Corso Manovre e Stabilità

Proprietà aerodinamiche e di equilibrio dell'ala

Docente
Fabrizio Nicolosi

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

FORZE AERODINAMICHE

$$L = L(\rho_\infty, V_\infty, S, \alpha, \mu_\infty, a_\infty)$$

$$D = D(\rho_\infty, V_\infty, S, \alpha, \mu_\infty, a_\infty)$$

$$M = M(\rho_\infty, V_\infty, S, \alpha, \mu_\infty, a_\infty)$$

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S}$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S}$$

$$C_M = \frac{M}{q_\infty S c}$$

<u>Per dato corpo (dimensioni)</u>

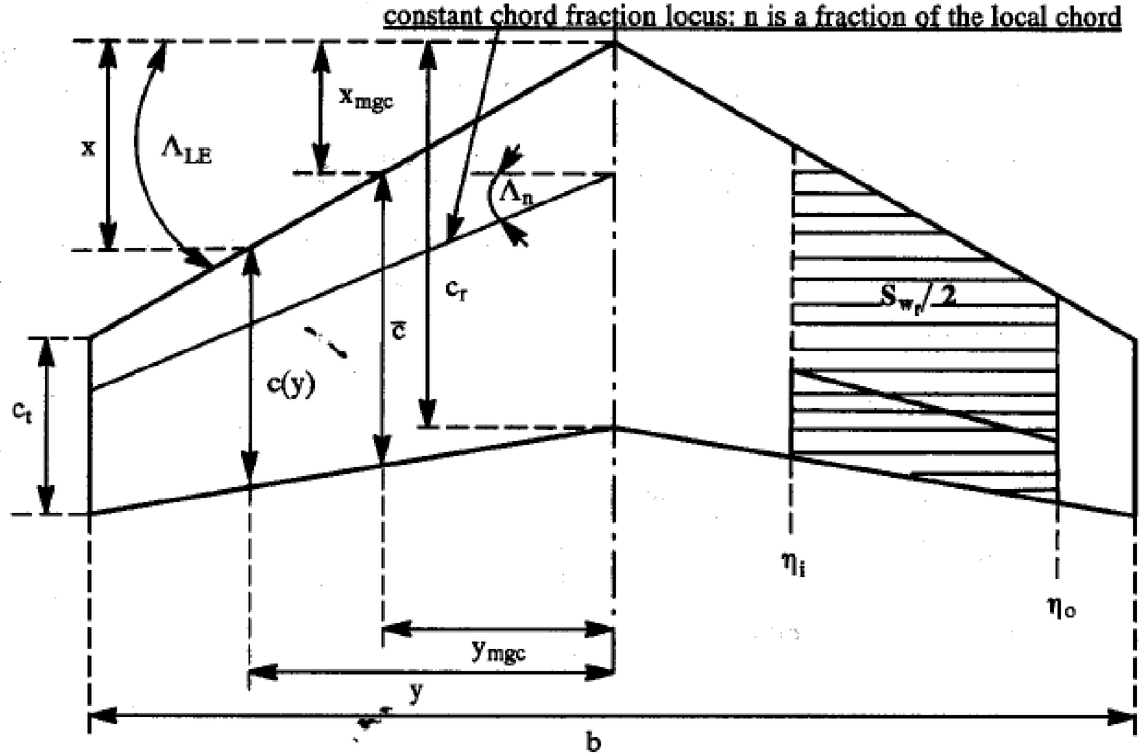
$$C_L = f_1(\alpha,\ \mathrm{Re},\ M_\infty)$$

$$C_D = f_2(\alpha,\ \mathrm{Re},\ M_\infty)$$

$$C_M = f_3(\alpha,\ \mathrm{Re},\ M_\infty)$$

PARAMETRI ALA

$$\bar{c} = \frac{2}{S}\int_0^{b/2} c(y)^2\, dy$$



Mean geometric chord : $\bar{c} = \frac{1}{S}\int_{-b/2}^{+b/2} c^2(y)dy$

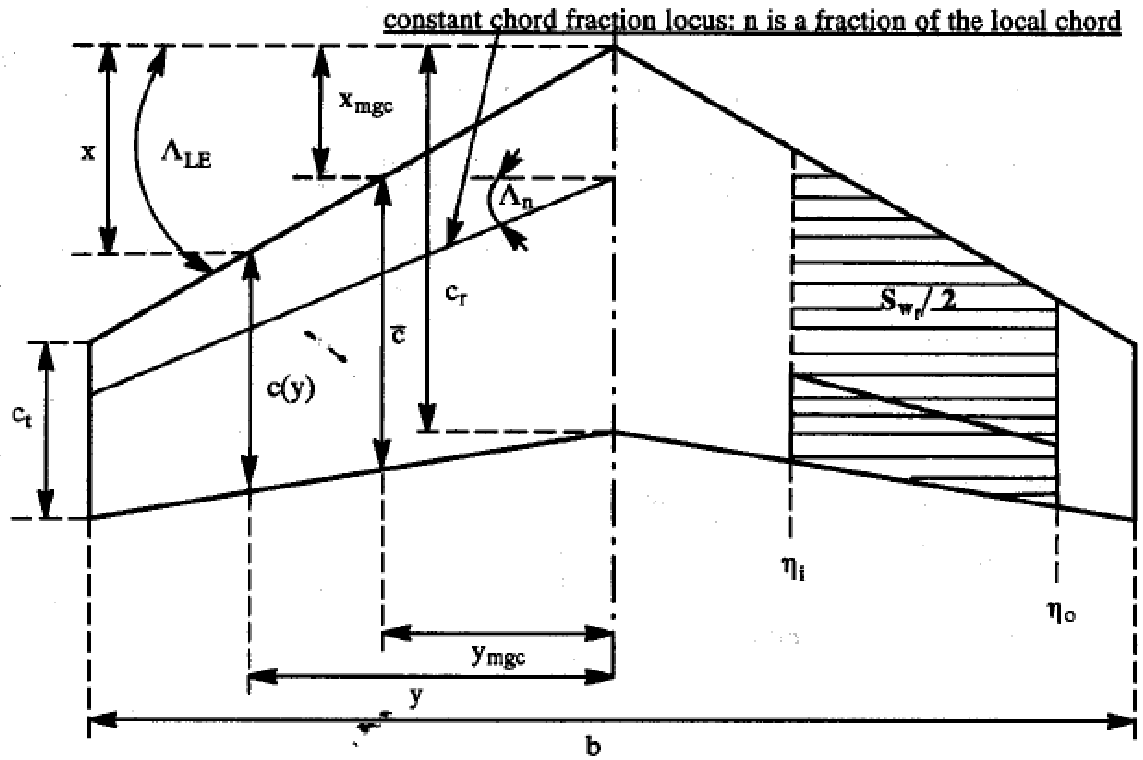
ERRORE

FORMULA SU ROSKAM

Lateral location of the mgc, $y_{mgc} = \frac{\boxed{1}}{S}\int_{-b/2}^{+b/2} yc(y)dy$

