

AERODINAMICA / FLUIDO DINAMICA

Studio del moto di un fluido → ARIA.

IDRAULICA → Moto di un liquido
↓
Fluido

FLUIDO è INCOMPRESSIBILE

↳ Th. di BERNOLLI

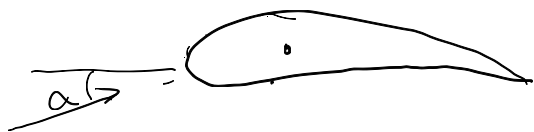
Considerando una MASSA FLUIDA ⇒ $E_{CINETICA} + E_{POTENZIALE} + E_{PRESSIONE} = \text{COSTANTE}$

Energia

$$\frac{1}{2} m v^2 + m g z + \frac{p \cdot m}{\rho} = \text{COSTANTE}$$

(IDRAULICA $\frac{v^2}{2g} + z + \frac{p}{\rho g} = \text{cost.}$)

AERODINAMICA



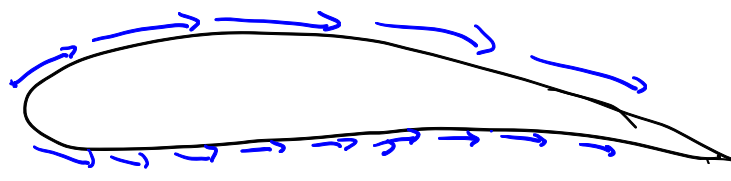
Esprimendo in funzione delle pressioni.

$$\frac{1}{2} m v^2 \cdot \frac{\rho}{m} + m g z \cdot \frac{\rho}{m} + \frac{p \cdot m}{\rho} \cdot \frac{\rho}{m} = \text{COSTANTE}$$

$$\rho + \frac{1}{2} v^2 \rho + \cancel{\rho \cdot z} = \text{cost.}$$

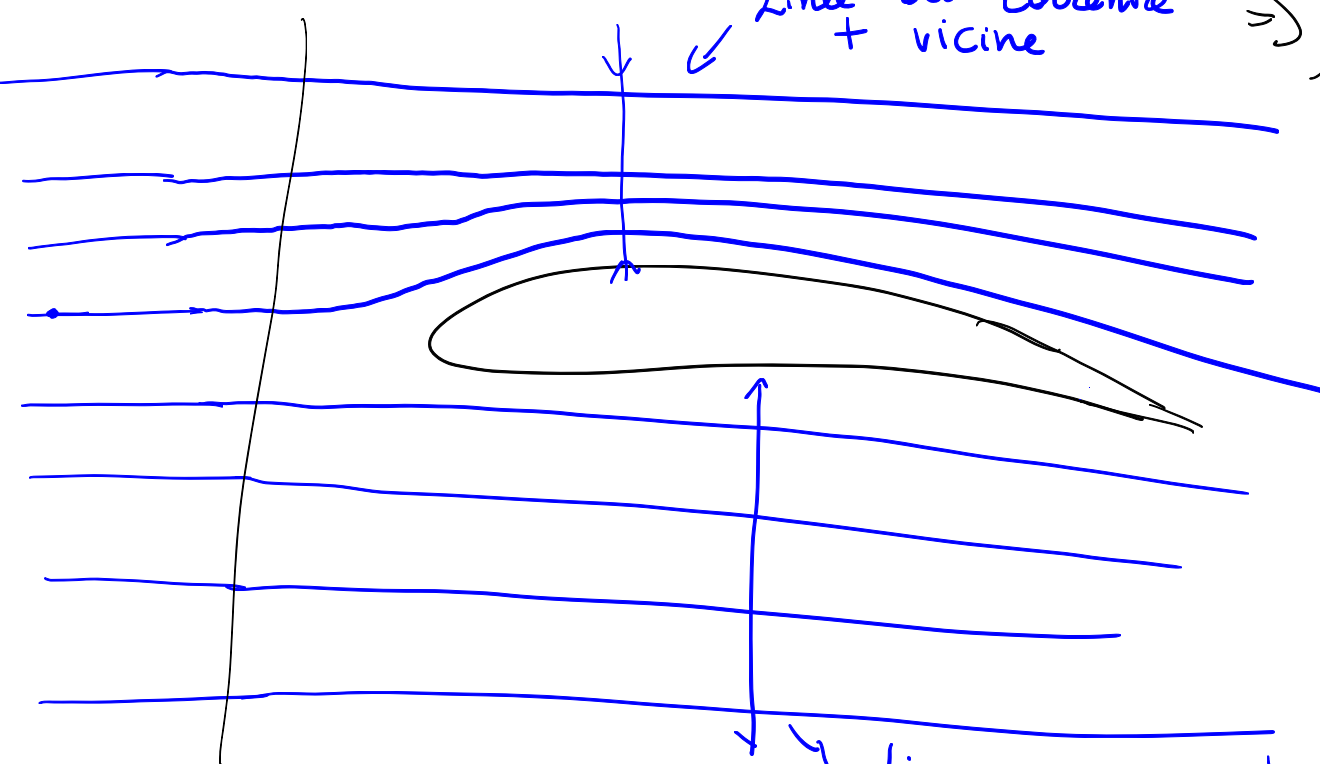
Considerando i profili d'ari le \pm si può trascurare.

