

Corso di MECCANICA DEL VOLO
Modulo Prestazioni

***CAP 2 – Flussi viscosi e resistenza
aerodinamica***

Prof. F. Nicolosi
Prof. D. Coiro

RESISTENZA AERODINAMICA E INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

OVERVIEW

Flussi non viscosi

Strato limite (*Boundary Layer*)

Numero di Reynolds (*Reynolds Number*)

Gradienti di pressione *Pressure Gradients*

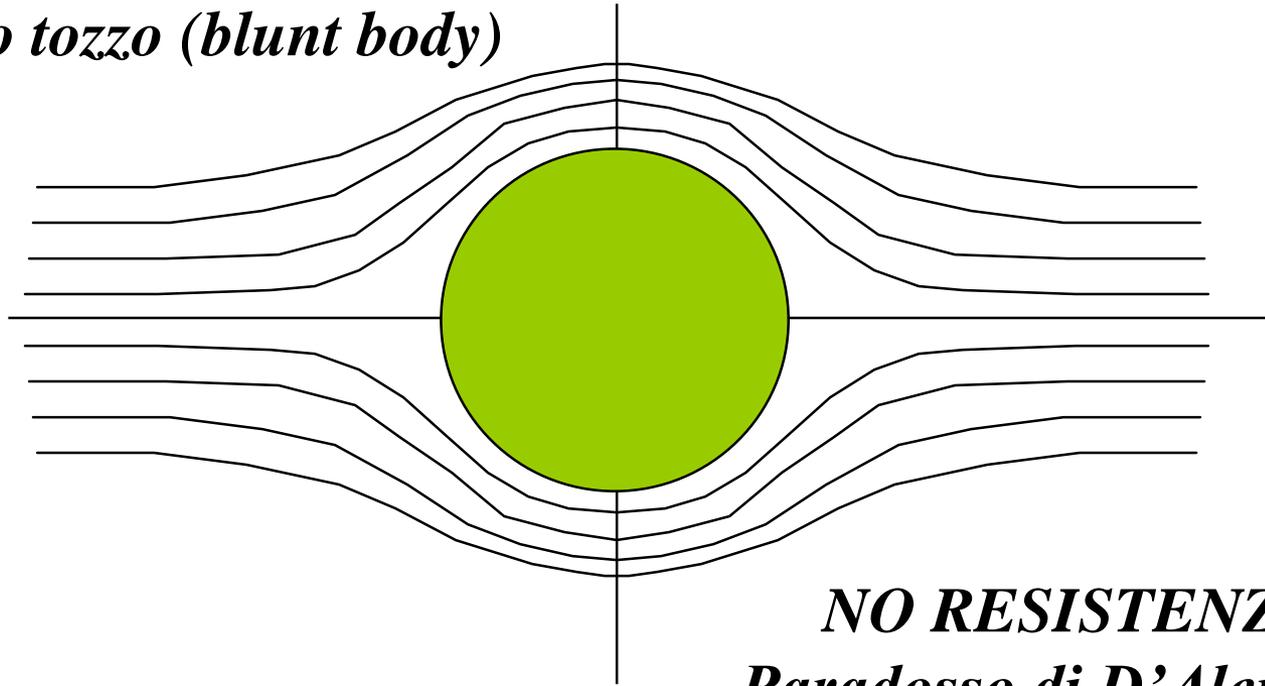
Flusso separato (*Separated Flow*)

Resistenza viscosa (*Viscous Drag*)

INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso non viscoso

Corpo tozzo (blunt body)



NO RESISTENZA
Paradosso di D'Alembert

Note: Non c'è resistenza

INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso non viscoso

*Oggetto aerodinamico (streamlined)
profilo*



Portanza ma NON RESISTENZA!

*In entrambi I casi non c'è resistenza
perchè abbiamo trascurato l'attrito*

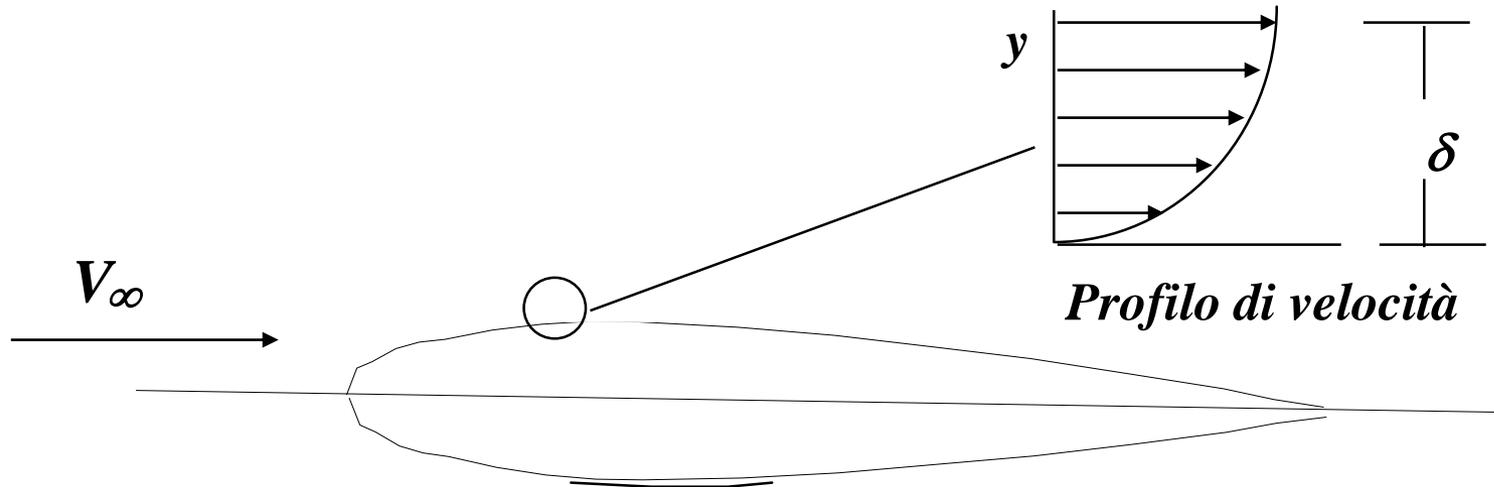
INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Strato limite (*Boundary layers*)

- Nella regione vicina alla superficie di un oggetto, la velocità del flusso è ritardata per l'attrito.
- Questa regione è denominata “strato limite”.
- Al di fuori dello strato limite possiamo considerare il flusso non viscoso (no attrito)

INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Strato limite (*Boundary layers*)



δ = *spessore di strato limite (boundary layer thickness)*
la distanza dalla superficie in cui la velocità locale
È uguale al 99% della velocità della corrente indisturbata

INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Strato limite (*Boundary layers*)

L'attrito produce uno sforzo tangenziale sul corpo

Lo sforzo tangenziale alla parete è proporzionale a:

- Coefficiente di viscosità , μ
- Derivata (gradiente) della velocità in prossimità della parete

E' questa la sorgente di quella che viene chiamata resistenza d'attrito (“skin friction” drag)

***Sforzo tangenziale
alla parete:***

$$\tau_w = \mu \left(\frac{dV}{dy} \right)_{y=0}$$

INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

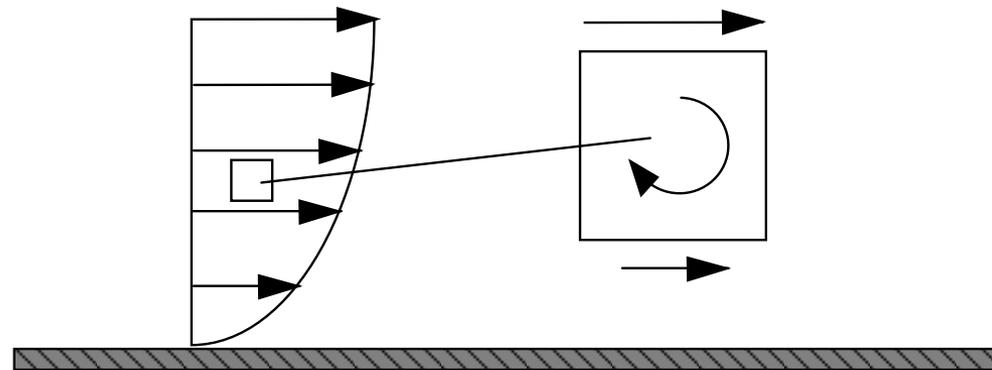
Strato limite (*Boundary layers*)

Inizialmente lo strato limite è “laminare”

Sforzi tangenziali variabili all'interno dello strato limite causano una “rotazione del flusso”

