

EQUAZIONI EQUILIBRIO

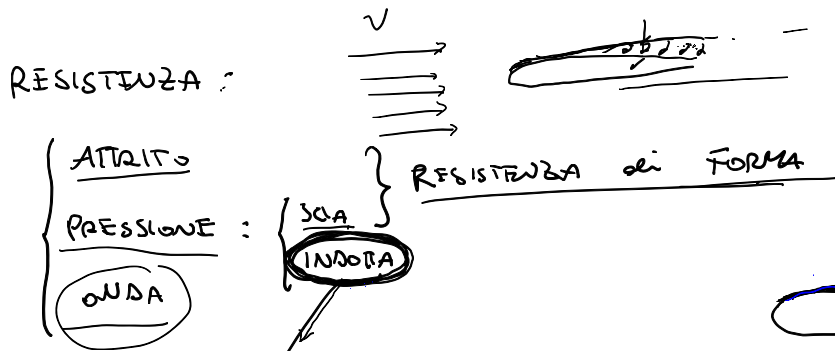
$$\sum_{i=1}^n F_i = 0 \Rightarrow \text{Equilibrio alle traslazioni}$$

$$\sum_{i=1}^n M_i = 0 \Rightarrow \text{Equilibrio alle rotazioni}$$

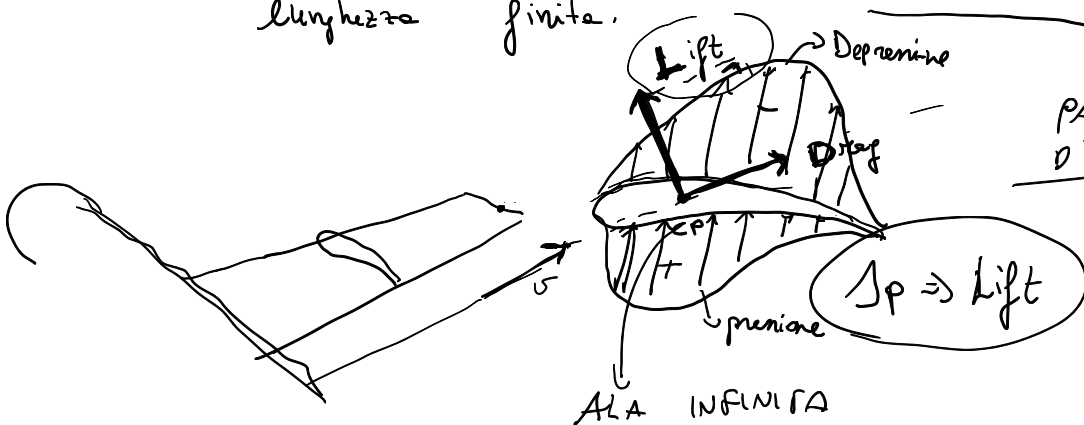
↳ nelle dinamiche $F = m \cdot a$
 $M = I \cdot \alpha$

FORZE CHE AGISCONO SU UN VELOCIPLO:

- FORZA PESO W applicata in G (centro dei pesi che si determina con i momenti statici)
- PORLANZA, nei centri di pressione delle ali (ALI e CODA)
- RESISTENZA: ATTRITO, FORZA, INDOTTA
- SPUNTA PROPULSIVA



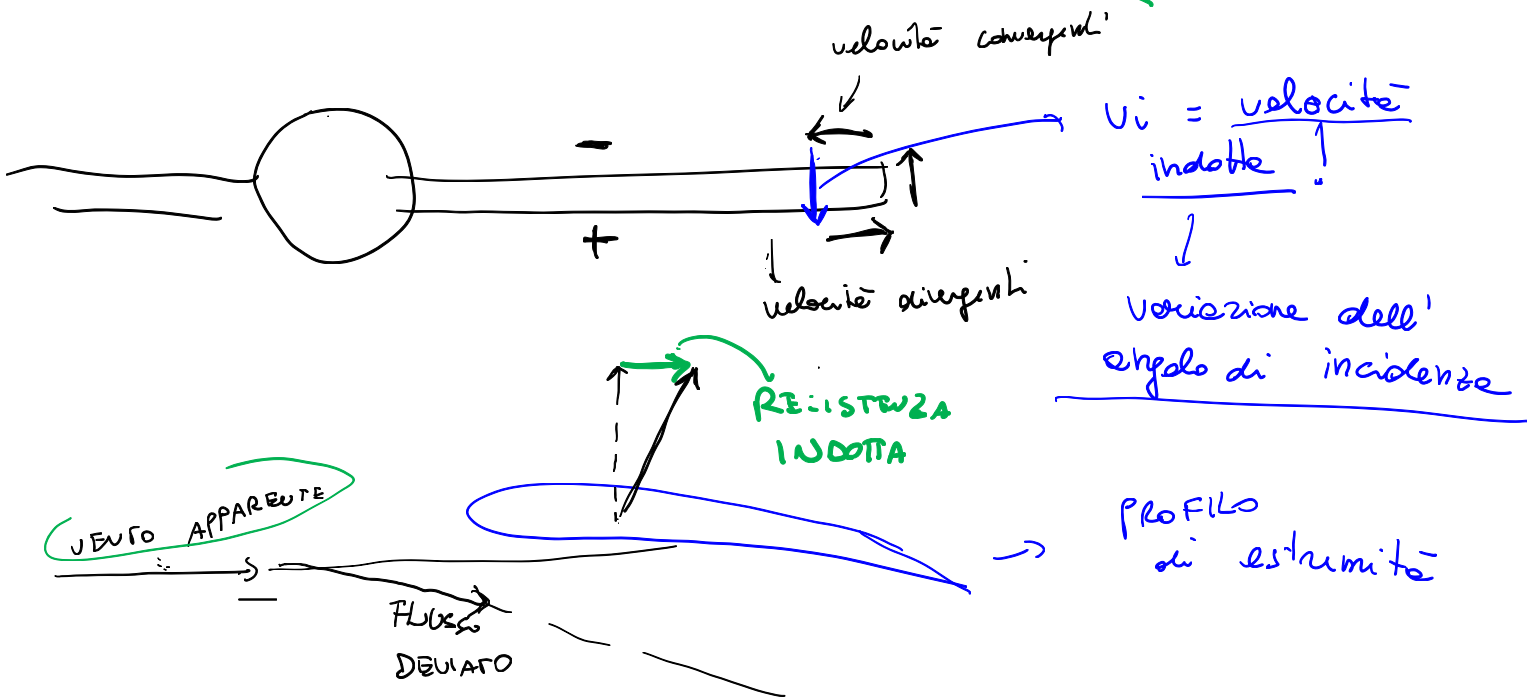
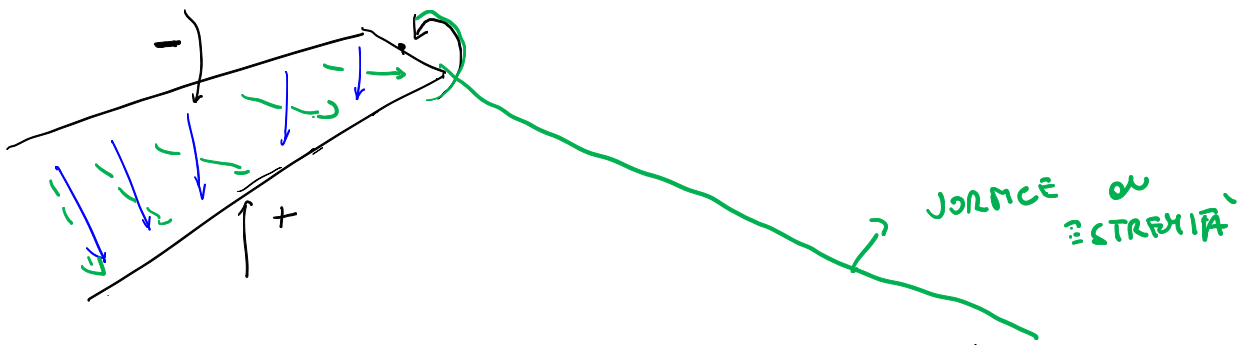
VORTICI di ESTREMITÀ, le ali hanno una lunghezza finite.