$$p + \frac{1}{2} \rho v^2 = \text{COSTANTE}$$



Linee di corrente + vicine

\Rightarrow Le velocità $\bar{v} >$



Linee di corrente + distanziate

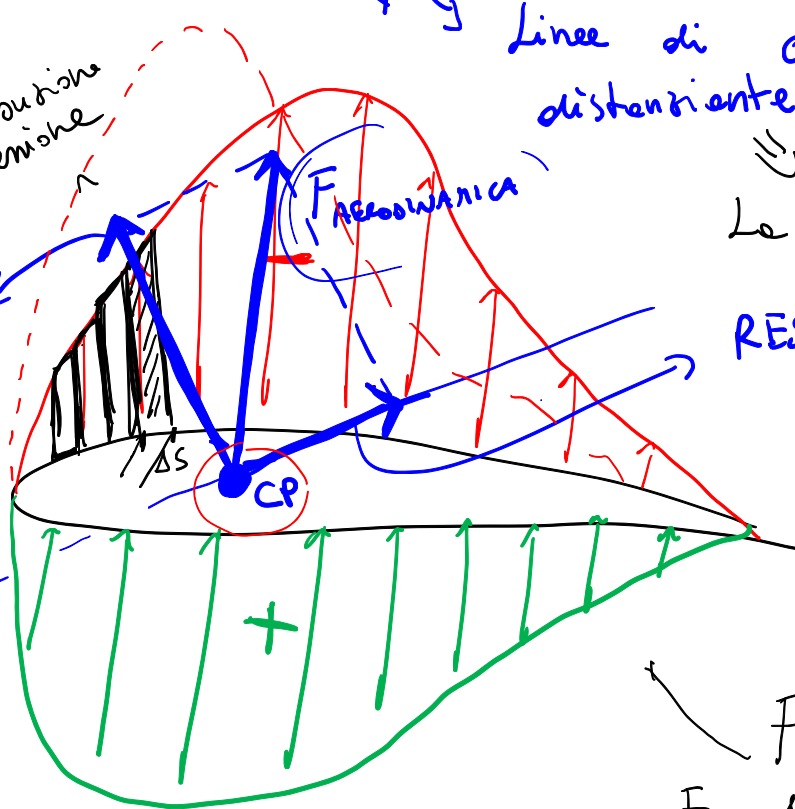
\Rightarrow Le velocità $\bar{v} <$

RESISTENZA (DRAG)

Distribuzione pressione

PORTANZA (LIFT)

$F_{AERODINAMICA}$

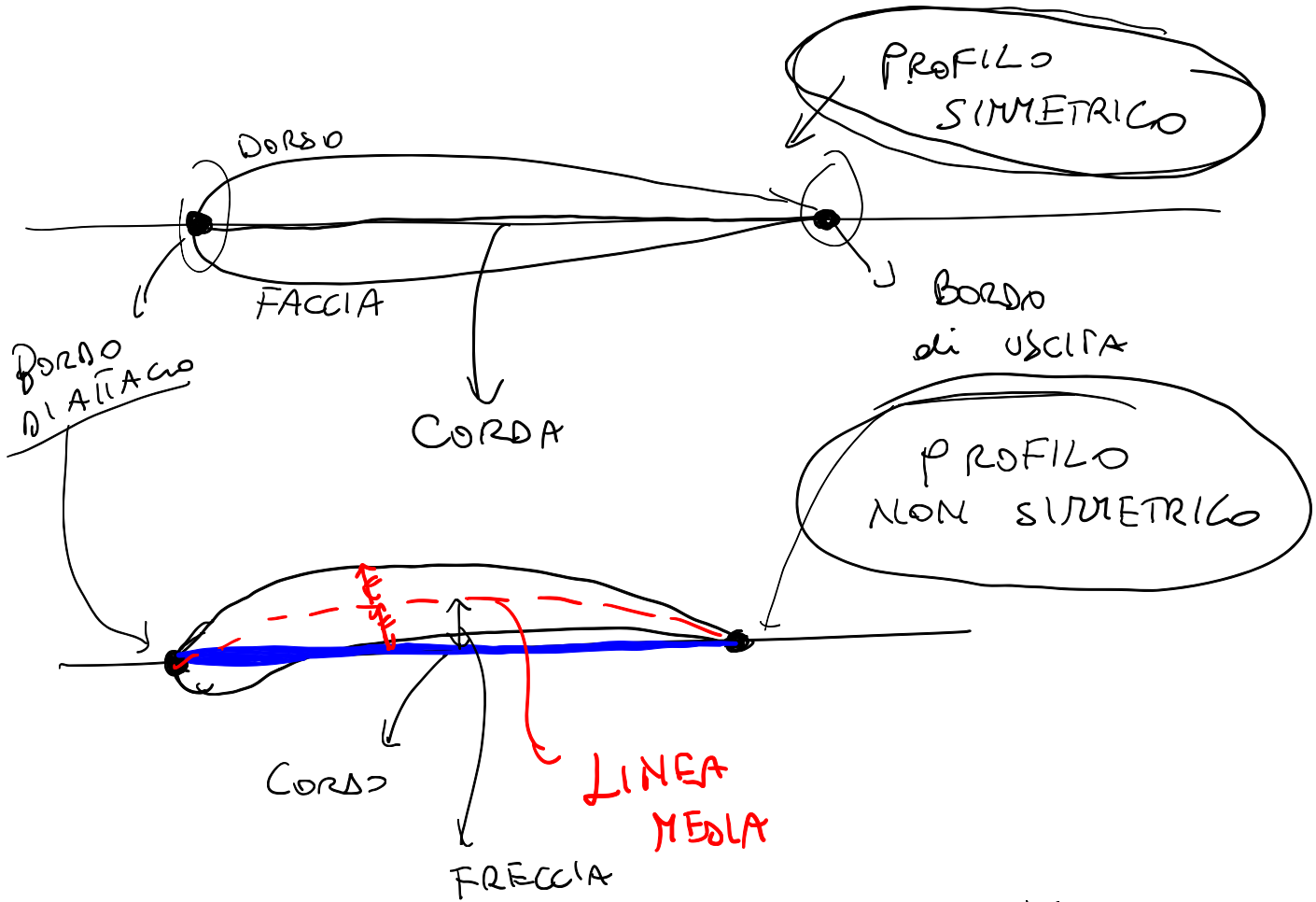


$$p = \frac{F}{S}$$

$$F = p \cdot S$$

$$F = \int p_i \cdot \Delta S_i$$





In AERODINAMICA le forze agenti, in generale tutti i parametri, sono descritti in forma ADIMENSIONALE.
 L_s × effettuare prove in modelli in scala.

