



Corso Progetto Generale Velivoli

Equilibrio e Stabilità longitudinale (PARTE 1)

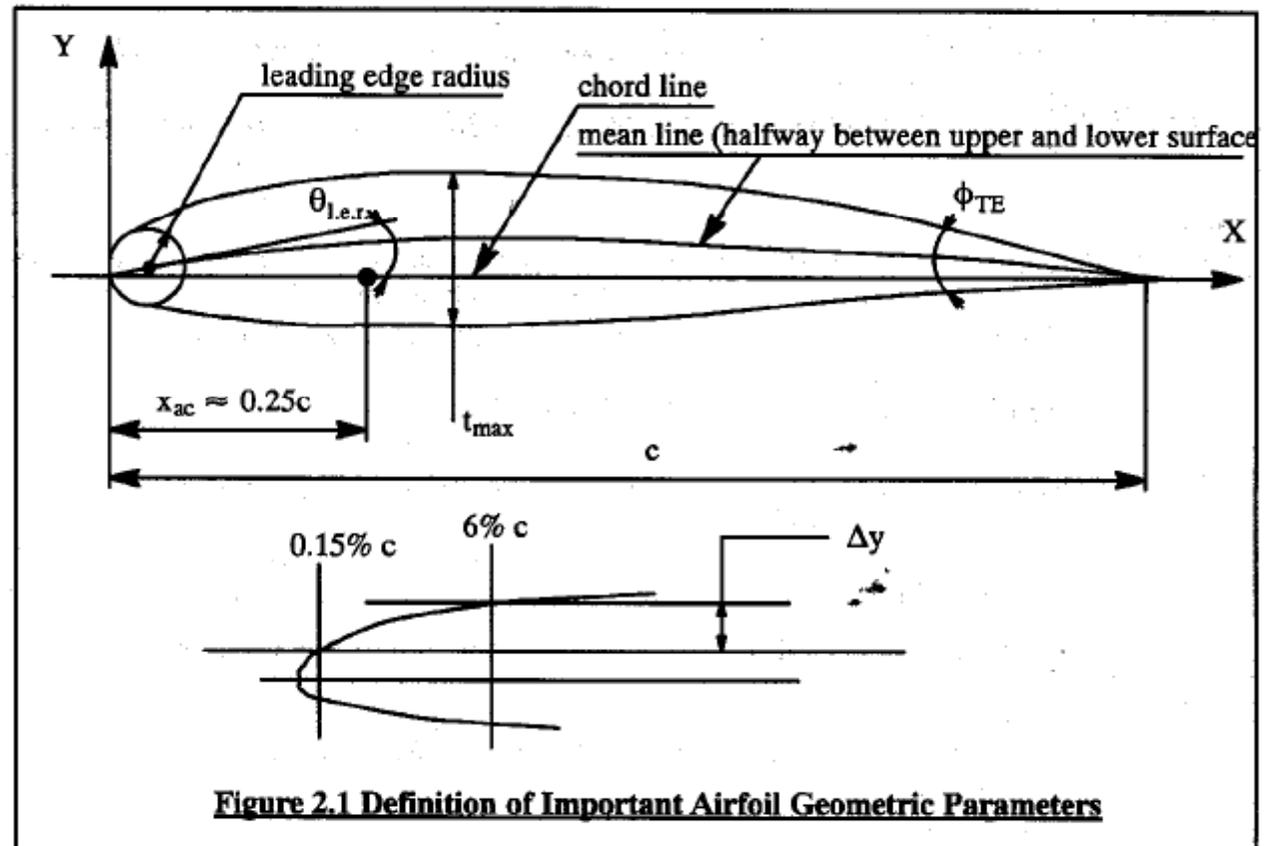
**Docente
Fabrizio Nicolosi**

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

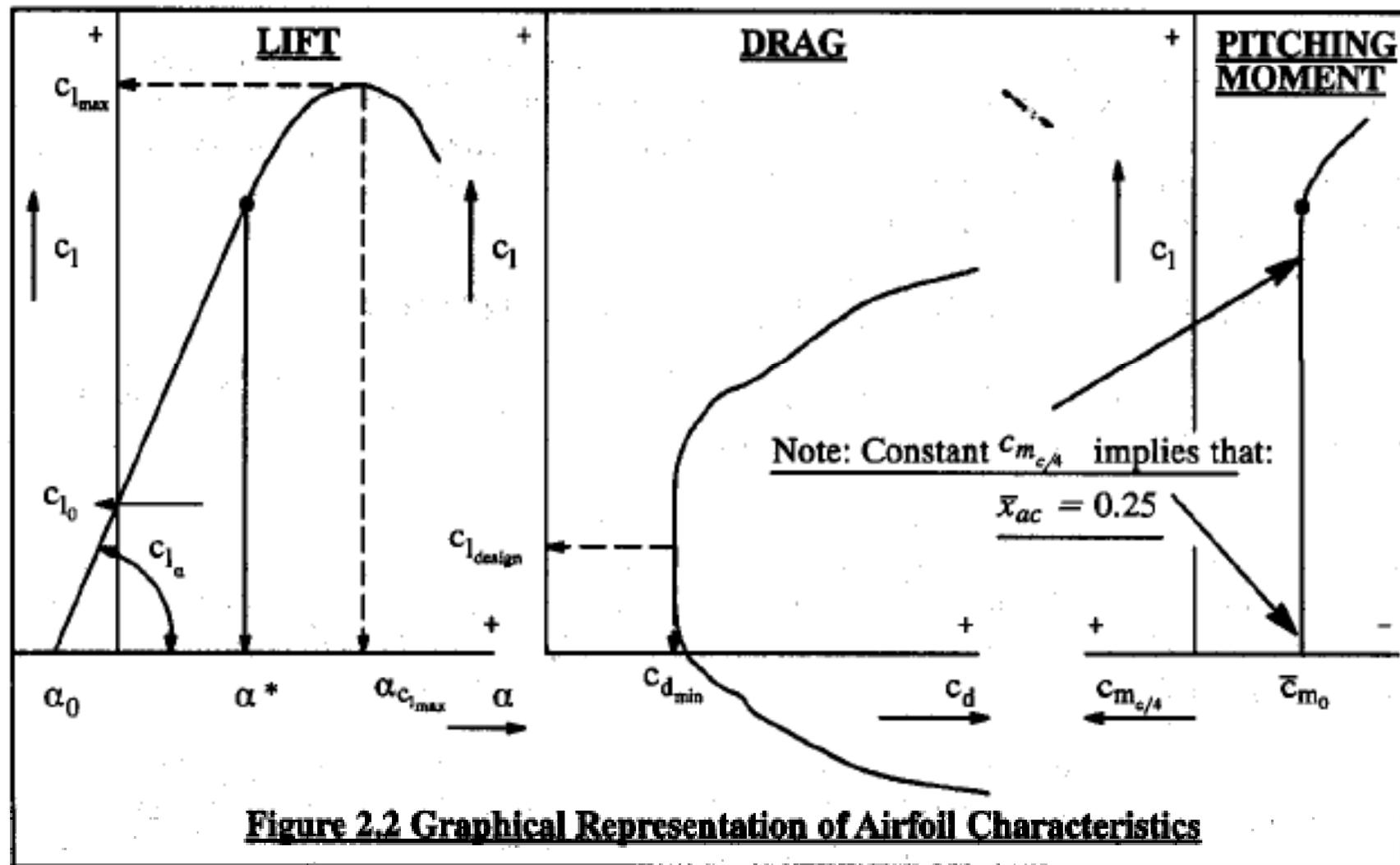


PROFILI ALARI

- 1) maximum thickness ratio, $(t/c)_{\max}$
- 2) shape of the mean line (also referred to as camber). If the mean line is a straight line, the airfoil is said to be symmetrical.
- 3) leading edge shape or Δy parameter and leading edge radius (l.e.r.)
- 4) trailing edge angle, ϕ_{TE}