Se non ammetto distacco del fluido
 (No VISCOSITÀ)

PARADOSSO di D'ALAMBERT

in un corpo cilindrico non aveva resistenza

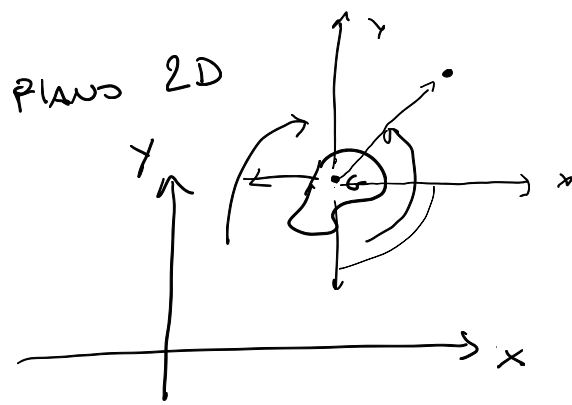


GRADI di LIBERTÀ DEL VELOVOLO

possibilità di movimento

Nel

PLANO 2D

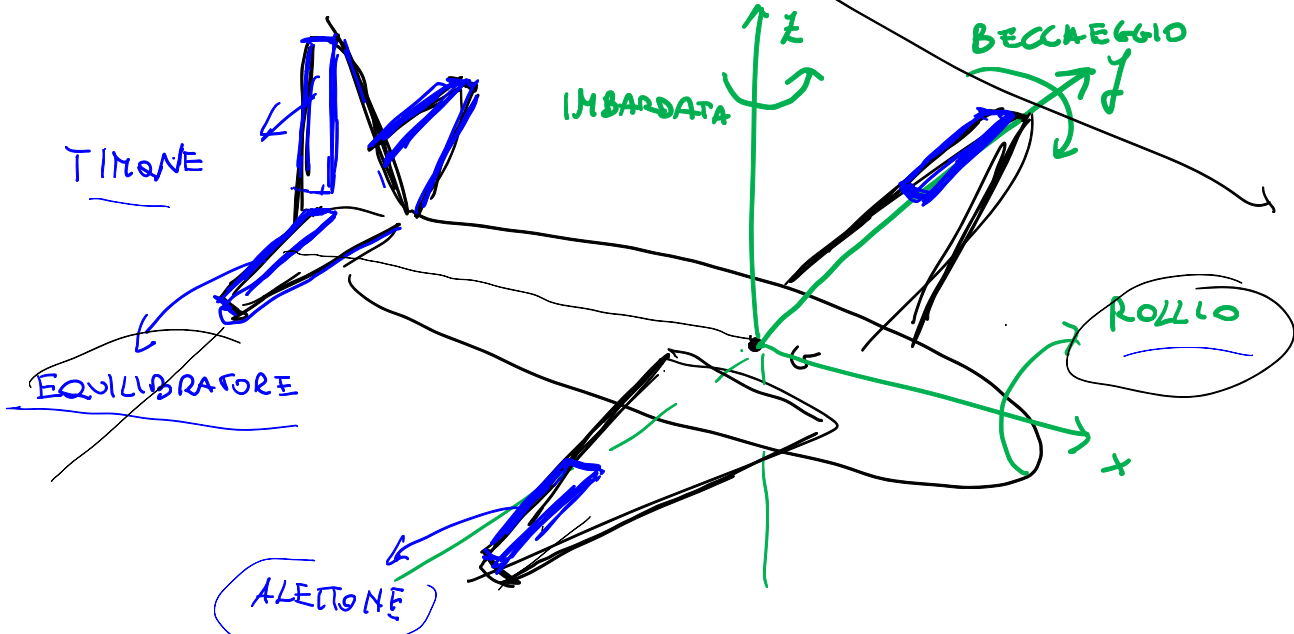


- 1 ROTAZIONE nel PLANO x-y
- 2 TRASLAZIONI, lungo x e y

Nello SPAZIO 3D

$\begin{cases} 3 & \text{TRASLAZIONI} \\ 3 & \text{ROTAZIONI} \end{cases}$

$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}$
 Rollio
 attorno a x - nel piano zy
 attorno a y - nel piano xz
 attorno a z - nel piano xy

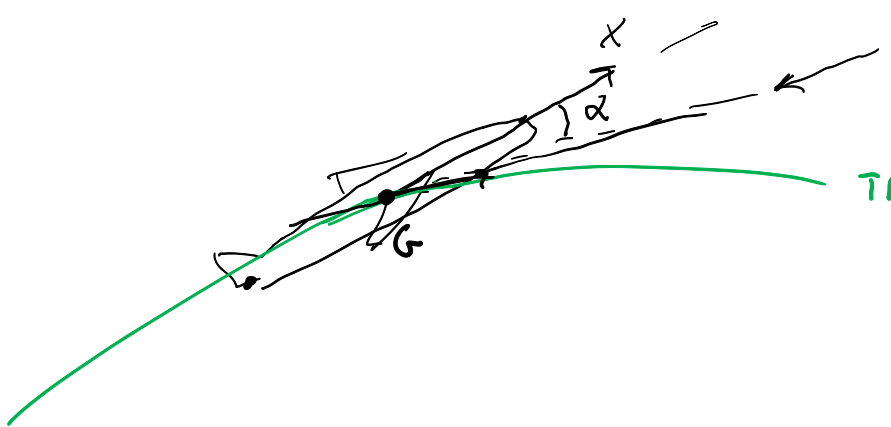


6 f.d.l.

OBIETTIVO: EQUILIBRIO e STABILITÀ DELL'EQUILIBRIO
 studiando i movimenti del baricentro del velivolo, e i moti del velivolo attorno al suo baricentro.

DEFINIZIONI

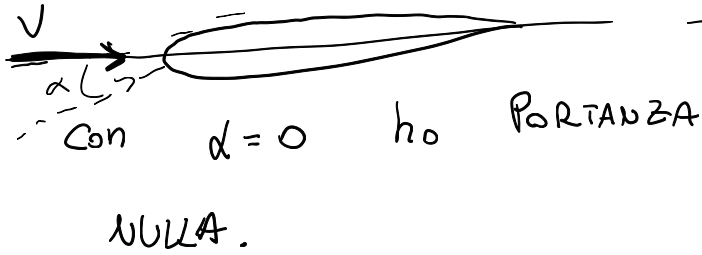
- ANGOLO DI INCIDENZA : il velivolo non è simmetrico \Rightarrow α di portanza nulla $\neq 0$



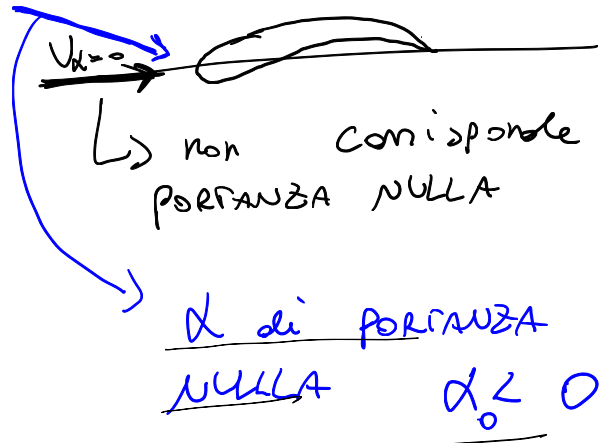
TRAIETTORIA \rightarrow linee formate dalle successive posizioni del BARICENTRO
 la velocità è tangente alla traiettoria

