

Mecânica dos Fluidos

ESCOAMENTO EXTERNO, VISCOSO E INCOMPRESSÍVEL

R. Sobral

DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

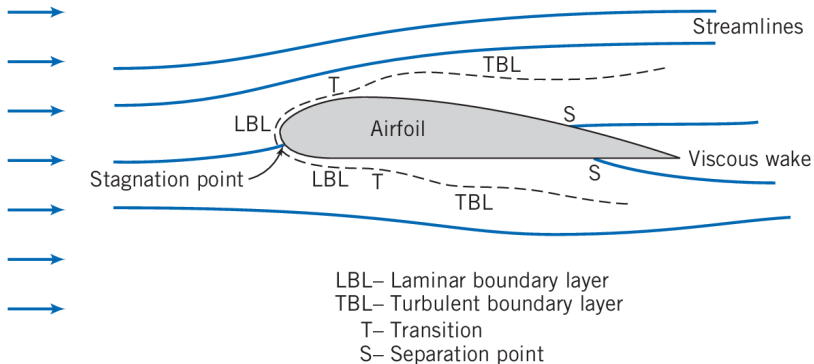
rodolfo.sobral@cefet-rj.br

Programa do Curso - Avaliação 02

- Escoamento invíscido
- Escoamento interno
- **Escoamento externo**
- Escoamento compressível

Escoamento ao Redor do Aerofólio

U –Uniform velocity field upstream



Escoamento externo é qualquer escoamento sobre corpos imersos em fluido sem fronteiras

Era Moderna - Aerodinâmica

- 1755 → Escoamento Invíscido (Leonhard Euler);
- 1845 → Campos do Escoamento (Navier-Stokes);
- 1904 → Camada Limite (Ludwig Prandtl);

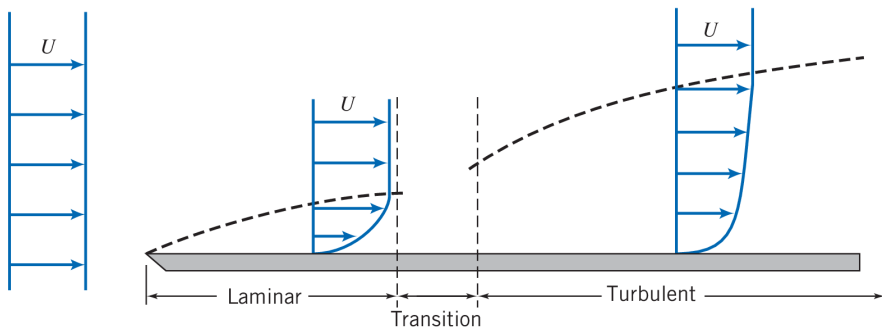
VÍDEO 01

VÍDEO 02

VÍDEO 03

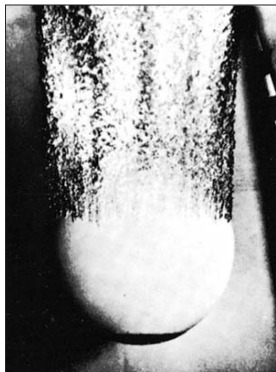
`https:
//www.boeing.com/history/products/jetfoil-hydrofoil.page`

Camada Limite sobre Placa Plana

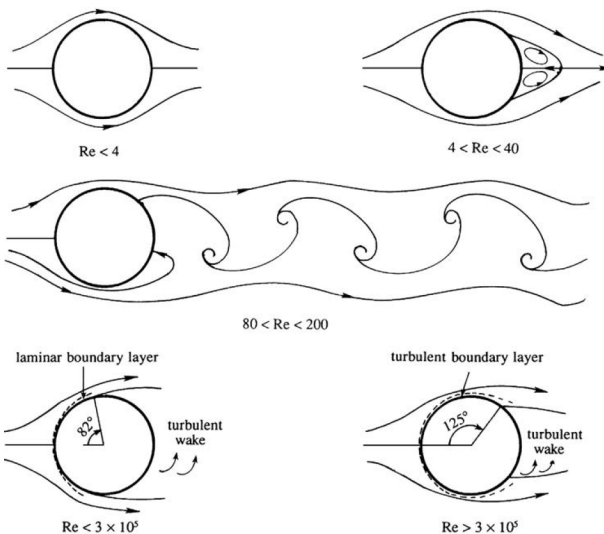


Camada limite região adjacente a superfície sólida na presença de tensões viscosas