PARAMETRI ALA

$$\bar{c} = \frac{2}{S}\int_0^{b/2} c(y)^2 \, dy$$



Per ala trapezoidale

Taper ratio, $\lambda = \dfrac{c_t}{c_r}$

Aspect ratio, $A = \dfrac{b^2}{S} = \dfrac{2b}{c_r(1+\lambda)}$

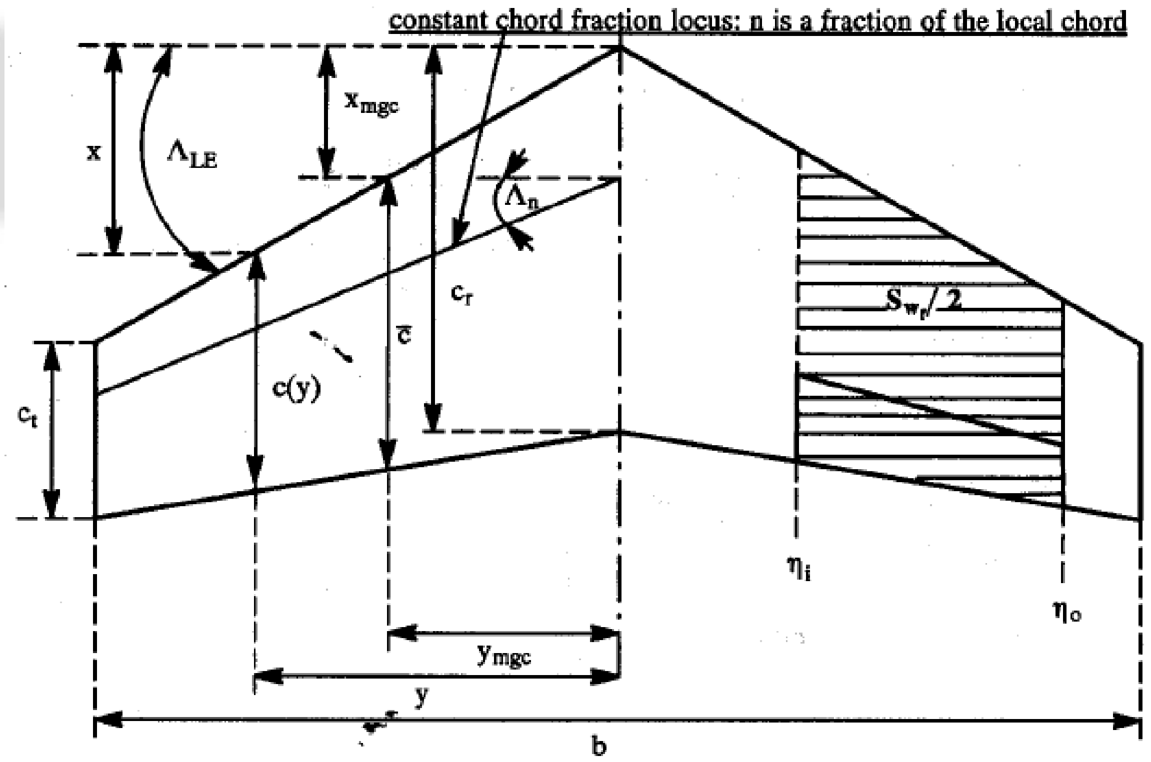
Area, $S = \dfrac{b}{2} c_r(1+\lambda)$

$$\bar{c} = \frac{2}{3} c_r \left(\frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} \right)$$

PARAMETRI ALA

$$\bar{c} = \frac{2}{S}\int_0^{b/2} c(y)^2\, dy$$

Per ala trapezoidale



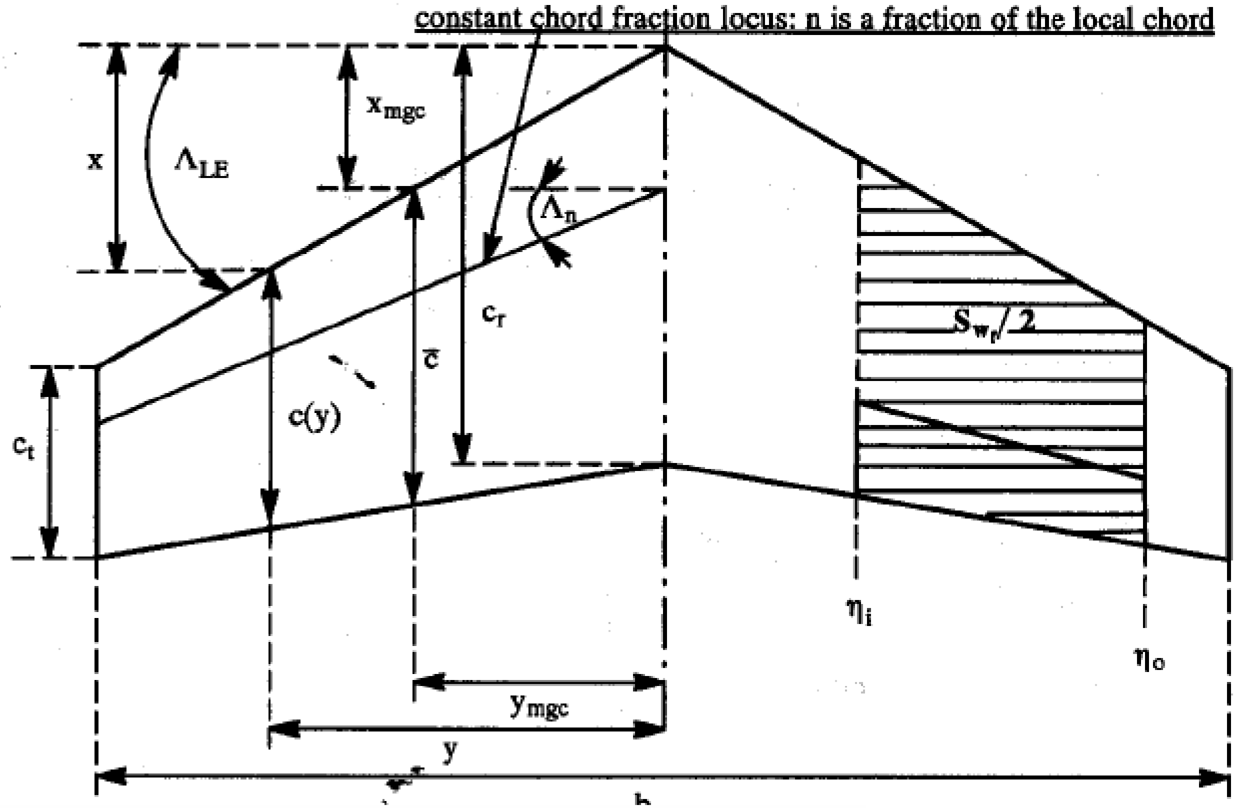
Lateral location of the mgc, $y_{mgc} = \dfrac{b(1+2\lambda)}{6(1+\lambda)}$

Longitudinal location of the mgc, $x_{mgc} = \dfrac{b(1+2\lambda)}{6(1+\lambda)}\tan\Lambda_{LE}$