PROFILI ALARI

PROFILO SIMMETRICO

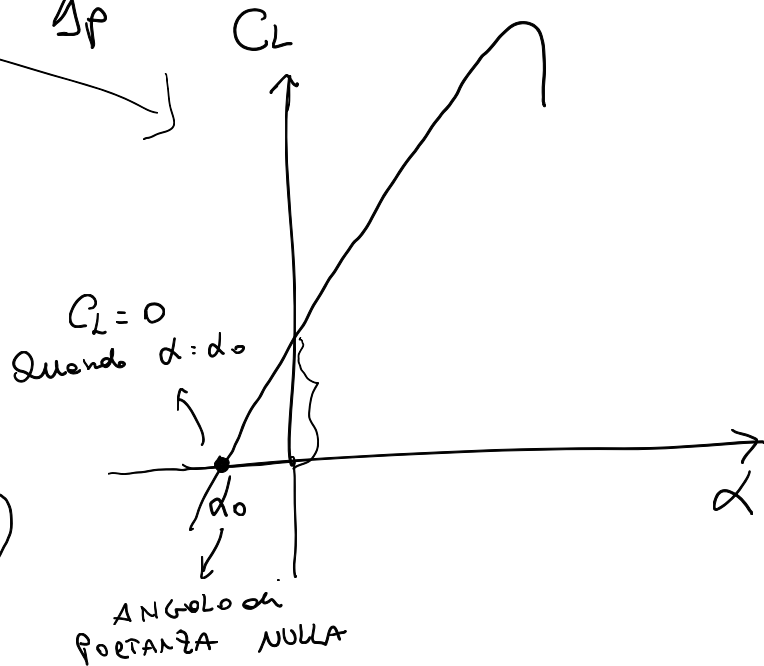
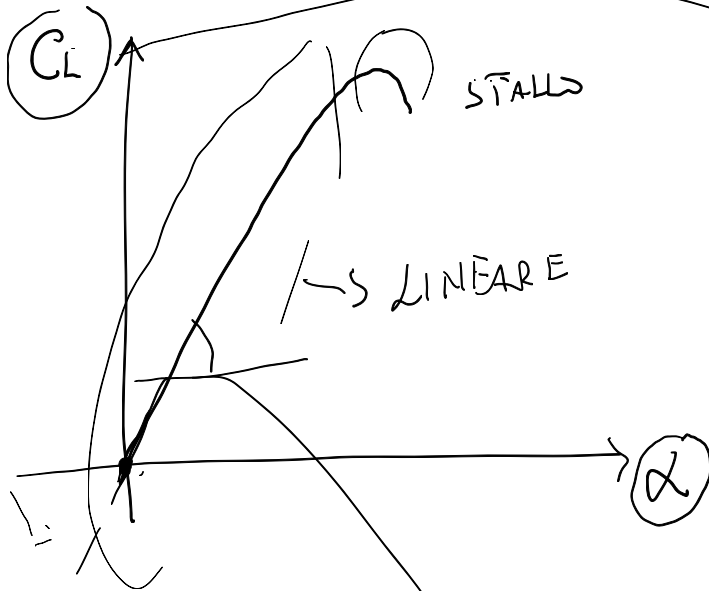


PROFILI NON SIMMETRICI



⇓

La distribuzione di pressioni tra dorso e faccia si compensano \Rightarrow non ha un Δp



C_L : COEFFICIENTE di PORTANZA

C_D : COEFFICIENTE di RESISTENZA

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

ρ : DENSITA'
 V : velocità
 S : Area

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

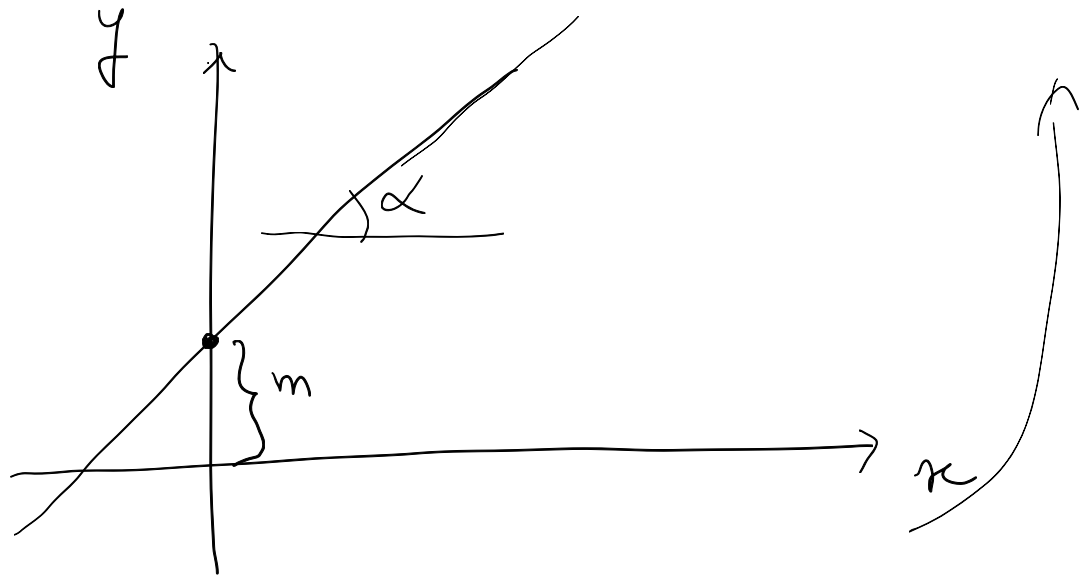
EQUAZIONE della RETTA

$$y = mx + q$$

$$y = m x + q$$

m: COEFFICIENTE ANGOLARE

$$\tan \alpha = m$$



$$y' = m$$

q: TERMINE NOTO

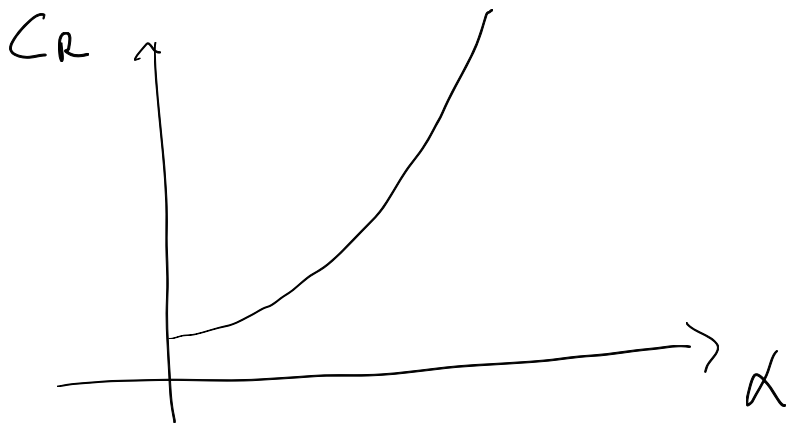
$$C_L = \underline{C_L'} \alpha$$

Sperimentalmente, per profili a lunghezza
 ∞ il C_L' è costante.

$$C_L' = 5.73$$

$$C_L = 5.73 \alpha$$

$$L = C_L \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 S$$



Se ho un'ala di lunghezza finite?

PRANDTL

\Rightarrow

$$C_l' = \frac{C_{l00}}{1 + \frac{C_{l00}}{\pi \lambda}}$$

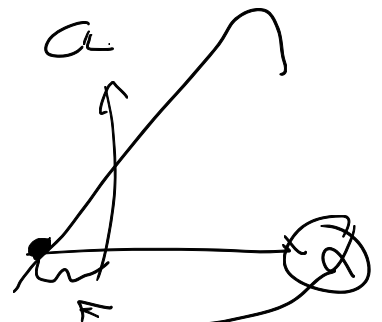
COEFFICIENTE ANGOLARE di PORTANZA

ALA FINITA

dove λ è il RAPPORTO di ASPETTO dell'ALA.