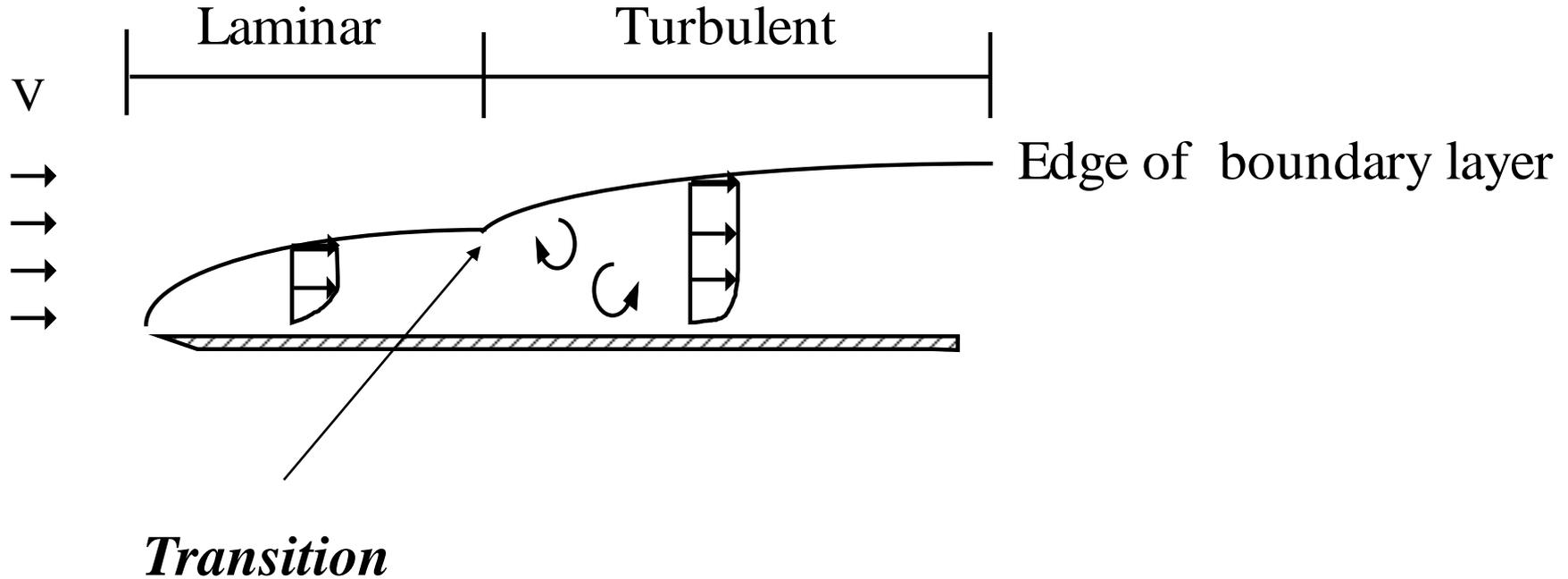
Lo strato limite va verso la “transizione”

Alla fine diventa “turbolento”



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

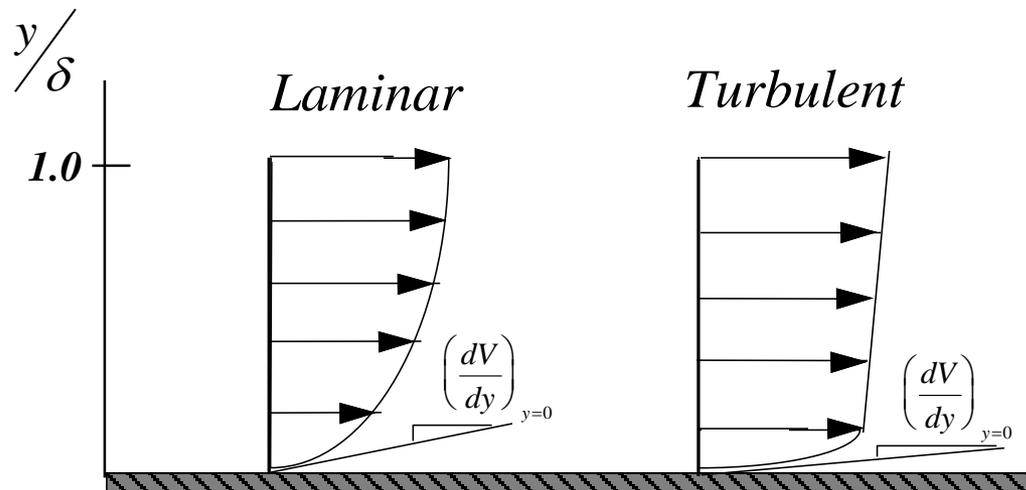
Strato limite (*Boundary layers*)



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Strato limite (*Boundary layers*)

Un confronto tra I profili di velocità di strato limite laminare e turbolento mostra una certa differenza, specialmente vicino alla parete



Note: $\left. \frac{dV}{dy} \right|_{y=0, lam} < \left. \frac{dV}{dy} \right|_{y=0, turb}$ SO, $\tau_{w, lam} < \tau_{w, turb}$

INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Strato limite (*Boundary layers*)

Fattori che influenzano lo strato limite:

- Densità, ρ
Incrementando la densità aumenta lo spessore dello strato limite
- Velocità, V
Incrementando la velocità lo strato limite diventa più sottile
- Distanza lungo la superficie, x
Incrementando la distanza lo strato limite diventa più spesso
- Viscosità, μ
 - Incrementando la viscosità cresce lo spessore di strato limite
 - La viscosità dipende dalla temperatura

INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Reynolds number

Questi fattori vengono combinati per definire un importante parametro adimensionale :

Il numero di Reynolds - Reynolds number (Re)

Rappresenta l'importanza relativa tra le forze di tipo inerziale rispetto a quelle di tipo viscoso

Descrive l'importanza relativa dell'attrito nel campo di moto

⇒ Basso Re = attrito significativo

⇒ Alto Re = L'attrito diviene poco importante (ma c'è comunque resistenza)

Per gli aeroplani, tipico $Re = 3-20$ milioni (basato sulla corda alare)

x è la lunghezza caratteristica

(es. La corda per un profilo o la lunghezza per una fusoliera)

$$Re = \frac{\rho V x}{\mu}$$

INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Gradienti di pressione (*Pressure gradients*)

FAVOREVOLE – la regione con pressione decrescente

AVVERSO - la regione con Pressione crescente

*cresce V
decrece P*

*decrece V
cresce P*

BERNOULLI

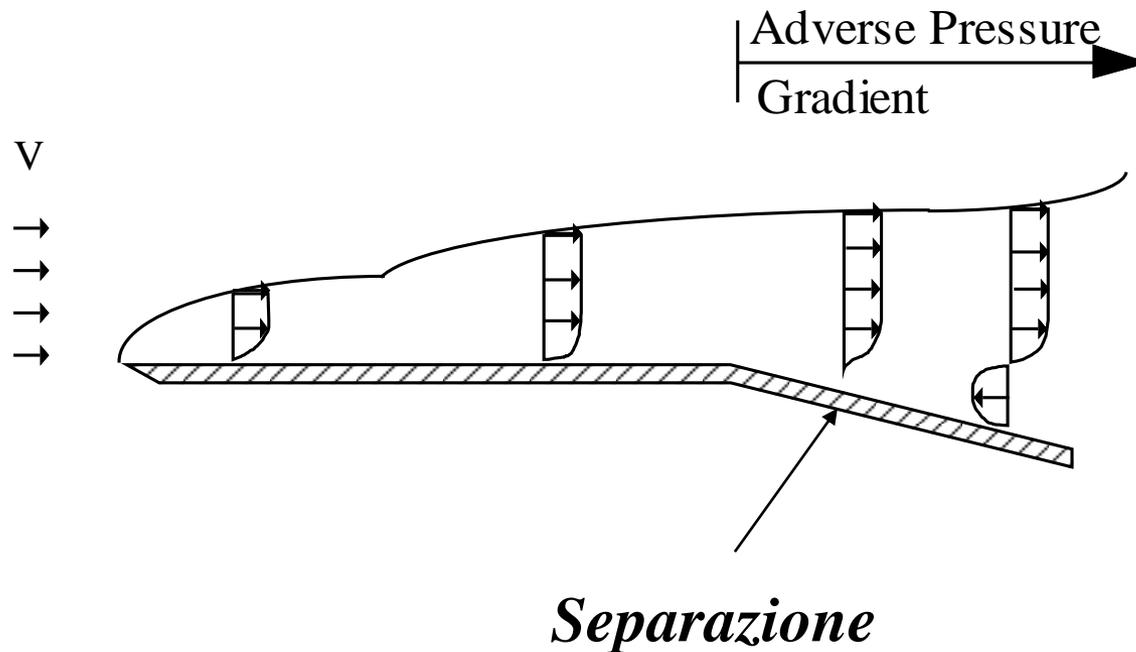
$$\frac{dP}{dx} < 0$$

$$\frac{dP}{dx} > 0$$

INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso separato (*Separated flow*)