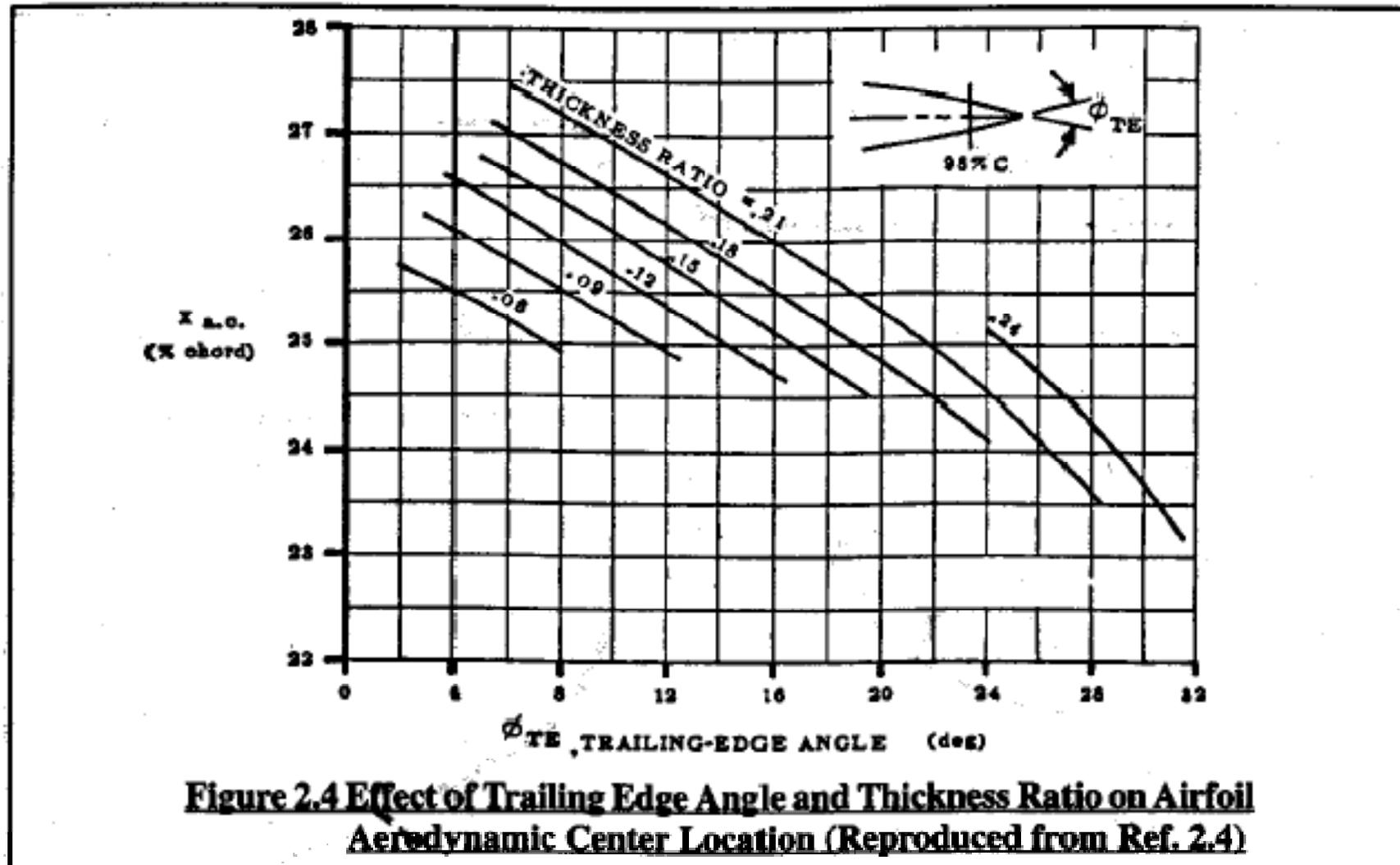
PROFILI ALARI



PROFILI ALARI

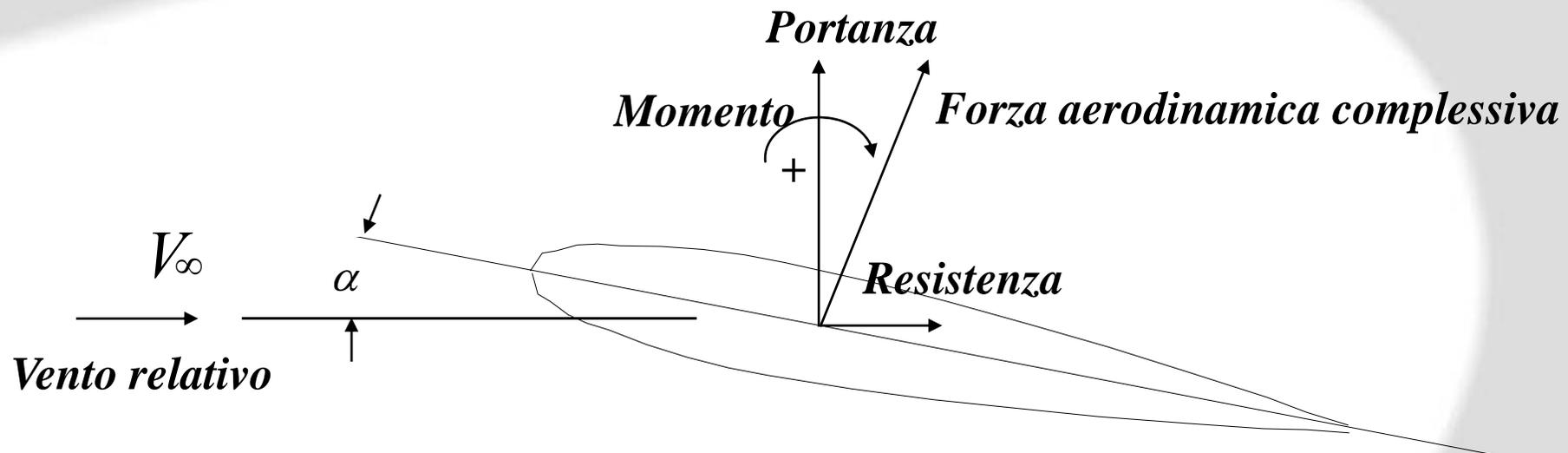
Table 2.1 Summary of Principal Effects of Geometric Airfoil Parameters on Aerodynamic characteristics of Airfoils	
Geometric Airfoil Parameter	Principal Effect on Aerodynamic Characteristics other than Drag
Maximum Thickness ratio, t/c_{max}	<p>Maximum lift coefficient, $c_{l_{max}}$</p> <p>Aerodynamic center, $\bar{x}_{ac} = \frac{x_{ac}}{c}$</p>
Shape of the mean line	<p>Zero lift angle of attack, α_0</p> <p>Maximum lift coefficient, $c_{l_{max}}$</p> <p>Pitching moment coefficient at zero lift coefficient, \bar{c}_{m_0}</p>
Leading edge radius, l.e.r. and leading edge shape parameter, Δy	<p>Maximum lift coefficient, $c_{l_{max}}$ and</p> <p>end of the linear angle of attack range, α^*</p>
Trailing edge angle, ϕ_{TE}	Aerodynamic center, $\bar{x}_{ac} = \frac{x_{ac}}{c}$