$$\lambda = \frac{\text{lunghezza dell'ala}}{\text{CORDA}}$$

PROFILLO NON SIMMETRICO

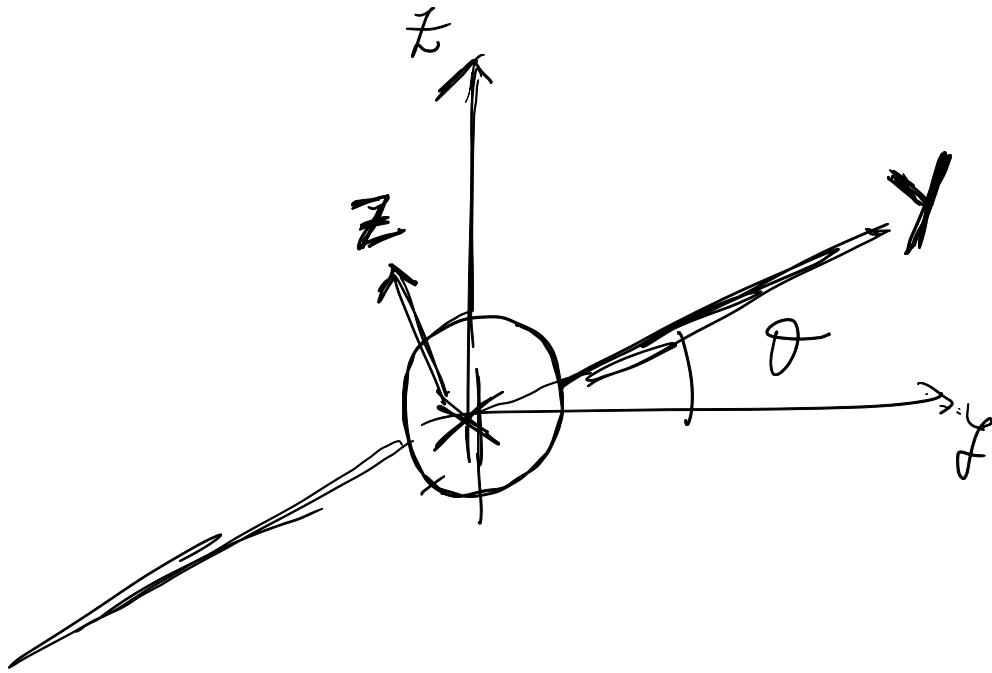


$$\alpha_A = \alpha_{ig} + \alpha_0$$

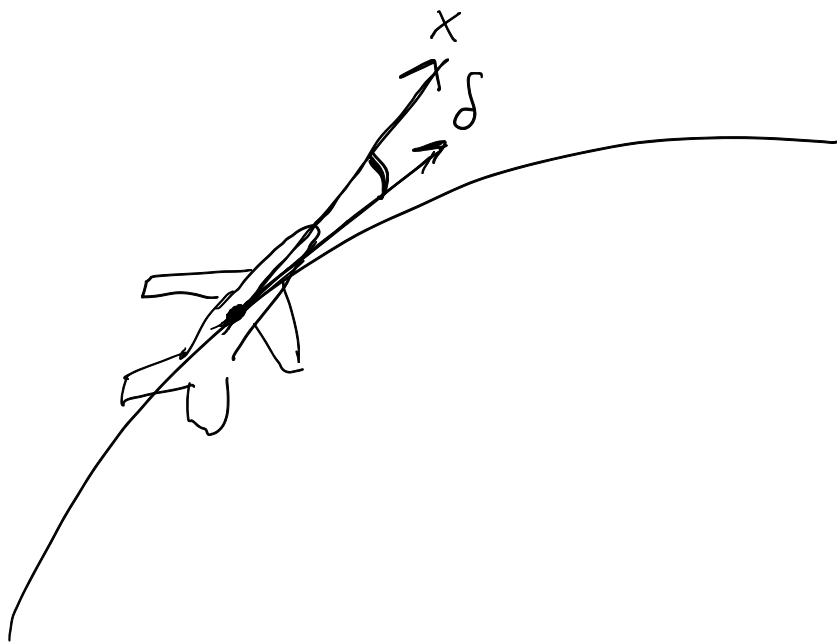
α di INCIDENZA GEOMETRICA

α_A : INCIDENZA AERODINAMICA

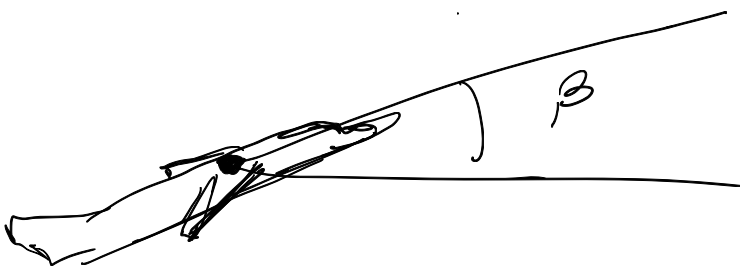
ANGOLO di INCLINAZIONE o SBANDAMENTO

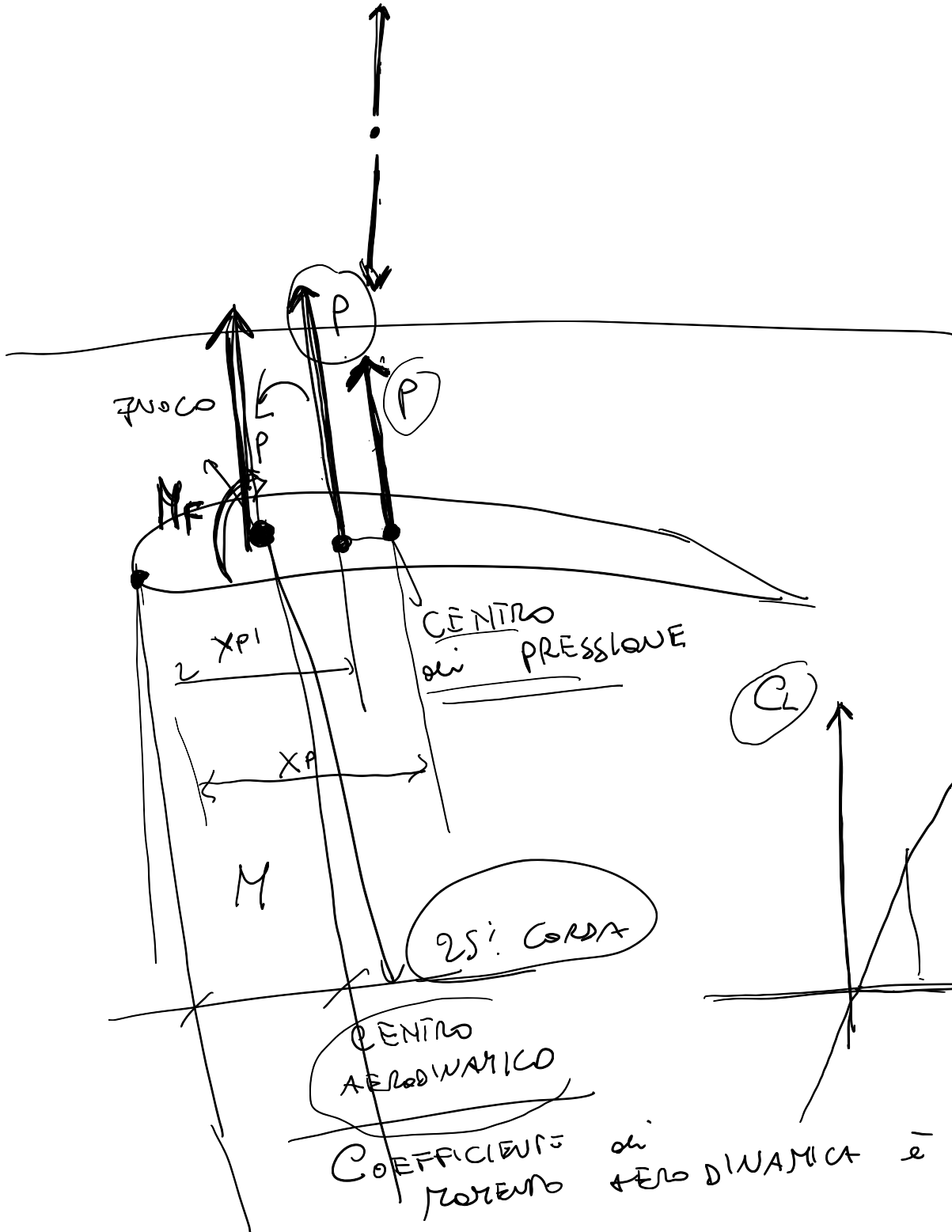
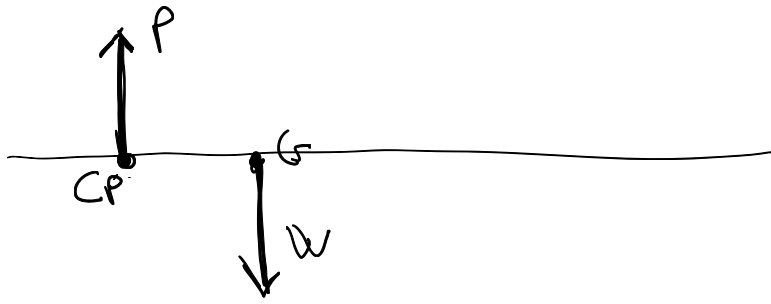