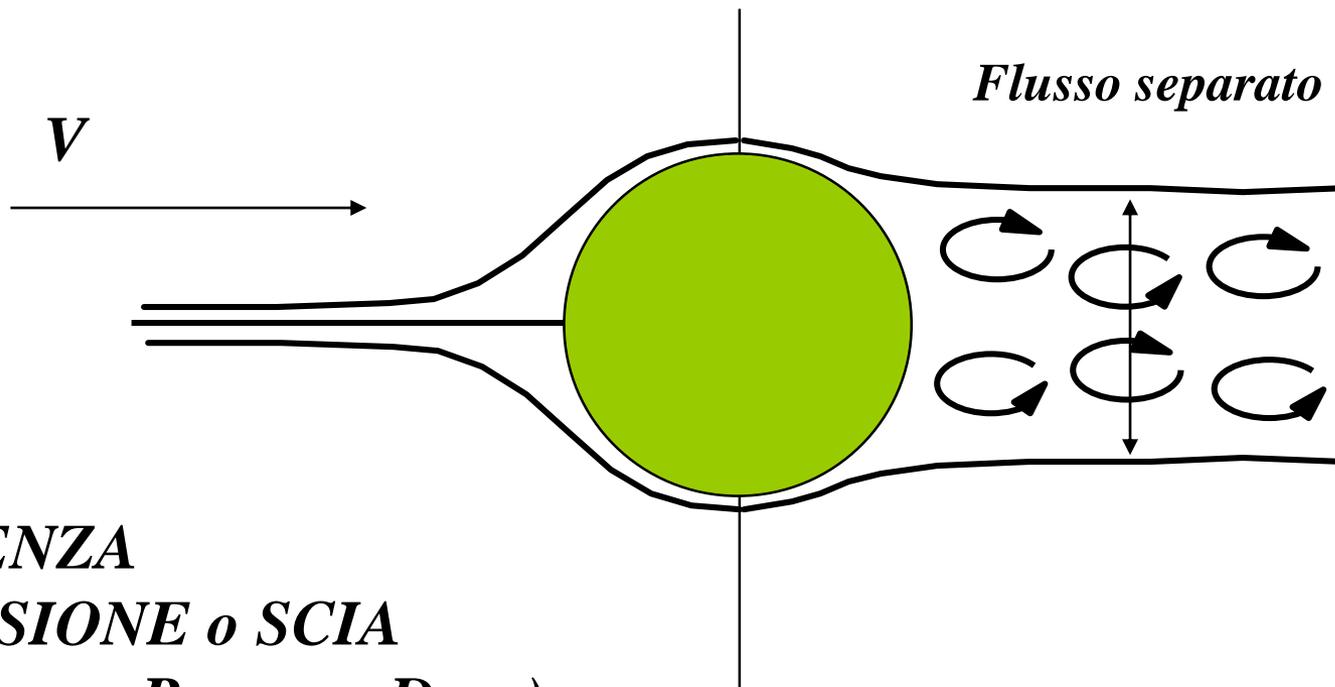
Lo strato limite non riesce a superare forti gradienti di pressione avversi e si separa. Il punto di separazione è quello in cui lo sforzo di attrito va a zero.



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

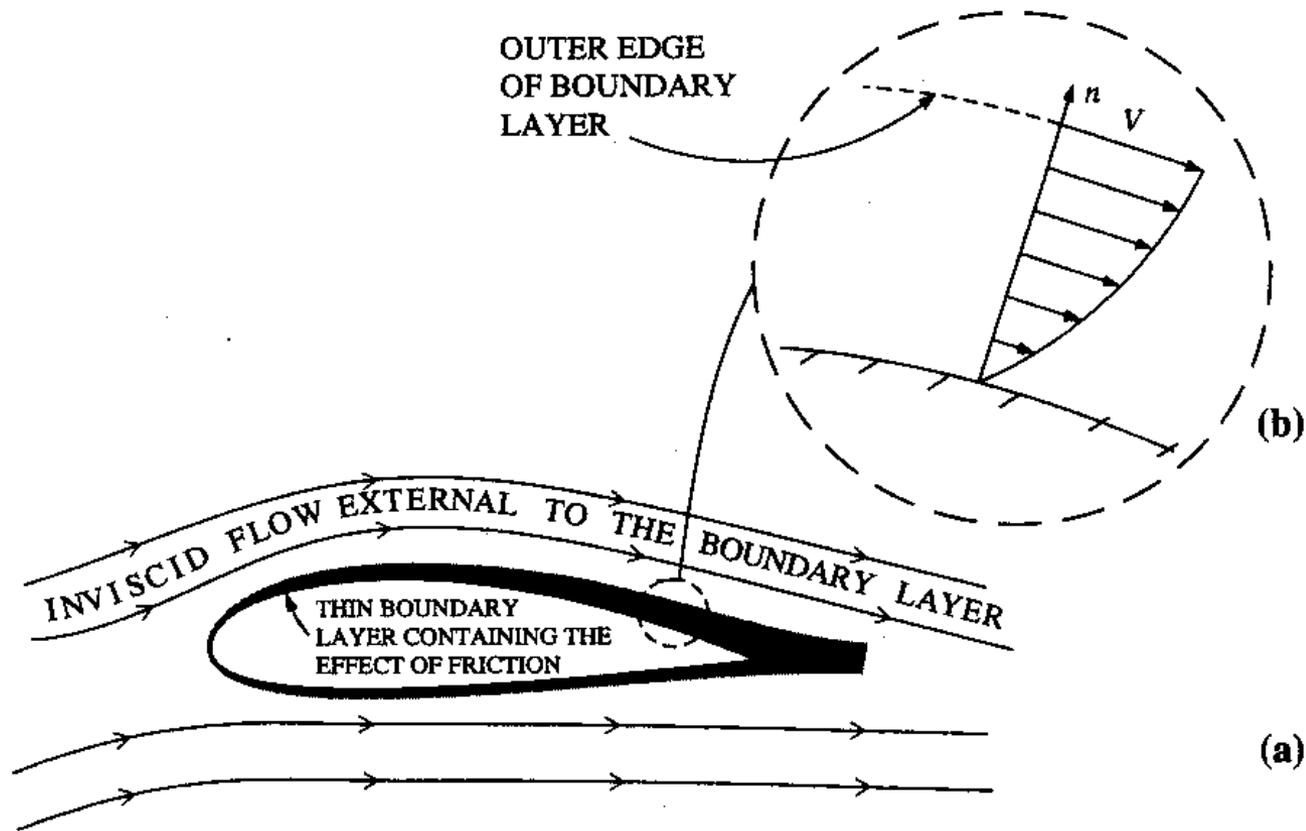
Flusso separato (*Separated flow*)

Sulla parte posteriore di un corpo tozzo c'è un forte gradiente di pressione avverso che il flusso non riesce a superare. Questo causa separazione del flusso.