Separação Laminar e Turbulenta - Bola de Boliche



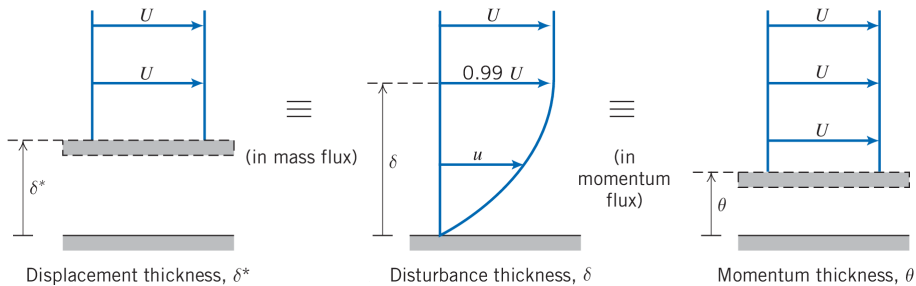
Forças de Inércia e Forças Viscosas



Fatores de Transição da Camada Limite

- Gradiente de pressão;
- Rugosidade superficial;
- Transferência de calor;
- Forças de campo;
- Perturbações de corrente livre.

Espessura Camada Limite



Espessura Camada Limite

Definição usual adota a **espessura de perturbação**, definindo-a como distância da superfície na qual a velocidade se situa dentro de 1% da velocidade da corrente livre, ou seja, $u = 0.99U$.

As demais definições baseiam-se apenas no princípio de que a camada limite retarda o escoamento do fluido, os fluxos de massa e de quantidade de movimento são menores do que eles seriam na ausência da camada limite, tal definição contribui para o equacionamento.

Espessura de Deslocamento

Imaginemos agora que, fluido permaneça com velocidade U e a superfície da placa mova-se pra cima, reduzindo ambos os fluxos.

δ^* sendo a distância que a placa seria deslocada para que a perda de $\dot{m}$ fosse equiparada à perda ocasionada pela camada limite.

- Sem camada limite

$$\dot{m} = \int_0^{\infty} \rho U dy_w$$

- Com camada limite

$$\dot{m} = \int_0^{\infty} \rho u dy_w$$

- Perda devido camada limite

$$\dot{m} = \int_0^{\infty} \rho (U - u) dy_w$$

Espessura de Deslocamento

Para velocidade constante U e placa deslocada para cima de uma distância de δ^* , a perda de $\dot{m}$ seria $\rho U \delta^* w$, igualando-se a perda da camada limite

$$\rho U \delta^* w = \int_0^\infty \rho (U - u) dy w$$

para escoamento incompressível,

$$\delta^* = \int_0^\infty \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \approx \int_0^\delta \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy$$

Espessura de Quantidade de Movimento

Distância em que a placa seria movida de modo que a perda da quantidade de movimento fosse equivalente à perda real causada pela camada limite.

