



Dipartimento
Ingegneria Aerospaziale



Università di Napoli Federico II

ADAG
RESEARCH GROUP
www.dpa.unina.it/adag

Corso MS

FLUSSI VISCOSI

Docente

Fabrizio Nicolosi

Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale
Università di Napoli "Federico II"
e.mail : fabrnico@unina.it



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*)

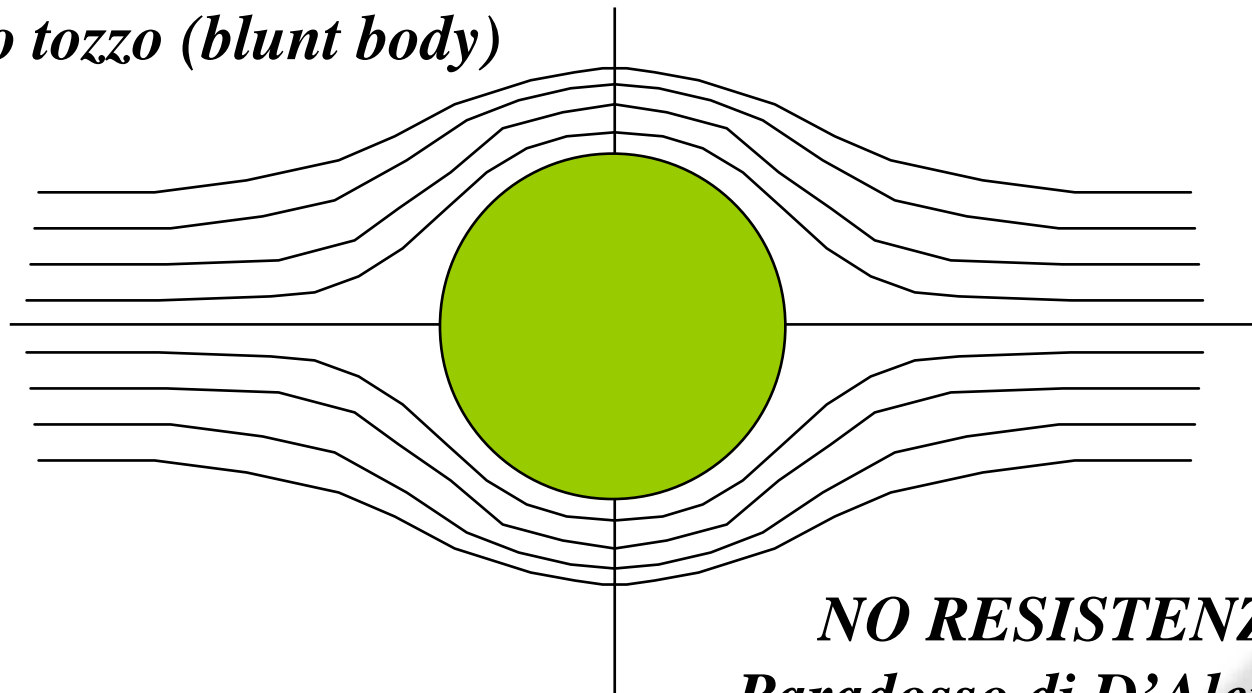
Resistenza viscosa (*Viscous Drag*)



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso non viscoso

Corpo tozzo (blunt body)



Note: No resistenza e niente portanza



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso non viscoso

***Oggetto aerodinamico (streamlined)
profilo***



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



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

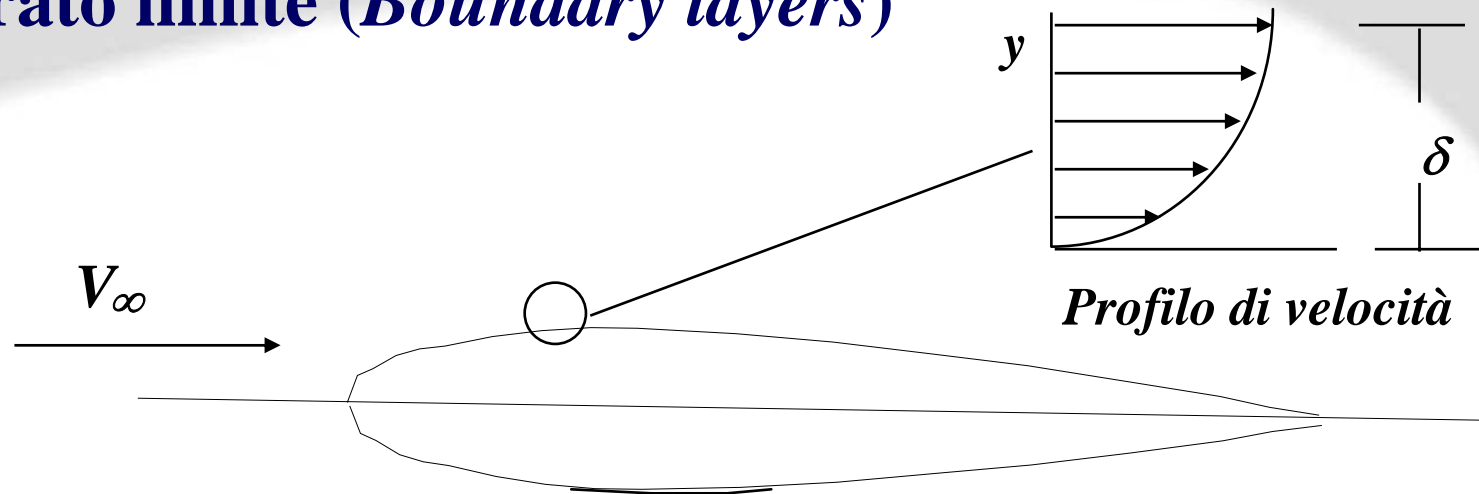
Strato limite (*Boundary layers*)

- 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 dinamica , 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

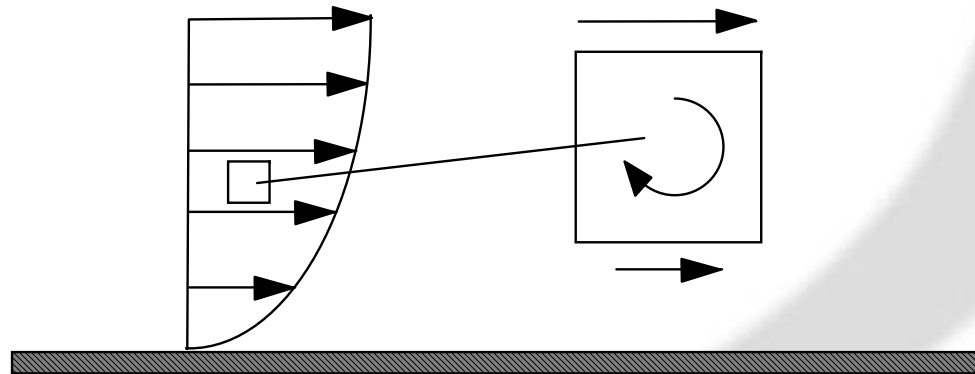
Strato limite (*Boundary layers*)

Inizialmente lo strato limite è “laminare”