COEFFICIENTI AERODINAMICI

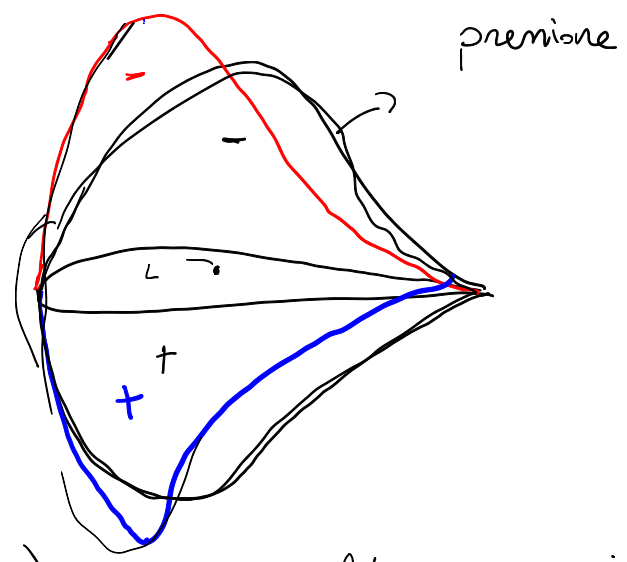
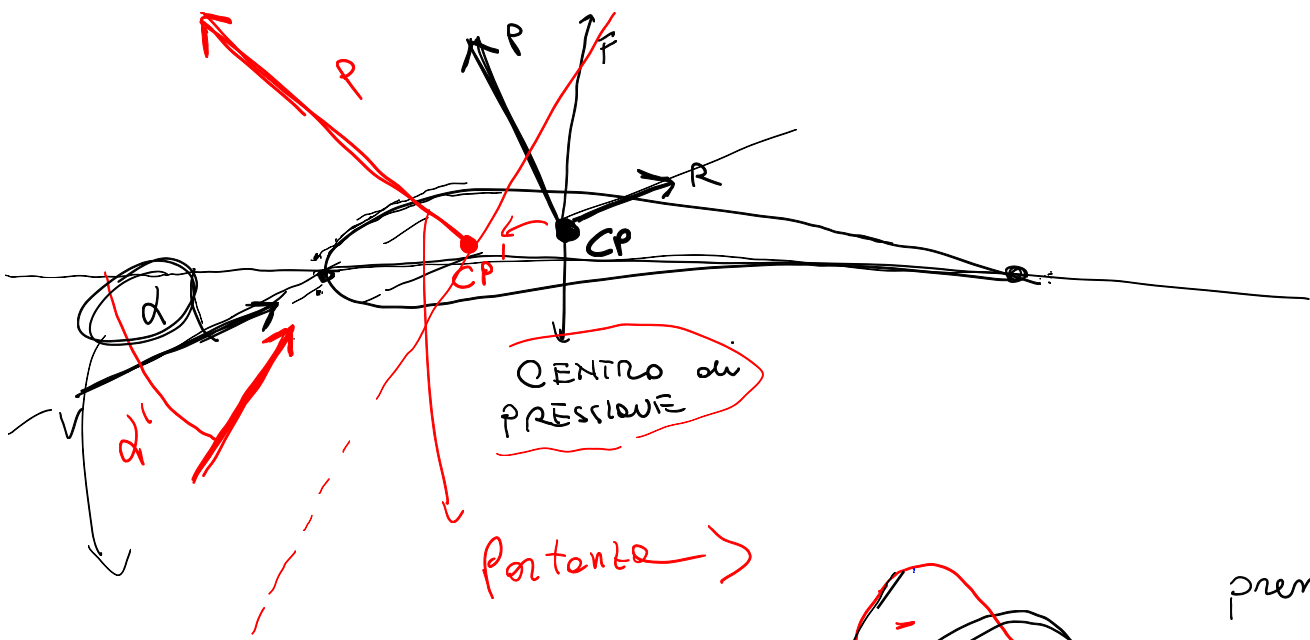
C_p : COEFFICIENTE DI PORTANZA (C_L)

C_R : COEFFICIENTE DI RESISTENZA (C_D)

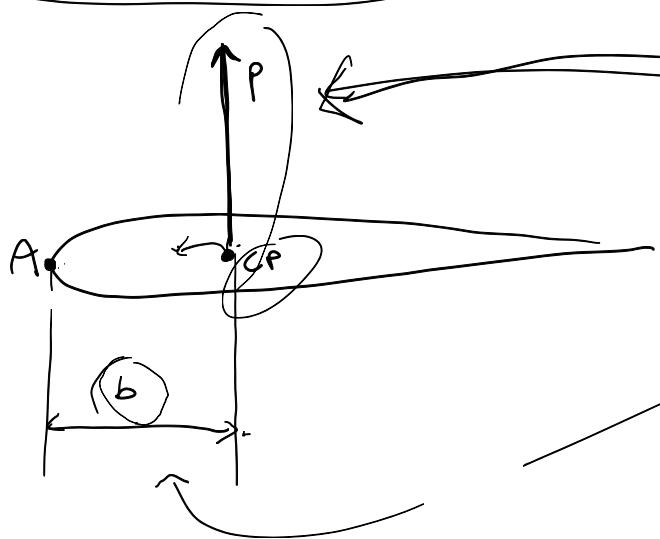
$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