Sweep Angle of the n fraction locus : $\tan\Lambda_n = \tan\Lambda_{LE} - \dfrac{4n(1-\lambda)}{A(1+\lambda)}$

PARAMETRI ALA

$$\bar{c} = \frac{2}{S}\int_0^{b/2} c(y)^2 \, dy$$



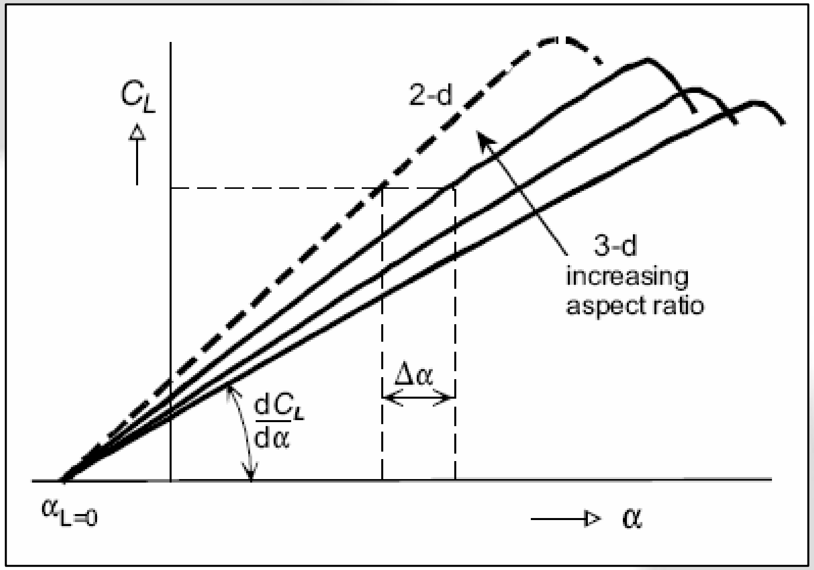
Per ala trapezoidale

Longitudinal location of the mgc, $x_{mgc} = \frac{1}{S}\int_{-b/2}^{+b/2} x c(y) dy$

$$S_{w_f} = S\,\frac{(\eta_o - \eta_i)}{(1+\lambda)}\left\{2 - (1-\lambda)(\eta_i + \eta_o)\right\}$$

PENDENZA RETTA PORTANZA

$$CL_\alpha = \frac{Cl_\alpha}{1+\frac{Cl_\alpha}{\pi \cdot AR}} \quad [1/rad]$$



Per ali non ellittiche

$$CL_\alpha = \frac{Cl_\alpha}{1+\frac{Cl_\alpha}{\pi \cdot AR \cdot e_w}} \qquad e_w = \frac{1}{(1+\delta)}$$

Presentazione MS_04

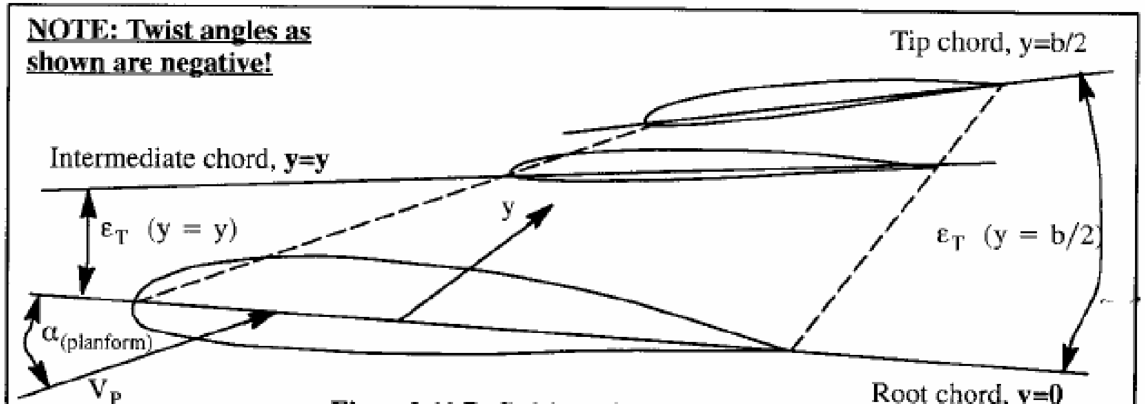
e_w è un fattore di amplificazione della resistenza indotta (anche incidenza indotta) rispetto all'ala ellittica

FORMULA generale ***NB:*** a sta per CL_α e a_0 sta per Cl_α

$$a_{\text{comp}} = \frac{a_0 \cos\Lambda}{\sqrt{1 - M_\infty^2 \cos^2\Lambda + [(a_0 \cos\Lambda)/(\pi AR)]^2} + (a_0 \cos\Lambda)/(\pi AR)}$$

Proprietà aerodinamiche

Alfa zero LIFT



Figur 2.11 Definition of Wing Twist

$$\alpha_{0_L} = \frac{1}{S}\int_{-b/2}^{b/2} c(y)[\alpha_0(y) - \varepsilon_T(y)]dy$$

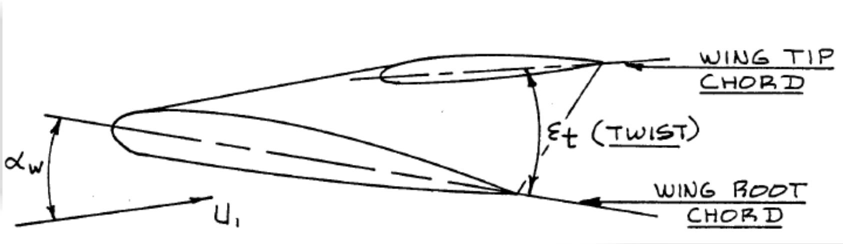
Se sono presenti flap c'è un contributo aggiuntivo

$$\alpha_{oL} = \frac{1}{S}\int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} c(y)[\alpha_o(y) - \varepsilon_t(y) + \Delta\alpha_o(y)]dy$$

$$\alpha_{oL} = \frac{2}{S}\int_{0}^{+\frac{b}{2}} c(y)[\alpha_o(y) - \varepsilon_t(y)]dy + \frac{S_f}{S}\Delta\alpha_o$$