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

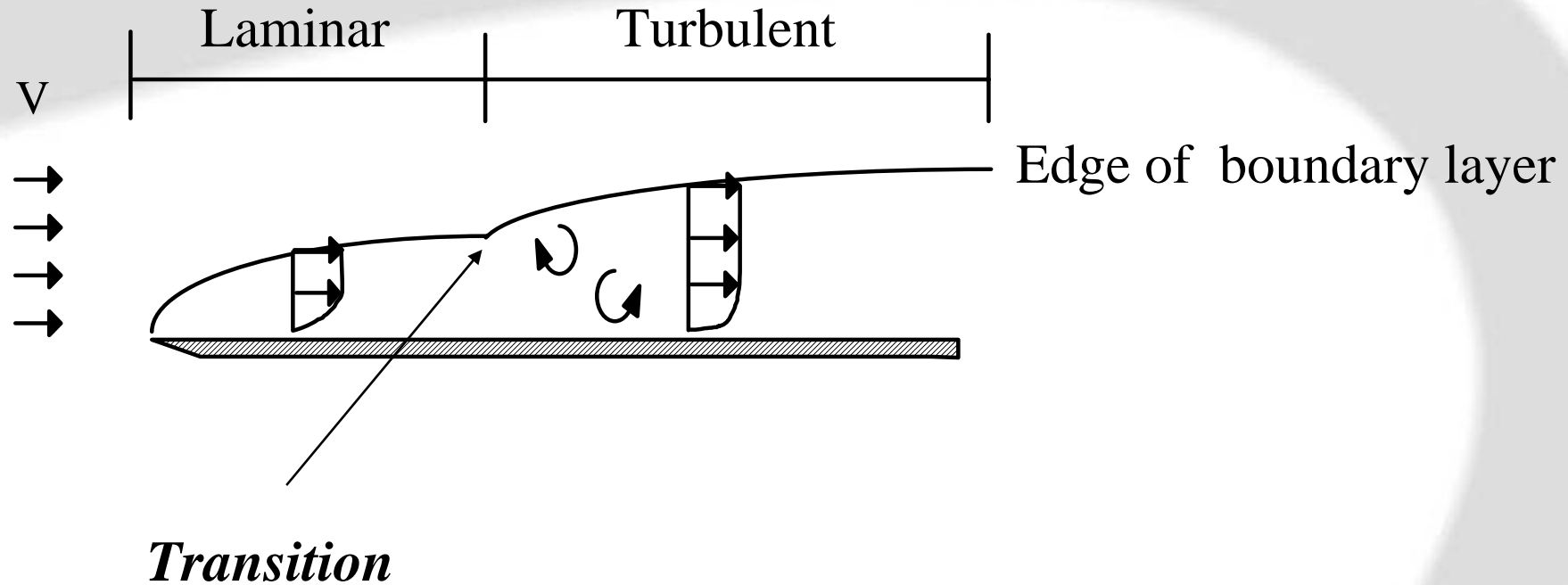
Lo strato limite va verso la “transizione”

Alla fine diventa “turbolento”



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

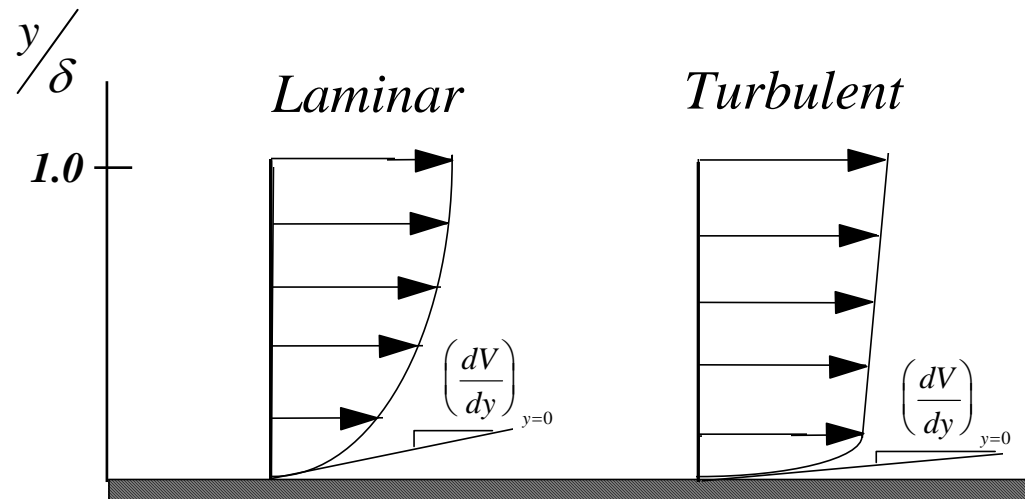
Strato limite (*Boundary layers*)



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

\Rightarrow Basso $Re =$ attrito significativo

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

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

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



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Gradienti di pressione (*Pressure gradients*)

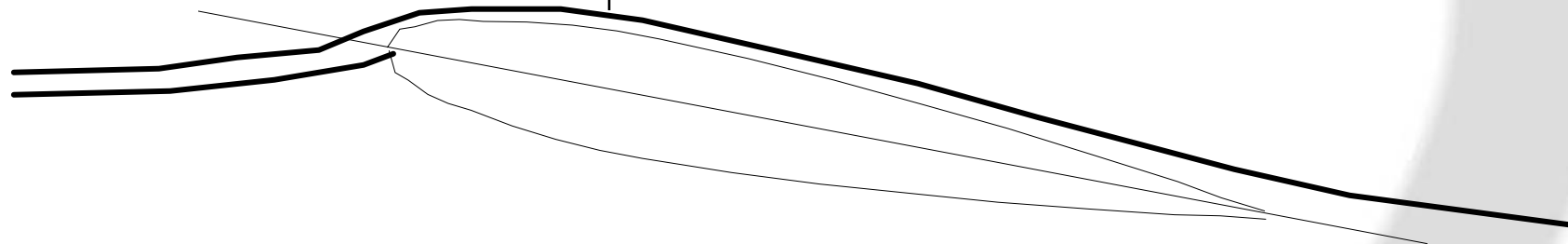
FAVOREVOLE – *la regione con pressione decrescente*

AVVERSO - *la regione con Pressione crescente*

*cresce V
decresce P*

*decresce V
cresce P*

Ricordare Bernoulli



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

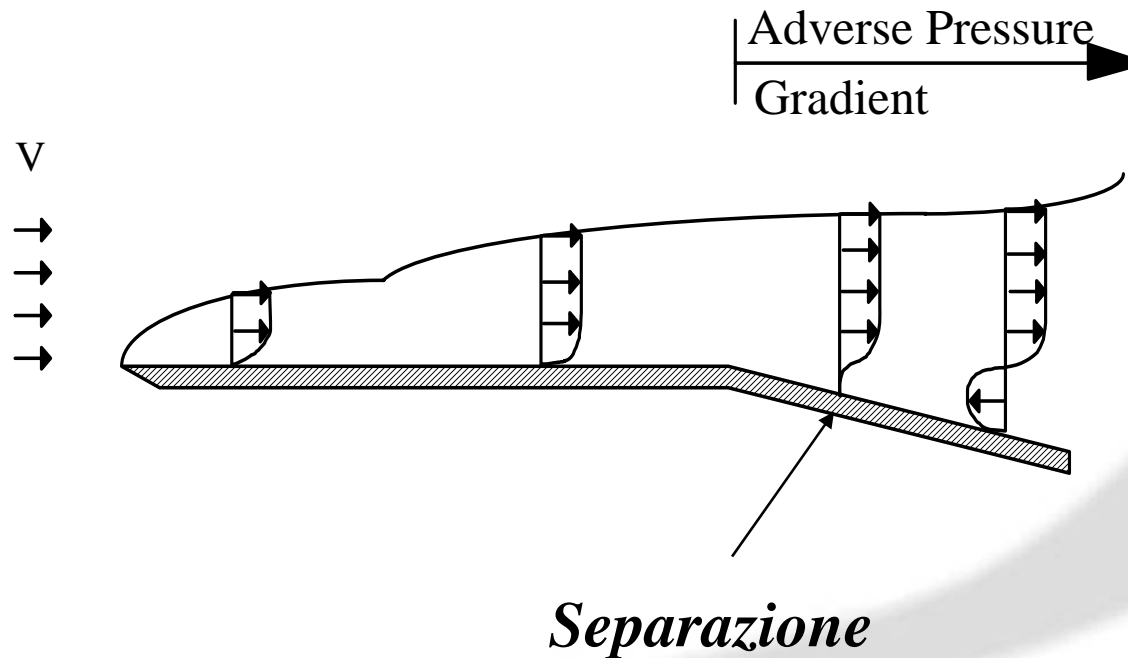
$$\frac{dP}{dx} > 0$$



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso separato (*Separated flow*)