PROFILI ALARI



PROFILI ALARI

Forze e momenti



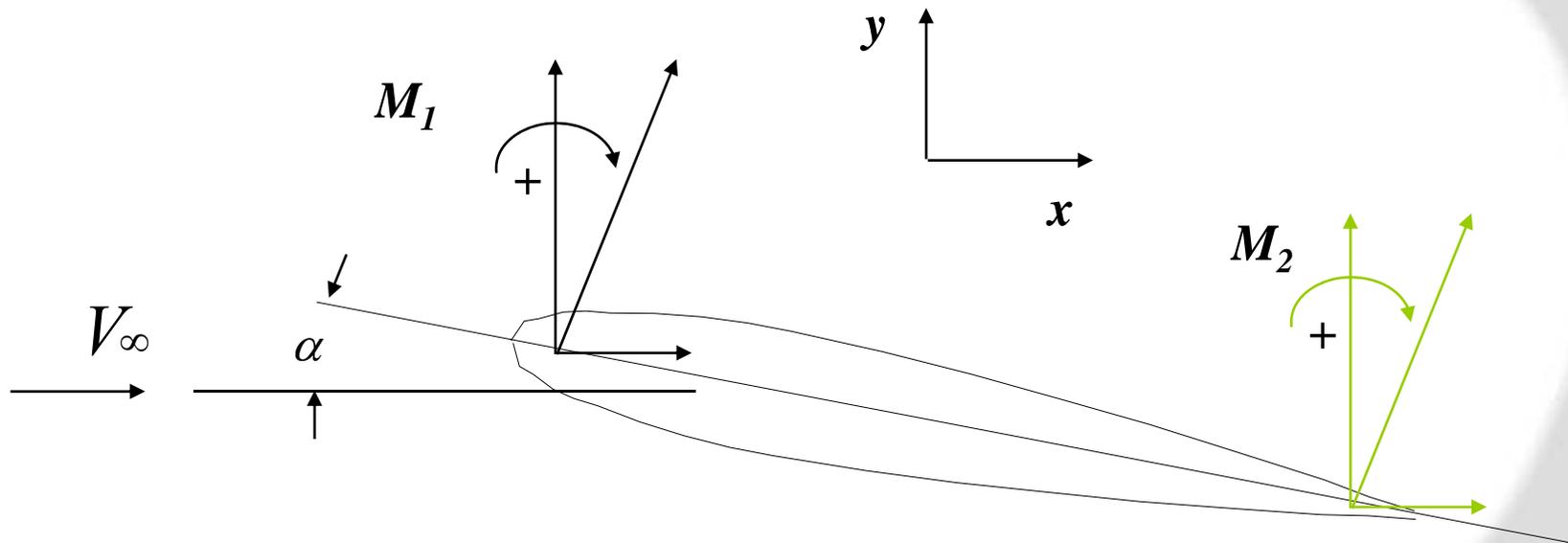
Angolo d'attacco (α): angolo tra la velocità relativa e la corda

- Note:*
- 1) La portanza è perpendicolare alla velocità della corrente indisturbata*
 - 2) Resistenza è parallela*
 - 3) Il momento è positivo se cabrante*



PROFILI ALARI

Momento aerodinamico



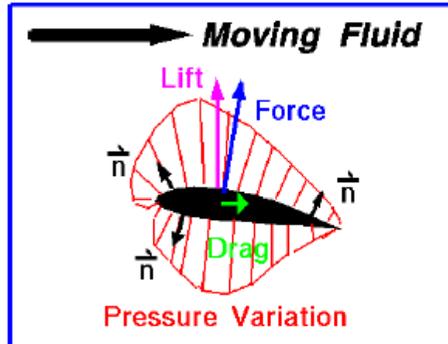
Nota: La forza ed il momento possono essere rappresentati rispetto a qualsiasi punto sulla corda.

La forza non cambia, ma il momento dipende assolutamente dal punto rispetto al quale si decide di valutarlo



PROFILI ALARI

Centro di pressione

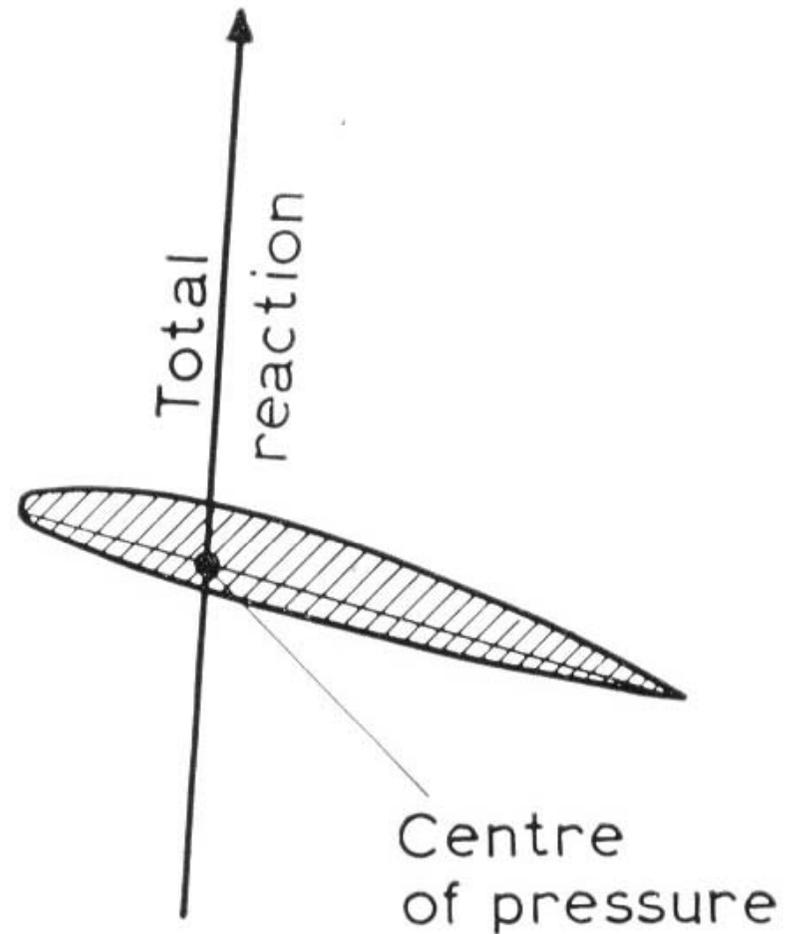


Pressure forces act normal (perpendicular) to surface.
Force on the body is the vector sum of the pressure x area
around the entire solid body.