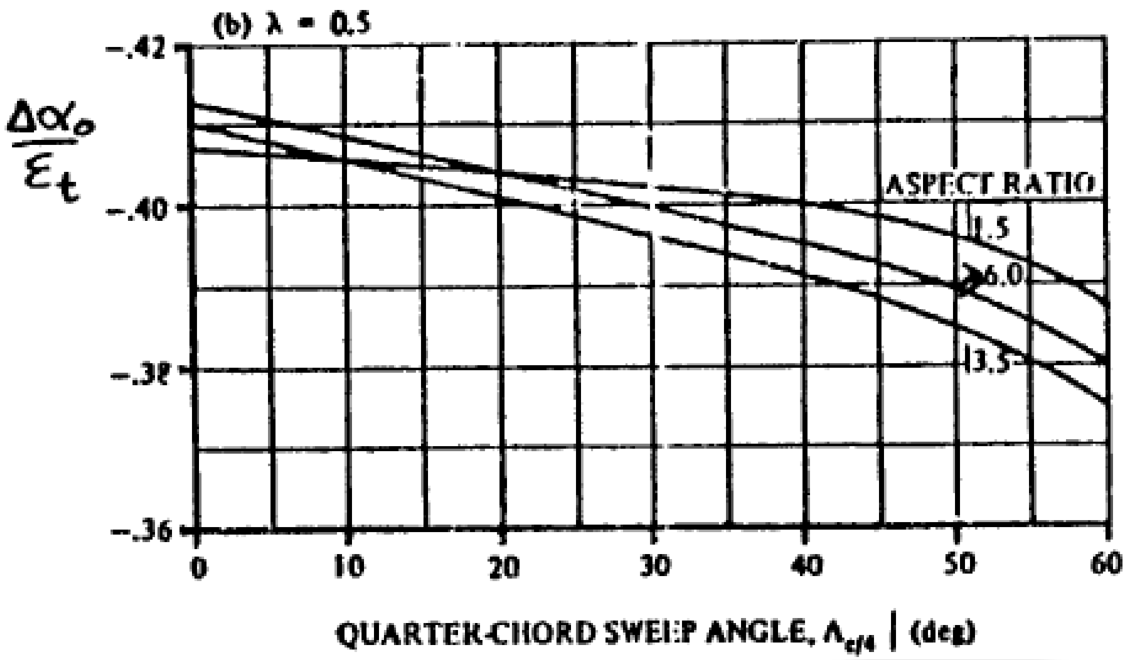
Proprietà aerodinamiche

Alfa zero LIFT
Ulteriore effetto della freccia.



La freccia va a modificare l'effetto del twist

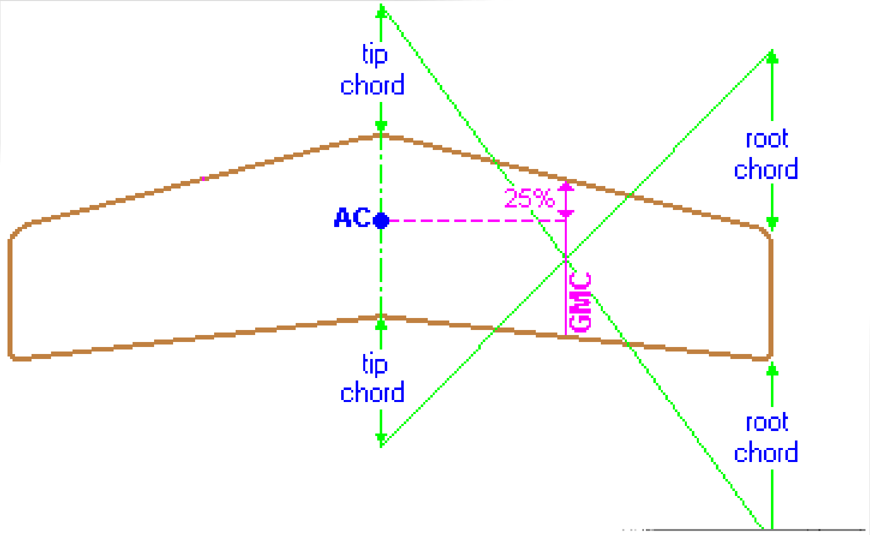
$$\alpha_{0L} = \alpha_{0l} + \frac{\Delta\alpha_0}{\varepsilon_T}\varepsilon_T$$



Proprietà aerodinamiche

Xac

E' una funzione di:
- AR
- rastremazione
- freccia
- Mach



Si vede che l'effetto combinato di freccia e rastremazione, per valori di AR >7-8 porta il centro aerodinamico intorno al 30% della CMA

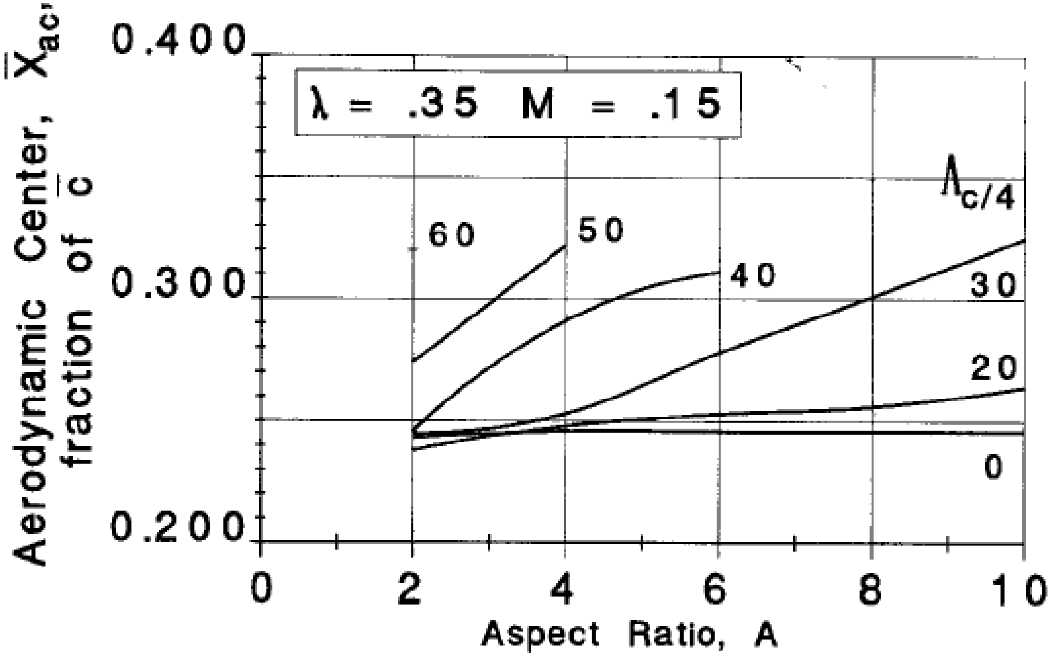
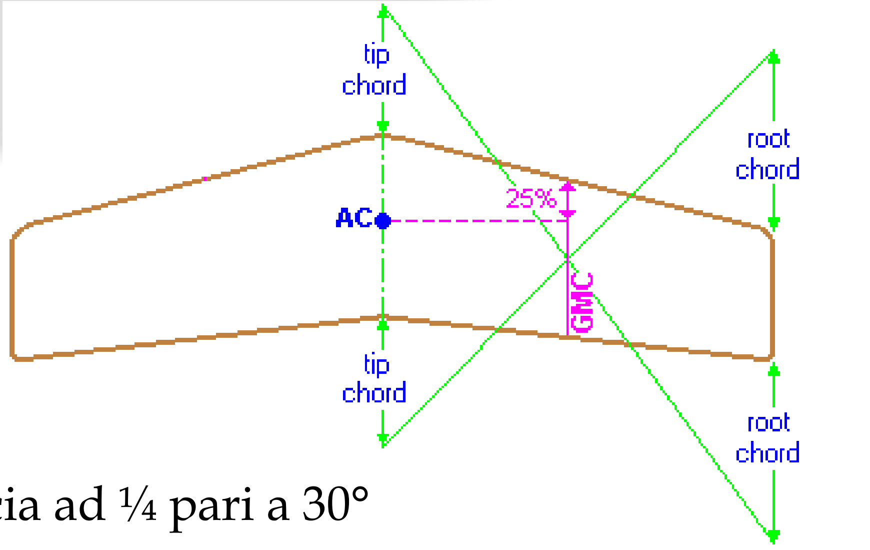


