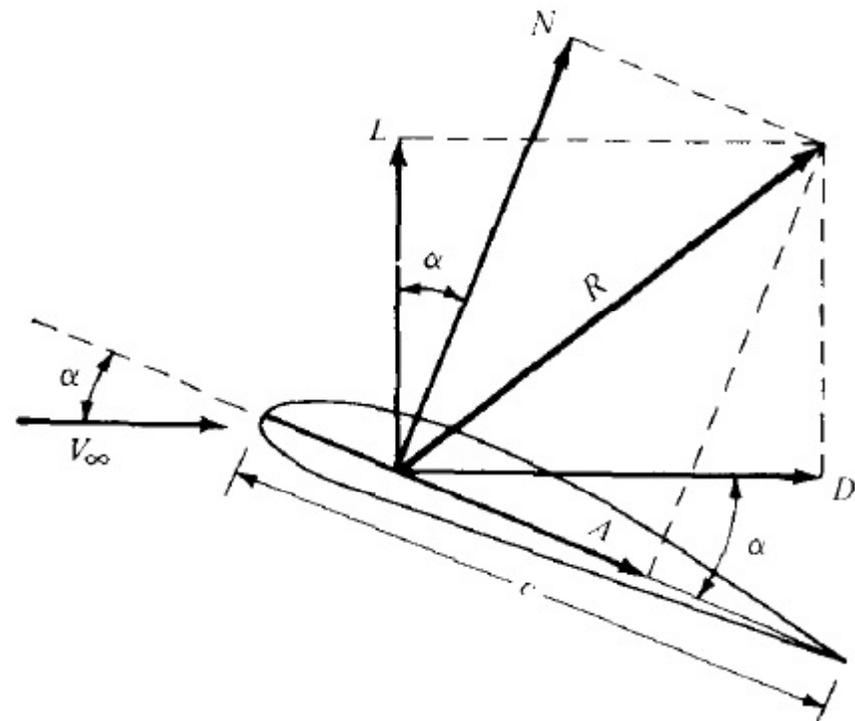
# Forças e momentos

- A força aerodinâmica resultante ( $R$ ) pode ser decomposta nas seguintes componentes:

Sustentação (*lift*,  $L$ ) e  
Arrasto (*drag*,  $D$ );

ou

Força normal ( $N$ ) e  
Força axial ( $A$ ).



# Forças e momentos

- A sustentação (L) corresponde à componente de R perpendicular a  $V_\infty$ .
- O arrasto (D) corresponde à componente de R paralela a  $V_\infty$ .
- A força normal (N) é a componente de R perpendicular à corda (c).
- A força axial (A) é a componente de R paralela à corda (c).

# Forças e momentos

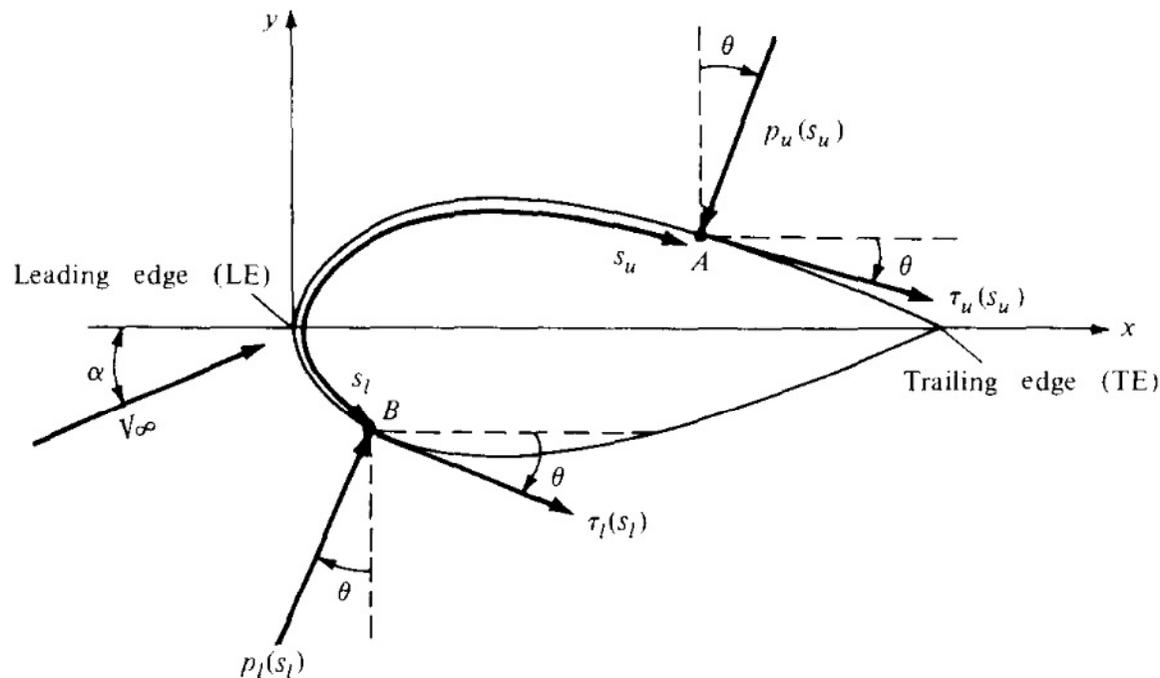
- Relações geométricas entre sustentação ( $L$ ), arrasto ( $D$ ), força normal ( $N$ ) e força axial ( $A$ ):

$$L = N \cos(\alpha) - A \sin(\alpha)$$

$$D = N \sin(\alpha) + A \cos(\alpha)$$

# Forças e momentos

- Nomenclatura para a integração da pressão e da tensão de cisalhamento para obtenção de forças e momentos aerodinâmicos:



Leading edge (LE):  
bordo de ataque

Trailing edge (TE):  
bordo de fuga

$u$ : índice do extradorso

$l$ : índice do intradorso

# Forças e momentos

- Forças no extradorso:

$$dN'_u = -p_u ds_u \cos(\theta) - \tau_u ds_u \sin(\theta)$$

$$dA'_u = -p_u ds_u \sin(\theta) + \tau_u ds_u \cos(\theta)$$

- Forças no intradorso:

$$dN'_i = p_i ds_i \cos(\theta) - \tau_i ds_i \sin(\theta)$$

$$dA'_i = p_i ds_i \sin(\theta) + \tau_i ds_i \cos(\theta)$$

# Forças e momentos

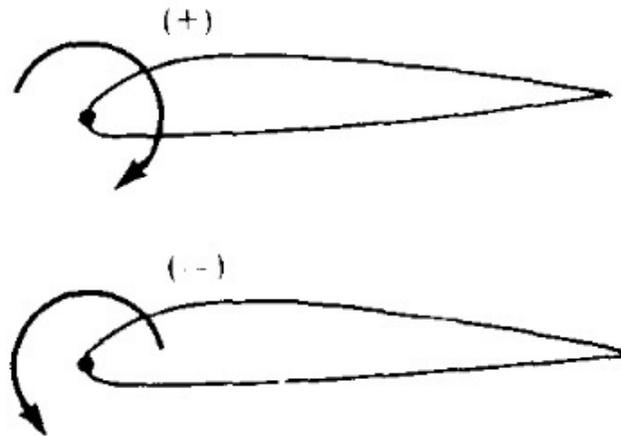
- As forças normal e axial por unidade de comprimento são obtidas, então, integrando-se as expressões anteriores deste o bordo de ataque (LE) até o bordo de fuga (TE):

$$N' = -\int_{LE}^{TE} [p_u \cos(\theta) + \tau_u \sin(\theta)] ds_u + \int_{LE}^{TE} [p_l \cos(\theta) - \tau_l \sin(\theta)] ds_l$$

$$A' = \int_{LE}^{TE} [-p_u \sin(\theta) + \tau_u \cos(\theta)] ds_u + \int_{LE}^{TE} [p_l \sin(\theta) + \tau_l \cos(\theta)] ds_l$$

# Forças e momentos

- Convenção de momentos aerodinâmicos:



# Forças e momentos

- Momento aplicado no bordo de ataque por unidade de comprimento:

$$M' = -\int_{LE}^{TE} \{ [p_u \cos(\theta) + \tau_u \sin(\theta)]x - [p_u \sin(\theta) - \tau_u \cos(\theta)]y \} ds_u \\ + \int_{LE}^{TE} \{ [-p_l \cos(\theta) + \tau_l \sin(\theta)]x + [p_l \sin(\theta) + \tau_l \cos(\theta)]y \} ds_l$$

# Forças e momentos

- Normalmente, ao invés de se determinar forças e momentos aerodinâmicos, trabalha-se preferencialmente com coeficientes adimensionais de forças e momentos.
- Para isto, define-se a pressão dinâmica como:

$$q_{\infty} \equiv \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2$$

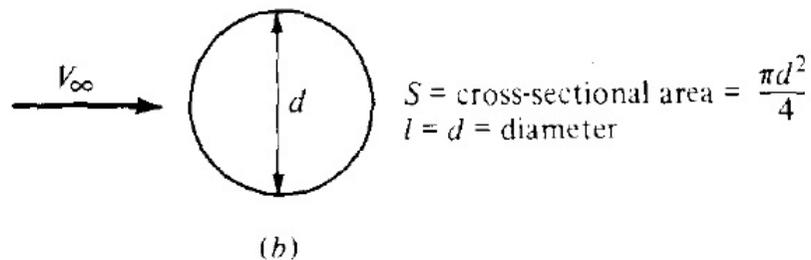
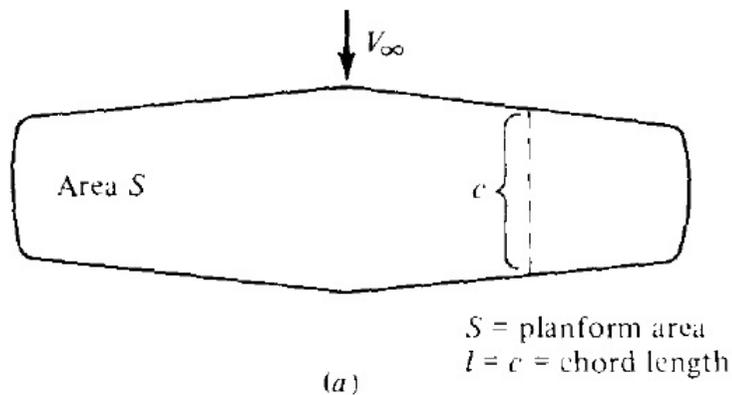
sendo  $\rho_{\infty}$  e  $V_{\infty}$  a massa específica e a velocidade do fluido em escoamento livre.

# Forças e momentos

- Coeficiente de sustentação  $C_L \equiv \frac{L}{q_\infty S}$
- Coeficiente de arrasto  $C_D \equiv \frac{D}{q_\infty S}$
- Coeficiente de força normal  $C_N \equiv \frac{N}{q_\infty S}$
- Coeficiente de força axial  $C_A \equiv \frac{A}{q_\infty S}$

# Forças e momentos

- Coeficiente de momento:  $C_M \equiv \frac{M}{q_\infty S l}$



Algumas áreas e comprimentos de referência:

No caso de asas, a área  $S$  é a área planiforme e  $l$  é a corda média.

No caso de uma esfera, a área  $S$  é a área da seção transversal e  $l$  é o diâmetro.

# Forças e momentos

- No caso de corpos bidimensionais, é comum apresentar os coeficientes aerodinâmicos por letras minúsculas, como por exemplo:

$$c_l \equiv \frac{L'}{q_\infty c}; \quad c_d \equiv \frac{D'}{q_\infty c}; \quad c_m \equiv \frac{M'}{q_\infty c^2}$$

Nesses casos, a área de referência é  $S = c(1) = c$ .

# Forças e momentos

- Coeficiente de pressão

$$C_p \equiv \frac{p - p_\infty}{q_\infty}$$

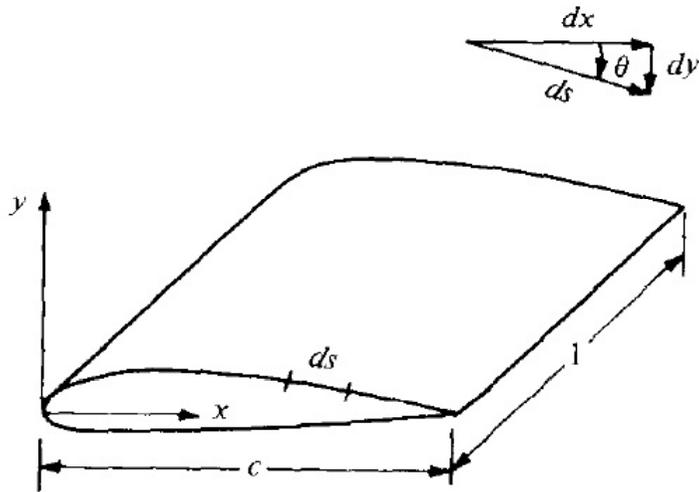
sendo  $p_\infty$  a pressão do escoamento livre.

- Coeficiente de atrito de Fanno

$$c_f \equiv \frac{\tau}{q_\infty}$$

# Forças e momentos

- Relações geométricas:



$$dx = ds \cos(\theta)$$

$$dy = -ds \sin(\theta)$$

$$S = c(1)$$

# Forças e momentos

- Formas integrais dos coeficientes:

$$c_n = \frac{1}{c} \left[ \int_0^c (C_{p,l} - C_{p,u}) dx + \int_0^c \left( c_{f,u} \frac{dy_u}{dx} + c_{f,l} \frac{dy_l}{dx} \right) dx \right]$$

$$c_a = \frac{1}{c} \left[ \int_0^c \left( C_{p,u} \frac{dy_u}{dx} - C_{p,l} \frac{dy_l}{dx} \right) dx + \int_0^c (c_{f,u} + c_{f,l}) dx \right]$$

$$c_{m_{LE}} = \frac{1}{c^2} \left[ \int_0^c (C_{p,u} - C_{p,l}) x dx - \int_0^c \left( c_{f,u} \frac{dy_u}{dx} + c_{f,l} \frac{dy_l}{dx} \right) x dx + \int_0^c \left( C_{p,u} \frac{dy_u}{dx} - c_{f,u} \right) y_u dx + \int_0^c \left( -C_{p,l} \frac{dy_l}{dx} + c_{f,l} \right) y_l dx \right]$$

# Forças e momentos

- Coeficientes de sustentação e arrasto

$$c_l = c_n \cos(\alpha) - c_a \sin(\alpha)$$

$$c_d = c_n \sin(\alpha) + c_a \cos(\alpha)$$

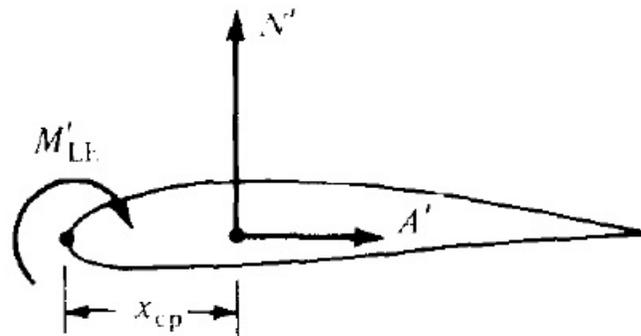
- As formas integrais de  $c_l$  e  $c_d$  podem ser obtidas substituindo-se  $c_n$  e  $c_a$  nas expressões anteriores.

# Centro de pressão

- O centro de pressão corresponde ao ponto no qual a força resultante  $R$  (originada da integração das cargas distribuídas das tensões cisalhantes e da pressão) deve ser aplicada ao corpo de modo que o momento resultante  $M_{LE}$  aplicado nesse ponto é nulo.

# Centro de pressão

- Para um aerofólio, o centro de pressão corresponde ao ponto no qual, sendo aplicadas as componentes normal e axial da força resultante, garante-se o mesmo momento aplicado ao bordo de ataque.



# Centro de pressão

- Matematicamente, a posição do centro de pressão é dada por:

$$x_{cp} = -\frac{M'_{LE}}{N'}$$

- Definição alternativa: o centro de pressão é o ponto pertencente ao corpo no qual o momento aerodinâmico é nulo.