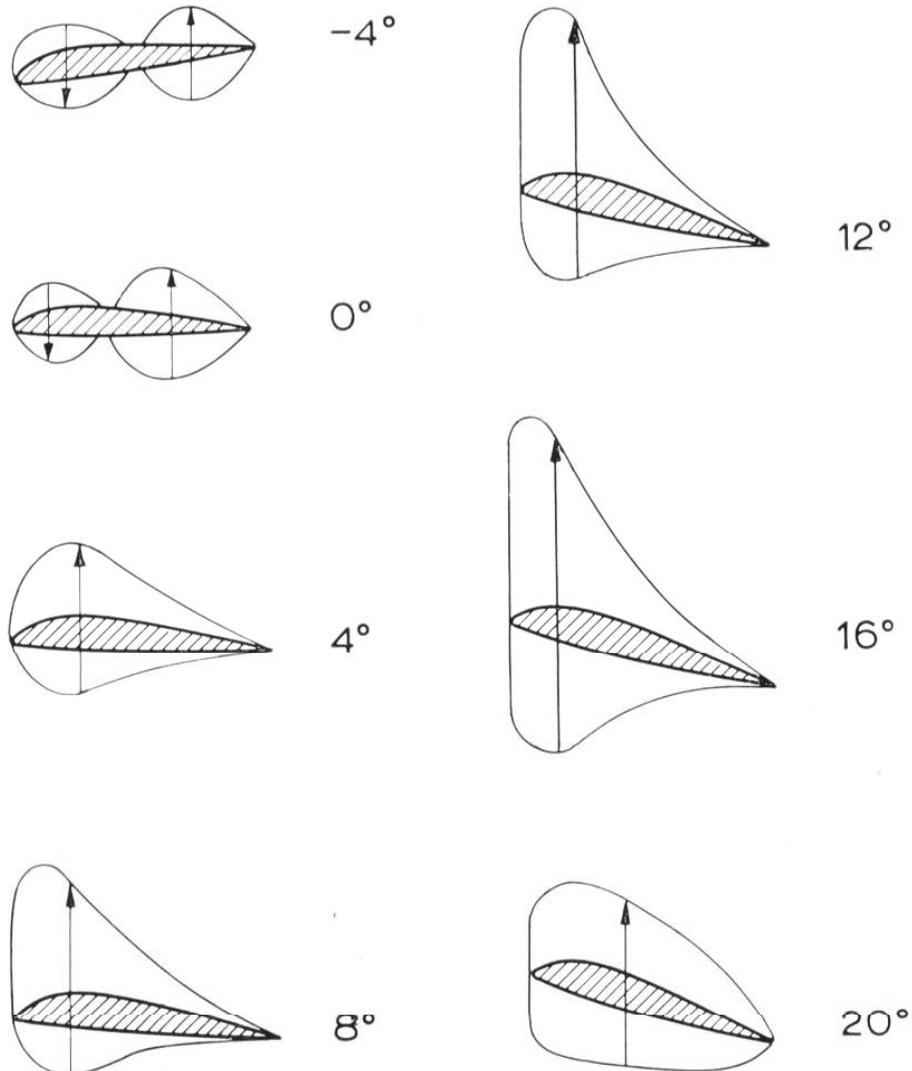
$$\vec{F} = \sum_{\text{surface}} p \vec{n} A = \oint p \vec{n} dA$$

Lift = F_{normal}

Drag = F_{stream}



PROFILI ALARI

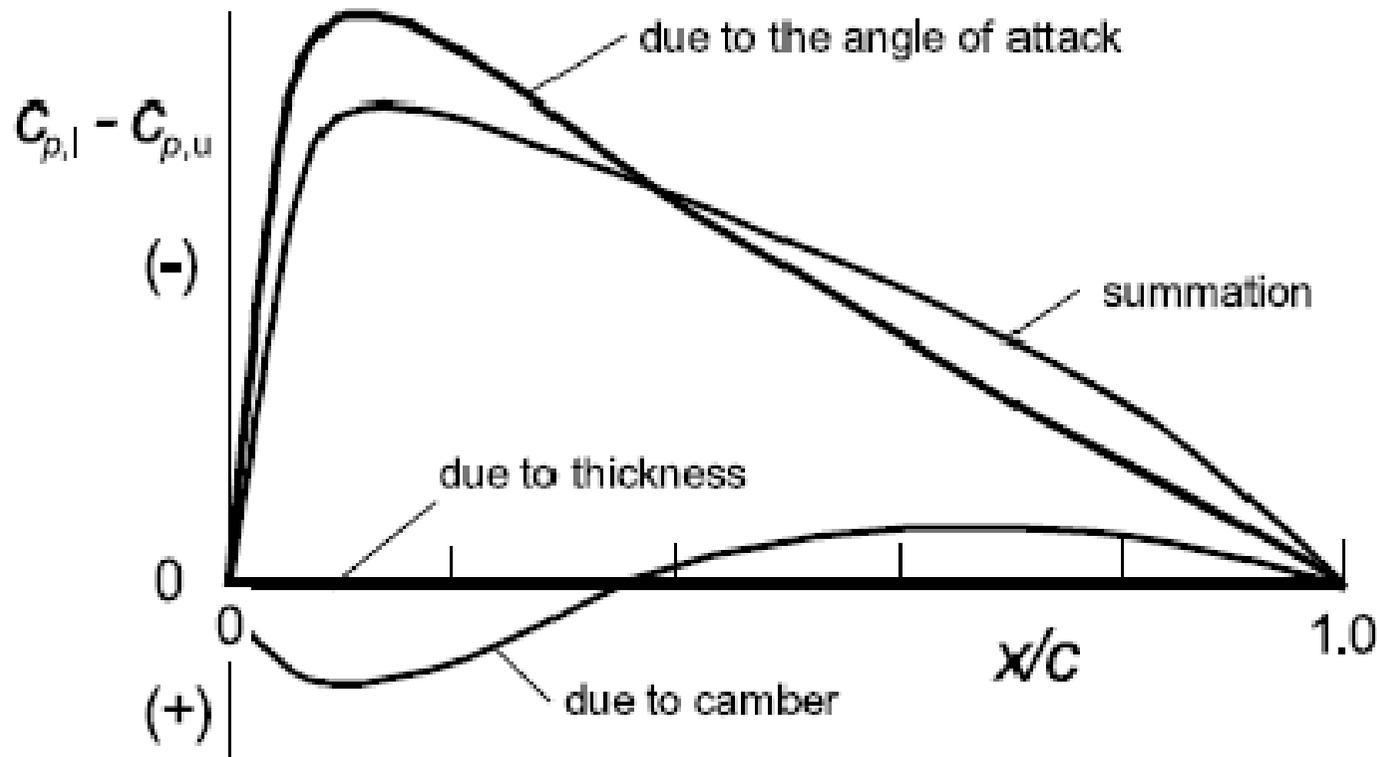


Il centro di pressione si sposta sul profilo al variare dell'angolo d'attacco.