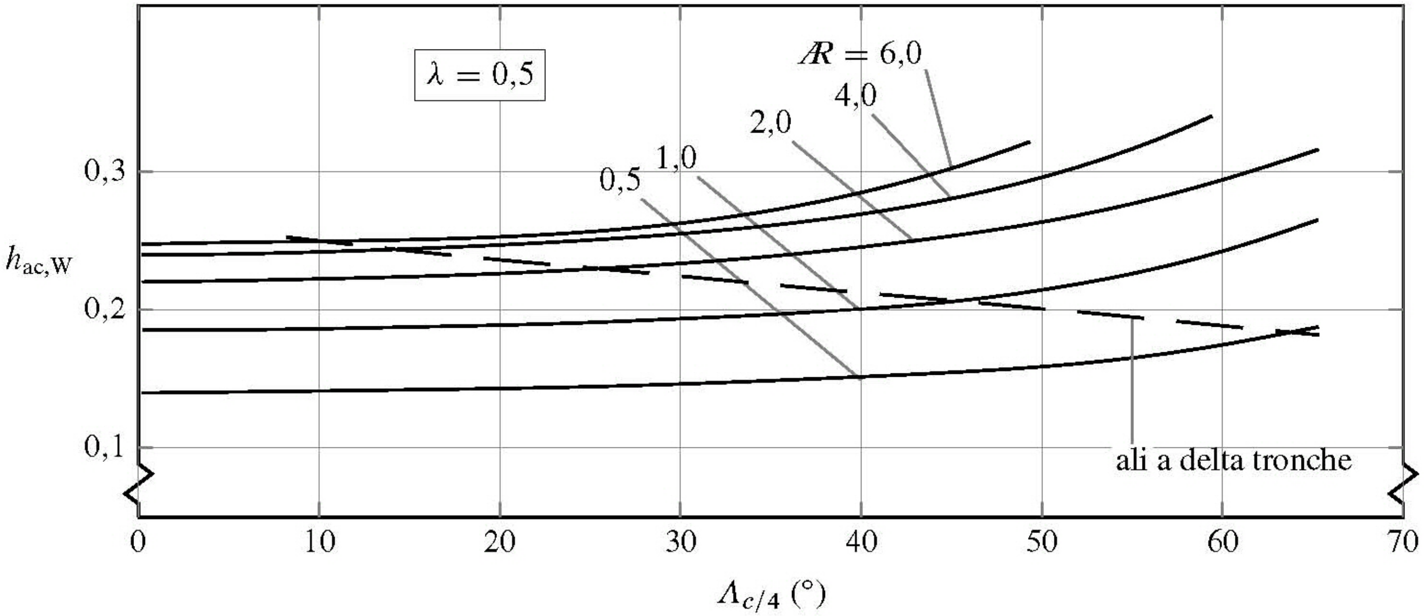
Figure 2.9 Effect of Planform Geometry on Aerodynamic Center (Subsonic)

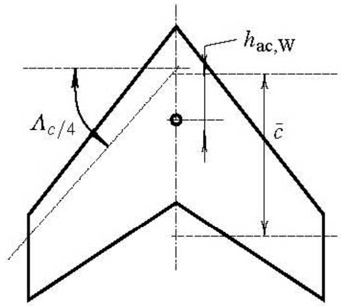
Proprietà aerodinamiche

Xac
E' una funzione di:
- AR
- rastremazione
- freccia
- Mach



Ala con rastremaz pari a 0.5 e AR=8 e freccia ad ¼ pari a 30°
=> Xac = circa 28% della CMA





Proprietà aerodinamiche

CMac

Stessa funzione del Cm a zero lift per I profili

SOMMA di due contributi
CM1 : dovuto al carico basico (svergolamento)

CM2 : dovuto all'integrale dei Cm_ac locali

$$M_1 = 2\int_0^{b/2} (x - \bar{x}) l_b \, dy = 2\int_0^{b/2} x l_b \, dy$$

$$C_{m_1} = \frac{2}{qS\bar{c}} \int_0^{b/2} x C_{l_b} q c \, dy = \frac{2}{S\bar{c}} \int_0^{b/2} C_{l_b} x c \, dy$$

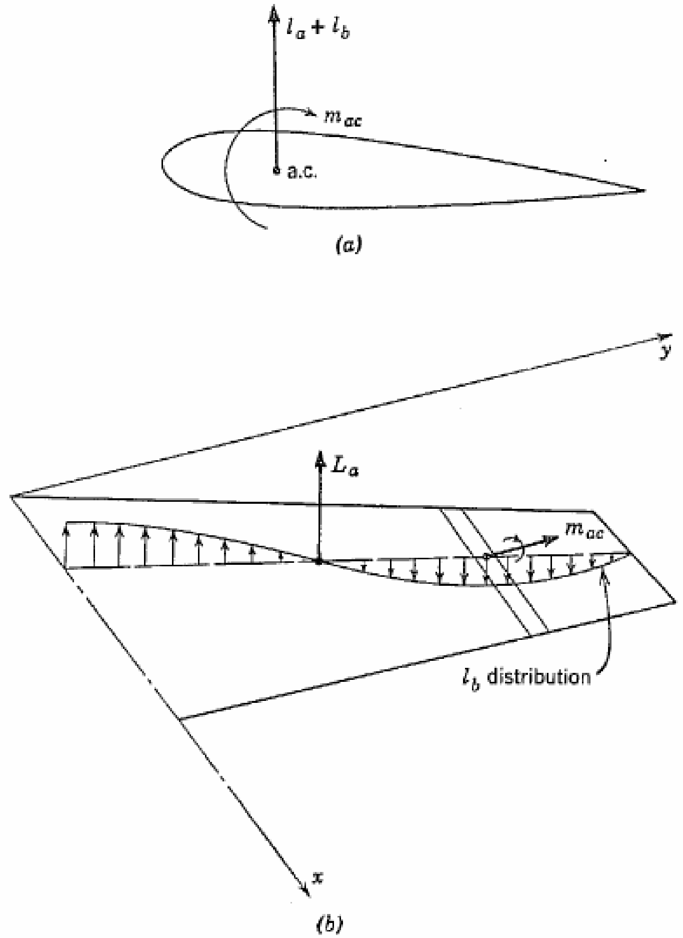


FIG. D.6. (a) Section total load. (b) Wing loads.