- Sem camada limite

$$\dot{Q}M = \int_0^{\infty} \rho u U \, dyw$$

- Com camada limite

$$\dot{Q}M = \int_0^{\infty} \rho u^2 \, dyw$$

- Perda devido camada limite

$$\dot{Q}M = \int_0^{\infty} \rho u (U - u) \, dyw$$

Espessura de Quantidade de Movimento

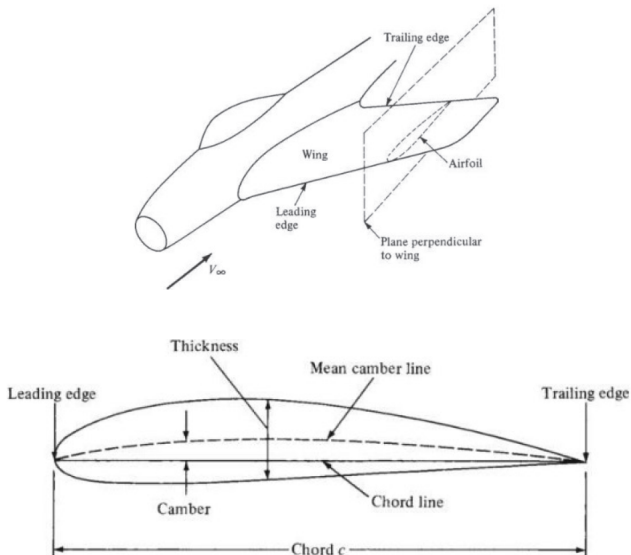
Para velocidade constante U e placa deslocada para cima de uma distância de θ , a perda de $\dot{Q}M$ seria $\rho U^2 \theta w$, igualando-se a perda da camada limite

$$\rho U^2 \theta w = \int_0^\infty \rho u (U - u) dy w$$

para escoamento incompressível,

$$\theta = \int_0^\infty \frac{u}{U} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \approx \int_0^\delta \frac{u}{U} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy$$

Nomenclatura



Na presença de movimento relativo entre corpo sólido e fluido circundante viscoso haverá sempre uma força resultante $\mathbf{F}$, decomposta em forças de arrasto (F_D) e de sustentação (F_L).

Componente paralela ao movimento, abordado na análise dimensional como,

$$C_D = \frac{F_D}{1/2\rho v^2 A}$$

- Sem compressibilidade

$$C_D = f(Re)$$

- Com compressibilidade

$$C_D = f(Re, Fr, M)$$

Força de arrasto total é a soma dos arrastos de atrito e pressão

Arrasto de Atrito - Placa Plana Paralela ao Escoamento

Sendo gradiente de pressão nulo, as forças de pressão perpendiculares à placa não contribuindo para o arrasto, tem-se arrasto de atrito.

$$F_D = \int_{\partial\Omega} \tau_w dS$$

$$C_D = \frac{F_D}{1/2\rho v^2 A} = \frac{\int_{\partial\Omega} \tau_w dS}{1/2\rho v^2 A}$$

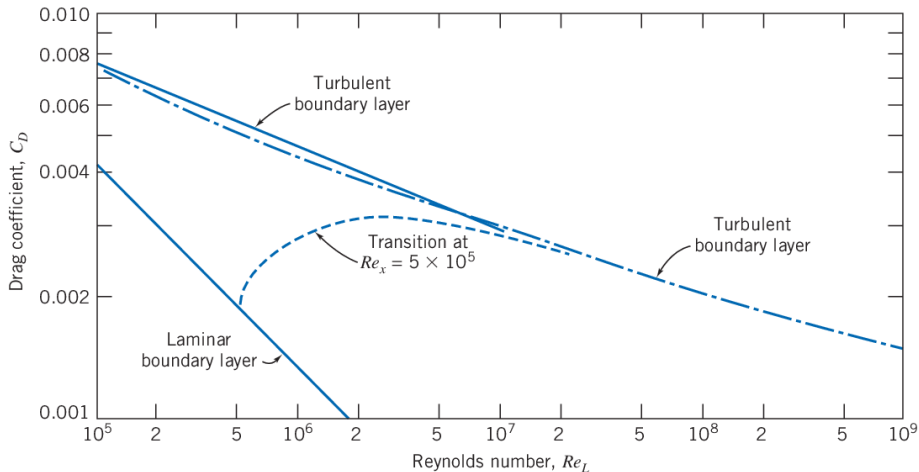
- Escoamento Laminar

$$C_f = \frac{\tau_w}{1/2\rho U^2} = \frac{0.664}{\sqrt{Re_x}}, \quad C_D = \frac{1.33}{\sqrt{Re_L}}$$