PROFILI ALARI

Portanza sul profilo dovuta a

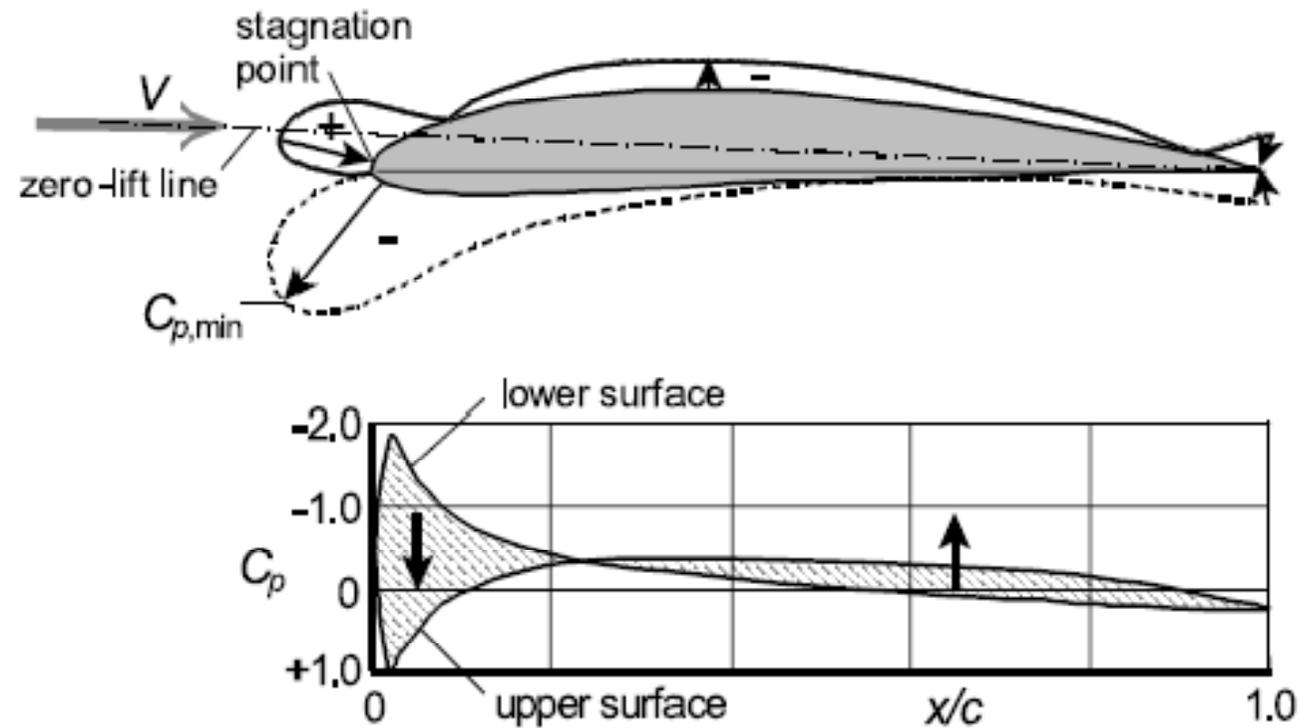
- angolo d'attacco
- spessore
- camber della linea media



PROFILI ALARI

⇒ Distribuzione di pressione per un profilo curvo ad alfa di portanza nulla (alfa_zero_lift).

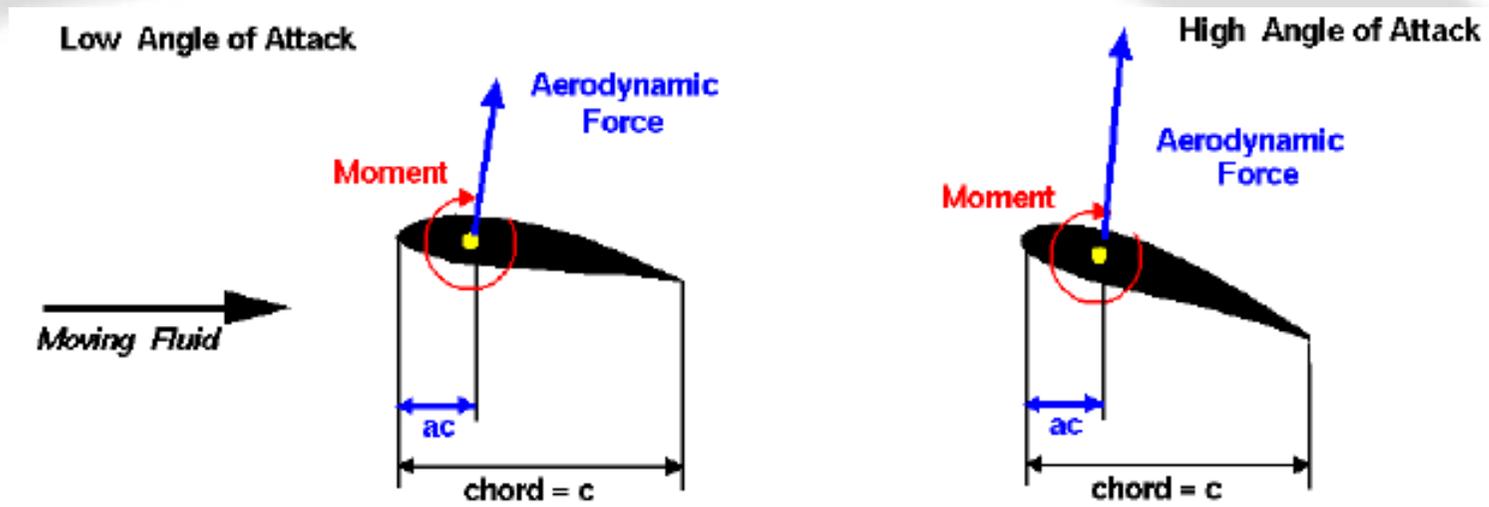
E' presente una coppia picchiante
 $C_m < 0$



PROFILI ALARI

Centro Aerodinamico

Assumendo $V = \text{cost}$



Aerodynamic Center

For low speed, thin airfoils (flat plate):

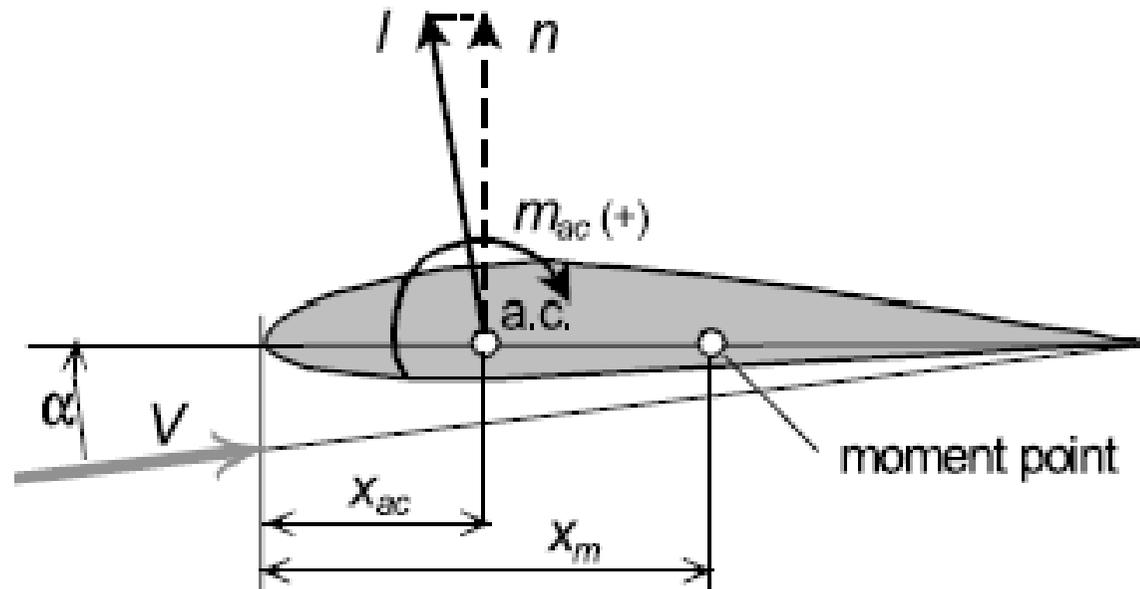
$$ac = \frac{c}{4}$$

Moment about the aerodynamic center is constant with angle.

Aerodynamic center does not move with angle.