# Centro de pressão

- Nos casos em que o ângulo de ataque é pequeno, tem-se:

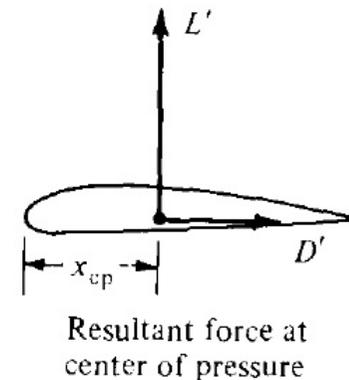
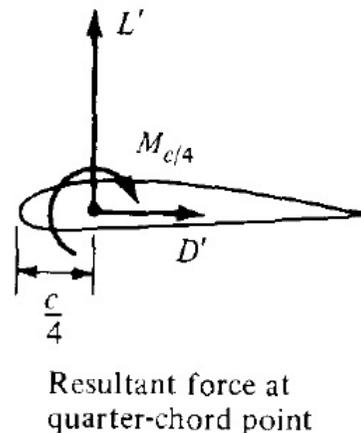
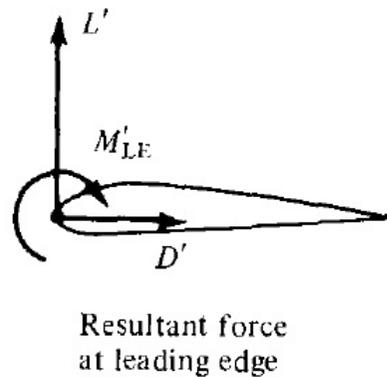
$$\sin(\alpha) \approx 0; \quad \cos(\alpha) \approx 1$$

$$x_{cp} \approx -\frac{M'_{LE}}{L'}$$

- Existem diferentes formas de especificar o sistema força e momento em um aerofólio.

# Centro de pressão

- Na figura: à esquerda, forças e momento são aplicados na borda de ataque (LE); no centro, a aplicação é feita a um quarto do comprimento da corda a partir de LE; à direita, as forças são aplicadas no centro de pressão.



# Centro de pressão

- Relação matemática entre os três casos anteriores:

$$M'_{LE} = -\frac{c}{4}L' + M'_{c/4} = -x_{cp}L'$$

# Análise dimensional

- Teorema de pi-Buckingham
  - Seja  $K$  o número de dimensões fundamentais requerido para descrever as variáveis físicas de um problema. Considere que  $P_1, P_2, \dots, P_N$  representem as  $N$  variáveis físicas referentes ao funcional

$$f_1(P_1, P_2, \dots, P_N) = 0$$

# Análise dimensional

- Teorema de pi-Buckingham
  - Então a relação física anterior pode ser reescrita como uma relação de  $(N-K)$  produtos adimensionais (chamados produtos  $\Pi$ ):

$$f_2(\Pi_1, \Pi_2, \dots, \Pi_{N-K}) = 0$$

- Nota-se que cada produto  $\Pi$  é um produto adimensional de um conjunto de  $K$  variáveis físicas mais uma outra variável.

# Análise dimensional

- Teorema de pi-Buckingham
  - Considerando-se que  $P_1, P_2, \dots, P_N$  formem o conjunto de variáveis físicas  $K$  selecionadas, então:

$$\Pi_1 = f_3(P_1, P_2, \dots, P_K, P_{K+1})$$

$$\Pi_2 = f_4(P_1, P_2, \dots, P_K, P_{K+2})$$

...

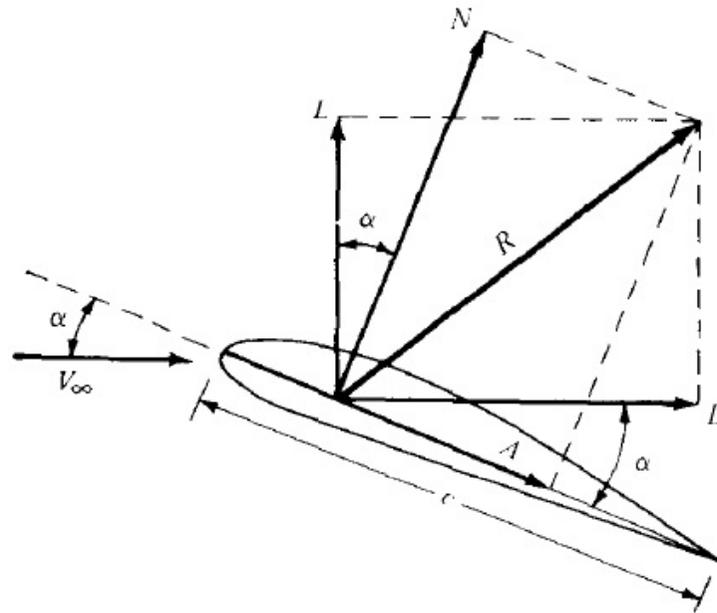
$$\Pi_{N-K} = f_5(P_1, P_2, \dots, P_K, P_N)$$

# Análise dimensional

- Teorema de pi-Buckingham
  - A escolha das variáveis repetidas,  $P_1, P_2, \dots, P_N$  deve ser tal que elas incluam todas as  $K$  dimensões utilizadas no problema. Além disso, todas as variáveis dependentes devem aparecer uma única vez nos produtos  $\Pi$ .

# Análise dimensional

- Considerando-se um corpo em um dado ângulo de ataque, como o caso do aerofólio abaixo:



# Análise dimensional

- Espera-se que a força aerodinâmica resultante,  $R$ , dependa do(a):
  - Velocidade não perturbada  $V_\infty$ .
  - Massa específica não perturbada  $\rho_\infty$ .
  - A viscosidade do fluido não perturbado  $\mu_\infty$ .
  - O tamanho do objeto, representado por algum comprimento característico, como a corda  $c$ .
  - A compressibilidade do fluido, que pode ser representada pela velocidade do som do escoamento não perturbado,  $a_\infty$ .

# Análise dimensional

- Obtém-se assim a seguinte relação funcional:

$$R = f(\rho_{\infty}, V_{\infty}, c, \mu_{\infty}, a_{\infty})$$

- que pode ser reescrita como

$$g(R, \rho_{\infty}, V_{\infty}, c, \mu_{\infty}, a_{\infty}) = 0$$

# Análise dimensional

- Seguindo-se o teorema pi-Buckingham, tem-se que as dimensões fundamentais são:
  - $m$  = dimensão de massa
  - $l$  = dimensão de comprimento
  - $t$  = dimensão de tempo
- Deste modo, tem-se  $K = 3$ .

# Análise dimensional

- As variáveis físicas e suas dimensões são:

$$[R] = m l t^{-2}$$

$$[\rho_{\infty}] = m l^{-3}$$

$$[V_{\infty}] = l t^{-1}$$

$$[c] = l$$

$$[\mu_{\infty}] = m l^{-1} t^{-1}$$

$$[a_{\infty}] = l t^{-1}$$

- Neste caso, tem-se  $N = 6$ .

# Análise dimensional

- Escolhendo-se  $\rho_\infty$ ,  $V_\infty$  e  $c$  como conjunto das  $K$  variáveis físicas, deve-se trabalhar, então com um total de  $N - K = 6 - 3 = 3$  produtos  $\Pi$  adimensionais, ou seja,

$$g_2(\Pi_1, \Pi_2, \Pi_3) = 0$$

# Análise dimensional

- Os produtos  $\Pi$  adimensionais são:

$$\Pi_1 = g_3(\rho_\infty, V_\infty, c, R)$$

$$\Pi_2 = g_4(\rho_\infty, V_\infty, c, \mu_\infty)$$

$$\Pi_3 = g_5(\rho_\infty, V_\infty, c, a_\infty)$$

- Considerando-se apenas o produto  $\Pi_1$  no momento, assume-se que:

$$\Pi_1 = \rho_\infty^d V_\infty^b c^e R$$

- sendo  $d$ ,  $b$  e  $e$  expoentes a determinar.