V : velocità
 S : superficie dove
 ρ : densità dell'aria

$$C_R = \frac{R}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$



MOMENTO (BECCHETTO) RISPETTO AL BORDO di ATTACCO

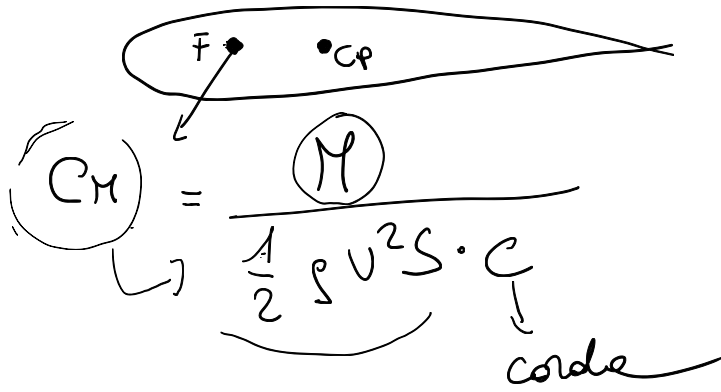


$$M_A = P \cdot b$$

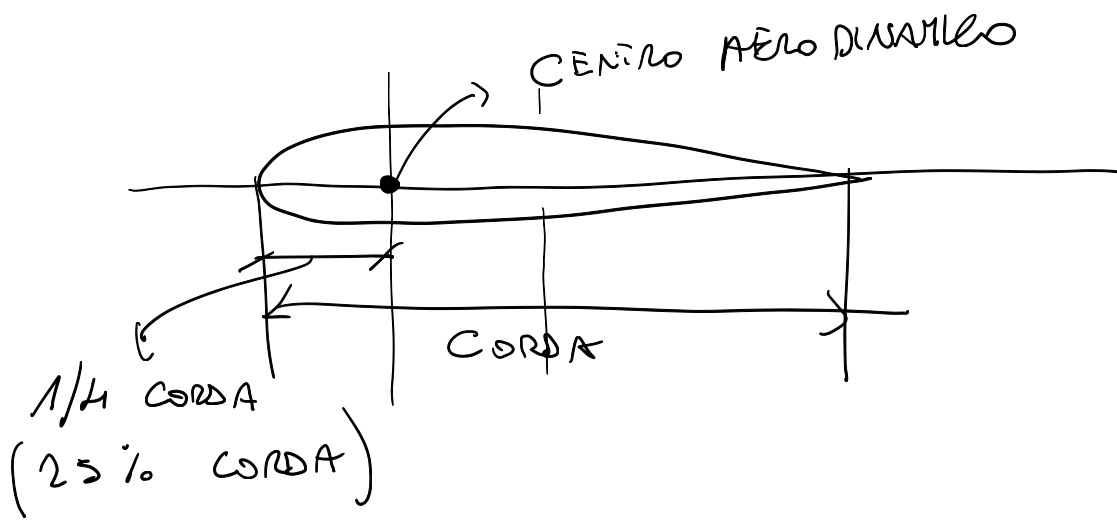
$$M = \vec{F} \cdot b$$

Variando d il C.P. si sposta verso il lembo di attacco \Rightarrow Varia anche il momento perché cambia il braccio.

Per profili sottili ed α piccoli, (\exists)
 un punto detto FOCO o CENTRO
 AERODINAMICO rispetto a cui il
 COEFFICIENTE di MOMENTO C_M è
 costante.

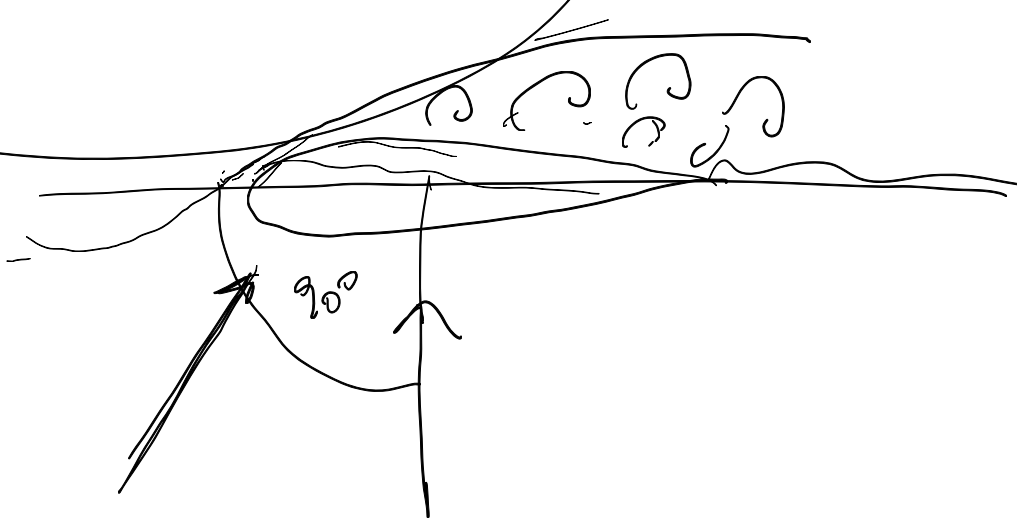
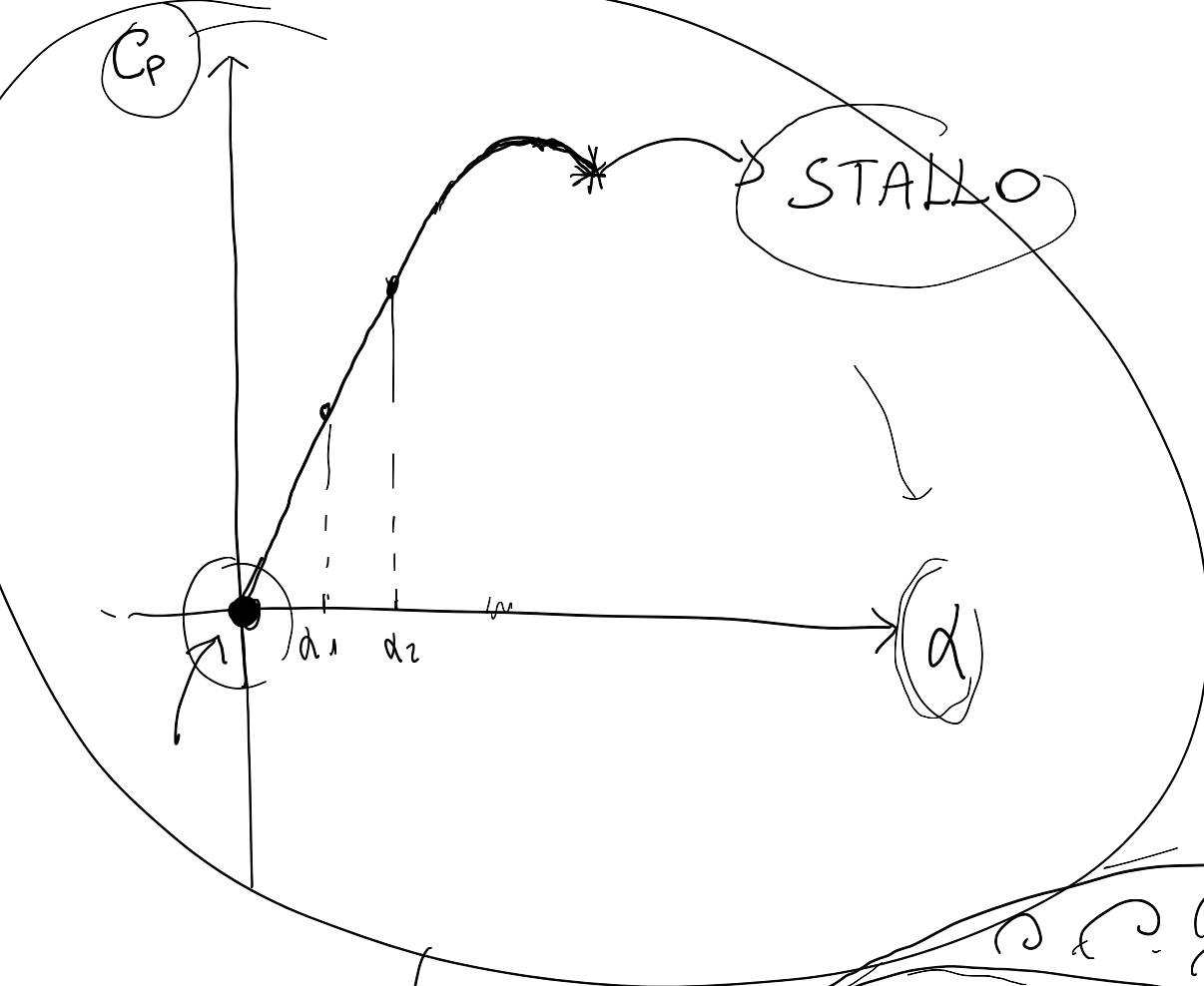