Proprietà aerodinamiche

CMac

Stessa funzione del Cm a zero lift per I profili

SOMMA di due contributi
CM1 : dovuto al carico basico (svergolamento)

CM2 : dovuto all'integrale dei Cm_ac locali

$$C_{m_2} = \frac{2}{S\bar{c}} \int_0^{b/2} C_{m_{ac}}\, c^2\, dy$$

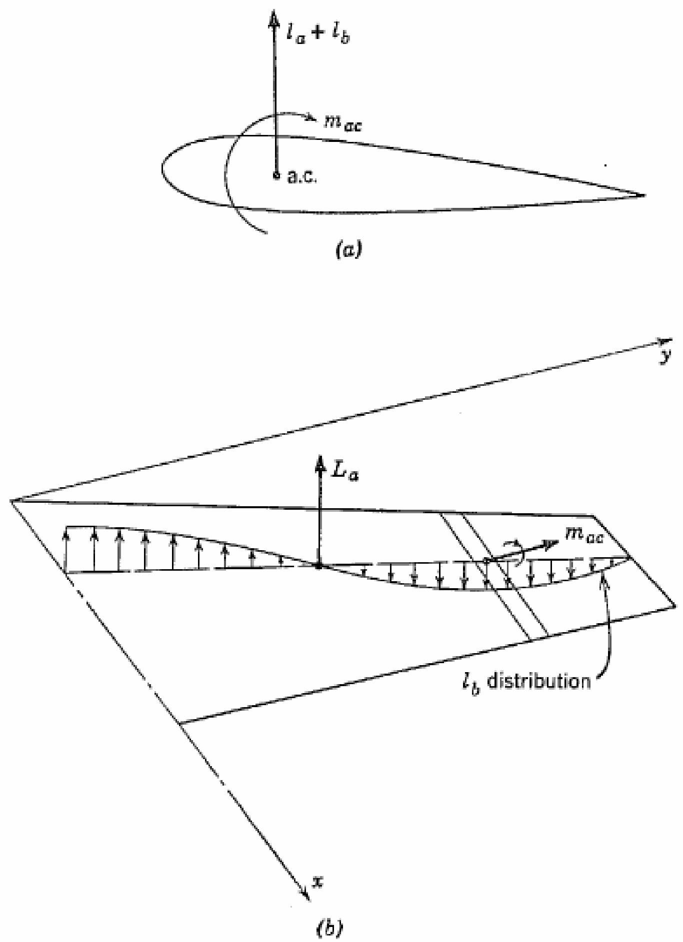
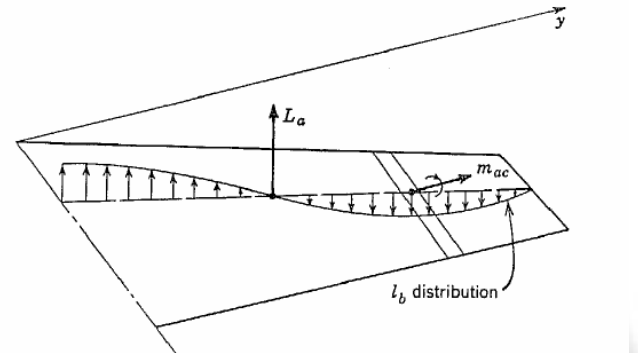


FIG. D.6. (a) Section total load. (b) Wing loads.

Proprietà aerodinamiche

CMac



SE NON CONOSCO
IL CARICO BASICO :

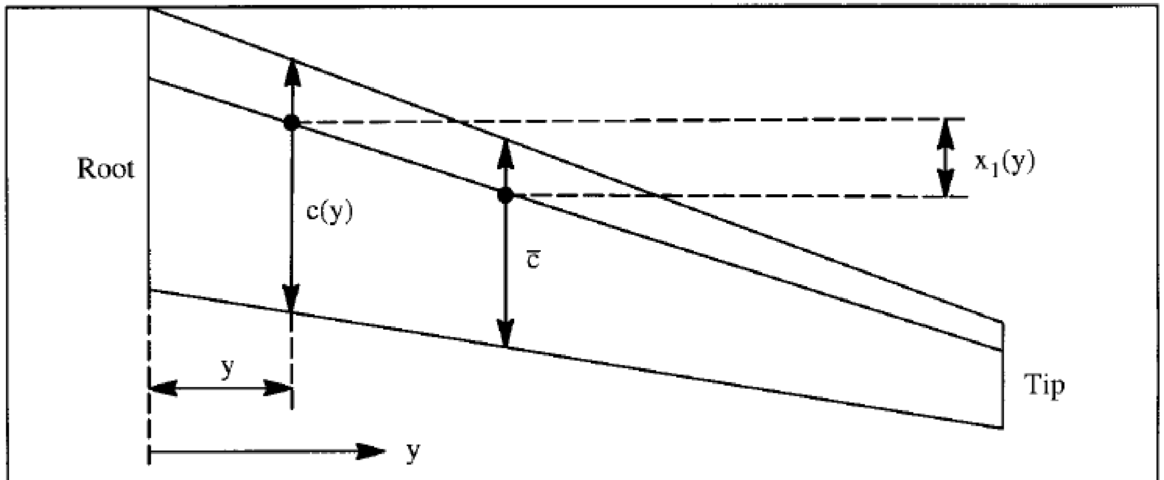


Figure 2.12 Geometric Parameters for Computing $C_{m_{ac}}$

FORMULA APPROSSIMATA PROPOSTA SU ROSKAM :

CM2 *CM1*

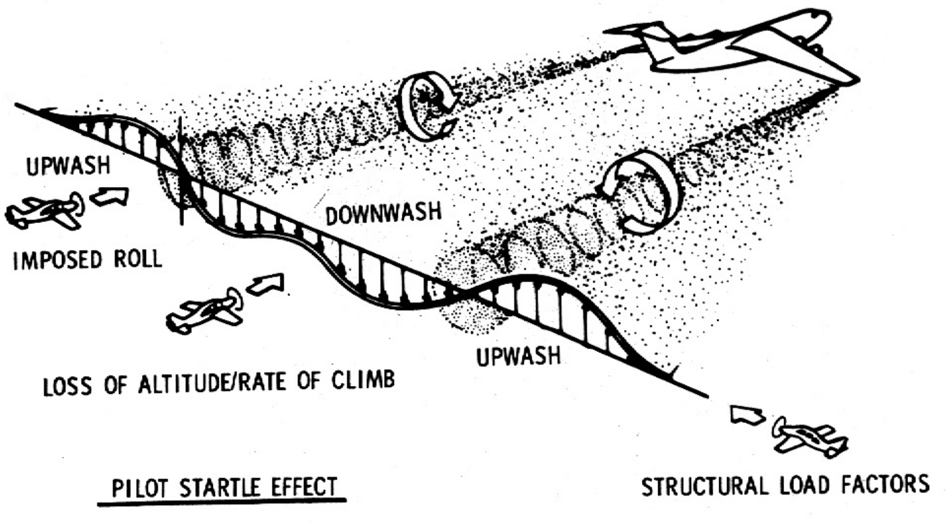
$$C_{m_{ac}} = \frac{1}{S\bar{c}}\left[\int_{-b/2}^{b/2}[c_{m_{ac}}(y)c(y)^2]dy + \pi\int_{-b/2}^{b/2}[\alpha_{0_L} + \varepsilon_T(y) - \alpha_0(y)]c(y)x_1(y)dy\right]$$