PROFILI ALARI

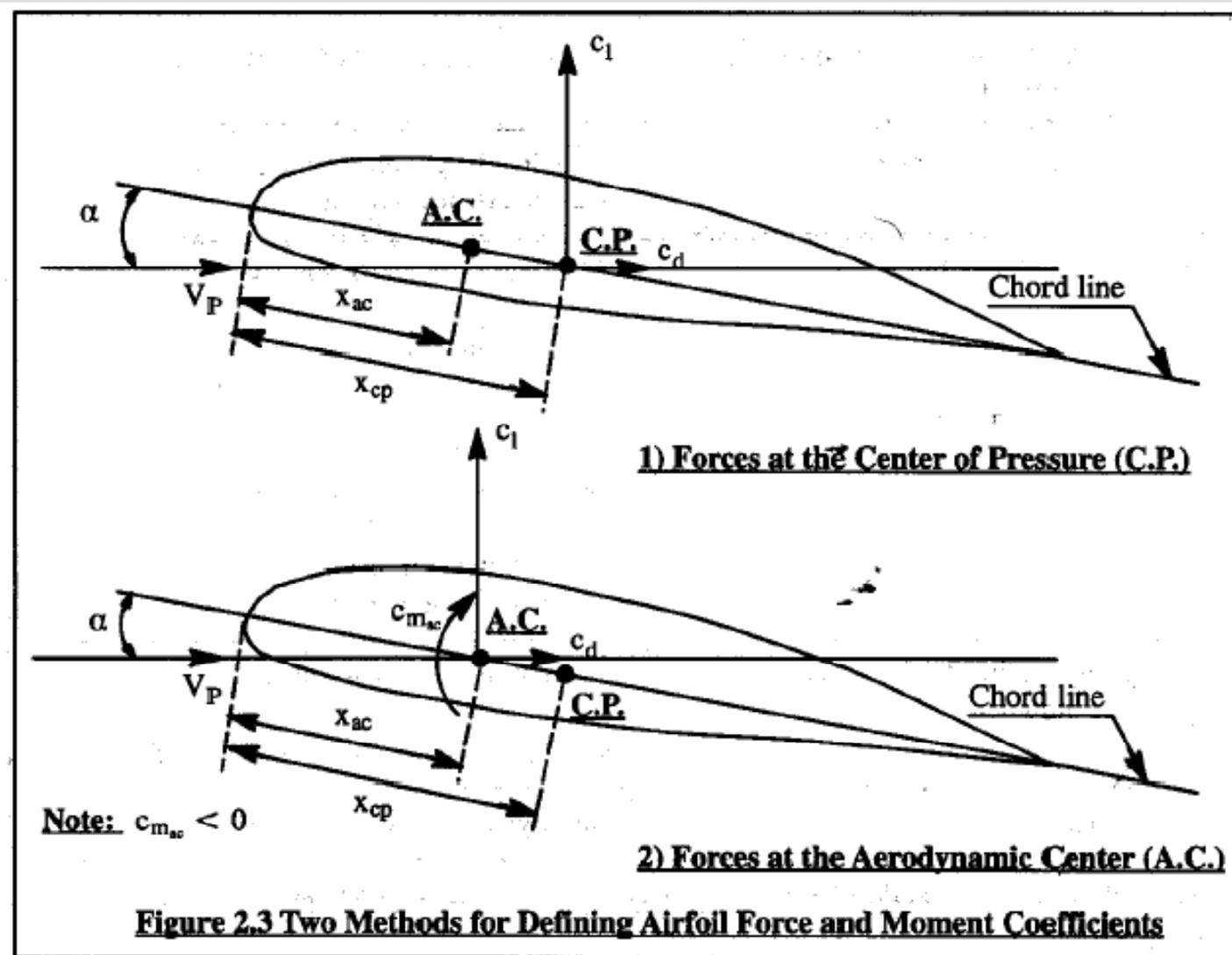


$$m_{x=0} = -n x_{ac} + m_{ac} \quad \rightarrow \quad c_{m_{x=0}} = -c_n (x_{ac}/c) + c_{m_{ac}} \cdot$$

$$\frac{x_{cp}}{c} = -\frac{c_{m_{x=0}}}{c_n} = \frac{x_{ac}}{c} - \frac{c_{m_{ac}}}{c_n} \quad c_l \approx c_n$$

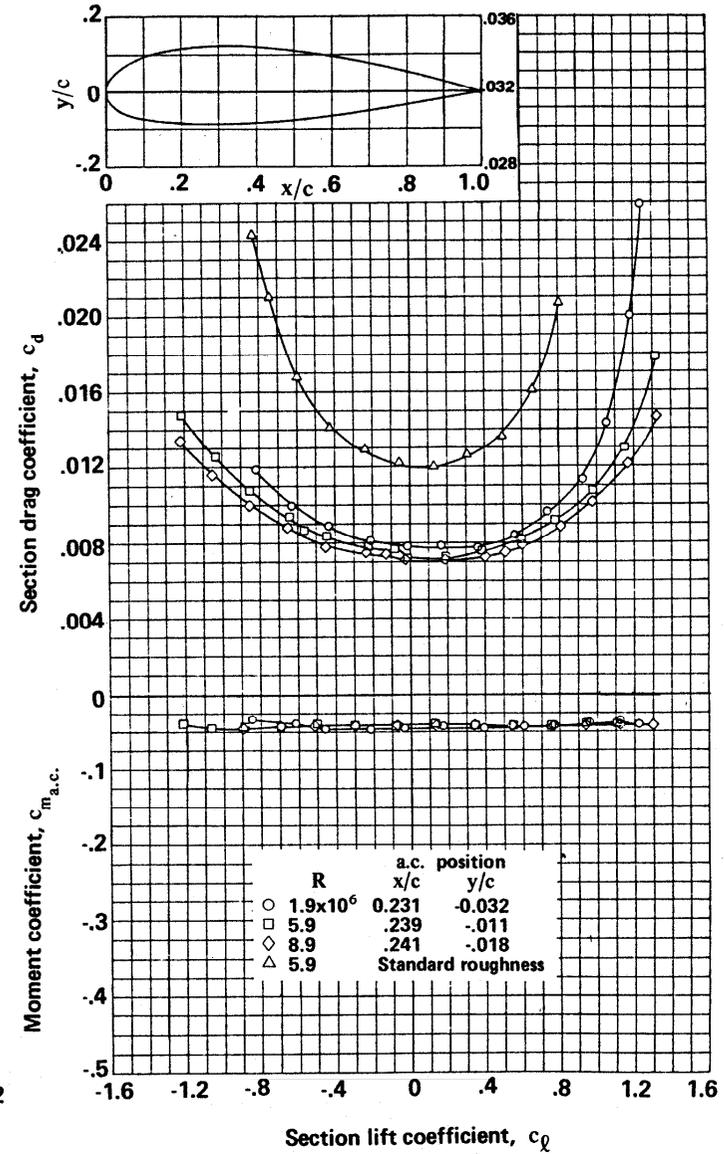
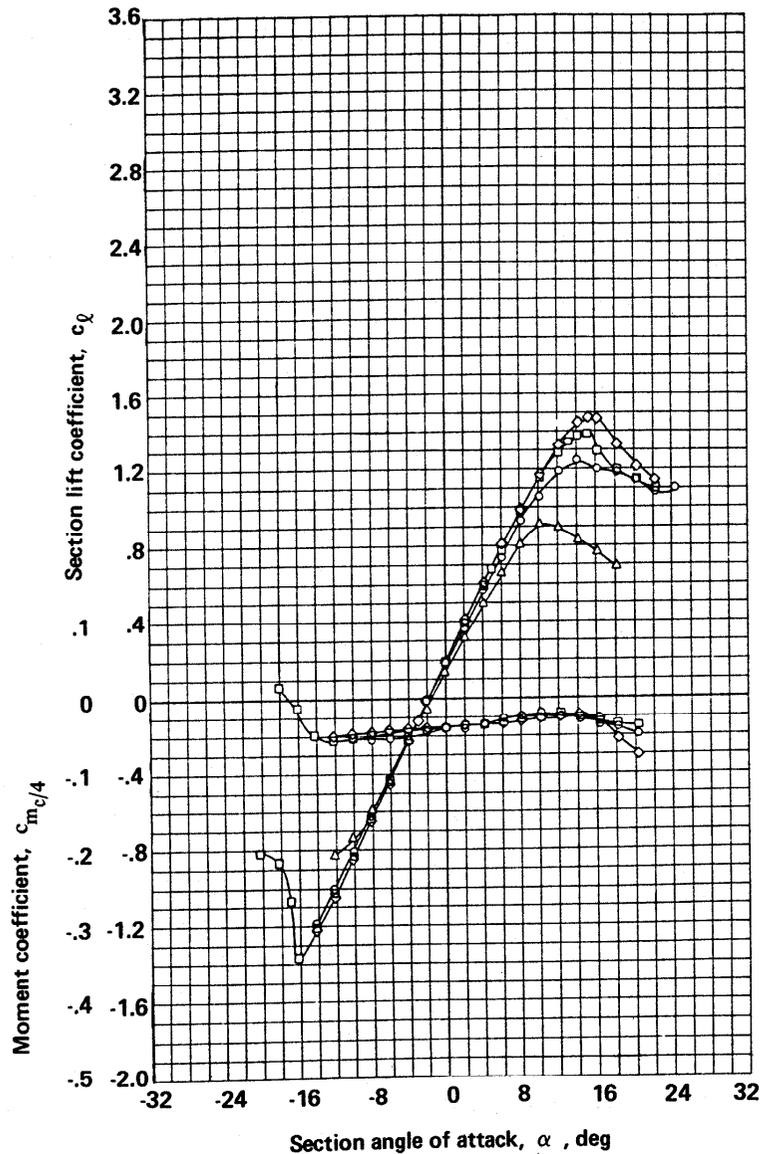
$$\frac{x_{cp}}{c} = \frac{x_{ac}}{c} - \frac{c_{m_{ac}}}{c_l}$$