Si trova
 ed $1/4$ della
 CORDA, dal
 lombo di attacco

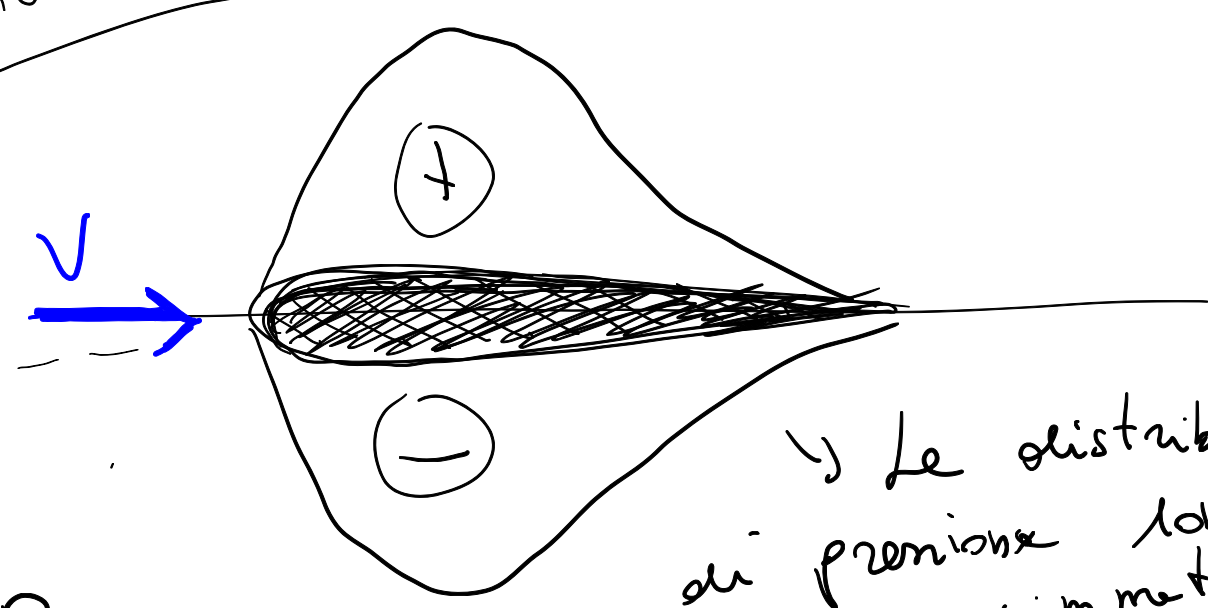


C_p }
 C_R } COEFFICIENTI
 C_M } AERODINAMICI
 correlati
 al mio profilo

Sono riportati in grafici in funzione di α



Questo grafico vale per profili SIMMETRICI!