- Escoamento Turbulento

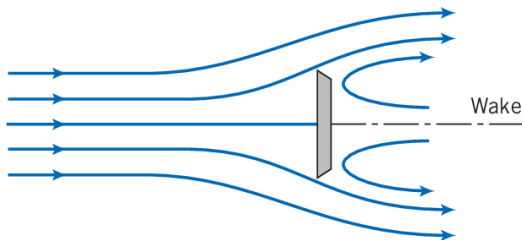
$$C_f = \frac{\tau_w}{1/2\rho U^2} = \frac{0.0594}{\sqrt{Re_x^{1/5}}}, \quad C_D = \frac{0.0742}{\sqrt{Re_L^{1/5}}}$$

Coeficiente de Arrasto de Atrito X Reynolds



Dependência de Re

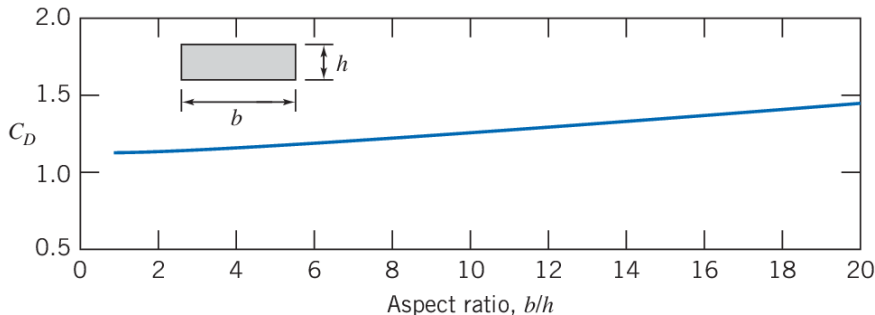
Arrasto de Pressão - Placa Plana Normal ao Escoamento



Tensão cisalhante na parede não contribui com arrasto.

$$F_D = \int_{\partial\Omega} p dS$$

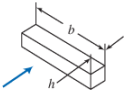
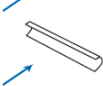
Coeficiente de Arrasto de Pressão X Razão de Aspecto



Independência de Re

Coeficiente de Arrasto X Objetos Seleccionados

Drag Coefficient Data for Selected Objects ($Re \geq 10^3$)^a

Object	Diagram	$C_D(Re \geq 10^3)$
Square prism		$b/h = \infty$ 2.05 $b/h = 1$ 1.05
Disk		1.17
Ring		1.20 ^b
Hemisphere (open end facing flow)		1.42
Hemisphere (open end facing downstream)		0.38
C-section (open side facing flow)		2.30
C-section (open side facing downstream)		1.20