PROFILI ALARI

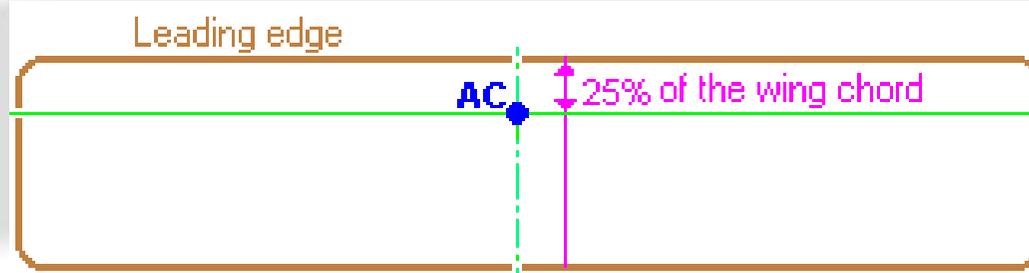


PROFILI ALARI

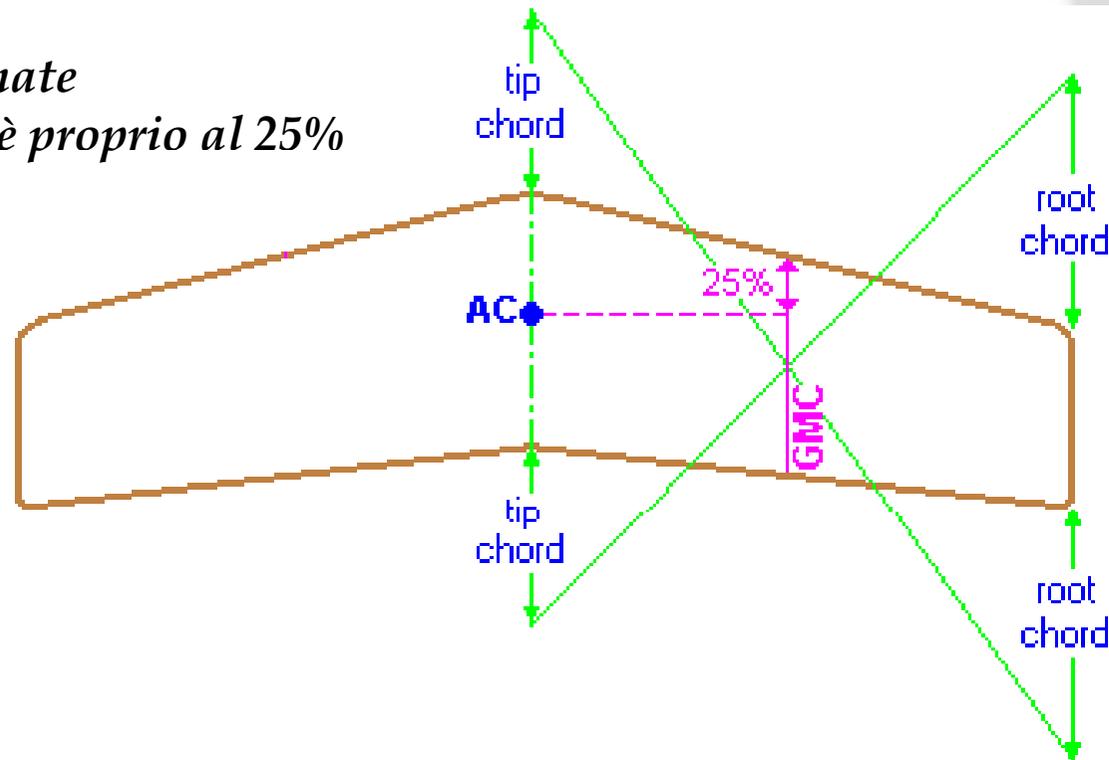
PROFILO NACA 4418



L'ALA FINITA – CENTRO AERODINAMICO



*Per ali a freccia e rastremate
è vicino al 25% , ma non è proprio al 25%*



L'ALA FINITA – CENTRO AERODINAMICO

Pos centro aer. X_{ac} funzione di : AR, freccia, rastremazione, $CL\alpha$ e MACH