Proprietà aerodinamiche

DOWNWASH

$$\varepsilon_{ala} = \frac{C_L}{\pi AR}$$

$$\varepsilon_{\infty} = 2\frac{C_L}{\pi AR}$$



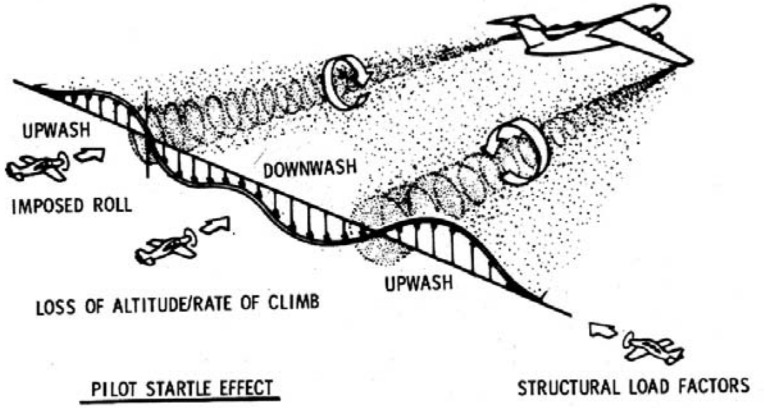
$$C_{Di} \cong C_L \alpha_i \cong \frac{C_L^2}{\pi AR} \Rightarrow \alpha_i \cong \frac{C_L}{\pi AR}$$

E' importante la derivata rispetto ad alfa.

Ad $\alpha = \alpha_{0L}$ ε ***sarebbe nullo, ma c'è l'effetto della Distribuzione di carico basico che provoca un certo*** ε

DOWNWASH

$$\varepsilon_{ala} = \frac{C_L}{\pi AR} \qquad \varepsilon_{\infty} = 2\frac{C_L}{\pi AR}$$



Derivata rispetto ad alfa.

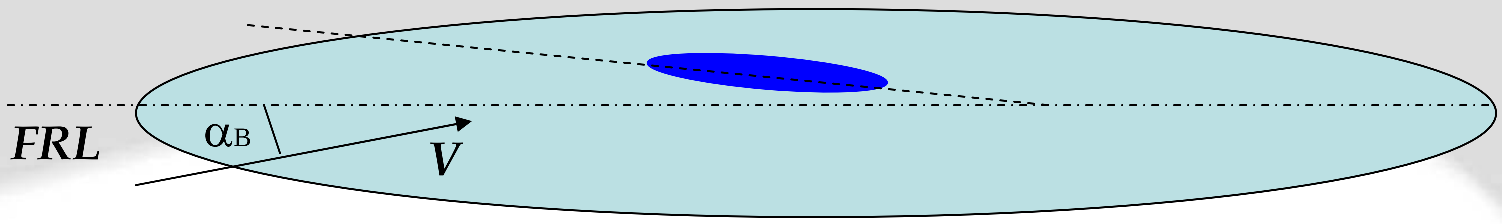
Ad $\alpha = \alpha_{0L}$ ε ***sarebbe nullo, ma c'è l'effetto della Distribuzione di carico basico che provoca un certo*** ε

L'effetto è piccolo e viene trascurato, cioè $\varepsilon_0 = 0$

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha}(\alpha - \alpha_{ZL}) \qquad \frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 2\frac{C_{L\alpha}}{\pi \cdot AR \cdot e_w}$$

Tiene conto sempre del fattore (1+δ)

PROPR AER ALA



Se riferiamo tutto ad un alfa pari ad alfa_body
Con iw indichiamo il calettamento dell'ala sulla FRL (Fuselage Reference Line)

$$\varepsilon = \frac{d\varepsilon}{d\alpha}(\alpha_B + i_w - \alpha_{ZL})$$

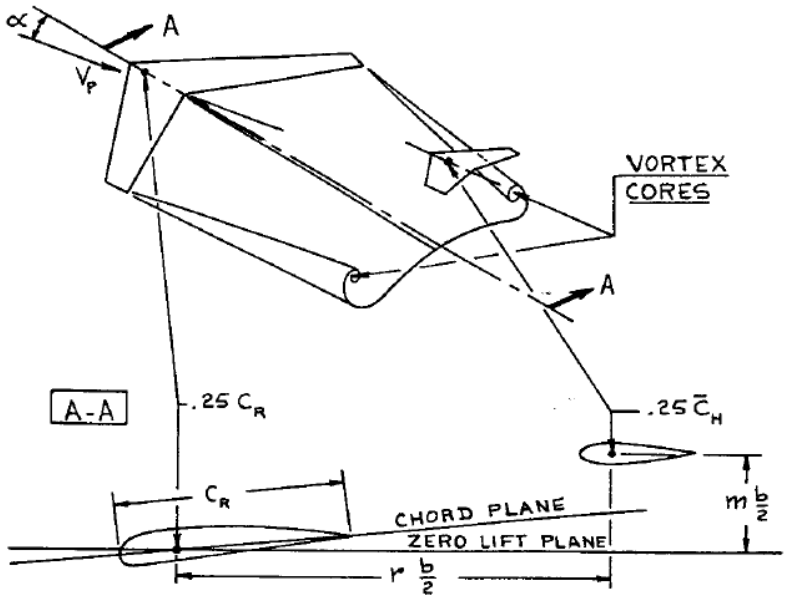
$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 2\frac{C_{L\alpha}}{\pi \cdot AR \cdot e_i}$$

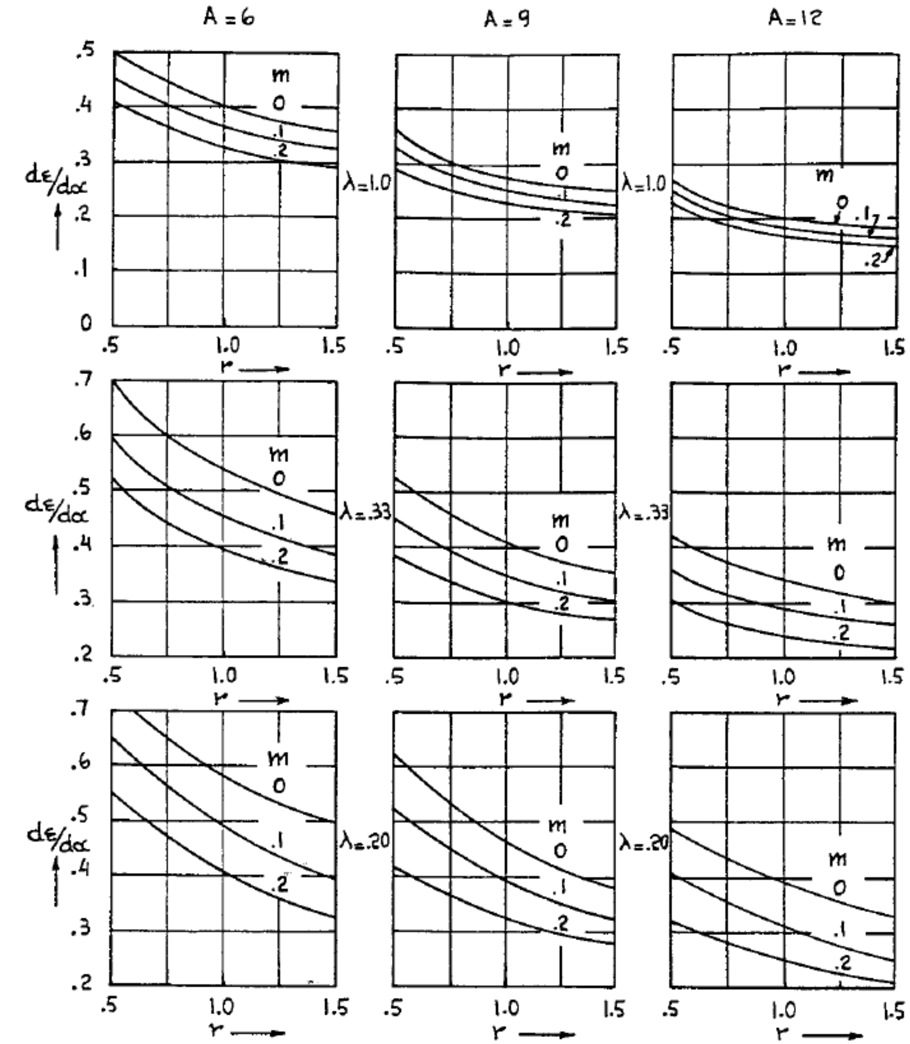
O anche , indicando questa volta il pedice **0** *come alfa_body* **=0 :**