# Análise dimensional

- Em termos dimensionais, tem-se:

$$[\Pi_1] = (m l^{-3})^d (l t^{-1})^b (l)^e (m l t^{-2})$$

- Como  $\Pi_1$  é um número adimensional, tem-se:

$$d + 1 = 0$$

$$-3d + b + e + 1 = 0$$

$$-b - 2 = 0$$

- obtidas para  $m$ ,  $l$  e  $t$ , respectivamente.

# Análise dimensional

- Resolvendo-se o sistema, obtém-se:

$$d = -1, b = -2, e = -2$$

- O que resulta em

$$\Pi_1 = R \rho_\infty^{-1} V_\infty^{-2} c^{-2} = \frac{R}{\rho_\infty V_\infty^2 c^2}$$

- O parâmetro  $c^2$ , com unidade de área, pode ser substituído por qualquer área de referência, como por exemplo a área planiforme  $S$  de uma asa.

# Análise dimensional

- Além disso, pode-se multiplicar  $\Pi_1$  por um escalar que o resultado continua a ser um parâmetro adimensional. Desse modo, redefine-se  $\Pi_1$  como:

$$\Pi_1 = \frac{R}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S} = \frac{R}{q_\infty S}$$

- Tem-se, assim, que  $\Pi_1$  é o coeficiente de força,  $C_R$ .

# Análise dimensional

- De modo semelhante, para  $\Pi_2$  tem-se:

$$\Pi_2 = \rho_\infty V_\infty^h c^i \mu_\infty^j$$

- Que em termos adimensionais resulta em

$$[\Pi_2] = (m l^{-3}) (l t^{-1})^h (l)^i (m l^{-1} t^{-1})^j$$

- De onde se obtém:

$$h = 1, i = 1, j = -1$$

# Análise dimensional

- Assim,  $\Pi_2$  pode ser definido como

$$\Pi_2 = \frac{\rho_\infty V_\infty c}{\mu_\infty} = \text{Re}$$

- Ou seja,  $\Pi_2$  representa o Número de Reynolds,  $\text{Re}$ , do escoamento não perturbado. Fisicamente,  $\text{Re}$  representa a razão entre as forças de inércia e as forças viscosas em um escoamento.

# Análise dimensional

- Por último,  $\Pi_3$  para tem-se:

$$\Pi_3 = V_\infty \rho_\infty^k c^r a_\infty^s$$

- Em termos adimensionais:

$$[\Pi_3] = (l t^{-1}) (m l^{-3})^k (l)^r (l t^{-1})^s$$

- Obtendo-se:

$$k = 0, r = 0, s = -1$$

# Análise dimensional

- Tem-se assim:

$$\Pi_3 = \frac{V_\infty}{a_\infty} = M_\infty$$

- Ou seja,  $\Pi_3$  representa o Número de Mach,  $M_\infty$ , do escoamento livre.  $M_\infty$  é a razão entre a velocidade do escoamento não perturbado e a velocidade do som, sendo um parâmetro fundamental na dinâmica dos gases.

# Análise dimensional

- Da análise dimensional, obtém-se então

$$g_2 \left( \frac{R}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S}, \frac{\rho_\infty V_\infty c}{\mu_\infty}, \frac{V_\infty}{a_\infty} \right) = 0$$

$$g_2(C_R, \text{Re}, M_\infty) = 0$$

$$C_R = g_6(\text{Re}, M_\infty)$$

# Análise dimensional

- Observa-se, assim, que:
  - $R$  pode ser expressa em termos de um coeficiente de força adimensional,  $C_R$ :

$$C_R = \frac{R}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S} = \frac{R}{q_\infty S}$$

- $C_R$  é função apenas de  $Re$  e  $M_\infty$

# Análise dimensional

- Uma vez que a sustentação,  $L$ , e o arrasto,  $D$ , são componentes da força resultante, então:

$$C_L = g_7(\text{Re}, M_\infty)$$

$$C_D = g_8(\text{Re}, M_\infty)$$

- De modo análogo ao procedimento anterior, obtém-se também que

$$C_M = g_9(\text{Re}, M_\infty)$$

# Análise dimensional

- A análise anterior é válida para um dado ângulo de ataque  $\alpha$  fixo. Caso  $\alpha$  também seja variável, de um modo geral, as expressões anteriores serão generalizadas para:

$$C_L = g_{10}(\text{Re}, M_\infty, \alpha)$$

$$C_D = g_{11}(\text{Re}, M_\infty, \alpha)$$

$$C_M = g_{12}(\text{Re}, M_\infty, \alpha)$$

# Similaridade de escoamentos

- Considerando-se dois escoamentos sobre dois corpos diferentes. Por definição, os escoamentos serão dinamicamente similar se:
  - A configuração das linhas de corrente é geometricamente similar.
  - As distribuições de razões  $V/V_\infty$ ,  $p/p_\infty$ ,  $T/T_\infty$  entre outras, através do campo de escoamento, são iguais quando plotadas em um mesmo sistema de coordenadas adimensional.
  - Os coeficientes de forças são idênticos.

# Similaridade de escoamentos

- Na prática, tem-se que dois escoamentos serão dinamicamente similares se:
  - Os corpos e quaisquer outras fronteiras sólidas são geometricamente similares para ambos os escoamentos.
  - Os parâmetros de similaridade são idênticos para ambos os escoamentos.

# Similaridade de escoamentos

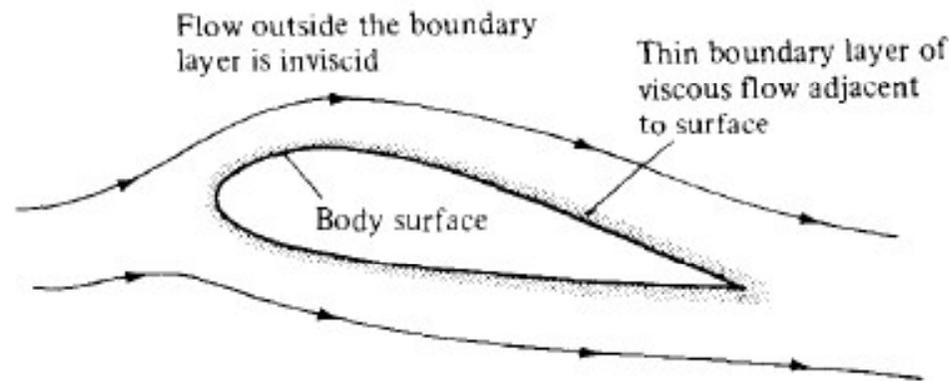
- Para muitas aplicações aerodinâmicas, apenas dois parâmetros,  $Re$  e  $M_\infty$ , são de longe os parâmetros de similaridade dominantes. Assim, em uma grande quantidade de problemas, para corpos geometricamente semelhantes e  $Re$  e  $M_\infty$  idênticos, pode-se afirmar que os escoamentos apresentam mesmos coeficientes de sustentação, arrasto e momento. Este é um ponto fundamental na validação de um modelo em testes de túnel de vento.

# Tipos de escoamentos

- Escoamento viscoso *versus* invíscido
  - Teoricamente, um escoamento invíscido é um caso limite no qual o número de Reynolds tende ao infinito. No entanto, para muitos problemas práticos, um escoamento pode ser assumido como invíscido mesmo para números de Reynolds finitos.
  - O conceito de camada-limite, atualmente empregado no estudo de escoamentos viscosos, se deve aos estudos de Prandtl no início do Séc. XX.

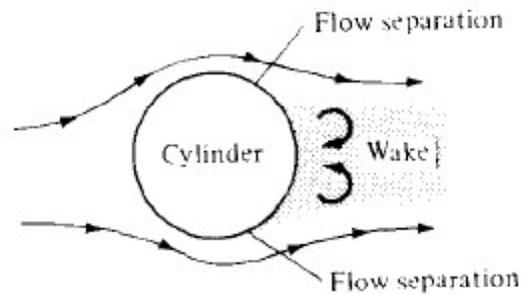
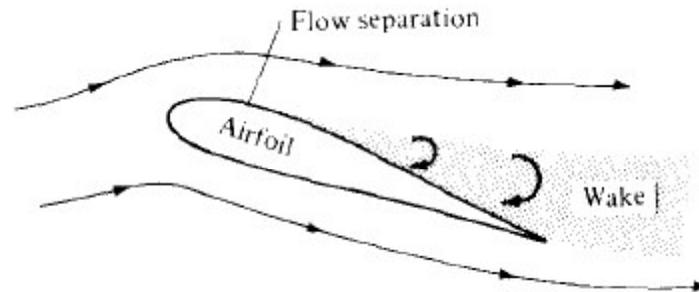
# Tipos de escoamento

- Escoamento viscoso *versus* invíscido
  - A camada limite se constitui em uma fina porção do escoamento, dentro da qual os efeitos viscosos são importantes.