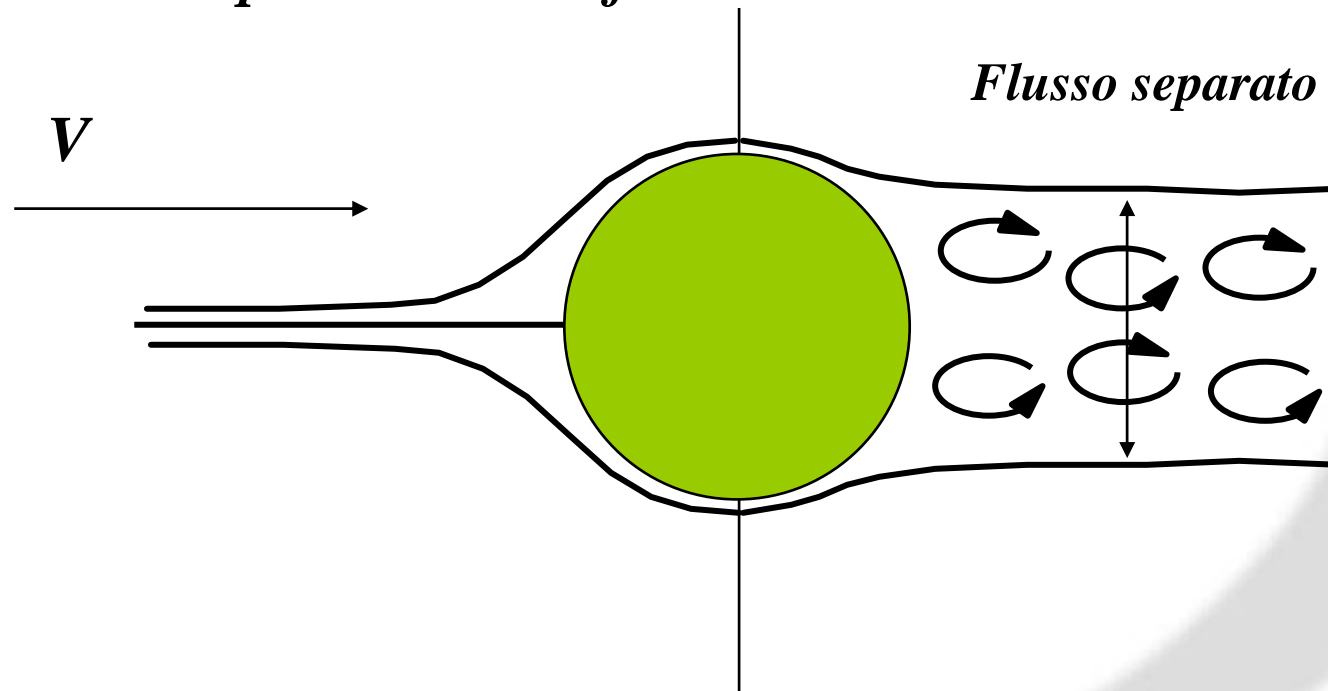
Lo strato limite non riesce a superare forti gradienti di pressione avversi e separa. Il punto di separazione è quello in cui lo sforzo di attrito va a zero.



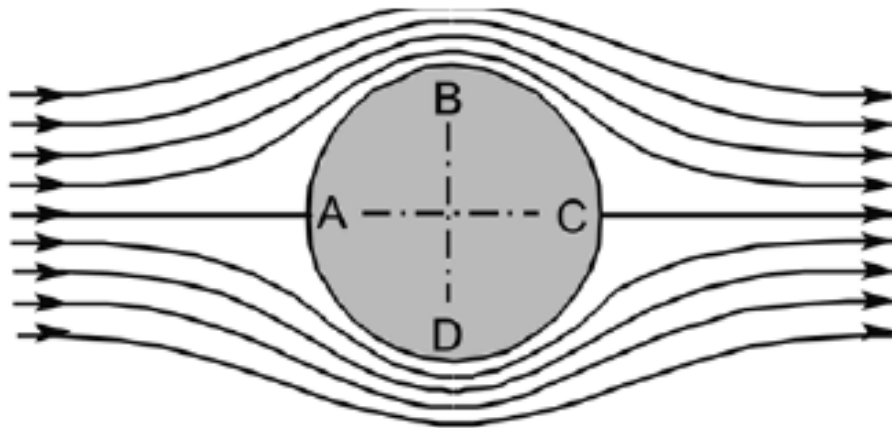
INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso separato (*Separated flow*)

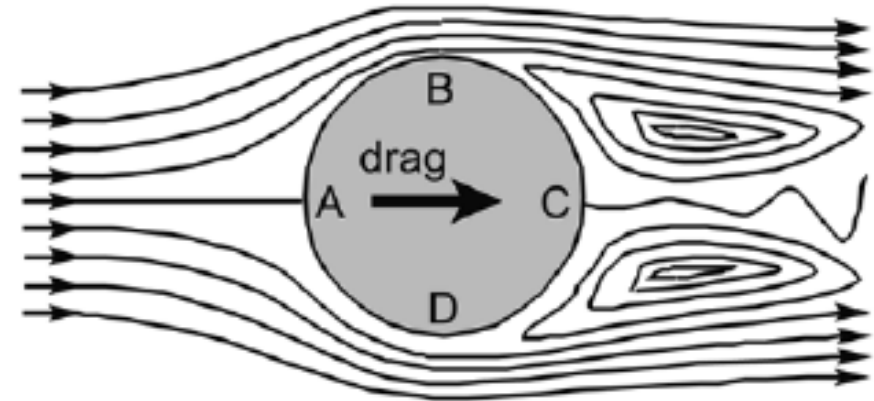
Sulla parte posteriore di un corpo tozzo c'è un forte gradiente di pressione avverso che il flusso non riesce a superare. Questo causa separazione del flusso.



FLUSSO IDEALE E REALE (VISCOSO)