**RESISTENZA
DI PRESSIONE o SCIA
(*Wake drag or Pressure Drag*)**

INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

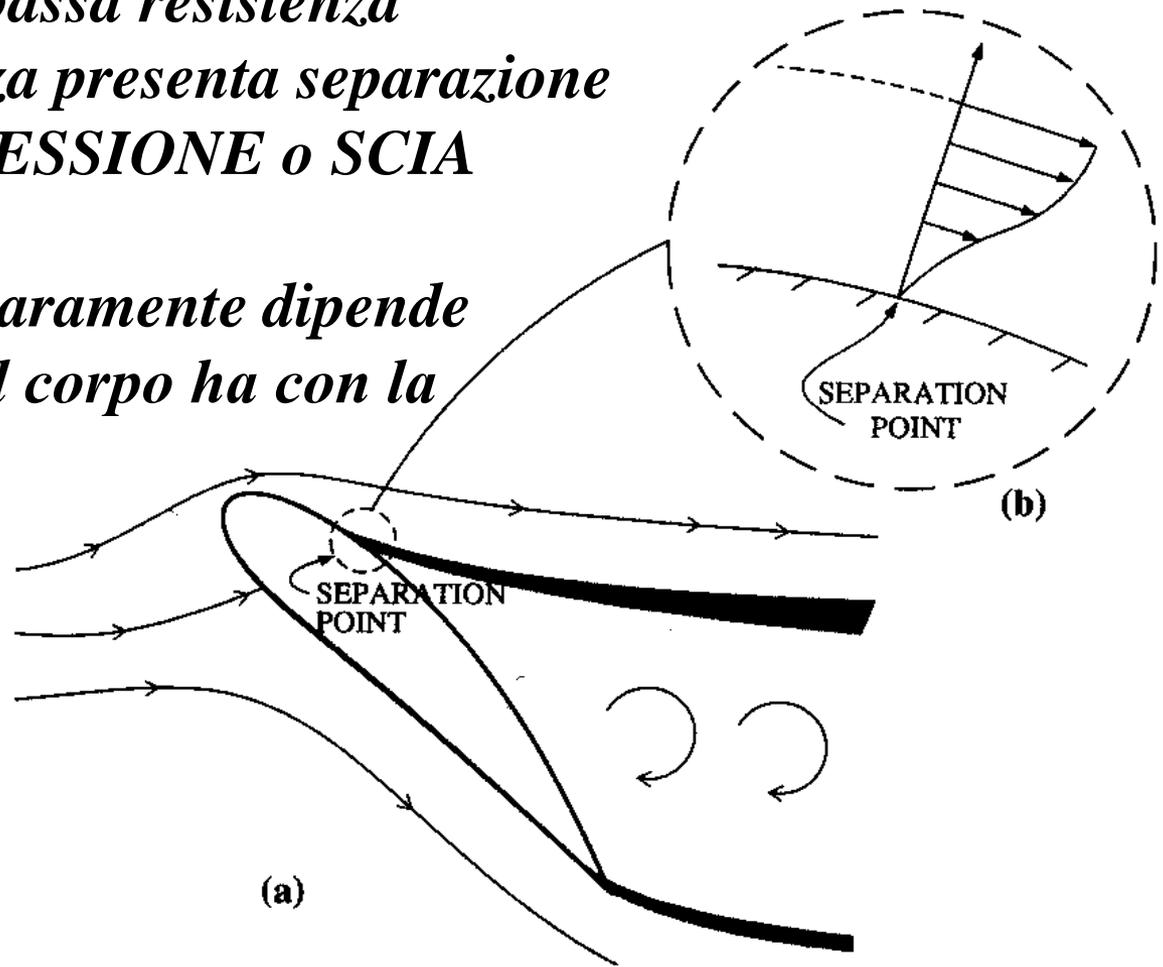


INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Anche un profilo (che è sottile) ed aerodinamicamente di bassa resistenza (attrito) ad alta incidenza presenta separazione e RESISTENZA DI PRESSIONE o SCIA

Quindi la resistenza chiaramente dipende anche dall'assetto che il corpo ha con la corrente

Se si considera valida la legge di Bernoulli, la pressione agente nella zona di ristagno sarà pari alla pressione totale (ristagno).



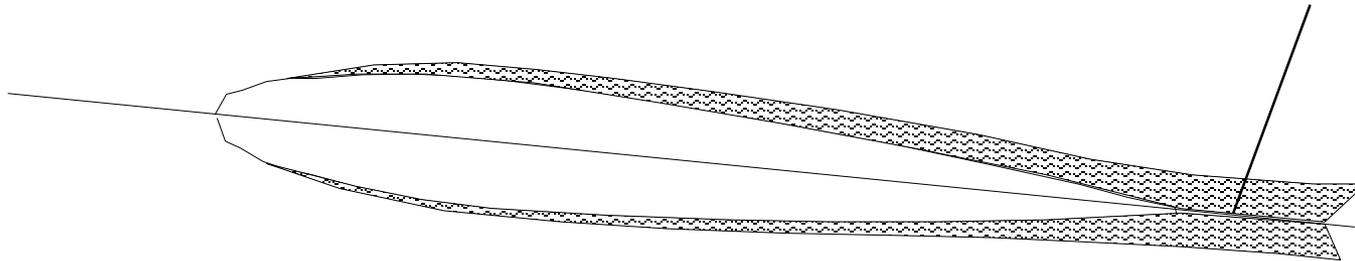
INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso separato (*Separated flow*)

Analogamente , per questo profilo alare.

Il flusso separato da origine ad una seconda fonte di resistenza, la resistenza di pressione o di scia (wake drag).

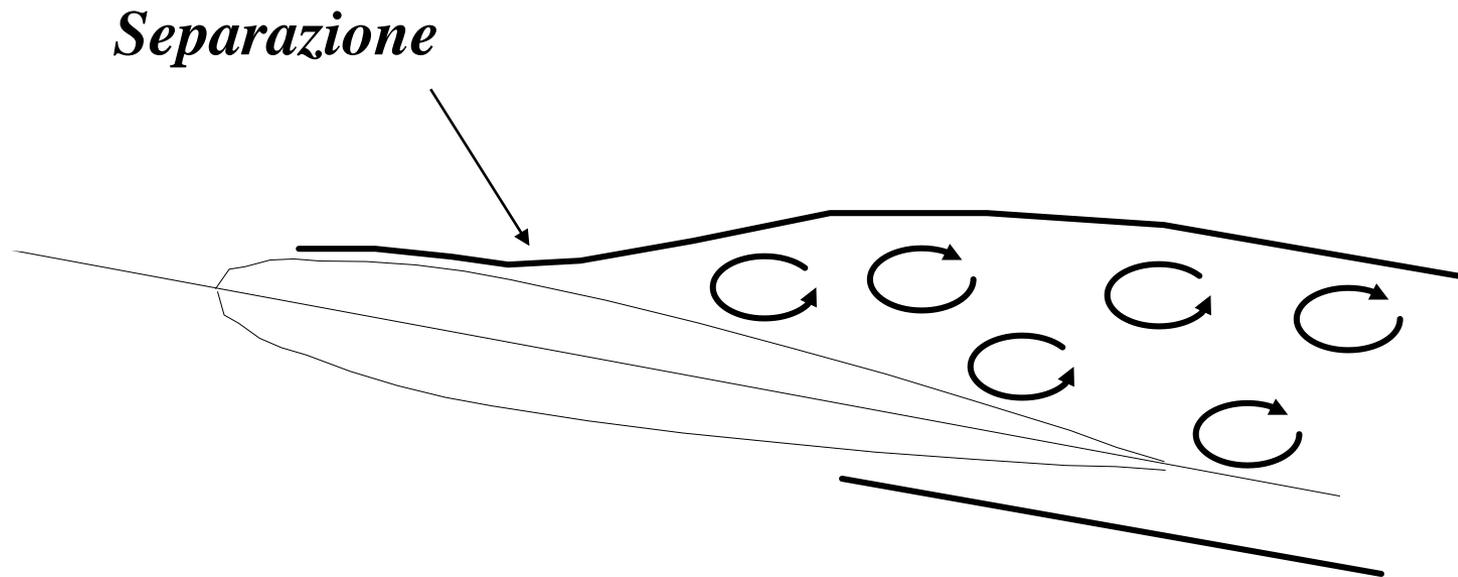
Scia del flusso separato



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

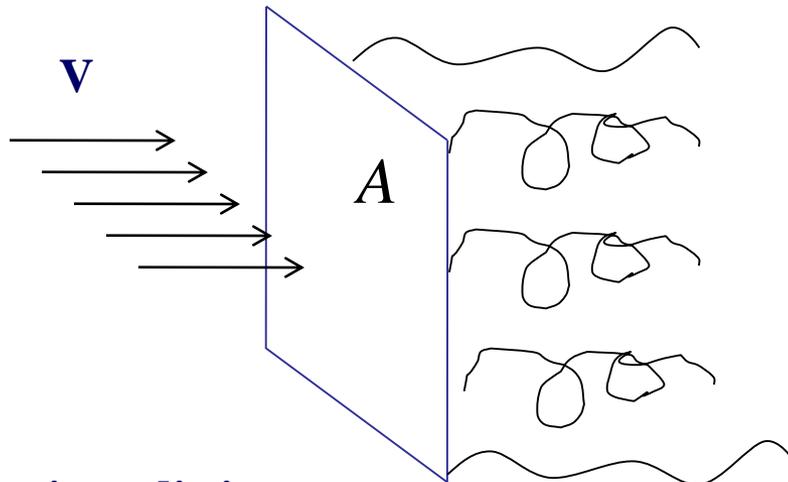
Flusso separato (*Separated flow*)

La separazione ad alti angoli di attacco per i profili ha importanti conseguenze; produce lo STALLO.



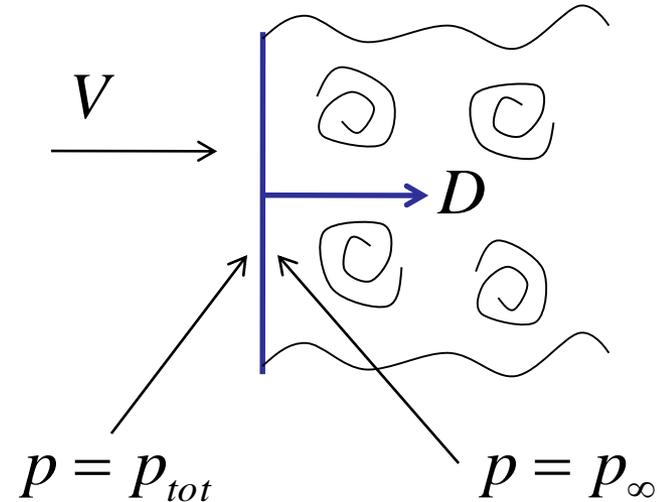
INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Resistenza di pressione (di scia, wake drag or pressure drag)



Pressione di ristagno

$$p_{tot} = p_{\infty} + q = p_{\infty} + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$$