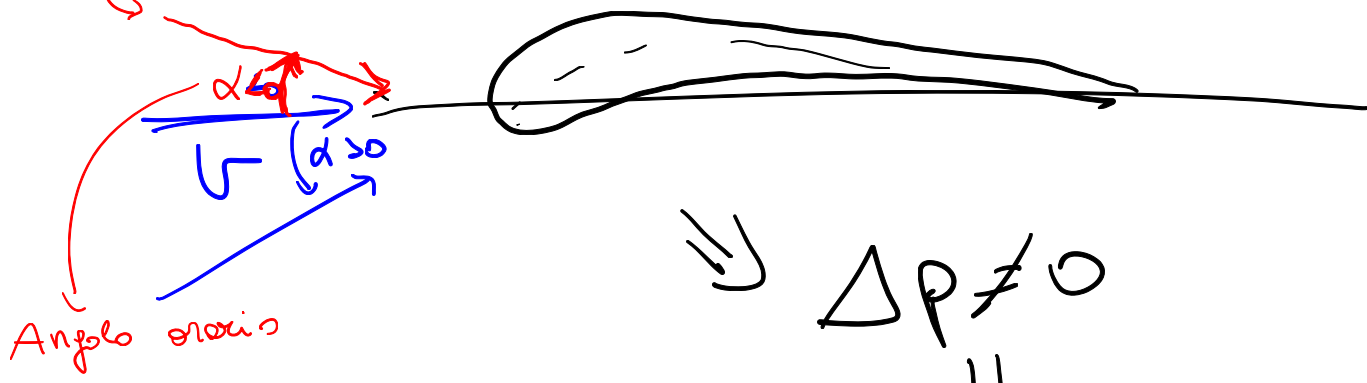
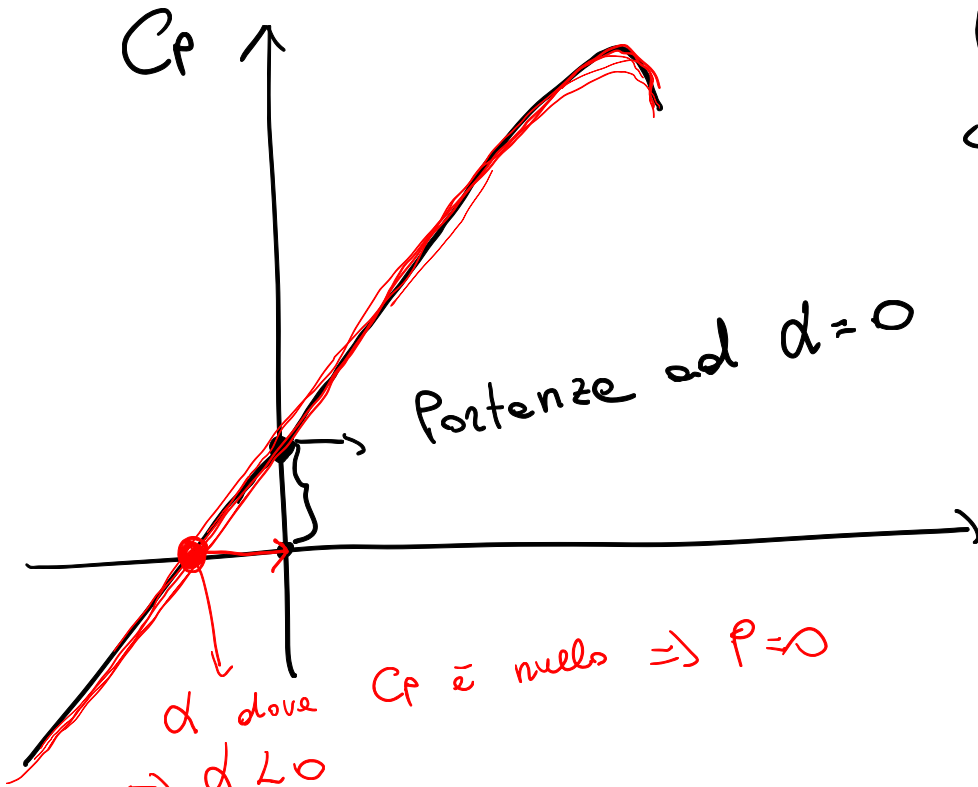


$$P = 0$$

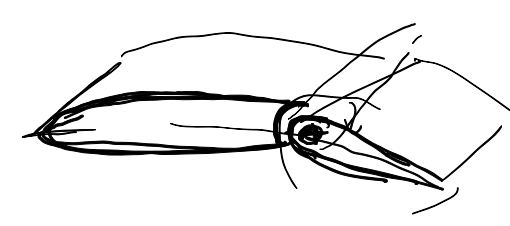
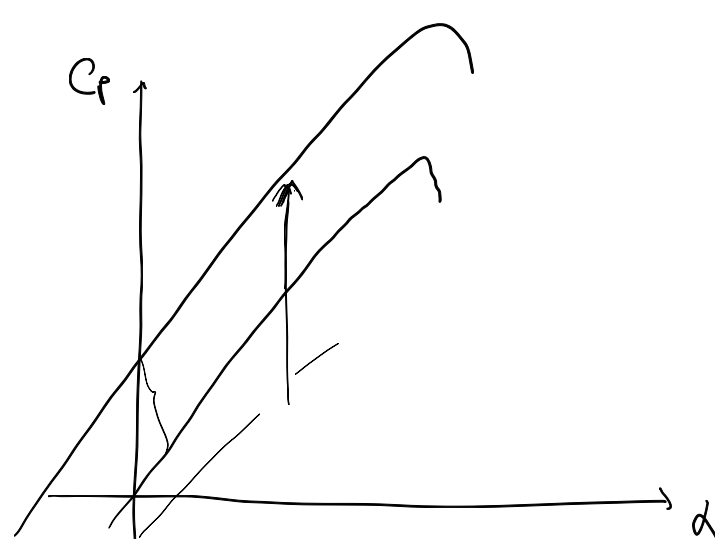
$$C_p = \frac{P - P_0}{\frac{1}{2} \rho v^2} = 0$$