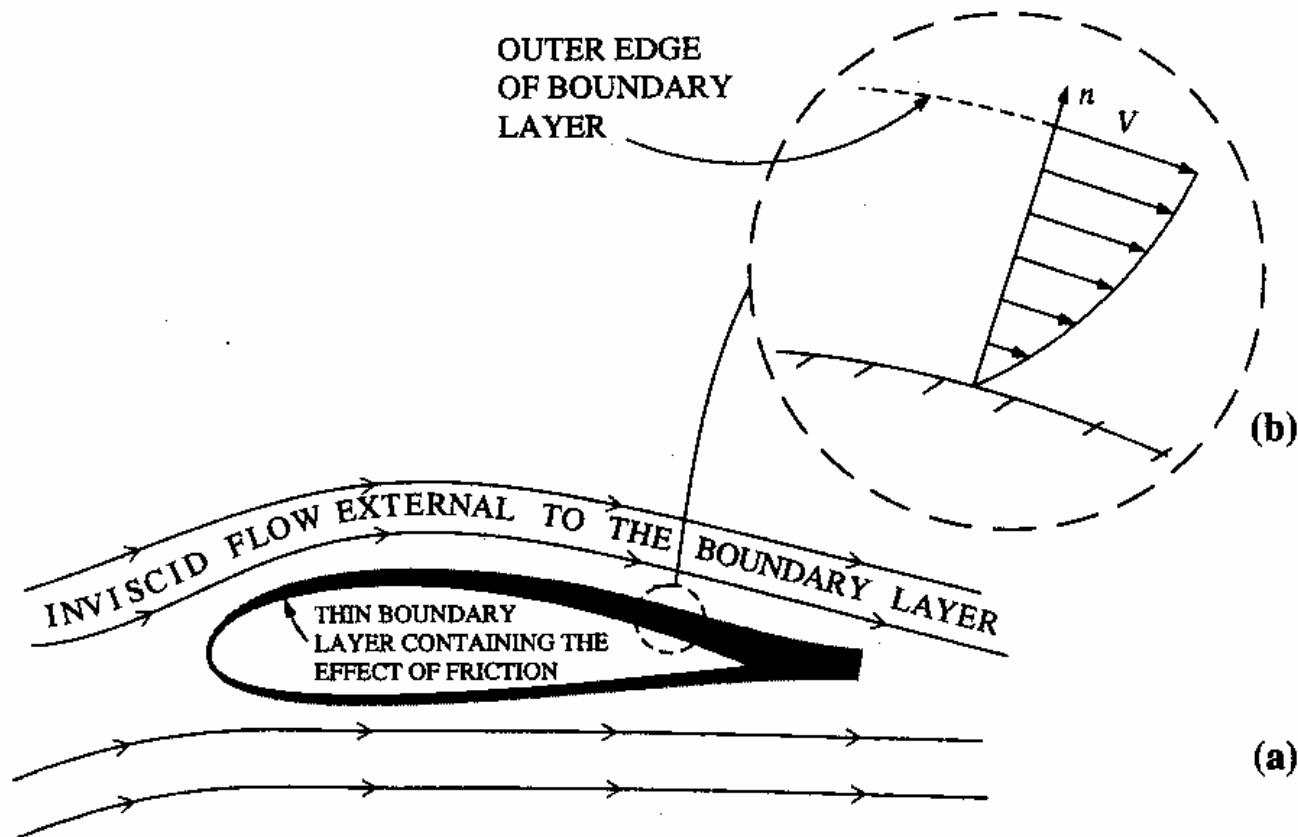
(a) Ideal flow



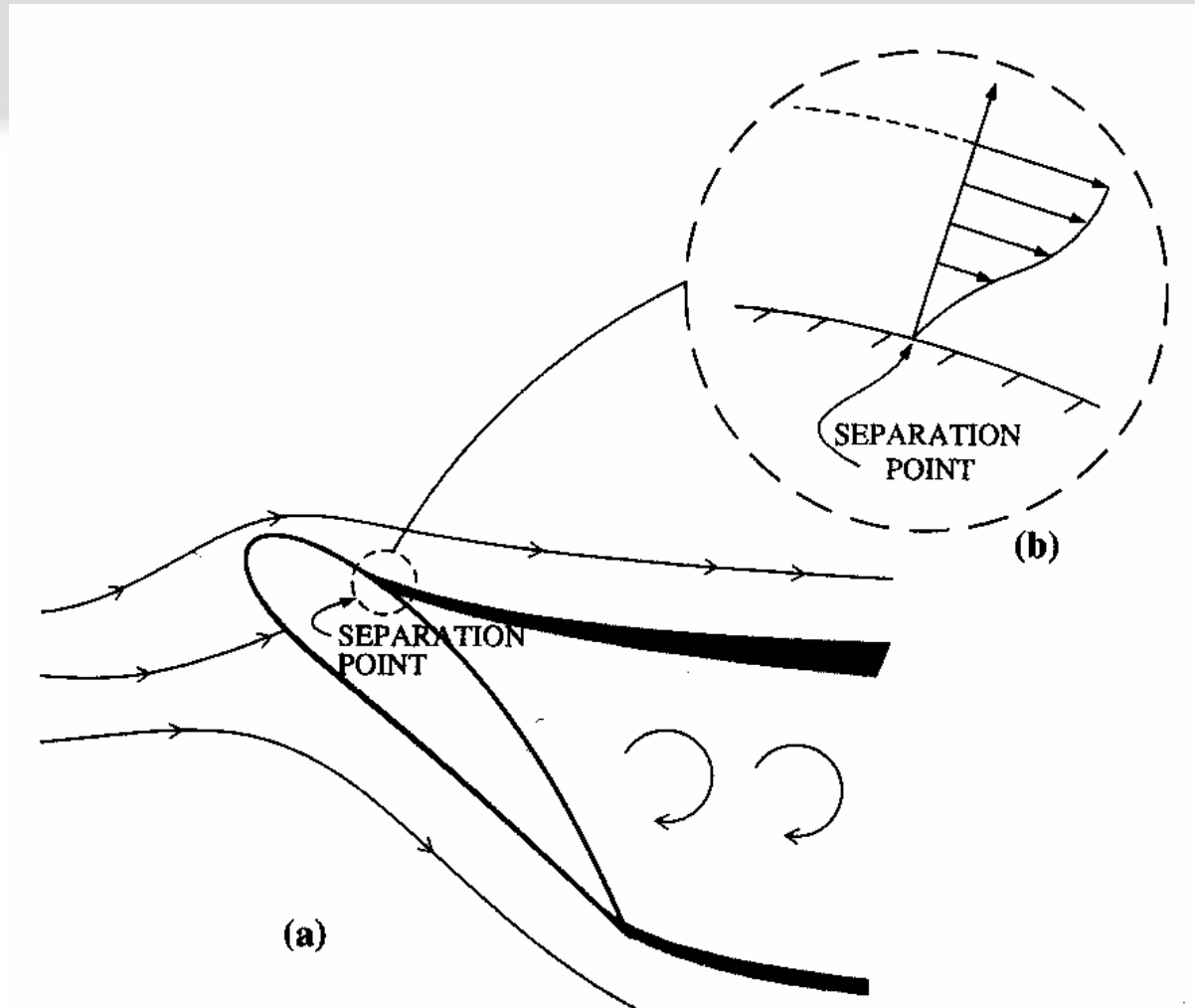
(b) Real flow



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI



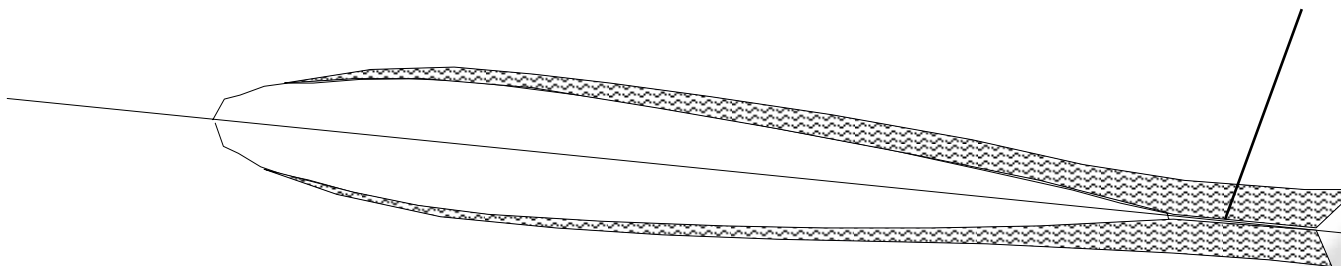
INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