# Tipos de escoamento

- Escoamento viscoso *versus* invíscido



# Tipos de escoamento

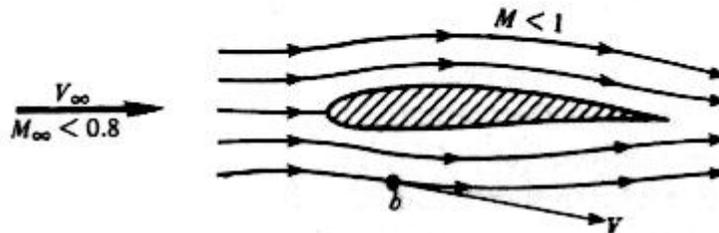
- Escoamentos incompressíveis *versus* compressíveis
  - Todo fluido apresenta uma variação de sua massa específica quando sujeito a uma variação de pressão. Contudo, em muitos casos essa variação é pequena o suficiente para ser desprezada. Nesse caso, o fluido e o escoamento podem ser considerados incompressíveis. De um modo geral, escoamentos com  $M_\infty < 0,3$  são essencialmente incompressíveis.

# Tipos de escoamento

- Escoamentos compressíveis: de acordo com o número de Mach observado, os escoamentos compressíveis são divididos nos seguintes regimes:
  - Subsônico;
  - Transônico;
  - Supersônico;
  - Hipersônico.

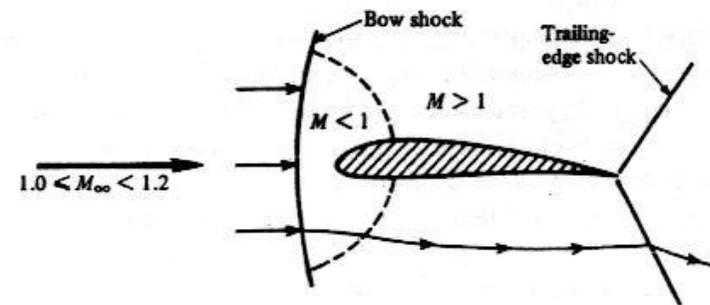
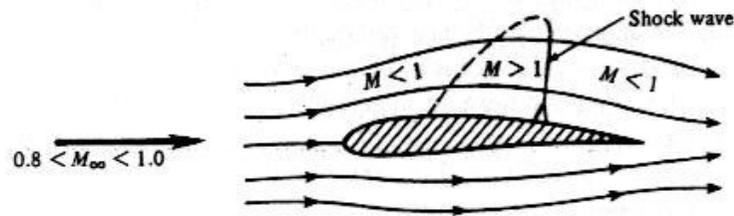
# Tipos de escoamento

- Escoamento subsônico:
  - $M_\infty \leq 0,8$  ou  $M < 1$ .
  - Linhas de corrente suaves.
  - Variação contínua das propriedades.
  - Para aerofólios comumente utilizados, o escoamento, normalmente, é inteiramente subsônico caso  $M_\infty \leq 0,8$



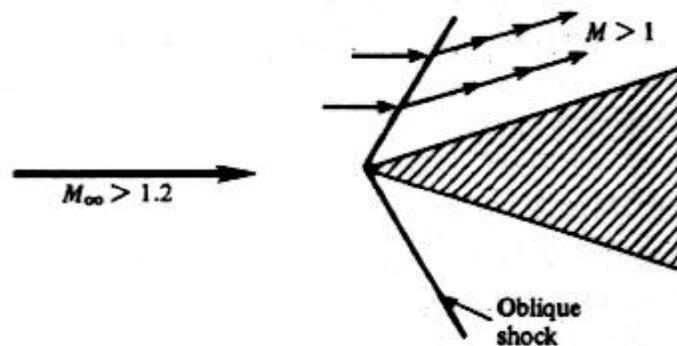
# Tipos de escoamento

- Escoamento transônico:
  - $0,8 < M_{\infty} < 1,2$ .
  - Regiões de escoamento sub e supersônico.
  - Formação de ondas de choque.



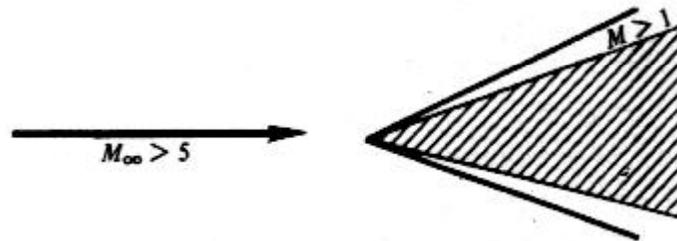
# Tipos de escoamento

- Escoamento supersônico:
  - Para todos os pontos:  $M > 1$  ou  $M_\infty > 1,2$ .
  - Formação de choques oblíquos – variação abrupta de propriedades.



# Tipos de escoamento

- Escoamento hipersônico:
  - $M_\infty > 5$ .
  - A onda de choque ocorre próxima à superfície do corpo.
  - Pode haver dissociação ou mesmo ionização do gás.



# Escoamento viscoso

- Em 1904, o fluidodinamicista alemão Ludwig Prandtl propôs uma teoria na qual o escoamento sobre um fluido sobre um corpo sólido poderia ser dividido em duas porções:
  - Em uma vasta região do escoamento, distante do corpo, os gradientes de velocidade seriam relativamente pequenos e o atrito, virtualmente, não desempenharia nenhum papel importante.

# Escoamento viscoso

- Para uma pequena região do escoamento, adjacente à superfície, no entanto, os gradientes de velocidade são grandes e o atrito desempenha um papel crucial.
- Essa região em que os efeitos viscosos são importantes é conhecida como camada limite.
- Alguns exemplos de efeitos ligados à camada limite são o arrasto de atrito sobre aeronaves, o descolamento e separação do escoamento (e formação da esteira viscosa), entre outros.

# Escoamento viscoso

- Enquanto para o escoamento invíscido tem-se a condição de escorregamento sobre a superfície sólida, o mesmo não ocorre para o escoamento viscoso, para o qual deve ser observada a condição de não-escorregamento.

# Escoamento viscoso

- Tanto experimental quanto teoricamente pode-se verificar que a pressão através da camada limite em uma direção perpendicular à superfície sólida é constante.
- Esse fato torna possível empregar o campo de pressões obtidos a partir de um modelo de escoamento invíscido para uma superfície real com resultados acurados. Isto, porém, é válido para camadas limites finas, aderidas ao corpo.

# Escoamento viscoso

- A condição de não-escorregamento também é válida quando se avalia o perfil de temperaturas dentro da camada limite.
- Observa-se, contudo, que a temperatura é governada pela combinação de dois mecanismos: a condução de calor e a dissipação viscosa.

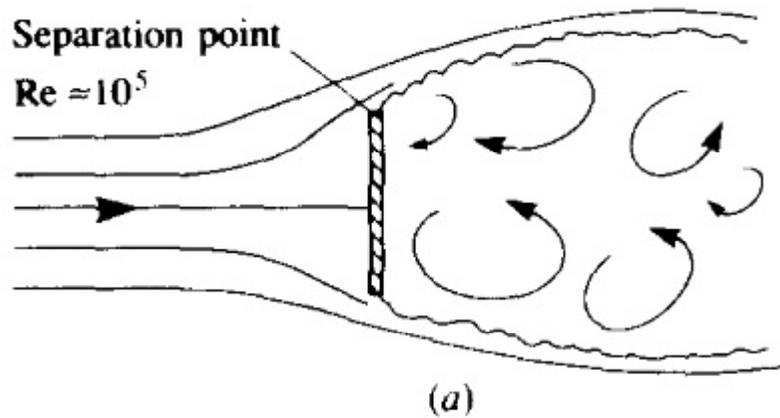
# Escoamento viscoso

- Existem dois tipos básicos de escoamentos viscosos:
  - Escoamento laminar, no qual as linhas de corrente são suaves e regulares, e uma partícula de fluido move-se suavemente ao longo de uma linha de corrente.
  - Escoamento turbulento, no qual as linhas de corrente deixam de existir e uma partícula de fluido descreve um movimento aleatório, irregular.