ANGOLO di DEVIAZIONE o DERIVA δ



ANGOLO di RAMPA : β con l'orizzontale





COEFFICIENTE di MOMENTO AERODINAMICO \bar{C}_M è COSTANTE

$$C_M = C_{M_0} + C_L \cdot \alpha$$

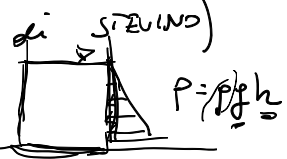
FLUIDO DINAMICA

1. Th. di BERNOULLI

Principio di conservazione di energie applicato ad una massa di fluido

\Rightarrow ENERGIA si CONSERVA

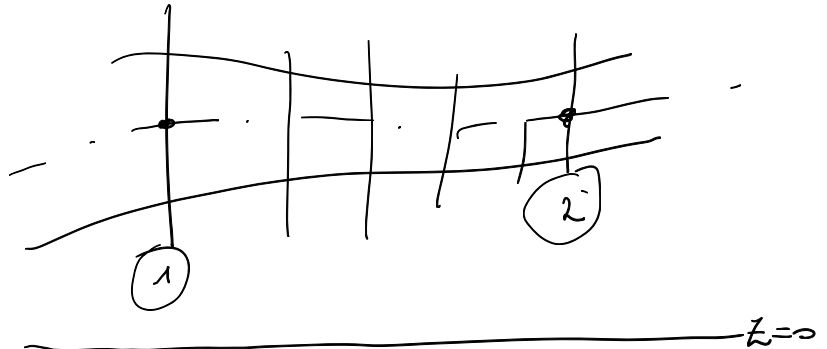
CONTRIBUTI ENERGETICI:

- ENERGIA di PRESSIONE (el. legge di STEVINO) $\left(\frac{\rho m}{\rho} \right)$
 - ENERGIA CINETICA: $\frac{1}{2} m v^2$
 - ENERGIA POTENZIALE: $m g z$
- 

$$\sum E_1 + \sum E_2 = 0$$

$$\sum E_1 = \sum E_2$$

$$\sum E = \text{costante}$$



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

$$\frac{p_2 - p_1}{\rho g} + \frac{v_2^2 - v_1^2}{2g} + z_2 - z_1 = 0$$

$$\cancel{\frac{m g z_1}{\rho}} + \frac{1}{2} \cancel{\frac{m v_1^2}{\rho}} + \frac{p_1 m}{\rho g} = \cancel{\frac{m g z_2}{\rho}} + \frac{1}{2} \cancel{\frac{m v_2^2}{\rho}} + \frac{p_2 m}{\rho g}$$

$$\frac{J}{m g} = \frac{\rho \cdot m}{\rho}$$

$$z_2 - z_1 + \frac{v_2^2 - v_1^2}{2g} + \frac{p_2 - p_1}{\rho g} = 0$$

IDRAULICA

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

$$\Rightarrow [m]$$

Energie per unite di peso delle masse fluide

In AERODINAMICA si preferisce utilizzare BERNOULLI in termini di pressione.

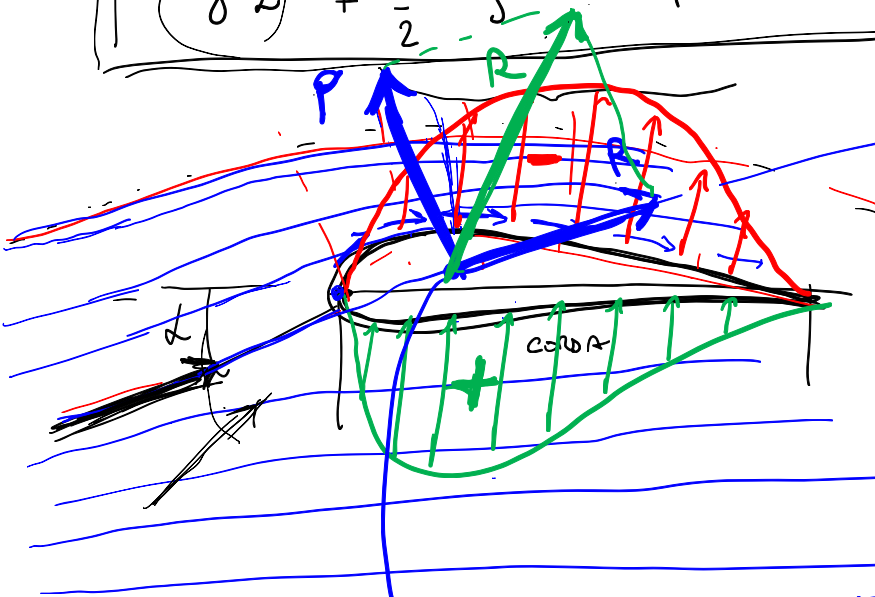
$$mgz + \frac{1}{2} m v^2 + \frac{\rho m}{\rho} = \text{costante}$$

$$\frac{\rho}{m} mgz + \frac{\rho}{m} \frac{1}{2} m v^2 + \frac{\rho}{m} \frac{\rho m}{\rho} = \left(\frac{\rho}{m}\right) \cdot \text{costante}$$

Costante

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

BERNOULLI
in AERODINAMICA
[Pa]



Consideriamo z costante

$$\frac{1}{2} \rho v^2 + P = \text{costante}$$

EQ. di CONTINUITA'

$$A \cdot v = \text{costante}$$

$$A_1 v_1 = A_2 v_2$$

CENTRO di PRESSIONE
↓
Punto di applicazione
della forza AERODINAMICA
dovute alla differente distribuzione
di pressione

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho v^2 S}$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho v^2 S}$$

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho v^2 S \cdot c}$$

L : LIFT : PORTANZA (P)

S : superficie alare

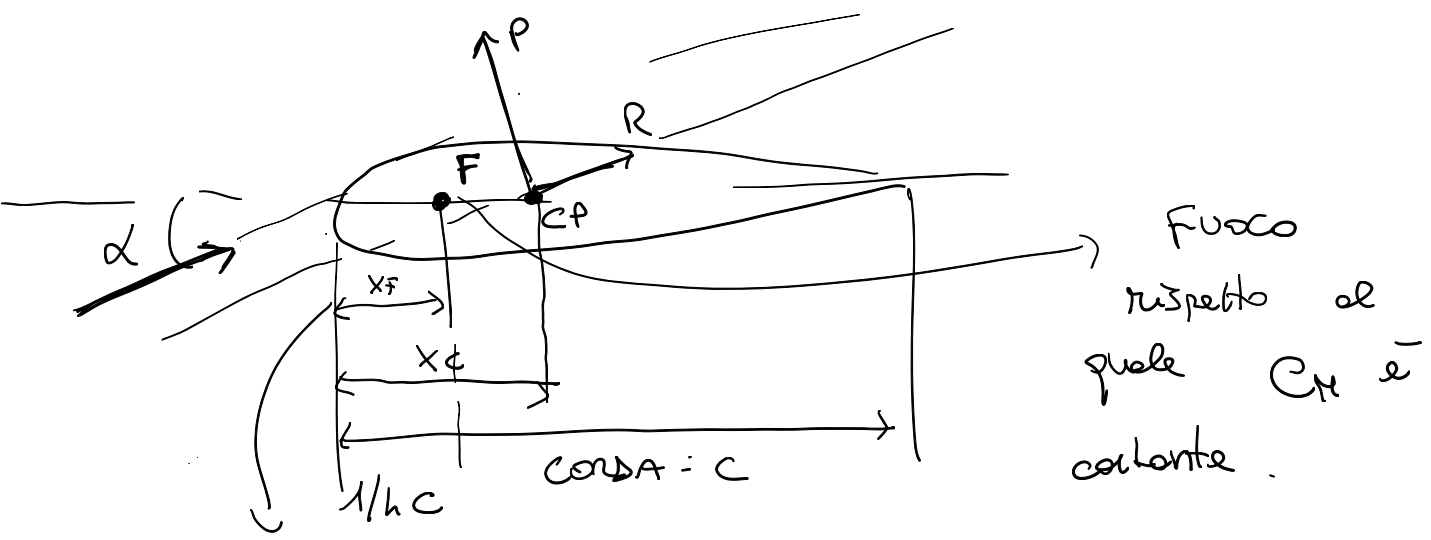
v : velocity

D : DRAG : RESISTENZA (R)