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

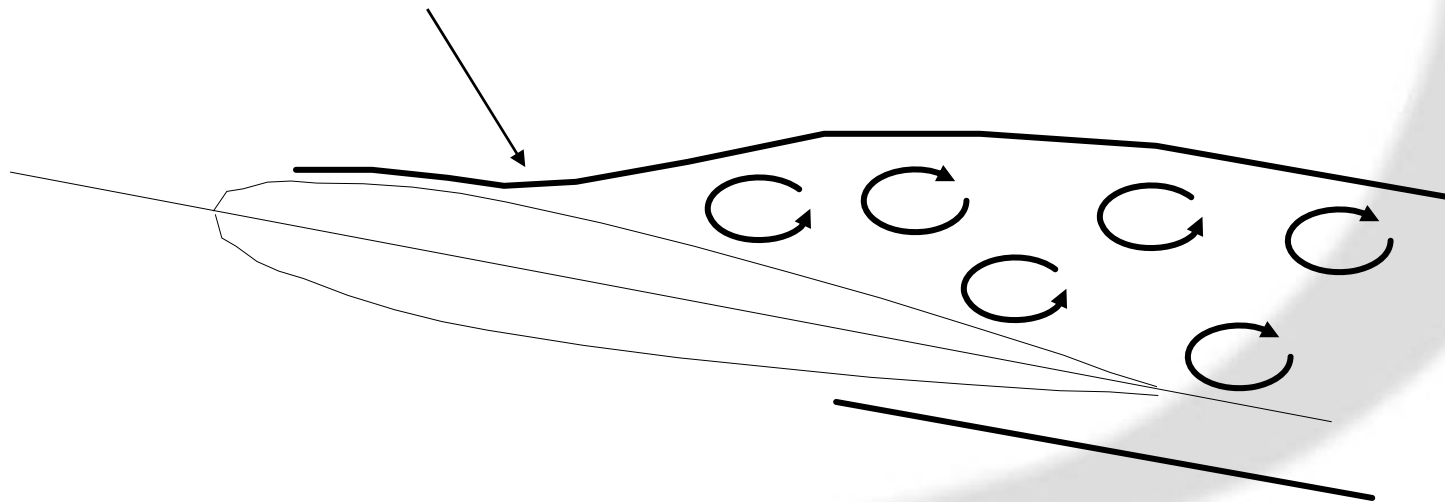


INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso separato (*Separated flow*)

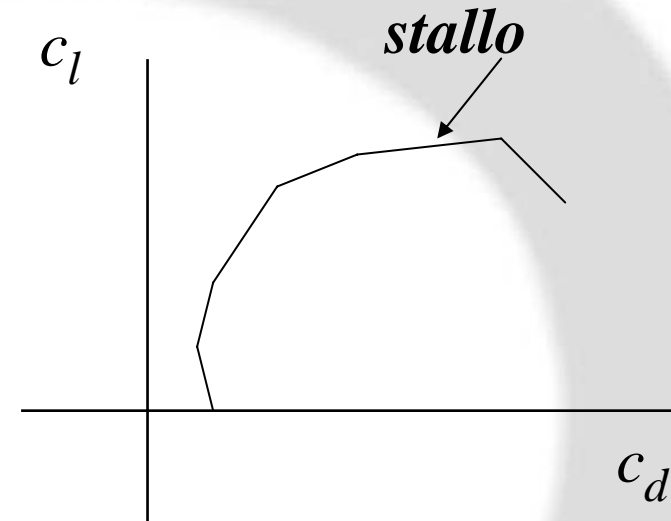
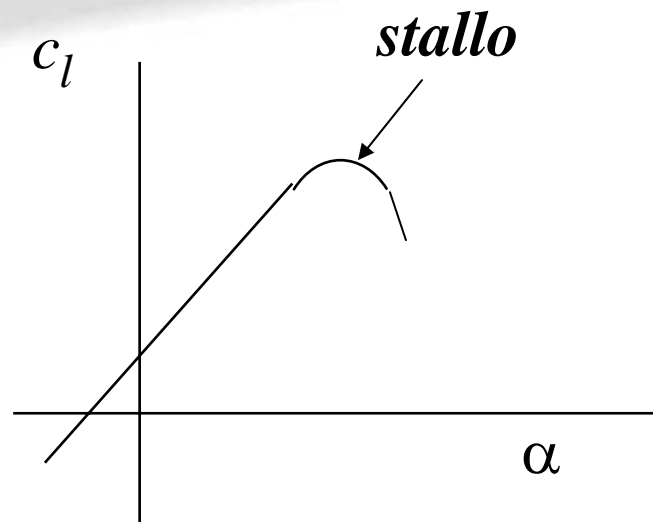
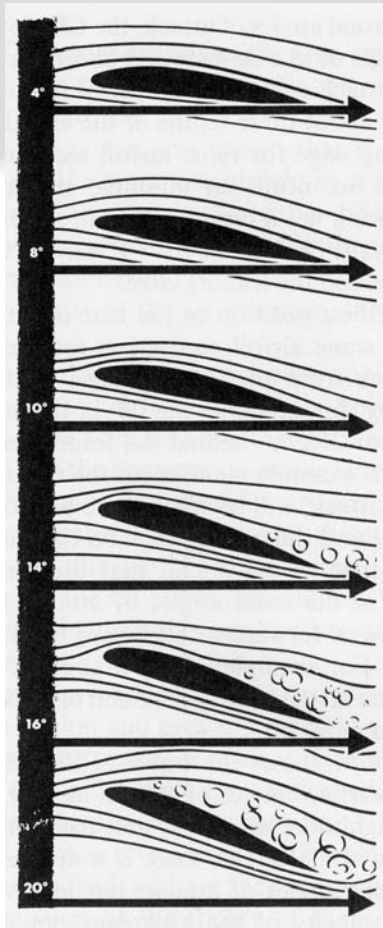
La separazione ha importanti conseguenze per profili posti ad alto angolo di attacco; produce lo STALLO.

Separazione



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso separato (*Separated flow*)



Anche un profilo, che non è un corpo tozzo, ad angoli di attacco elevati ($>12-15^\circ$) diventa tozzo e presenta separazione del flusso. Allo stallo, un profilo vede ridurre la propria portanza e crescere fortemente la propria resistenza.



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

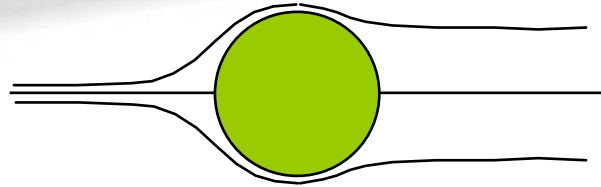
Resistenza viscosa (*Viscous drag*)

- 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).