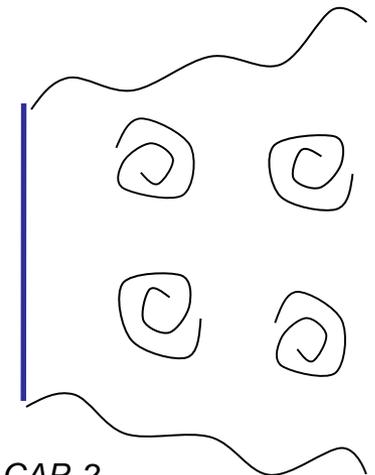


Forza di resistenza $D = (p_{tot} - p_{\infty}) \cdot A$
 $= q \cdot A$

Il coefficiente di resistenza, definito come

$$C_D = \frac{D}{q \cdot A} \quad \text{È all'incirca unitario !!}$$

In effetti risulta anche maggiore di 1 poichè la scia è più aperta delle dimensioni della piastra



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Resistenza viscosa (*Viscous drag*)

La resistenza totale dovuta agli effetti viscosi è:

$$D_{viscous} = D_{skin\ friction} + D_{Pressure\ drag}$$

$$D_{viscosa} = D_{attrito} + D_{scia}$$

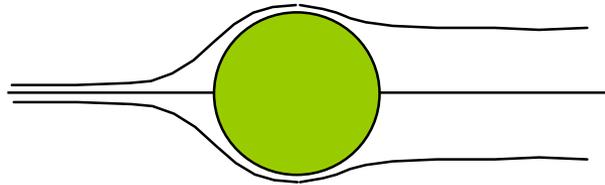
INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Resistenza viscosa (*Viscous drag*)

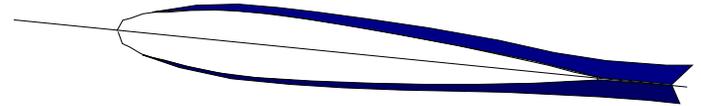
- Abbiamo due tipi di strato limite
“laminare” e “turbolento”
- Strato limite laminare (Laminar boundary layers)
 - Basso valore di resistenza di attrito
 - Non molto capace di superare gradienti avversi
 - Buono per profili ed oggetti aerodinamici
- Strato limite turbolento (Turbulent boundary layers)
 - Possiede alta energia in vicinanza della parete
 - Buone capacità di superare gradienti avversi e ritardare la separazione
 - Alta resistenza d'attrito
 - Buono per corpi tozzi (esempio della pallina da golf).

INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Resistenza viscosa (Viscous drag)



Corpo tozzo (Blunt)



Aerodinamico (Streamlined)

Skin Friction:

Poco importante

Molto importante

Pressure Drag:

Molto importante

Poco importante

*Strato limite
desiderato:*

Turbulento

Laminare

INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

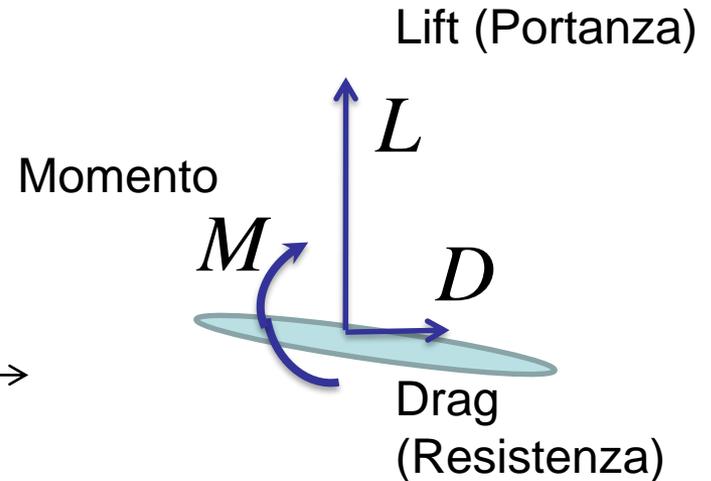
COEFFICIENTI AERODINAMICI

$$C_L = \frac{L}{q \cdot S}$$

$$C_D = \frac{D}{q \cdot S}$$

$$C_M = \frac{M}{q \cdot S \cdot c}$$

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$$



$$C_l = \frac{l}{q \cdot c \cdot 1}$$

Nel caso 2-D al posto di S si sostituisce S = corda x apertura unitaria e si parla di coefficienti bidimensionali (per unità di apertura)

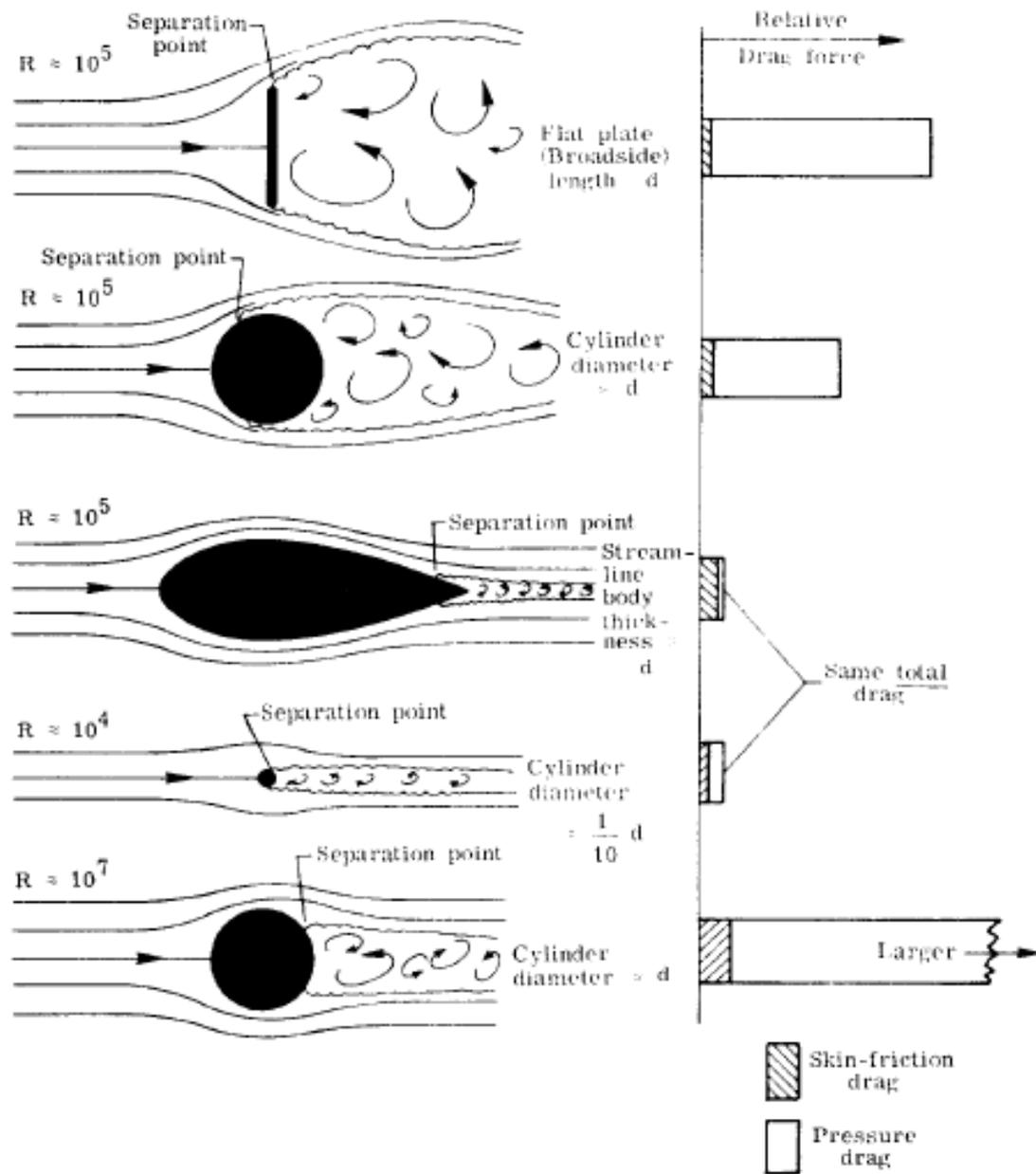


Figure 37.- Effects of streamlining at various Reynolds numbers.