Arrasto de Atrito e de Pressão - Esfera e Cilindro

Stokes modelou que escoamentos com $Re \leq 1$,

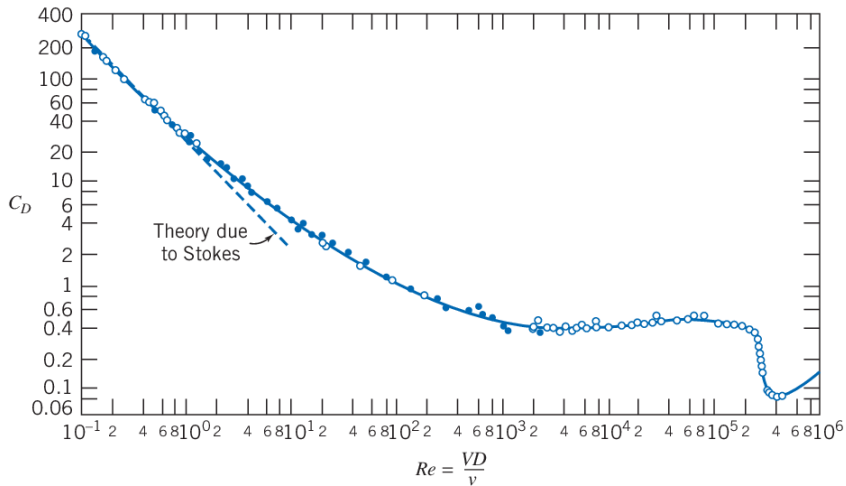
$$F_D = 3\pi\mu v d$$

e o arrasto,

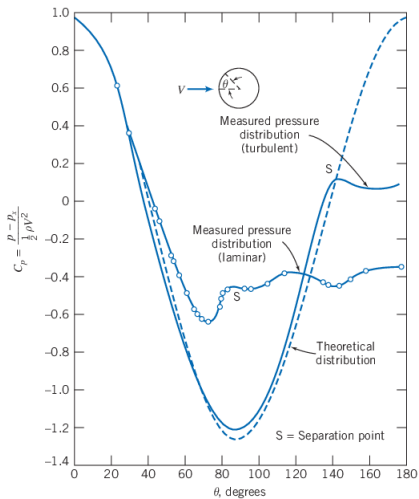
$$C_D = \frac{24}{Re}$$

O arrasto varia diretamente com tamanho da esteira

C_D Esfera X Reynolds



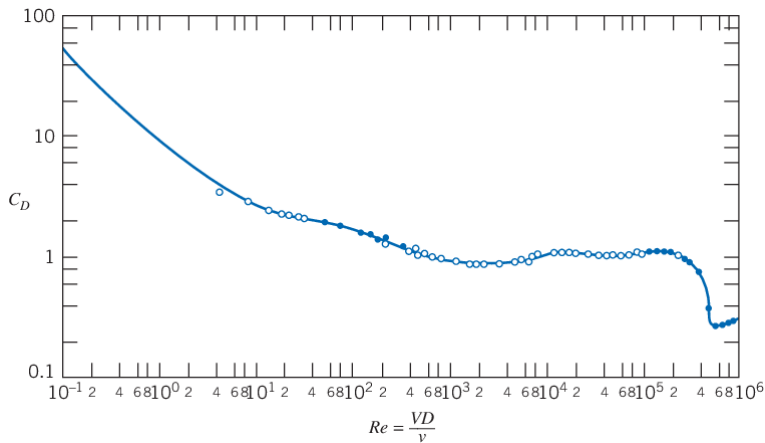
Distribuição Pressão Esfera X Ângulo θ



$Re < 1$ não há separação do escoamento sobre uma esfera, a esteira é laminar e o arrasto é de atrito

VÍDEO 04

C_D Cilindro X Reynolds



Situações Reais de Arrasto

Em numerosas situações de escoamentos reais ocorrem interações com objetos e superfícies vizinhas. O arrasto pode ser reduzido em torno de 80% quando se obtém um espaçamento ótimo entre vizinhos.

VÍDEO 05

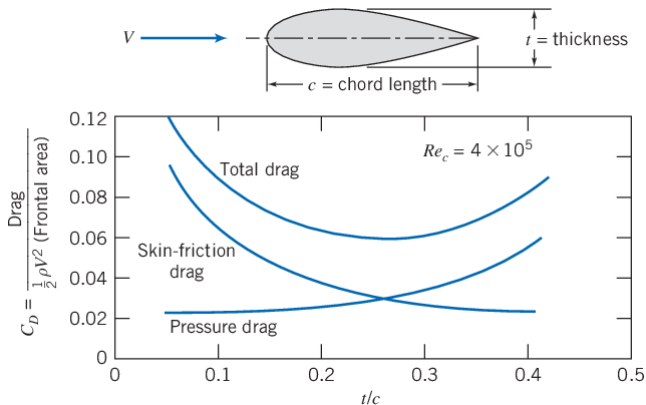
Carenagem

Objetiva reduzir gradiente de pressão adverso que ocorre na espessura máxima do corpo, retardando a separação da camada limite e reduzindo **arrasto de pressão**.