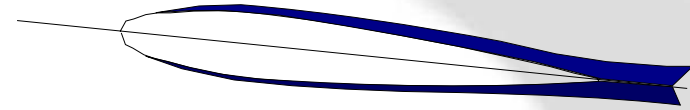


INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

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



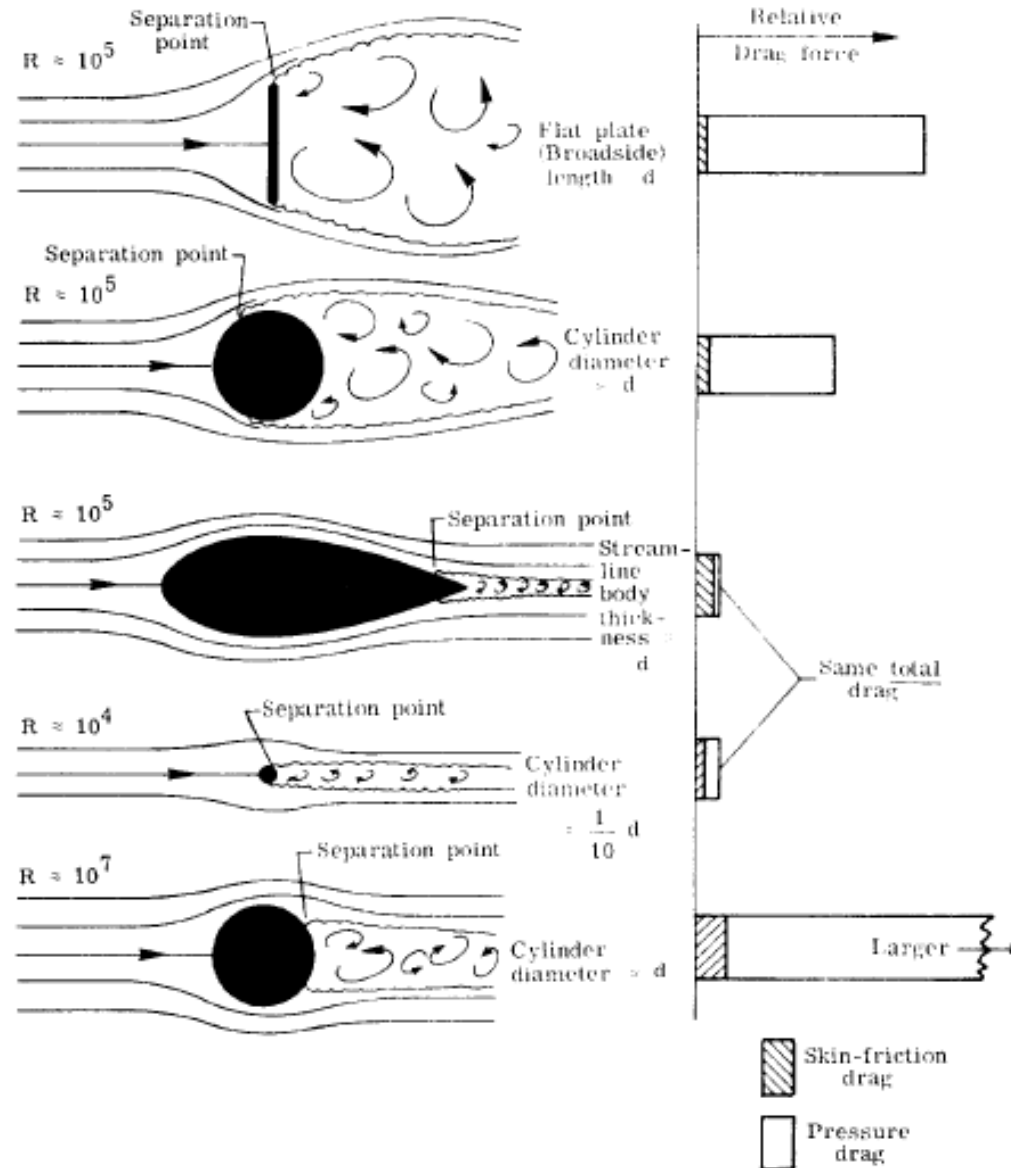


Figure 37.- Effects of streamlining at various Reynolds numbers.



COEFFICIENTI AERODINAMICI

Analisi Dimensionale

$$F \propto \rho^\alpha V^\beta l^\gamma$$

$$[MLT^{-2}] = [ML^{-3}]^\alpha [LT^{-1}]^\beta [L]^\gamma = [M]^\alpha [L]^{-3\alpha+\beta+\gamma} [T]^{-\beta}$$

$$\Rightarrow \alpha = 1, \beta = 2 \text{ and } \gamma = 2,$$

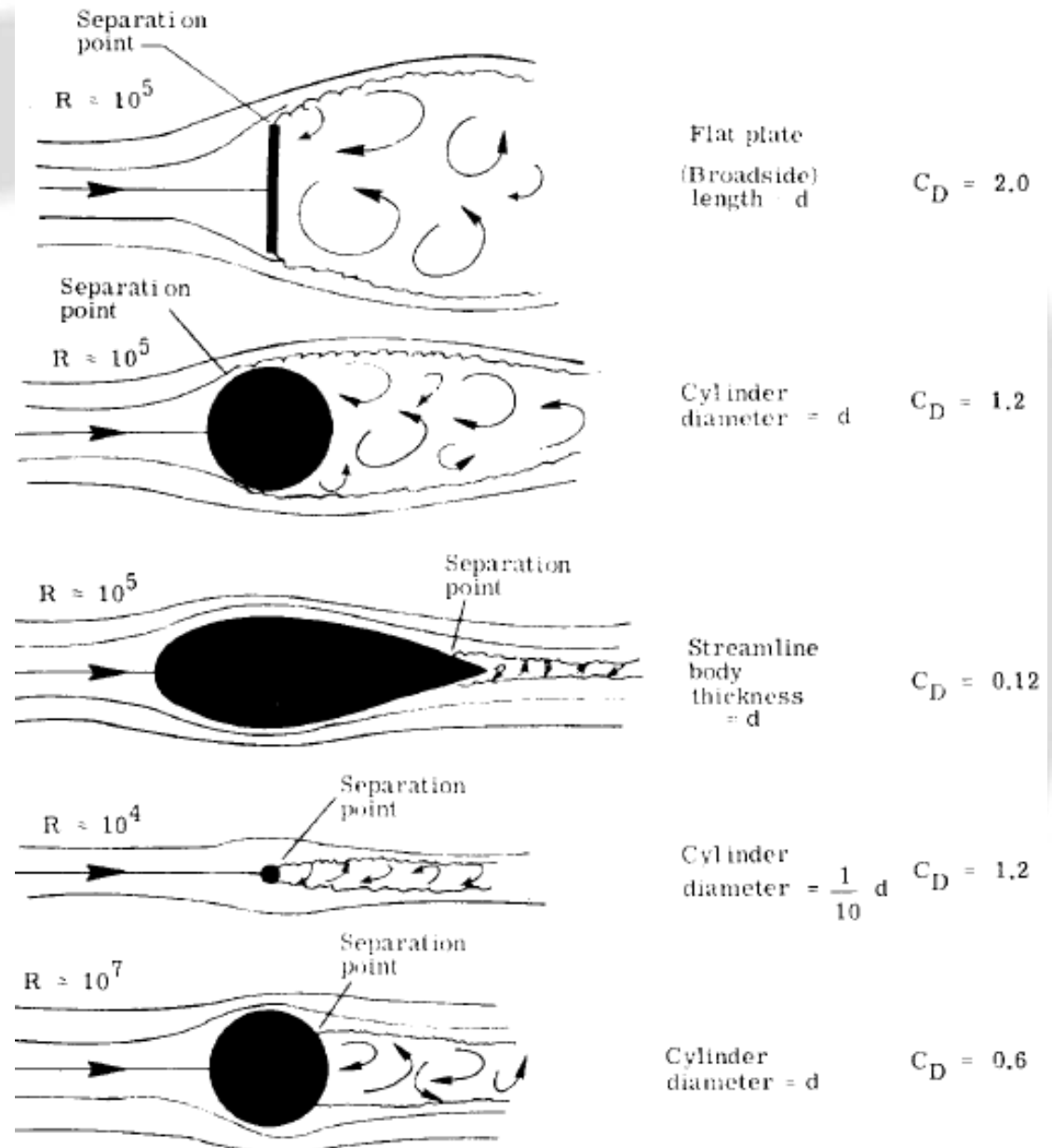
$$F \propto \rho V^2 l^2$$

$$D = C_D \cdot \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) \cdot S = C_D \cdot q \cdot S$$

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



Coefficiente di resistenza bidimensionale (per unità di lunghezza)