Coefficiente di resistenza di un cilindro – Effetto del reynolds

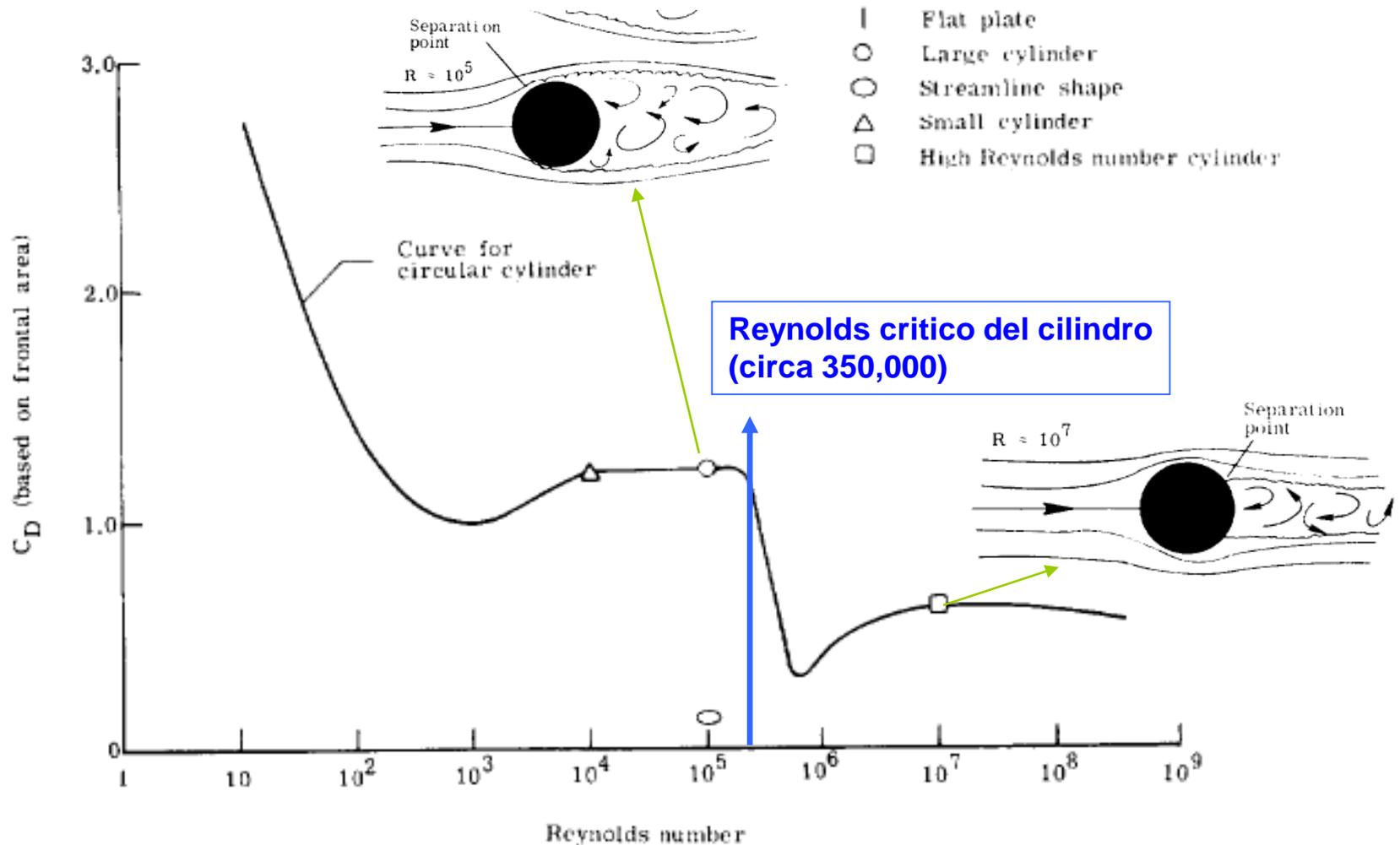
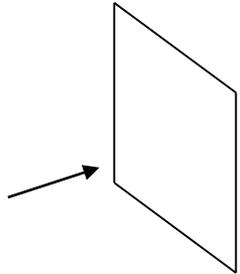


Figure 39.- Drag coefficients as function of Reynolds number.

Valori 3D

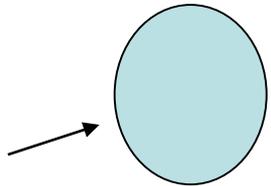
(si vede che sono circa 1/2 dei corrispondenti valori 2D)



Lastra piana rettangolare

$$C_D = 1.20$$

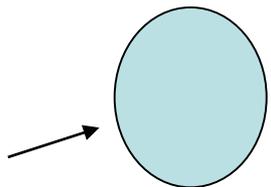
Sempre $Re = 10^5$



Sfera (regime subcritico)

$$C_D = 0.50$$

$Re = 10^5$



Sfera ($Re > Re_{cr}$)

$$C_D = 0.20$$

$Re > 3 \cdot 10^5$

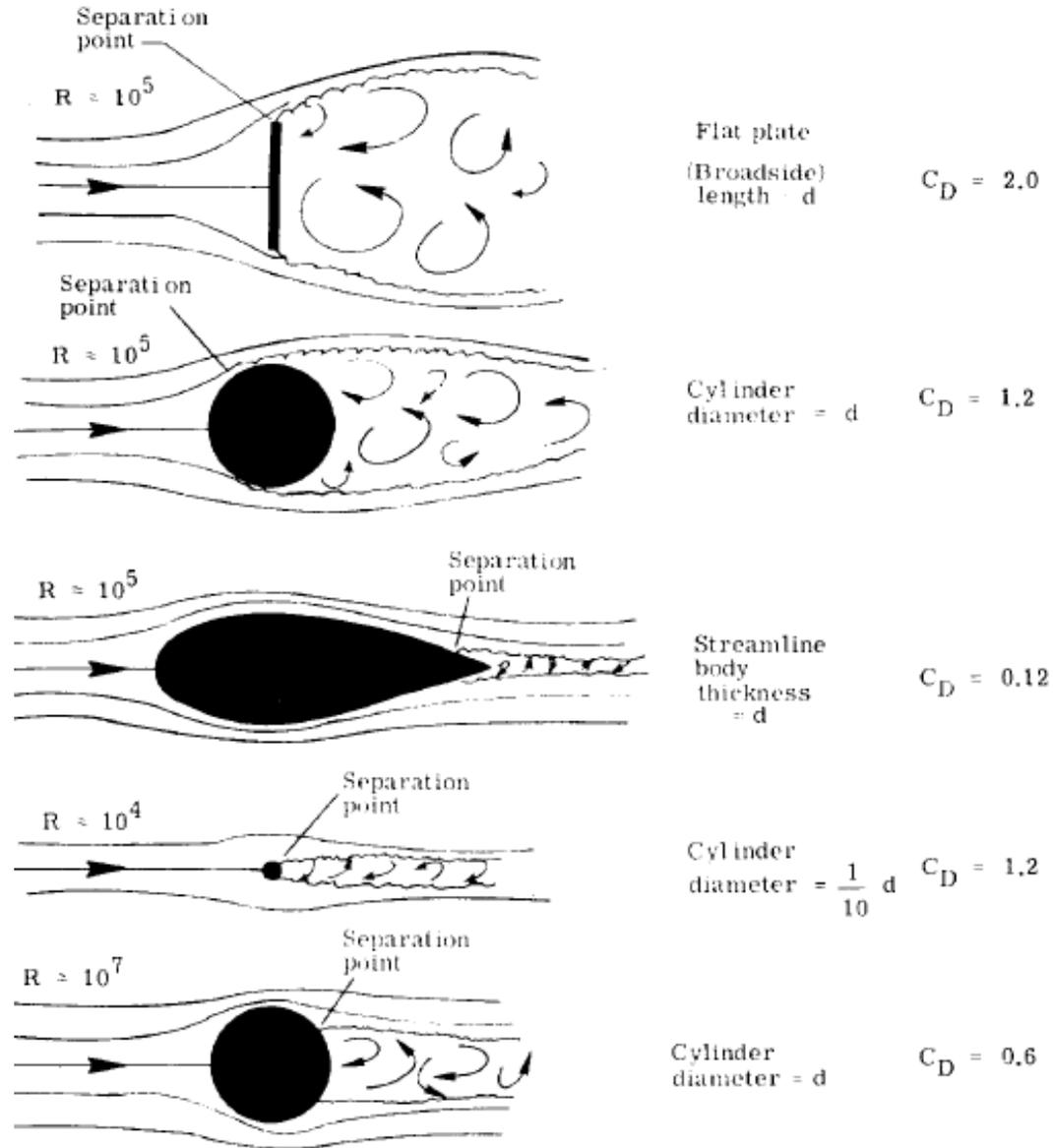
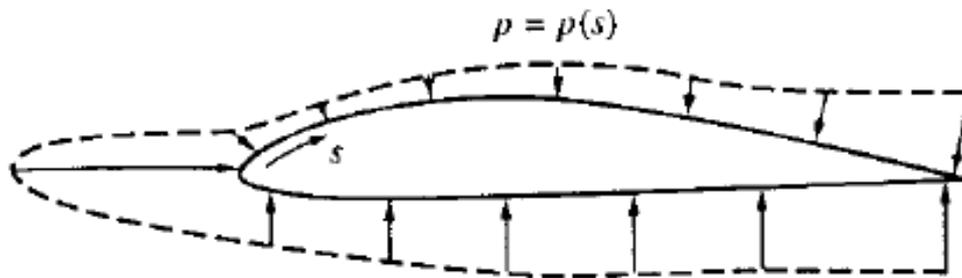


Figure 38.- Drag coefficients of various bodies.