ρ : densita'

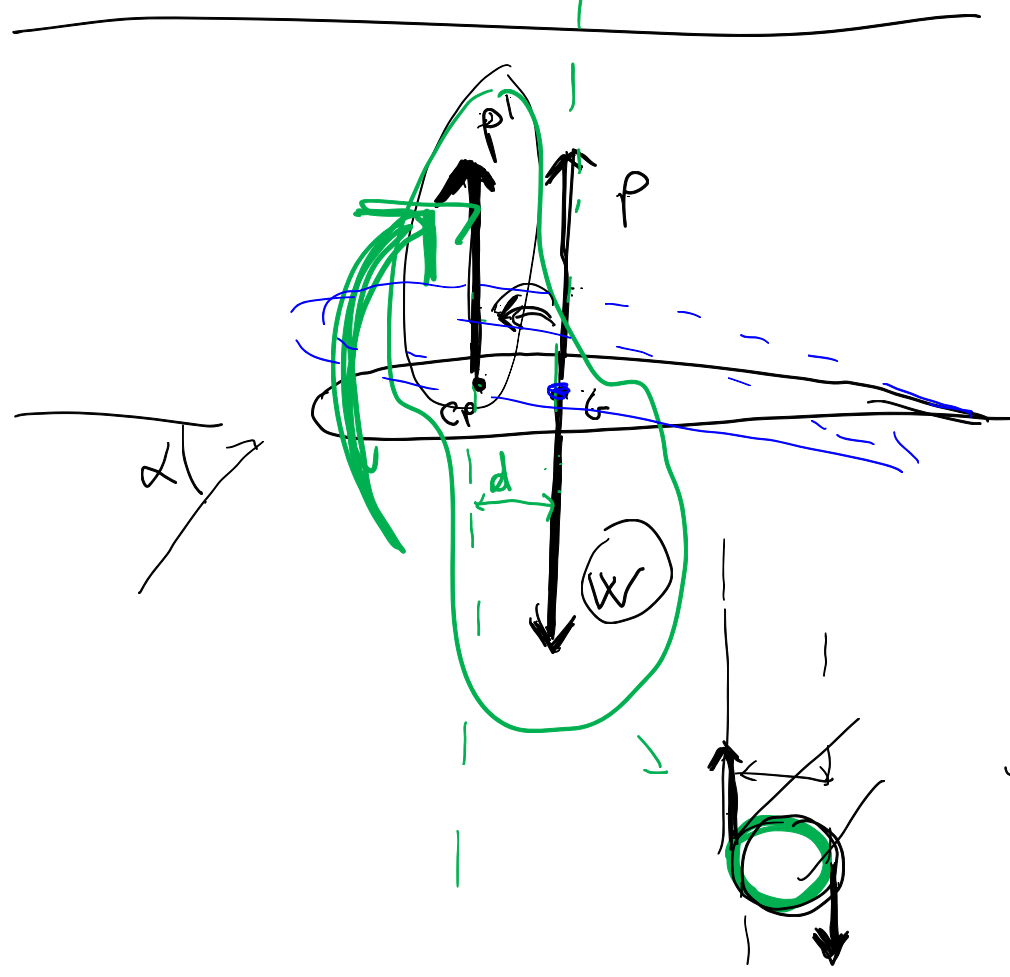
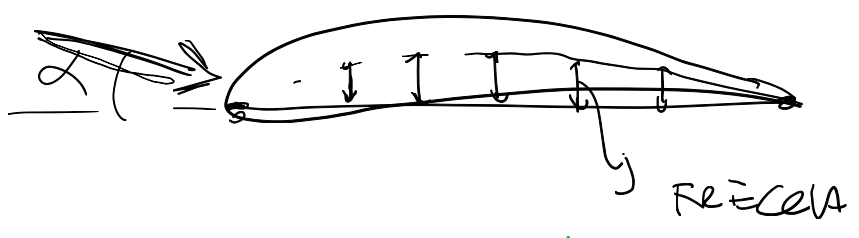
c : corde

M : momento
dell' ala beccheggia



el punto superiore della corde

$$C_p = C_p' \alpha$$

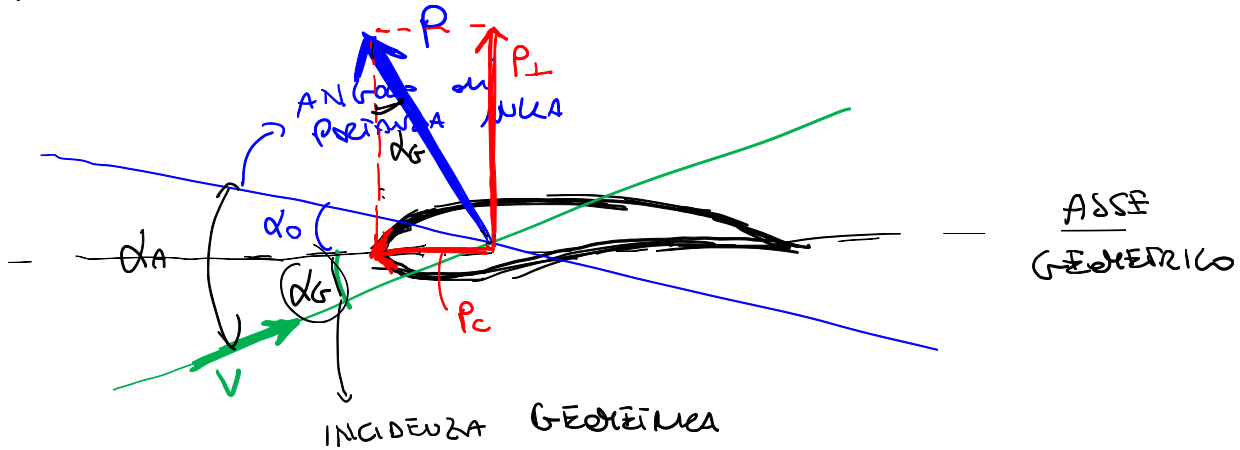


$\alpha >$ ANGOLO
 α ATTACCO \rightarrow
 \Rightarrow PORTANZA $>$,
 e spostamento
 del centro di
 pressione verso
 il lembo di
 attacco

ESERCIZIO

Ala di allungamento geometrico $\lambda = 12$ con angolo di portanza nulle $\alpha_0 = 4^\circ$.
 ↓
 RAPPORTO ASPECTO o ASPECT RATIO

Calcolare le portanze sapendo che l'incidenza geometrica α_G è 8° , la superficie alare è 20 m^2 , velocità del vento $V = 200 \text{ km/h}$. Trovare componenti di portanza secondo le corde e le sue perpendicolari.



α_a : INCIDENZA AERODINAMICA

$$\alpha_a = \alpha_G + \alpha_0 = 8^\circ + 4^\circ = 12^\circ = 12^\circ \cdot \left(\frac{\pi}{180}\right)$$

nel caso profilo non simmetrico è $\alpha_G + \alpha_0$
 nel caso profilo simmetrico : $\alpha_G + \alpha_0 = \alpha_G$
 $C_p = C_p' \cdot \alpha$
 L_y in newton

$$= 0.21 \text{ (rad)}$$

Att. C_p' deve essere calcolato considerando le correzioni per l'allungamento finito dell'ala.

$$C_p' = \frac{C_p'_{\infty}}{1 + \frac{C_p'_{\infty}}{\pi \lambda_{eff}}} = \frac{5.73}{1 + \frac{5.73}{\pi \cdot \lambda_{eff}}}$$

$$\lambda = 12$$

$$\lambda = \frac{\text{APERTURA ALARE}}{\text{CORDA}}$$

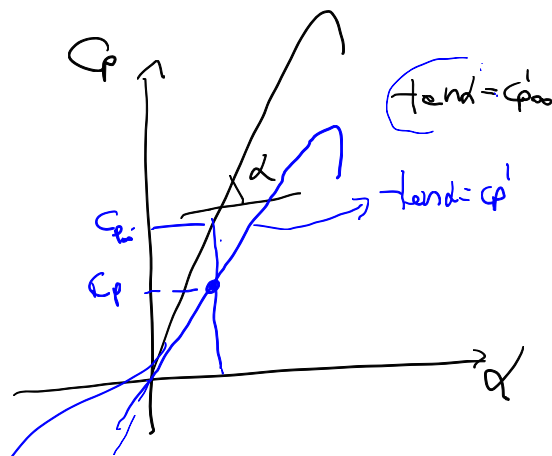
$$\lambda_{\text{eff}} = \pi \cdot \lambda$$