$$\boxed{\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\alpha_B \;\; \text{con}\ \varepsilon_0 = \frac{d\varepsilon}{d\alpha}(i_w - \alpha_{ZL}) \;\; \text{e}\ CL_0 = CL_\alpha(i_w - \alpha_{ZL})}$$

DOWNWASH

STIMA accurata del $d\varepsilon/d\alpha$



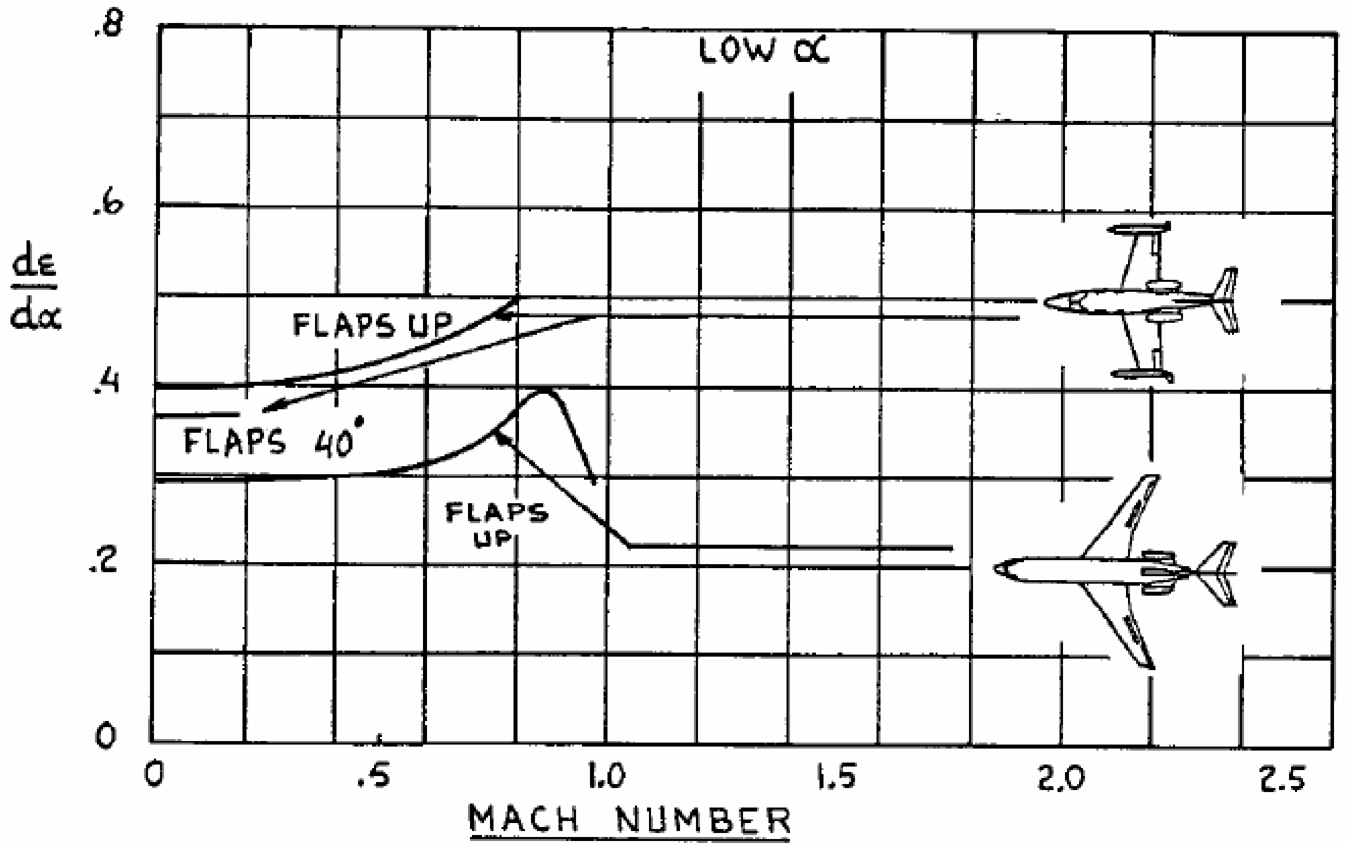


Notes: 1. Valid only for straight, tapered wings at low Mach Numbers
2. For other aspect ratios, interpolate or extrapolate
3. See Part VI of Reference 2.3 for a more general method

$$m = \frac{\text{Vertical distance of horizontal tail } 0.25\bar{c}_h \text{ above/below the wing zero lift line}}{b/2}$$

$$r = \frac{\text{Longitudinal distance of } 0.25c_r \text{ toward the horizontal tail } 0.25\bar{c}_h \text{ location}}{b/2}$$

DOWNWASH

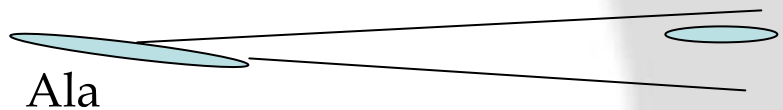


$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}_M = \frac{\frac{d\varepsilon}{d\alpha}_{M=0}}{\sqrt{1-M^2}}$$

PRESS DINAMICA IN CODA

La pressione dinamica in coda q_H è minore solitamente della pressione dinamica a monte q_{oo}.

La pressione dinamica è tanto minore quanto più il piano è immerso nella scia dell'ala in presenza di flusso separato (alte incidenze)
Il rapporto viene indicato con



$$\eta_H = \frac{q_H}{q_\infty}$$

Vale 1.0 o 0.98 se è lontano, ma, nei casi in cui è immerso in scia e c'è flusso separato vale anche 0.80

Anche per il piano di coda verticale : $\eta_V = \frac{q_V}{q_\infty}$