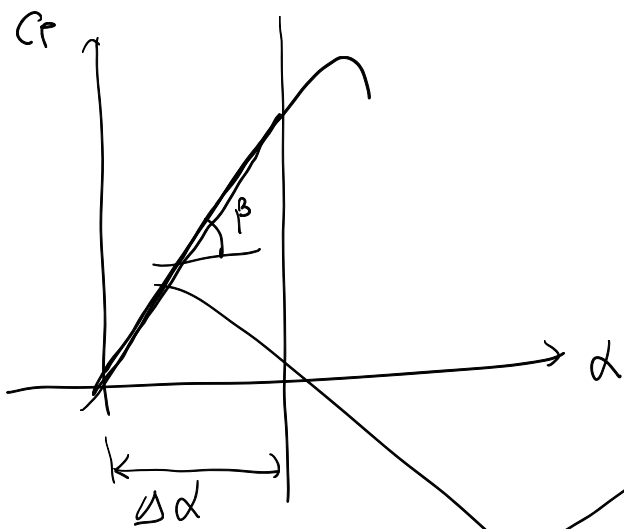
Le distribuzioni di pressione sono perfettamente simmetriche $\Rightarrow \Delta P = 0$

PROFILO NON
SIMMETRICO

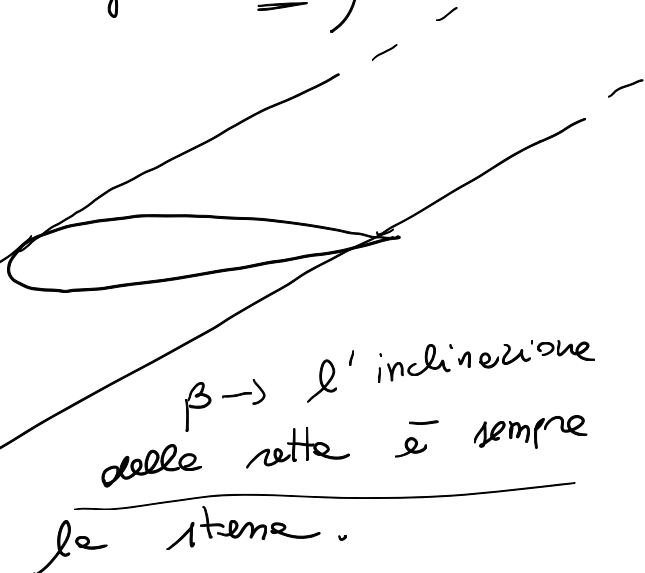


\Downarrow
 $\Delta P \neq 0$
 \Downarrow
ci sono
PORTANZA





Per profili dritti ∞
(con lunghezza ∞)



$\beta \rightarrow$ l'inclinazione
della retta e sempre
la stessa.

Eq. RETTA

$$y = mx + q$$

coeff. angolare

termine noto = 0

$$y = mx$$

\Rightarrow

$$C_p = c_p' \cdot \alpha$$

c_p' e
sempre lo
stesso

$c_p' = 5.43 \times$ tutti i profili ∞

$\alpha = 3^\circ$

$$C_p = 5.43 \cdot \left(3^\circ \cdot \frac{\pi}{180} \right)$$

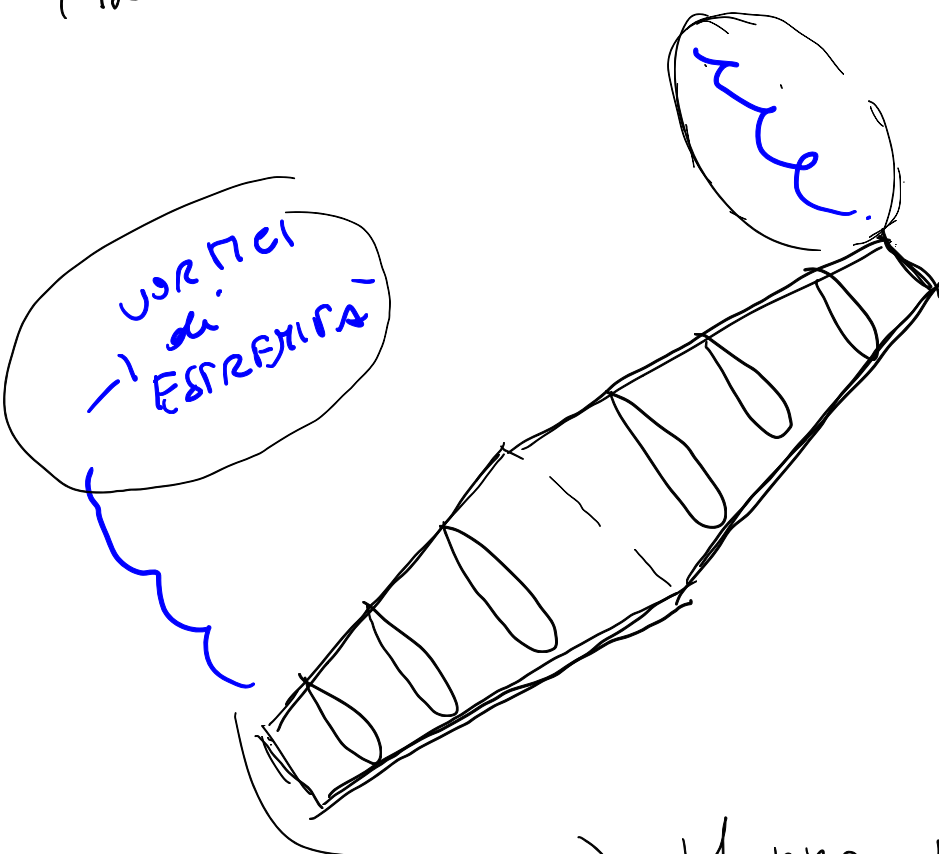
in Radianti

$$P = C_p \cdot \frac{1}{2} \rho U^2 S$$

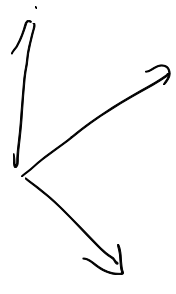
$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho U^2 S}$$