μ : fattore correttivo per tener conto che l'ala non è ellittica
↳ (RESISTENZA INDOTTA < => TEORIA di PRANDTL)

Supponiamo $\mu = 0.95$

$$\lambda_{\text{eff}} = 0.95 \cdot 12 = 11.4$$

$$C_p' = \frac{5.43}{1 + \frac{5.43}{\pi \cdot 11.4}} = 4.94$$



$$C_p = C_p' \cdot \alpha_A =$$

$$= 4.94 \cdot 0.21 =$$

$$= 1.04$$

se ho ala finite e non simmetrica, ho $C_p' <$, pendenza <, e perche di α ho una PORTANZA <.

$$V = 200 \frac{\text{km}}{\text{h}} = \frac{200 \text{ m}}{3.6 \text{ s}} = 55.6 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

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

densità dell'aria

superficie alare

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

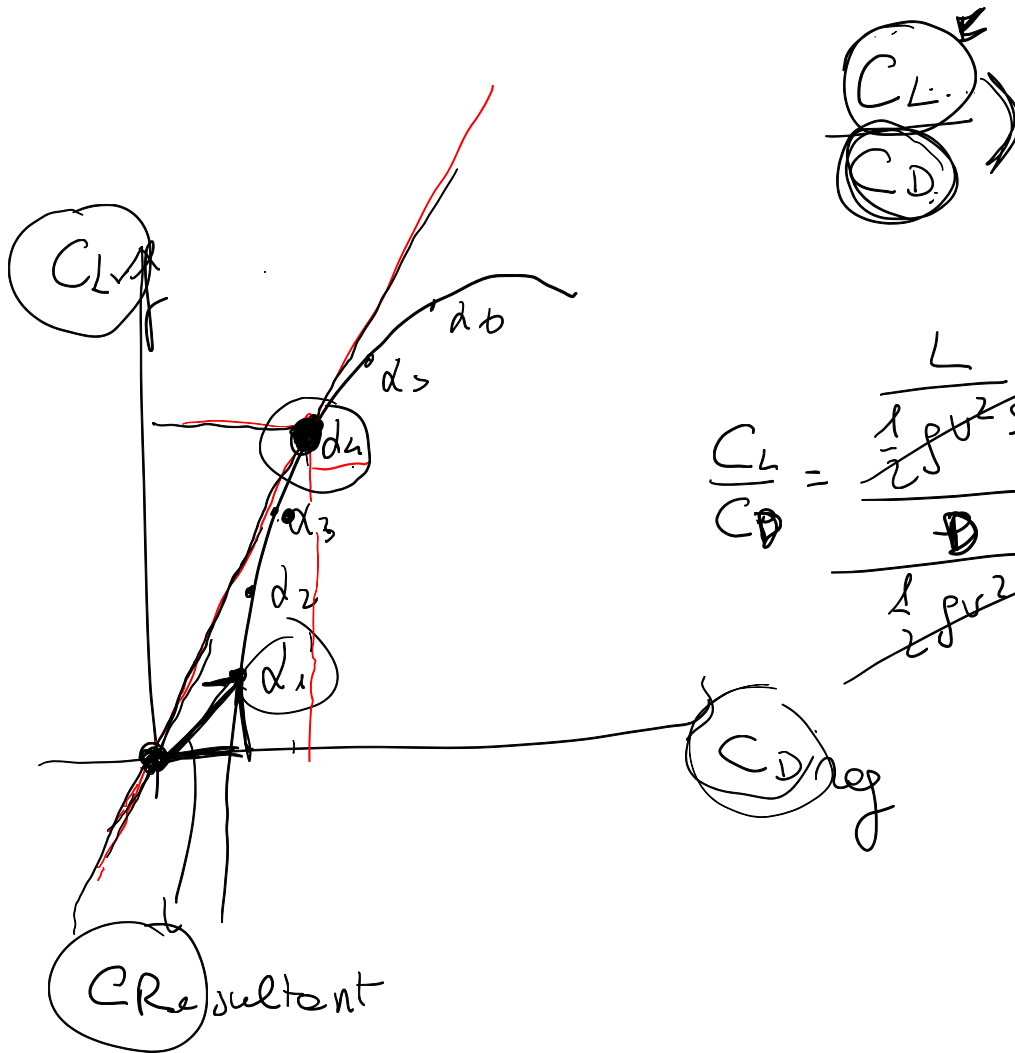
$$= 1.04 \cdot \frac{1}{2} \cdot 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 55.6^2 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2} \cdot 20 \text{ m}^2 =$$

$$= 39.38 \text{ KN}$$

$$P_c = P \cdot \sin \alpha = 39.38 \text{ kN} \cdot \sin 8^\circ = 5.48 \text{ kN}$$

$$P_L = P \cdot \cos \alpha = 39.38 \text{ kN} \cdot \cos 8^\circ = 38.99 \text{ kN}$$

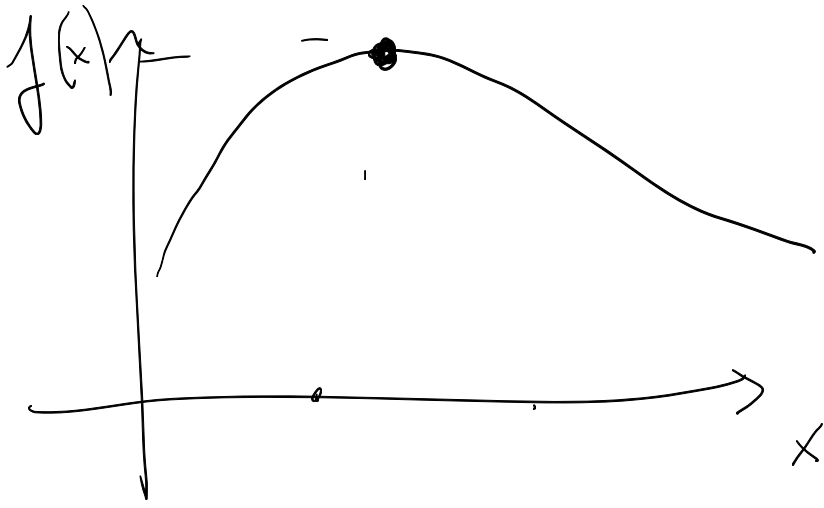
C_L
 C_D



$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{\frac{L}{\frac{1}{2} \rho v^2 S}}{\frac{D}{\frac{1}{2} \rho v^2 S}} = \frac{L}{D}$$