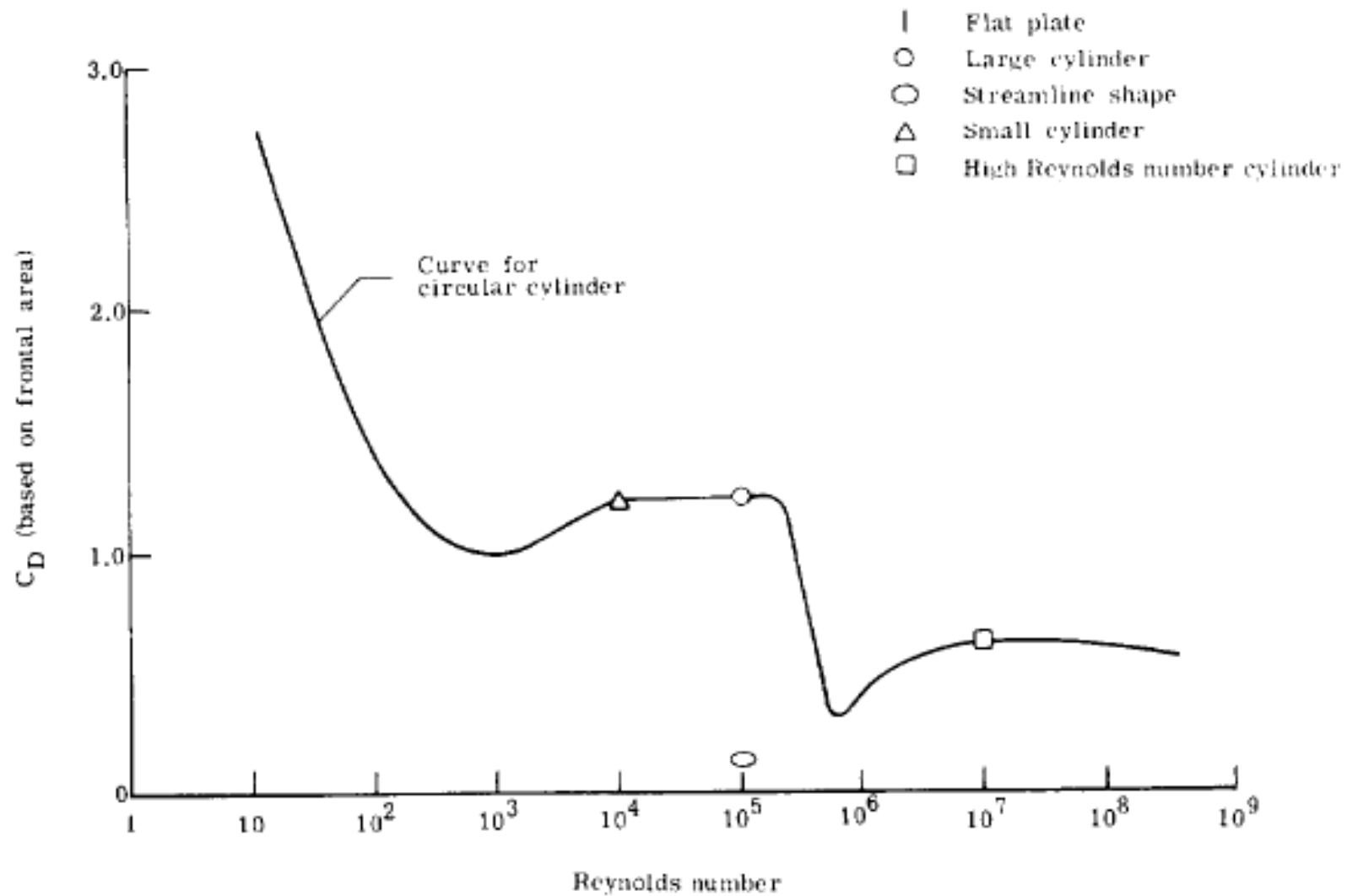
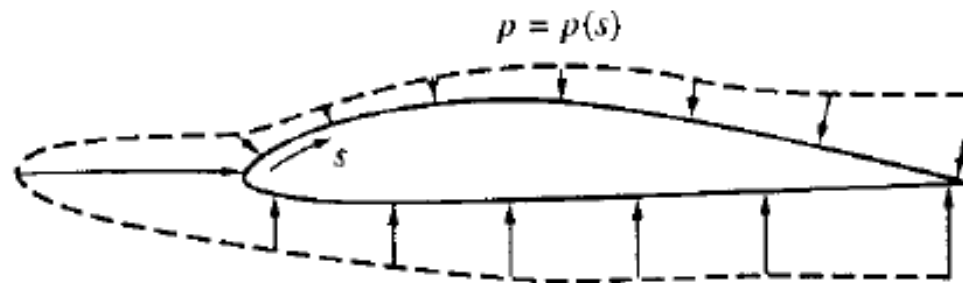


Figure 39.- Drag coefficients as function of Reynolds number.

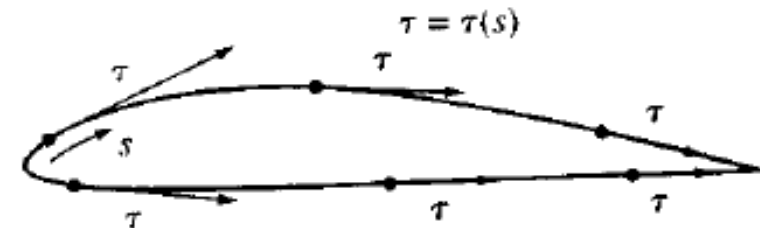
FORZE AERODINAMICHE

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

Force due to pressure
Force due to friction



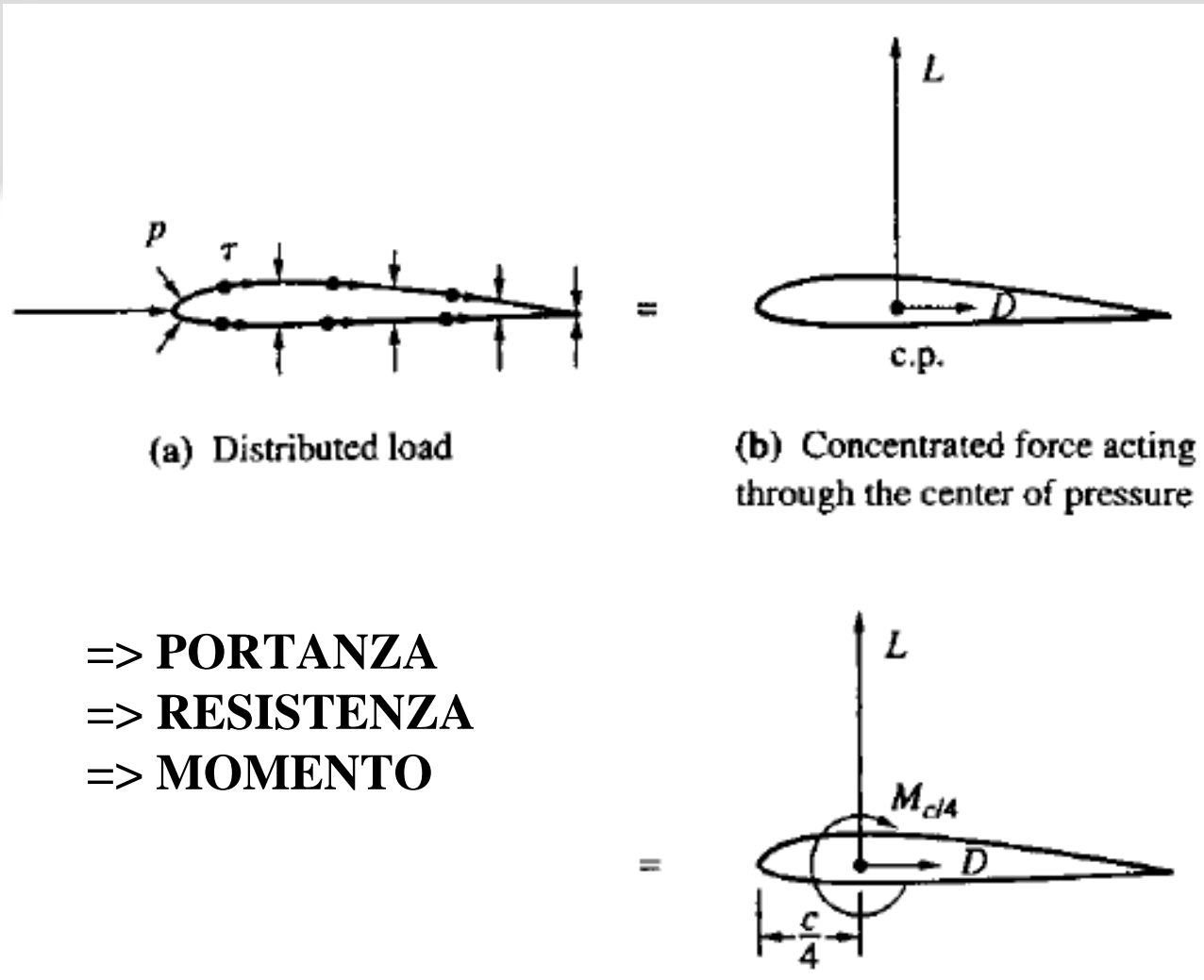
(a) Pressure distribution (schematic only; distorted for clarity)