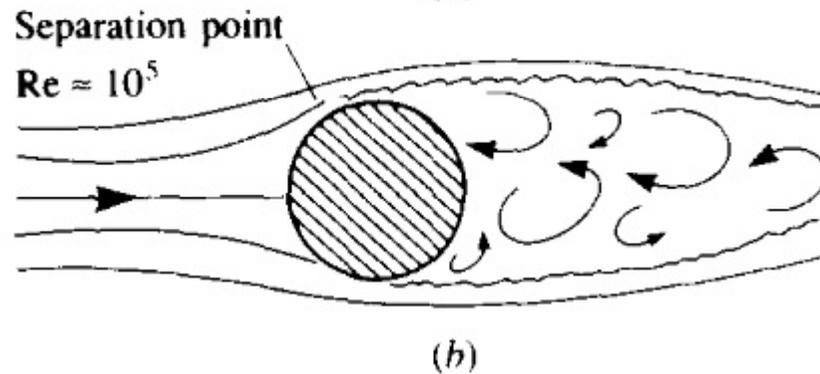
# Coeficientes aerodinâmicos – magnitudes e variações

- Quais são valores típicos do coeficiente de arrasto para diferentes configurações aerodinâmicas?
- Tem-se que o  $C_D = f(\text{Re}, M)$ . No entanto, caso o escoamento ocorra a baixas velocidades, é possível considerá-lo incompressível, de modo que apenas o número de Reynolds seja um parâmetro importante.

# Coeficientes aerodinâmicos – magnitudes e variações

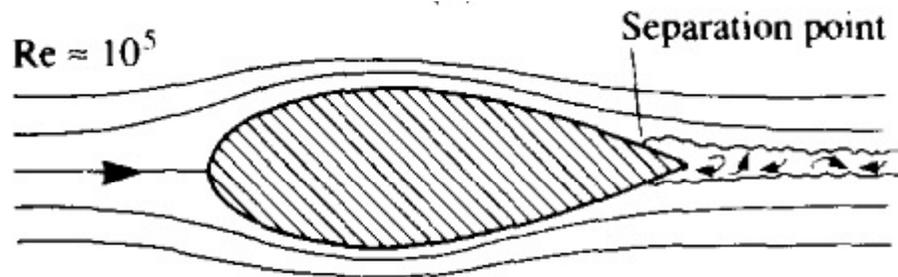


Flat plate  
(Broadside) length =  $d$       $C_D = 2.0$



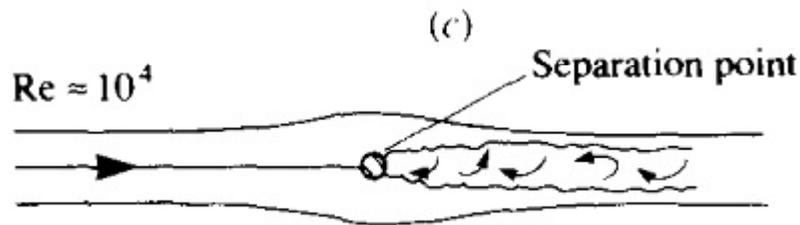
Cylinder diameter =  $d$       $C_D = 1.2$

# Coeficientes aerodinâmicos – magnitudes e variações



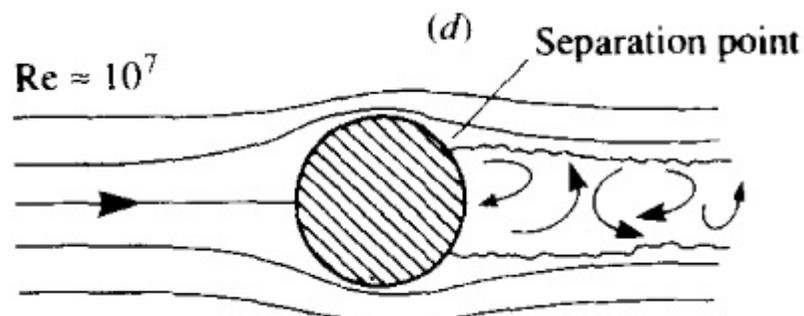
Streamline  
body  
thickness =  $d$

$$C_D = 0.12$$



Cylinder  
diameter =  $\frac{1}{10} d$

$$C_D = 1.2$$



Cylinder  
diameter =  $d$

$$C_D = 0.6$$

# Coeficientes aerodinâmicos – magnitudes e variações

- Uma placa plana orientada perpendicularmente ao escoamento apresenta o maior coeficiente de arrasto possível entre qualquer configuração convencional:

$$C_D = \frac{D'}{q_\infty S} = 2$$

- Neste caso,  $S$  é a área frontal por unidade de comprimento; nesse caso,  $S = (d)$  (1); para Reynolds, o comprimento característico também é  $d$ .

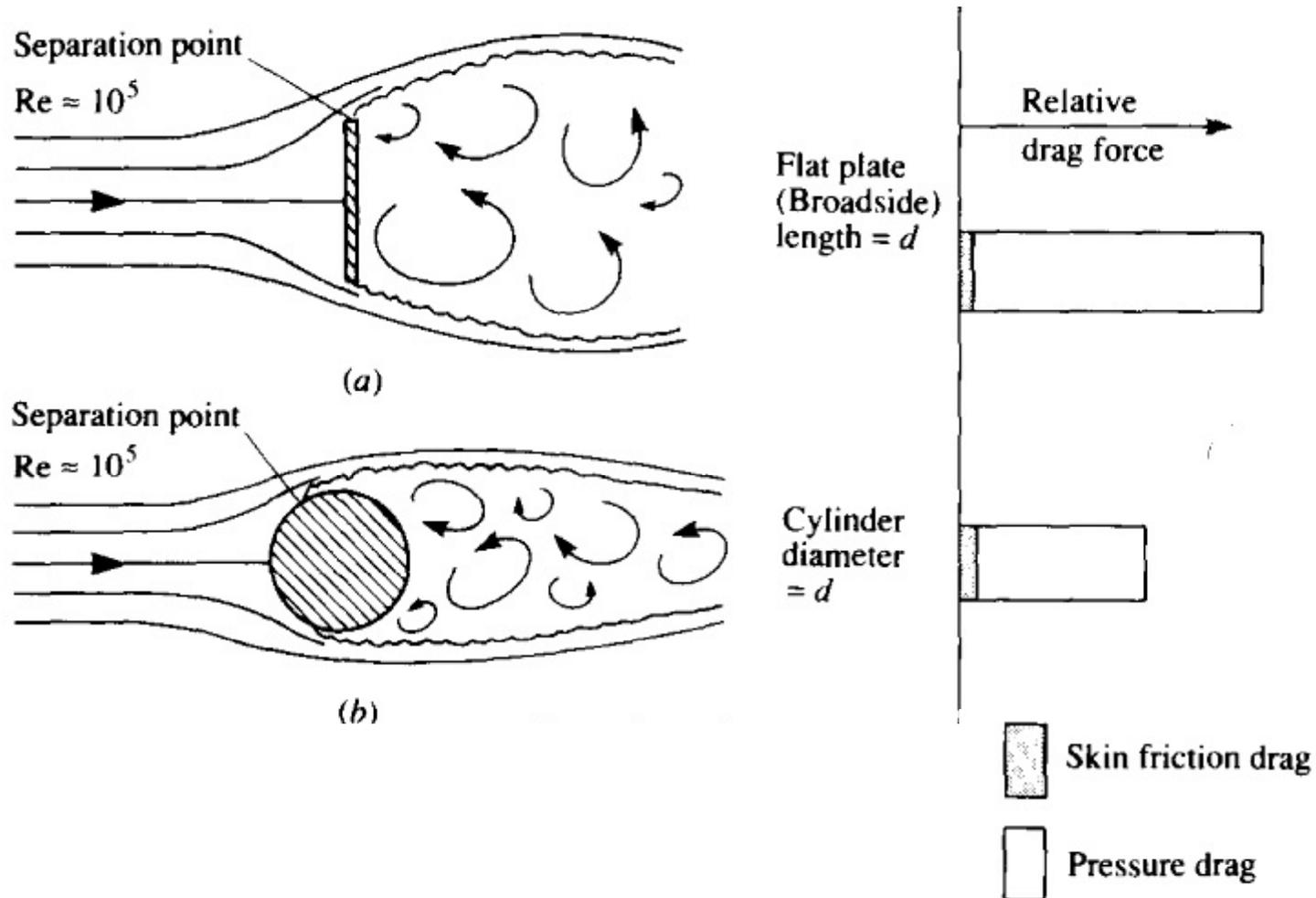
# Coeficientes aerodinâmicos – magnitudes e variações