$E = \frac{C_L}{C_D} \rightarrow$ EFFICIÊNCIA AERODINÂMICA

$$E_{\text{max}} = \sqrt{\frac{\pi \lambda}{4 C_R}}$$



$$f = f(x)$$

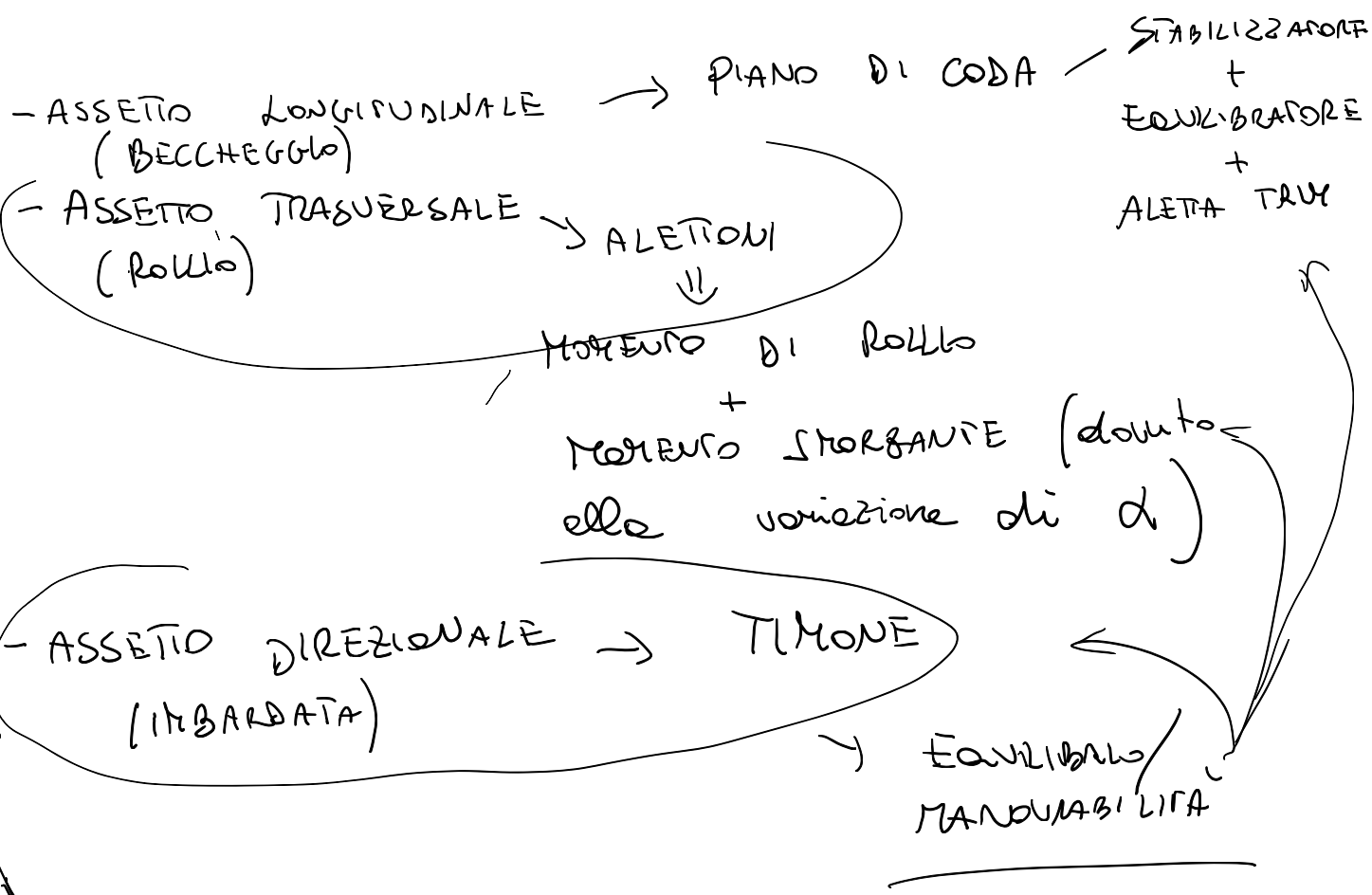
Quanto vale f_{\max} ?

$$\left(f'(x) = 0 \right) \Rightarrow \text{Dove ho il max.}$$

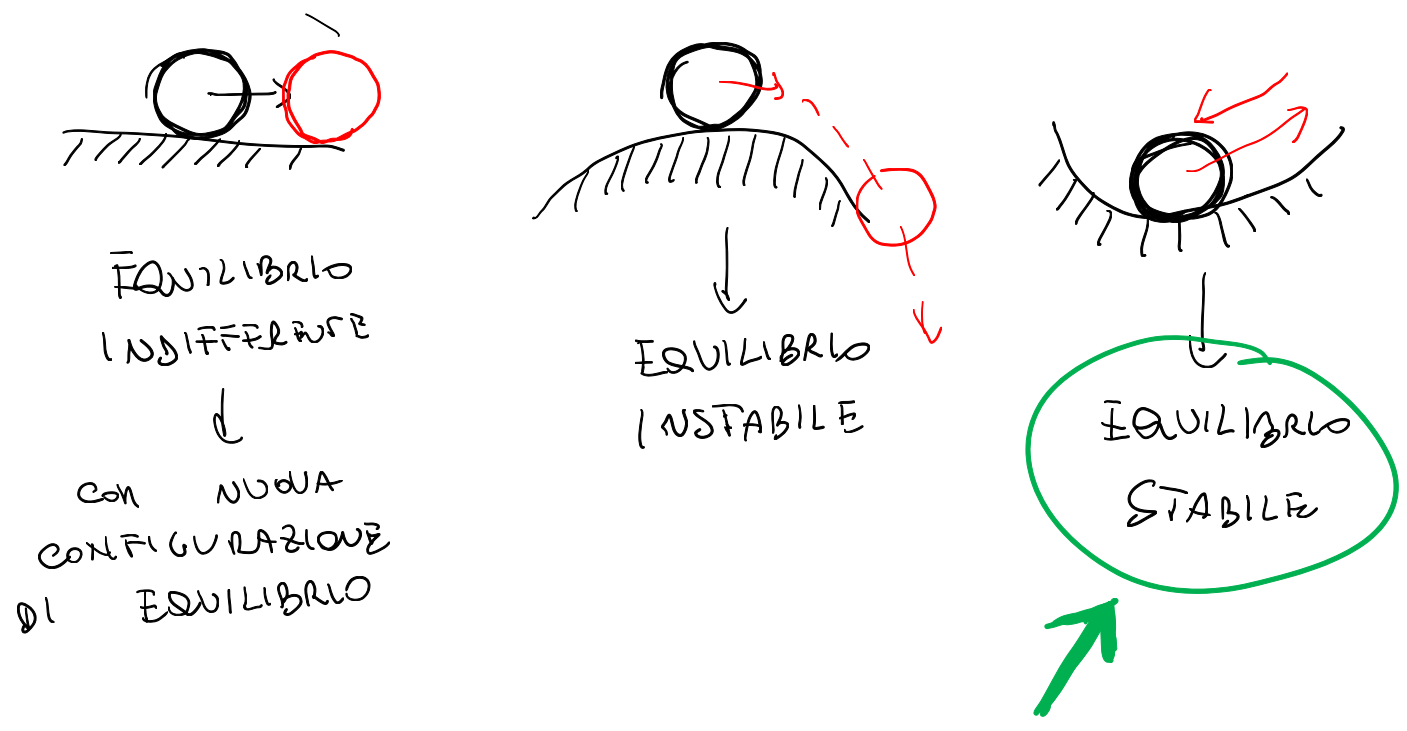
\downarrow

x

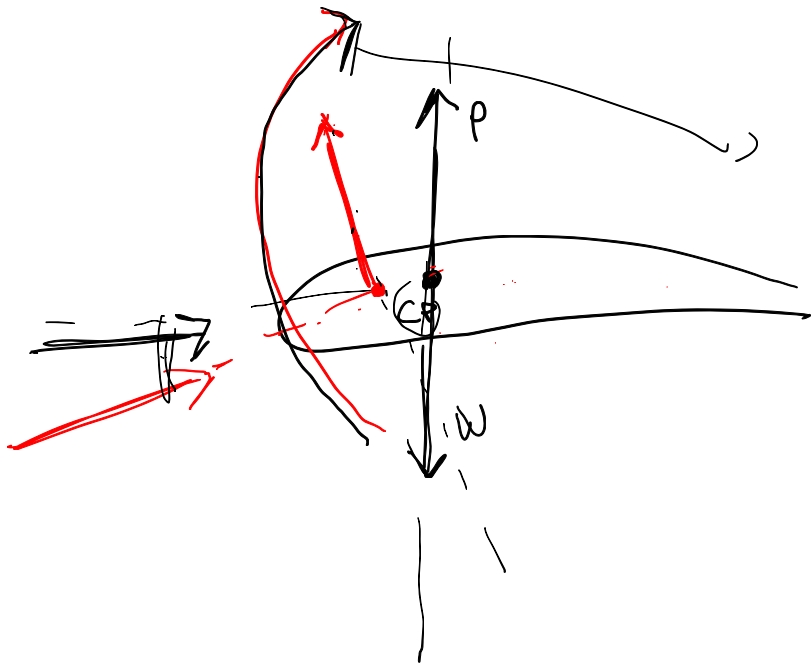
STABILITÀ DELL' EQUILIBRIO



CONCETTO DI STABILITÀ DELL' EQUILIBRIO



L'ALA e LA FUSOLIERA SONO INTRINSECAMENTE INSTABILI



Momento $P=W$ crescente che fa aumentare ulteriormente α !
INSTABILITÀ

CRITERI di STABILITÀ STATICA

$$\frac{dM_y}{d\alpha} < 0$$