(b) Shear stress distribution



FORZE AERODINAMICHE

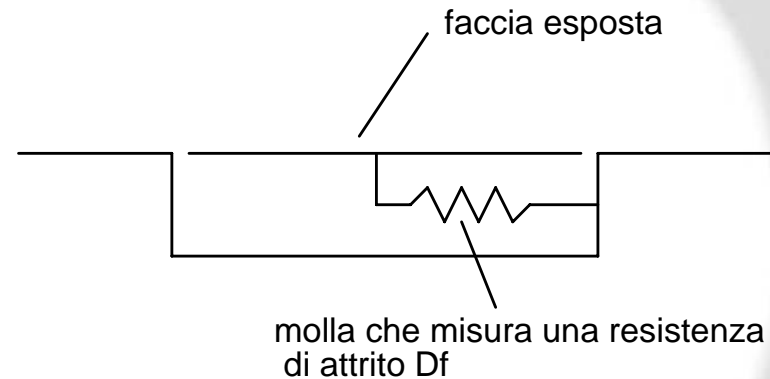
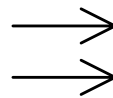
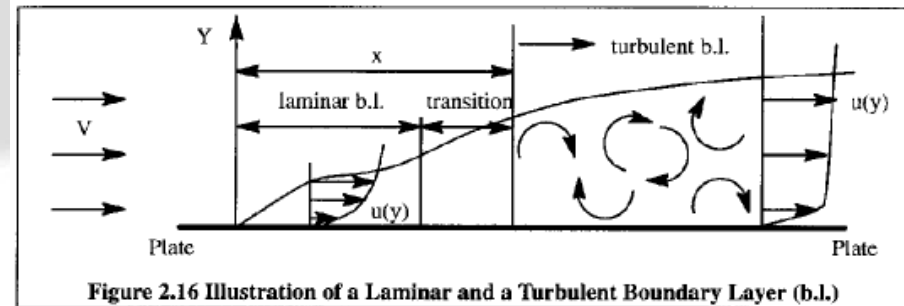


=> **PORTANZA**
 => **RESISTENZA**
 => **MOMENTO**



FORZE AERODINAMICHE

Attrito e coeff. d'attrito



FLUSSO LAMINARE

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

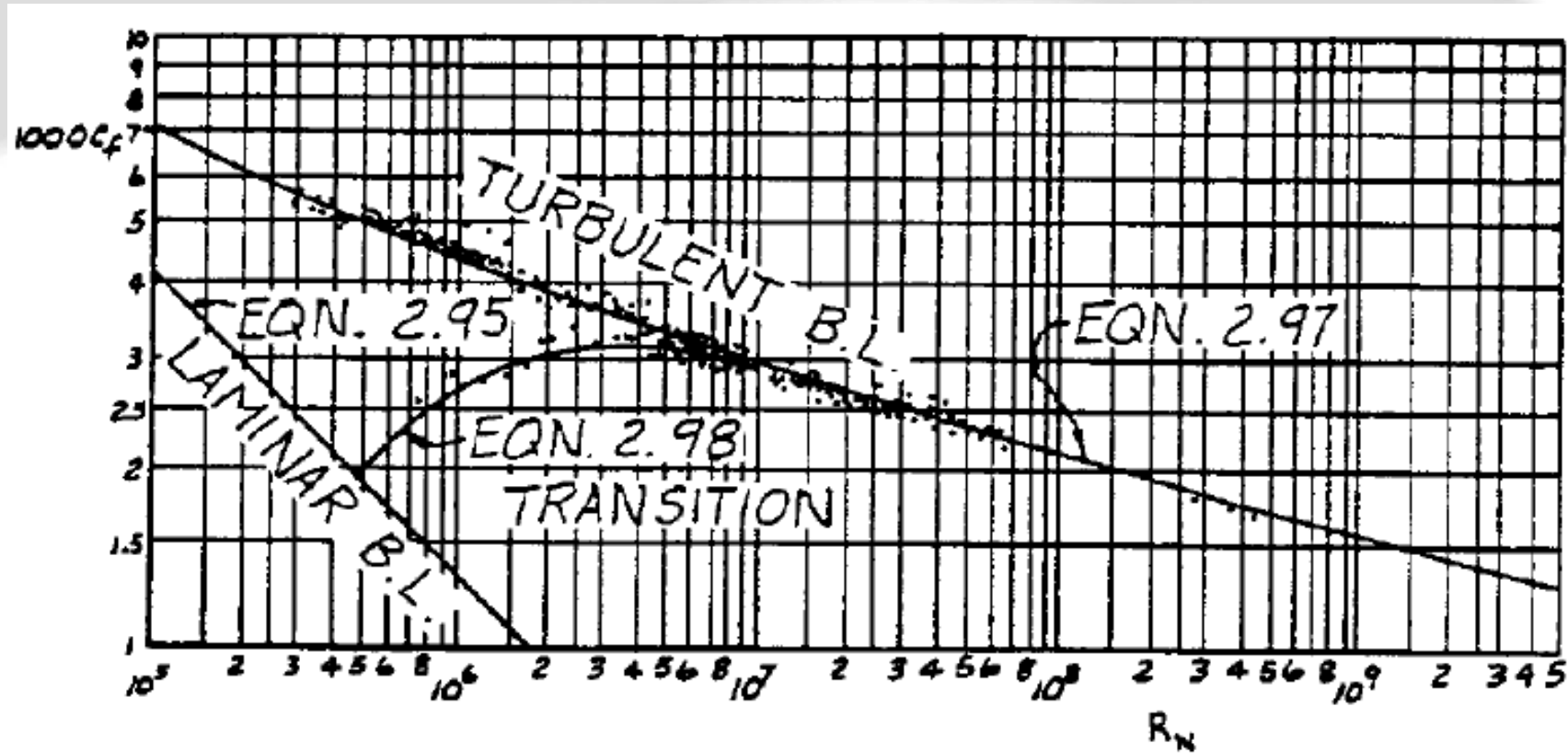
FLUSSO TURBOLENTO

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



FORZE AERODINAMICHE

Attrito e coeff. d'attrito



FLUSSO LAMINARE

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

FLUSSO TURBOLENTO

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