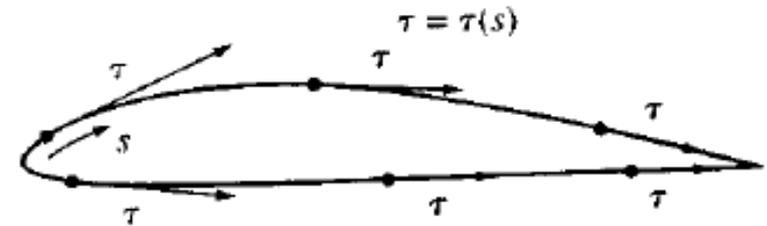
FORZE AERODINAMICHE

$$\mathbf{R} = - \iint_S p \mathbf{n} dS + \iint_S \tau \mathbf{k} dS$$

Force due to pressure Force due to friction

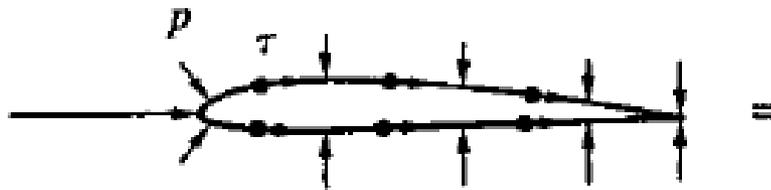


(a) Pressure distribution (schematic only; distorted for clarity)

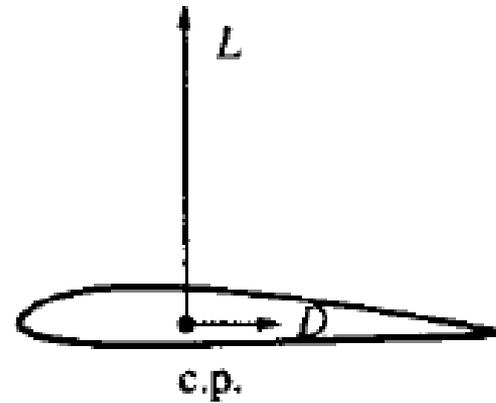


(b) Shear stress distribution

FORZE AERODINAMICHE

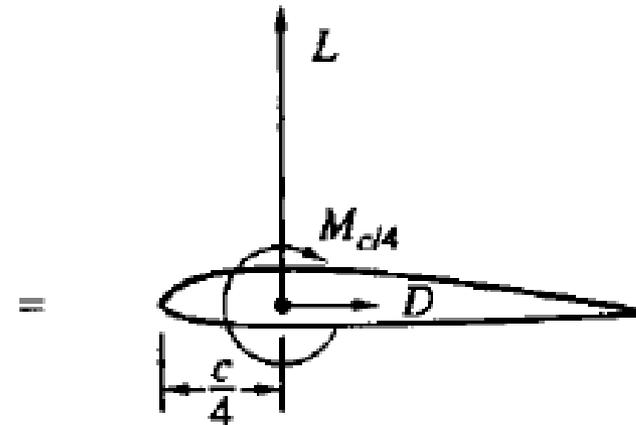


(a) Distributed load



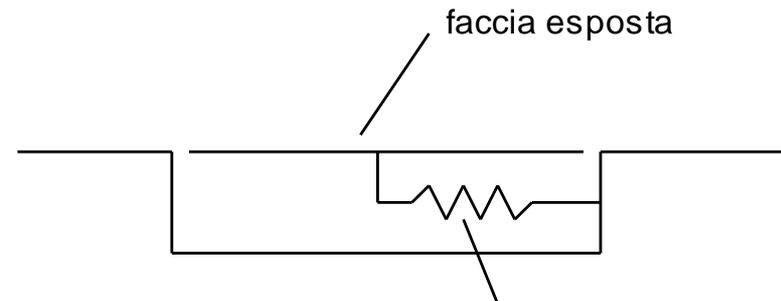
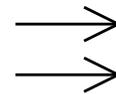
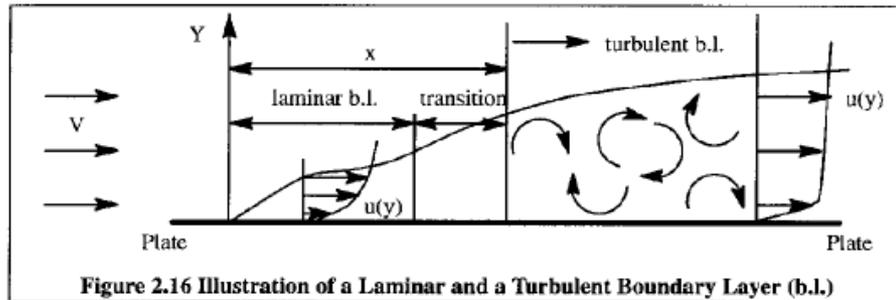
(b) Concentrated force acting through the center of pressure

=> **PORTANZA**
=> **RESISTENZA**
=> **MOMENTO**



FORZE AERODINAMICHE

Attrito e coeff. d'attrito



FLUSSO LAMINARE

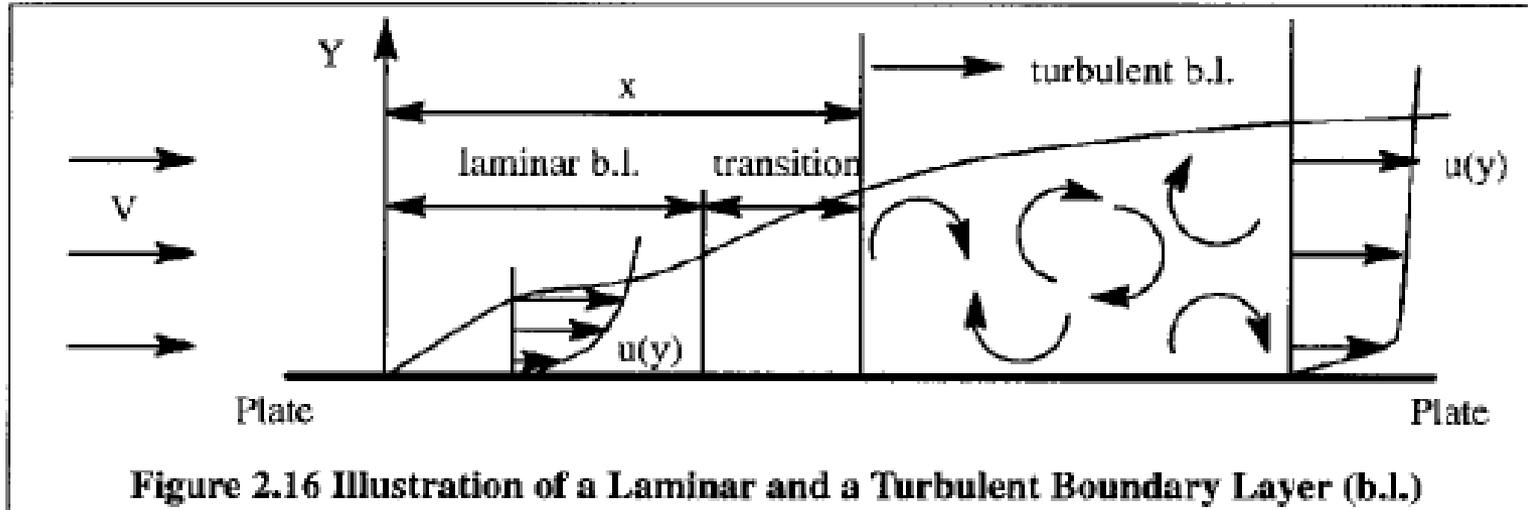
$$c_f = \frac{D_f}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = \frac{1.328}{\sqrt{R_N}}$$