Adição de seção posterior carenada aumenta a área superficial do corpo, causando aumento do **arrasto por atrito** superficial.

Arrasto otimizado

C_D Carenagem X Razão de Espessura - $C_{D_{friction}}$ e $C_{D_{pressure}}$



C_D mínimo de 0.06 para $t/c = 0.25$, valor 80% menor que o arrasto de um cilindro circular de mesma espessura

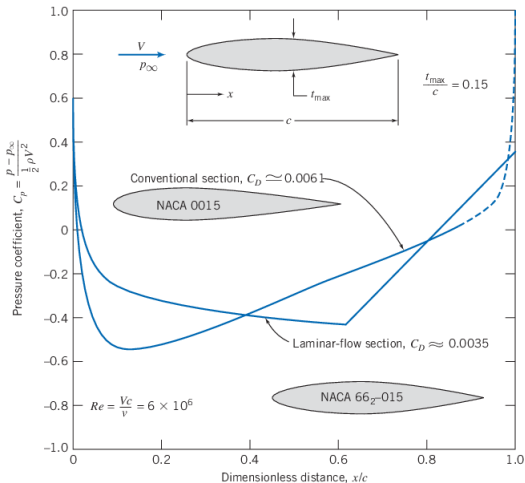
National Advisory Committee for Aeronautics - NACA

Em 1930 surgiu o interesse em aerofólios de baixo arrasto, a *NACA* desenvolveu diversas séries de aerofólios cuja transição de escoamento postergava-se até 65% da corda a partir do nariz do aerofólio.

NACA é predecessora da NASA

C_p Airfoil X Distância Adimensional

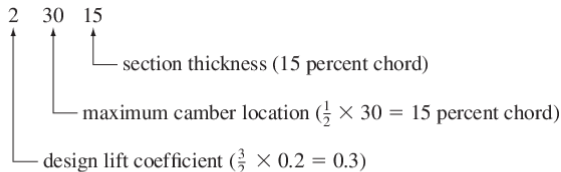
Pressão e arrasto para aerofólios simétricos, transição para gradiente de pressão adverso NACA 0015 em $x/c = 0.13$ (próximo da espessura máxima), e NACA 66-015 em $x/c = 0.63$



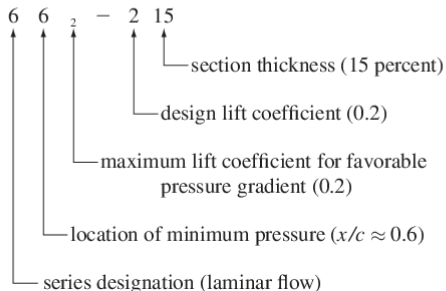
Ambos com ângulo de ataque 0° e razão de espessura de 15%

Designação de Forma

Conventional—23015



Laminar Flow—66₂ - 215



Aerofólios de linha curva são denominados cambados, aerofólios cambados dão lift com ataque nulo

Arrasto Aerodinâmico

Redução do arrasto aerodinâmico faz-se importante não apenas na aviação, veículos rodoviários tem interesse em economia de combustível afim de redução de custos de fretes e/ou redução de passagens.

Limitação do comprimento total destes veículos, traseiras inteiramente carenadas não são práticas, exceto em veículos de alta performance.