- No caso de cilindros, o valor de  $C_D$  é relativamente independente do Reynolds para o intervalo de  $10^4$  a  $10^5$ . Por esse motivo, desde que a geometria seja semelhante, o valor de  $C_D$  é basicamente o mesmo.
- No caso de valores mais elevados de Reynolds, a diminuição dos valores de  $C_D$  está relacionada à formação da esteira turbulenta apenas em uma porção posterior do cilindro.

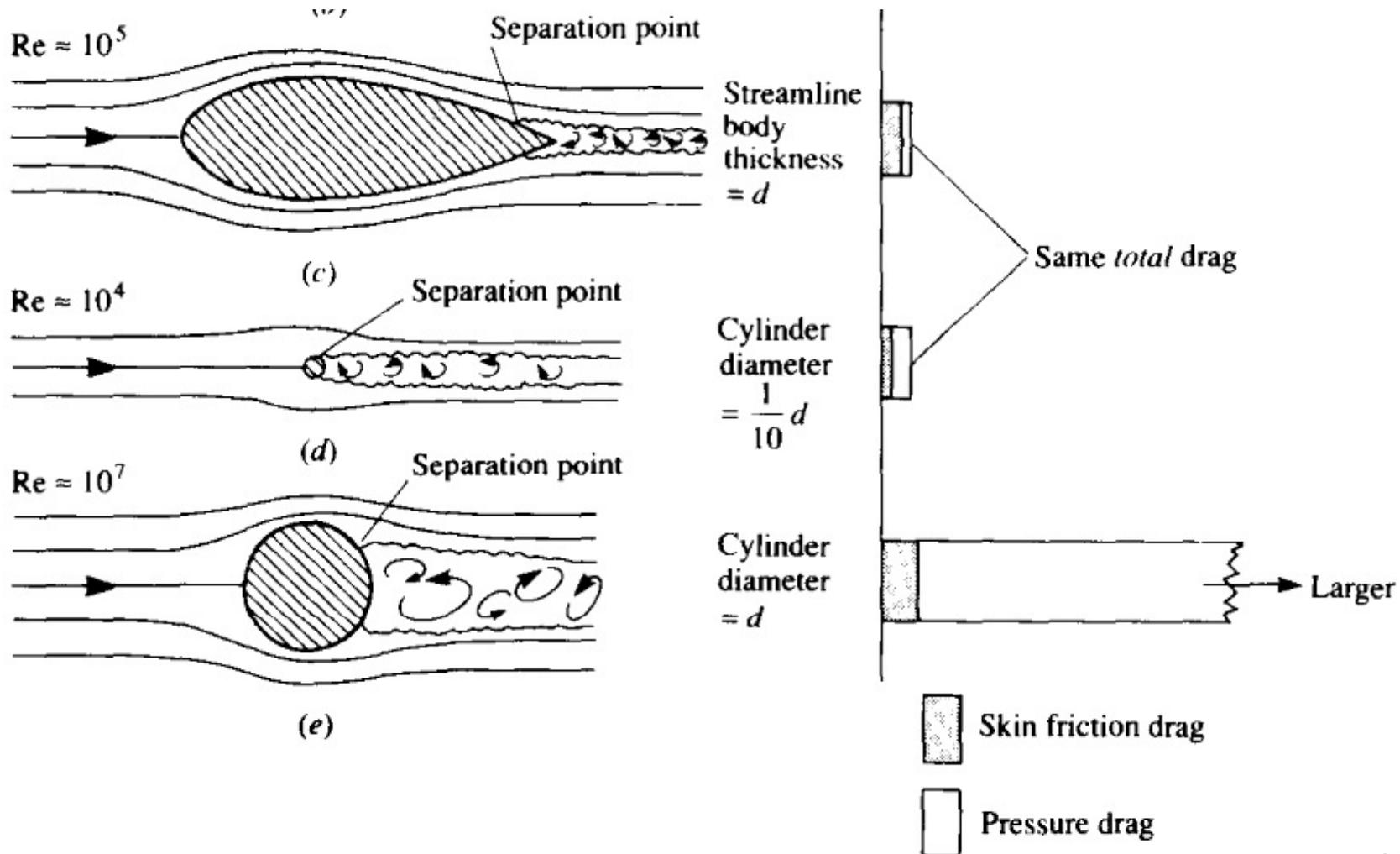
# Coeficientes aerodinâmicos – magnitudes e variações

- O arrasto sobre qualquer corpo aerodinâmico é composto por duas parcelas: uma referente ao arrasto de pressão e outra referente ao arrasto de atrito.
- A divisão do arrasto total em componentes de pressão e atrito normalmente é útil para a análise de fenômenos aerodinâmicos.

# Coeficientes aerodinâmicos – magnitudes e variações



# Coeficientes aerodinâmicos – magnitudes e variações



# Coeficientes aerodinâmicos – magnitudes e variações

- Existem dois formatos genéricos de corpos em aerodinâmica:
  - Corpos rombudos: para os quais a parcela principal do arrasto se deve ao arrasto de pressão.
  - Corpos aerodinâmicos: para os quais a parcela principal do arrasto se deve ao arrasto de atrito viscoso.

# Coeficientes aerodinâmicos – magnitudes e variações

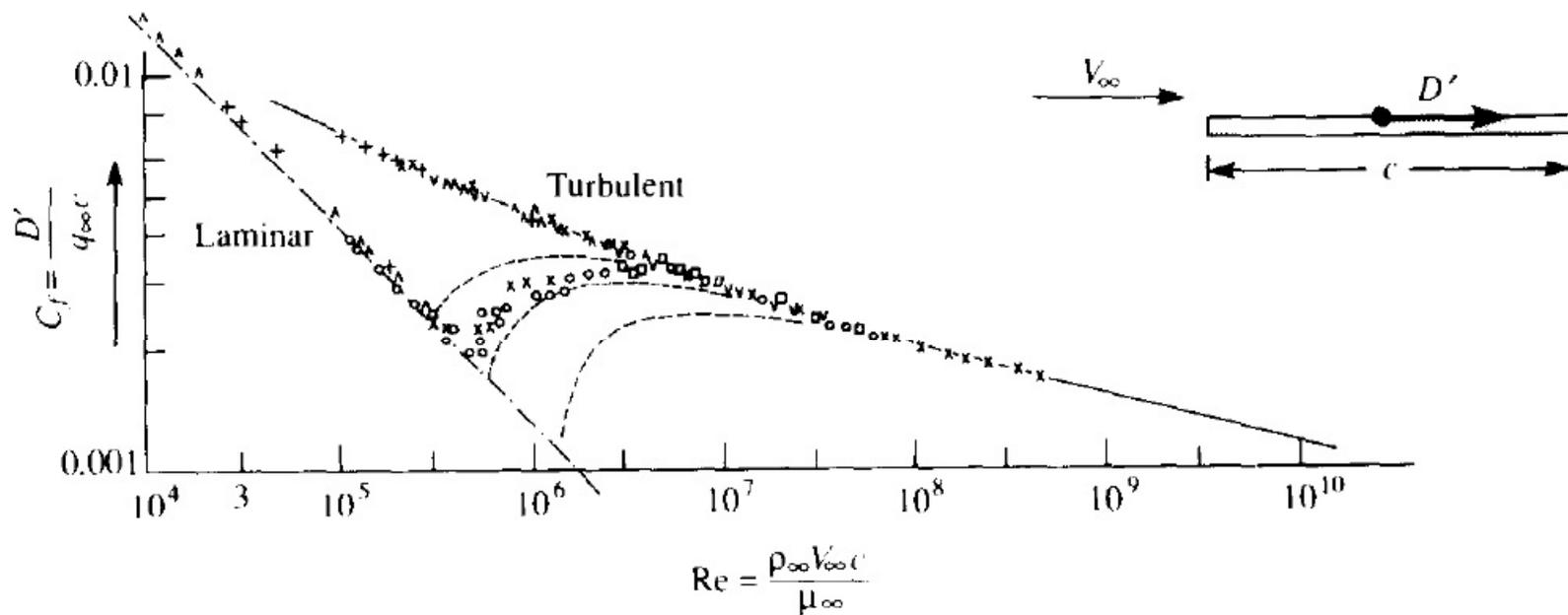
- Considerando-se uma placa plana com ângulo de ataque nulo, tem-se que o coeficiente de atrito de Fanno é dado por:

$$C_f = \frac{D'}{q_\infty S} = \frac{D'}{q_\infty c(1)}$$

- Nesse caso, a área de referência é a área planiforme por unidade de comprimento, isto é, a área da vista de topo da placa.

# Coeficientes aerodinâmicos – magnitudes e variações

- Variação de  $C_f$  com o número de Reynolds.

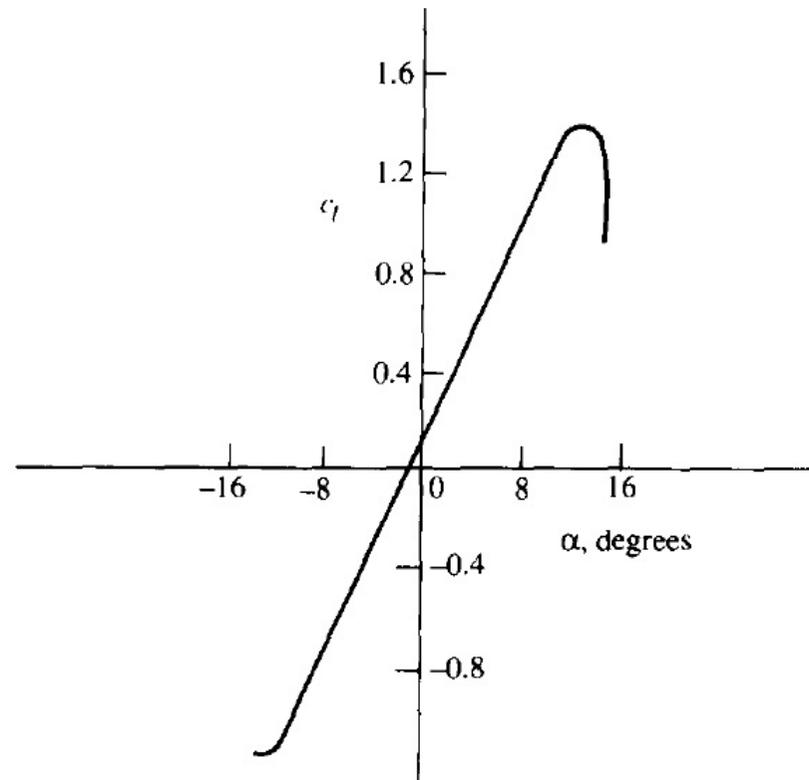


# Coeficientes aerodinâmicos – magnitudes e variações

- $C_f$  varia fortemente com o número de Reynolds, sendo o comprimento característico a corda da placa.
- O valor de  $C_f$  depende do tipo de escoamento sobre a placa, se laminar ou turbulento.
- A magnitude de  $C_f$  varia de 0,001 a 0,01 em uma ampla faixa de números de Reynolds.

# Coeficientes aerodinâmicos – magnitudes e variações

- Coeficiente de sustentação para o perfil NACA 63-210 com  $Re = 3 \times 10^6$ .

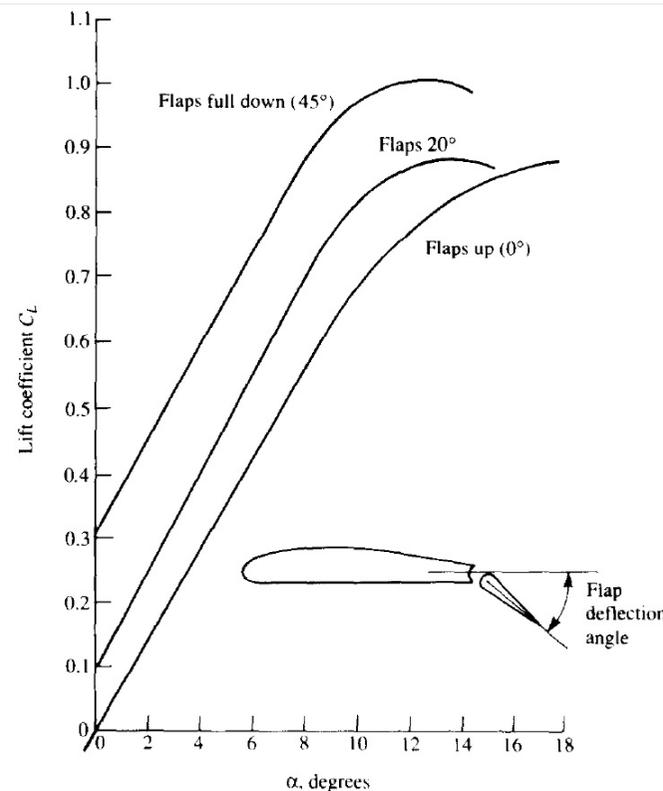


# Coeficientes aerodinâmicos – magnitudes e variações

- Há um crescimento linear de  $c_l$  com o ângulo de ataque  $\alpha$  até aproximadamente  $14^\circ$ .
- Ângulos superiores estão relacionados ao descolamento da camada limite e estol aerodinâmico.
- Valores típicos da razão  $L/D$  (razão entre sustentação e arrasto) para esse aerofólio são da ordem de 100, muito superior a valores observados para aeronaves completas.

# Coeficientes aerodinâmicos – magnitudes e variações

- Variação da sustentação com o ângulo de ataque para o T-38.



# Arrasto e sustentação

- Os coeficientes de arrasto e sustentação possuem um papel importante no projeto preliminar e análise de desempenho de aeronaves.
- Considerando-se um avião com velocidade de cruzeiro a Mach constante, em voo horizontal. Nessa situação, quatro forças atuam sobre o avião: sustentação ( $L$ ), peso ( $W$ ), arrasto ( $D$ ) e empuxo ( $T$ ).

# Arrasto e sustentação

- Nesse caso, tem-se que, para sustentar o avião em voo

$$L = W$$

- Enquanto para que o voo esteja em regime permanente

$$T = D$$

- Para velocidades de cruzeiro convencionais, tem-se

$$L / D \approx 15 \text{ a } 20$$

# Arrasto e sustentação

- A menor velocidade possível para a qual o avião consegue manter um voo em regime permanente é a velocidade de estol ( $V_{stall}$ ).
- Para defini-la, parte do coeficiente de sustentação:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} = \frac{W}{q_\infty S} = \frac{2W}{\rho_\infty V_\infty^2 S}$$

# Arrasto e sustentação

- Solucionando-se a equação anterior para  $V_\infty$ , tem-se:

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2W}{\rho_\infty SC_L}}$$

- Considerando-se propriedades físicas de voo constantes, obtém-se

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_\infty SC_{L,max}}}$$

# Arrasto e sustentação

- Já a máxima velocidade que um avião pode alcançar é determinado a partir do menor valor possível para o coeficiente de arrasto. Assim:

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} = \frac{T}{q_\infty S} = \frac{2T}{\rho_\infty V_\infty^2 S}$$

- Solucionando para a velocidade:

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2T}{\rho_\infty S C_D}}$$

# Arrasto e sustentação

- Considerando-se o máximo empuxo de um avião em voo

$$V_{\max} = \sqrt{\frac{2T_{\max}}{\rho_{\infty} S C_{D,\min}}}$$