FLUSSO TURBOLENTO

$$c_f = \frac{0.455}{(\log_{10} R_N)^{2.58}}$$

FORZE AERODINAMICHE

Attrito e coeff. d'attrito

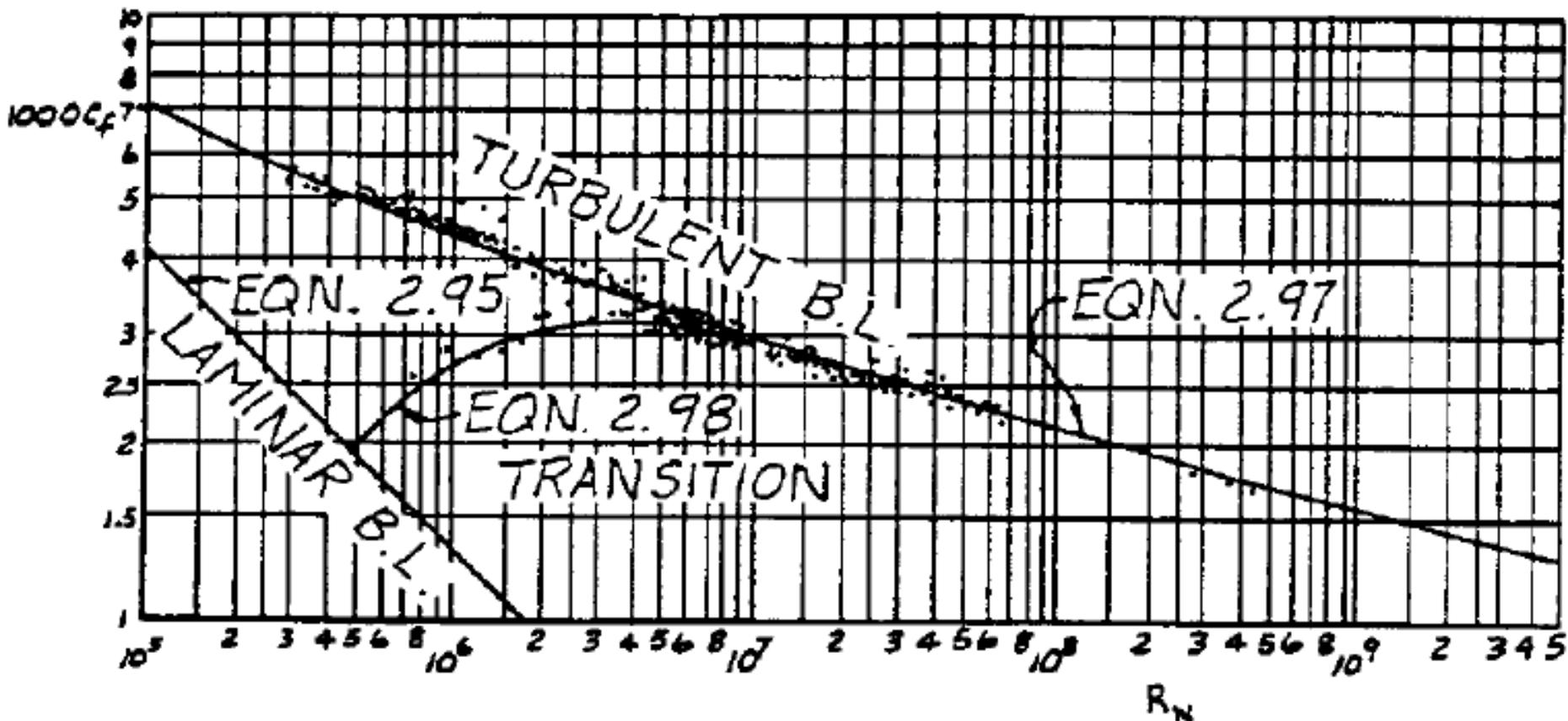


Transizione da flusso laminare a turbolento. In assenza di forti rugosità (transizione imposta) e in assenza di gradienti di pressione (lastra piana appunto) la transizione avviene ad una x tale che il Reynolds locale ha raggiunto un valore tra 0.35 ed 1 milione.

$$\left(R_{N_x}\right)_{\text{crit.}} = \left(V \frac{x}{\nu}\right)_{\text{crit.}} \approx 3.5 \times 10^5 \text{ to } 10^6$$

FORZE AERODINAMICHE

Attrito e coeff. d'attrito



FLUSSO LAMINARE

$$c_f = \frac{D_f}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} = \frac{1.328}{\sqrt{R_N}}$$

FLUSSO TURBOLENTO

$$c_f = \frac{0.455}{(\log_{10} R_N)^{2.58}}$$

FORZE AERODINAMICHE

Attrito e coeff. d'attrito – effetto transizione

Per calcolare la resistenza di attrito di una lastra in presenza di transizione (parte laminare e parte turbolenta) possiamo usare il diagramma precedente per calcolare un c_f “medio” in relazione al peso della parte laminare rispetto a quella turbolenta.

A rigore per calcolare l'attrito di una lastra piana in presenza di transizione si dovrebbe seguire tale procedura:

$$D = D_1 + (D_2 - D_3)$$

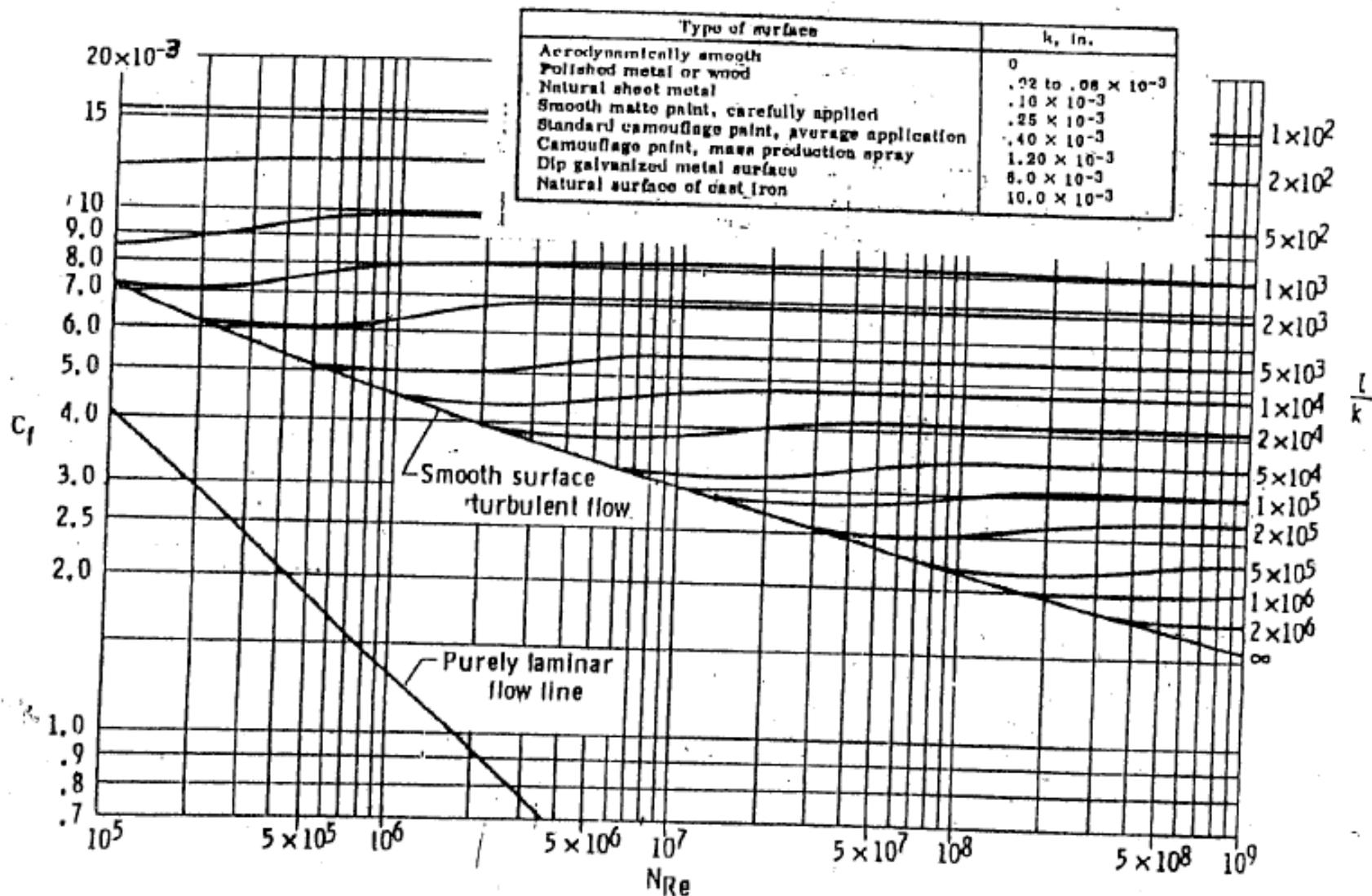
D1: Resistenza di attrito della parte di lastra operante in regime laminare (usare la formula laminare con Reynolds calcolato basato sulla distanza di trans x_{tr})

D2: Resistenza di attrito di tutta la lastra operante in regime turbolento

D3: Resistenza di attrito del primo tratto di lastra operante in regime turbolento (come D1 ma con la formula del c_f turbolento).

FORZE AERODINAMICHE

Attrito e coeff. d'attrito – effetto rugosità superficiale



FORZE AERODINAMICHE

Esempi calcolo resistenza

RESISTENZA DI SCIA

- Dato un palo di diametro pari a 30 cm con vento pari a 100 Km/h (assumere quota $h=0$), calcolare la resistenza per unità di lunghezza (resistenza 2D)
- Calcolare la resistenza offerta da un cartello stradale di dimensioni 30cm x 30 cm con vento pari a 100 Km/h

RESISTENZA DI ATTRITO

- 3) Calcolare la resistenza di attrito (2D, quindi per unità di lunghezza) di una lastra piana di 1 m di corda con velocità del vento pari a 50 m/s. Assumere strato limite tutto turbolento.
- 4) Stesso caso di prima ma con transizione al 20% della lunghezza.
- 5) Assumendo un Reynolds di transizione pari a 1 milione, calcolare la transizione e valutare la resistenza.