ALI di LUNGHEZZA FINITA

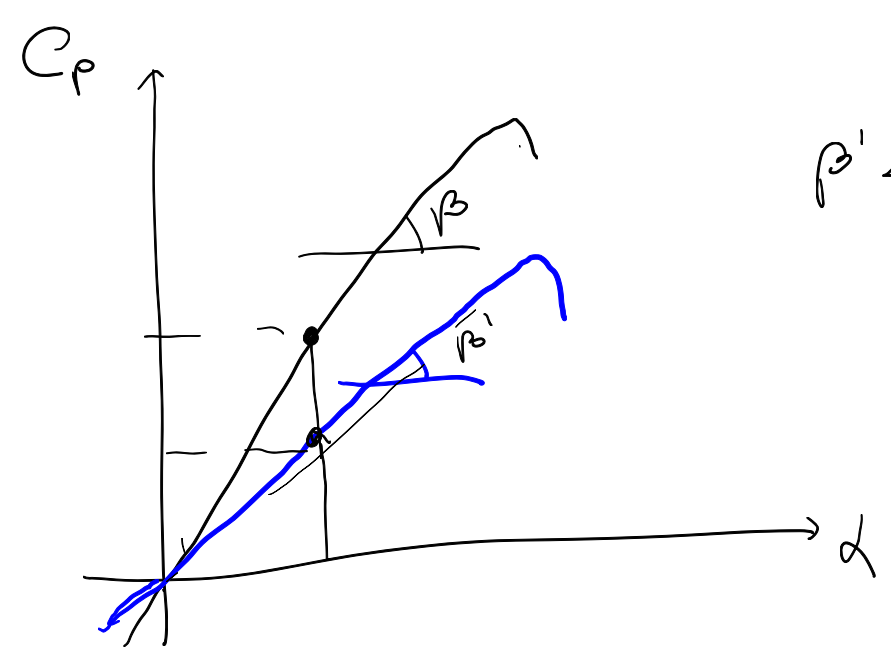
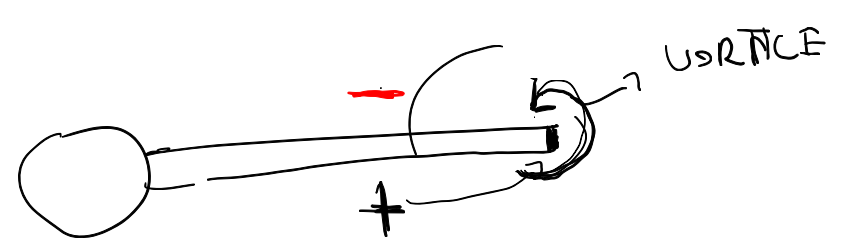
VORTICI
di
ESTREMITA'



↓
Incremento
la resistenza e
tende a diminuire
la portanza
in corrispondenza
dell'estremità dell'ala



Quando varia l'angolo
di α incidente all'estremità
 α diminuisce $\Rightarrow C_p <$
 $\Rightarrow P <$



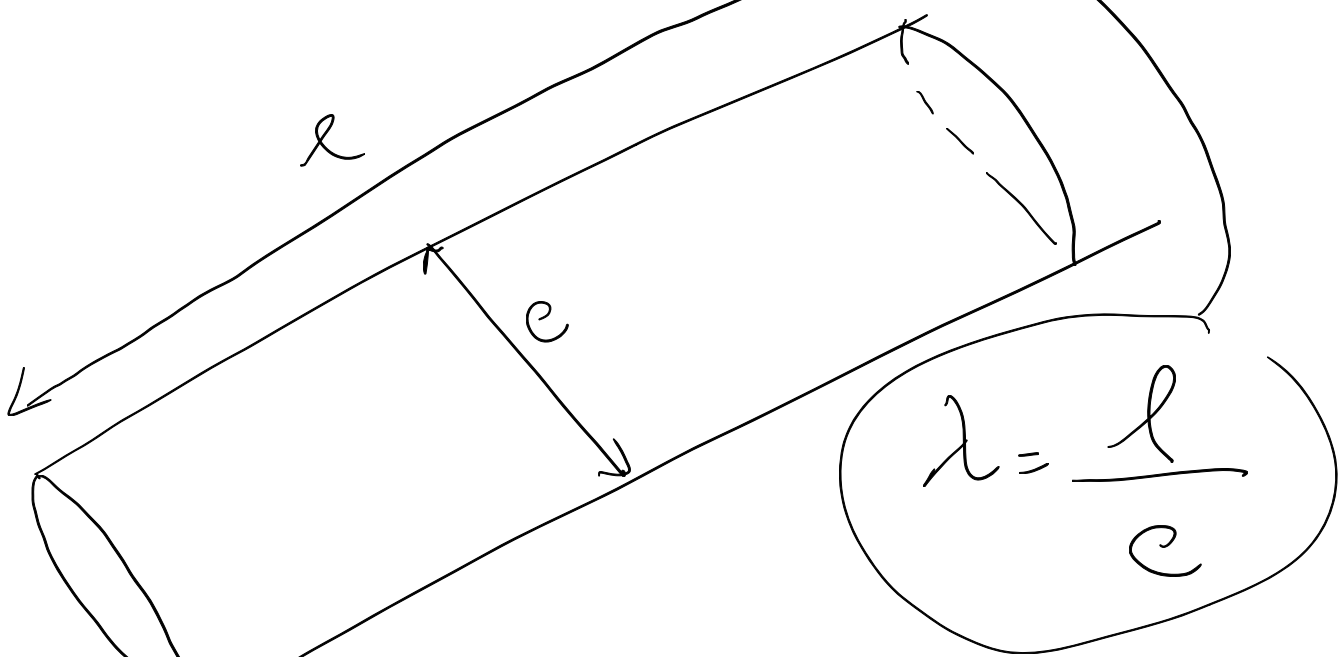
$$\beta' < \beta$$

$$C_p = 5.73 \alpha \quad \leftarrow \text{ALA INFINITA}$$

$$C_p = m \alpha \quad \leftarrow \text{ALA FINITA}$$

$$m = \frac{5.73}{1 + \frac{5.73}{\lambda}}$$

λ : RAPPORTO
di ASPETTO
o ALLUNGAMENTO
dell'ala



POLARE AERODINAMICA