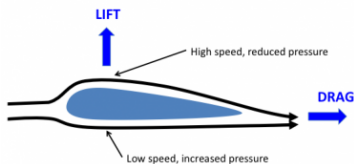


Componente perpendicular ao movimento, abordado na análise dimensional como,

$$C_L = \frac{F_L}{1/2 \rho v^2 A_p}$$

Sustentação Aerodinâmica

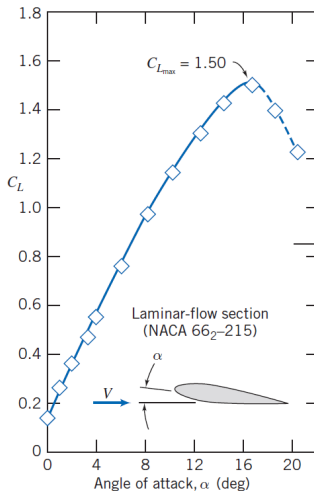
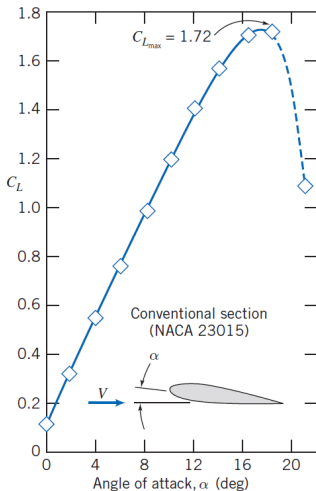
Dependente de Reynolds e do ângulo de ataque α (entre a corda e o vetor velocidade da corrente livre).



Termos usuais:

- Intradorso
- Extradorso
- Zona de sucção
- Zona de pressão

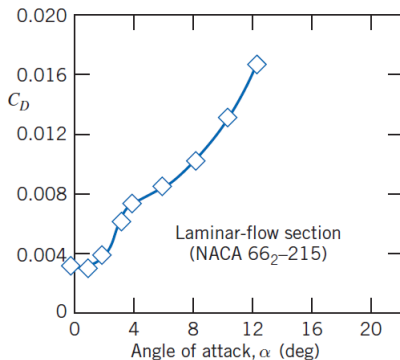
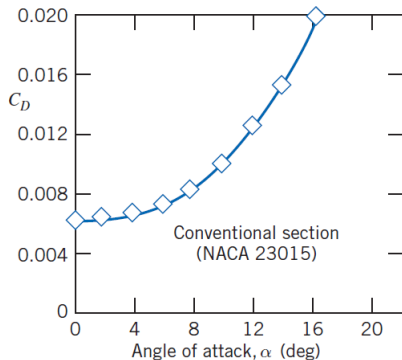
Lift $\times \alpha$



Lift coefficient vs. angle of attack

Aumento do ângulo de ataque, aumenta Δp e o lift até um ponto de máximo (Stall)

Drag $\times \alpha$

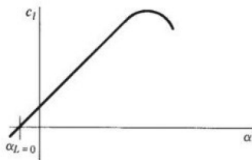


Drag coefficient vs. angle of attack

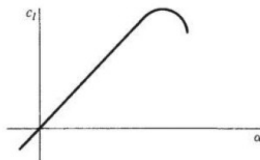
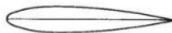
Aceleração do gradiente adverso, oriunda de elevado ataque, ocasiona o aumento do arrasto

Comparação de Lift - Airfoil Cambado x Airfoil Simétrico

Cambered airfoil



Symmetric airfoil



$\alpha = 4^\circ$ - Abaixo do Stall - Acoplado



$\alpha = 11^\circ$ - Próximo do Stall



$\alpha = 24^\circ$ - Acima do Stall - Desacoplado



VÍDEO 06

Perda aerodinâmica de sustentação, ocorre quando asa do avião/aerofólio excede o ângulo crítico de ataque

Software para projeto e análise de aerofólios subsônicos isolados.

- Análise viscosa e invíscida
- Correção de compressibilidade de Karman-Tsien
- Variações de Reynolds e Mach
- Distribuições de pressão
- Deflexão de flap

<https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>

Someone's sitting in the shade today because someone planted a tree a long time ago

Warren Buffett