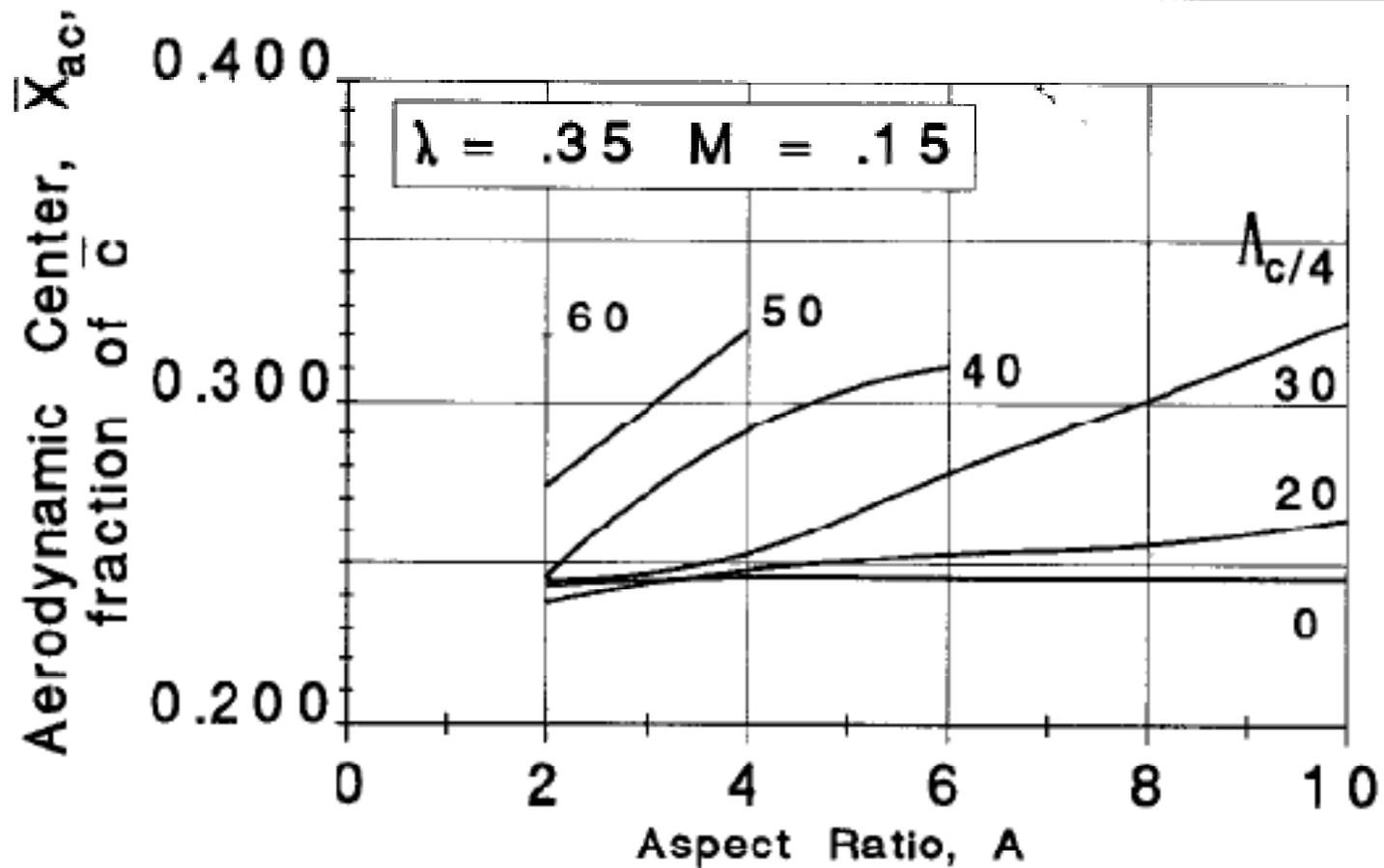
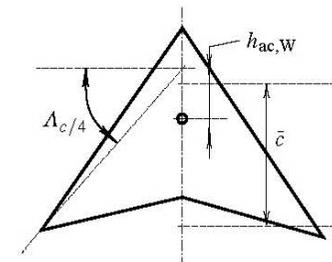
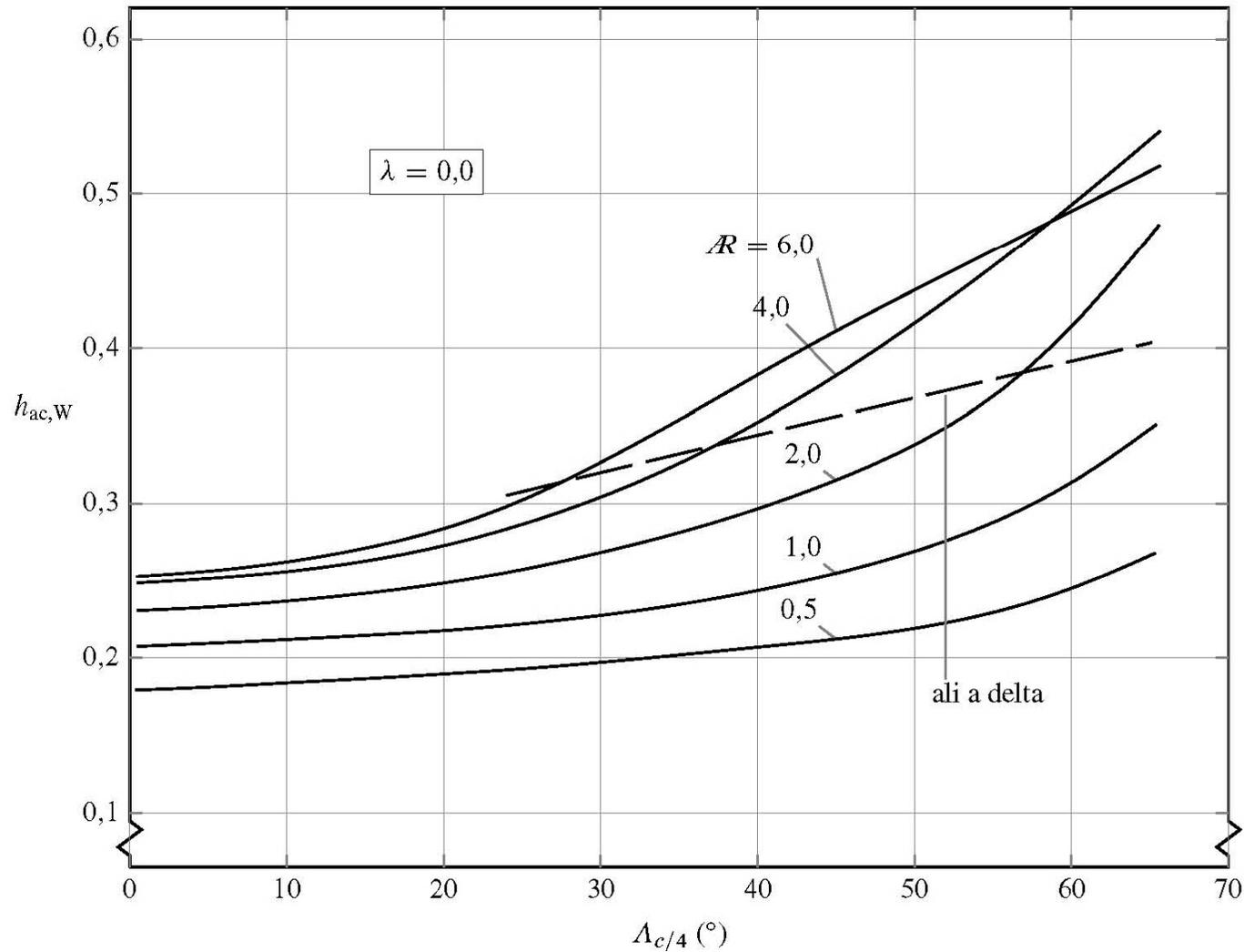
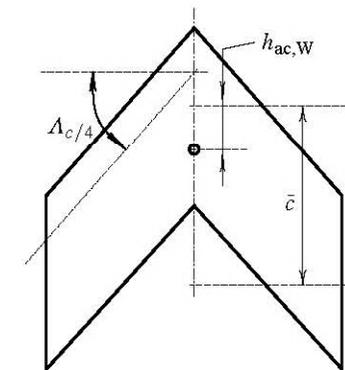
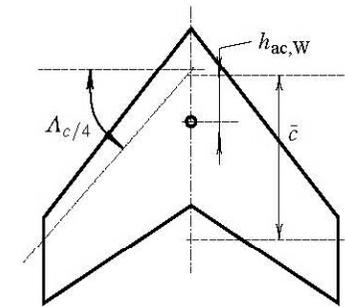
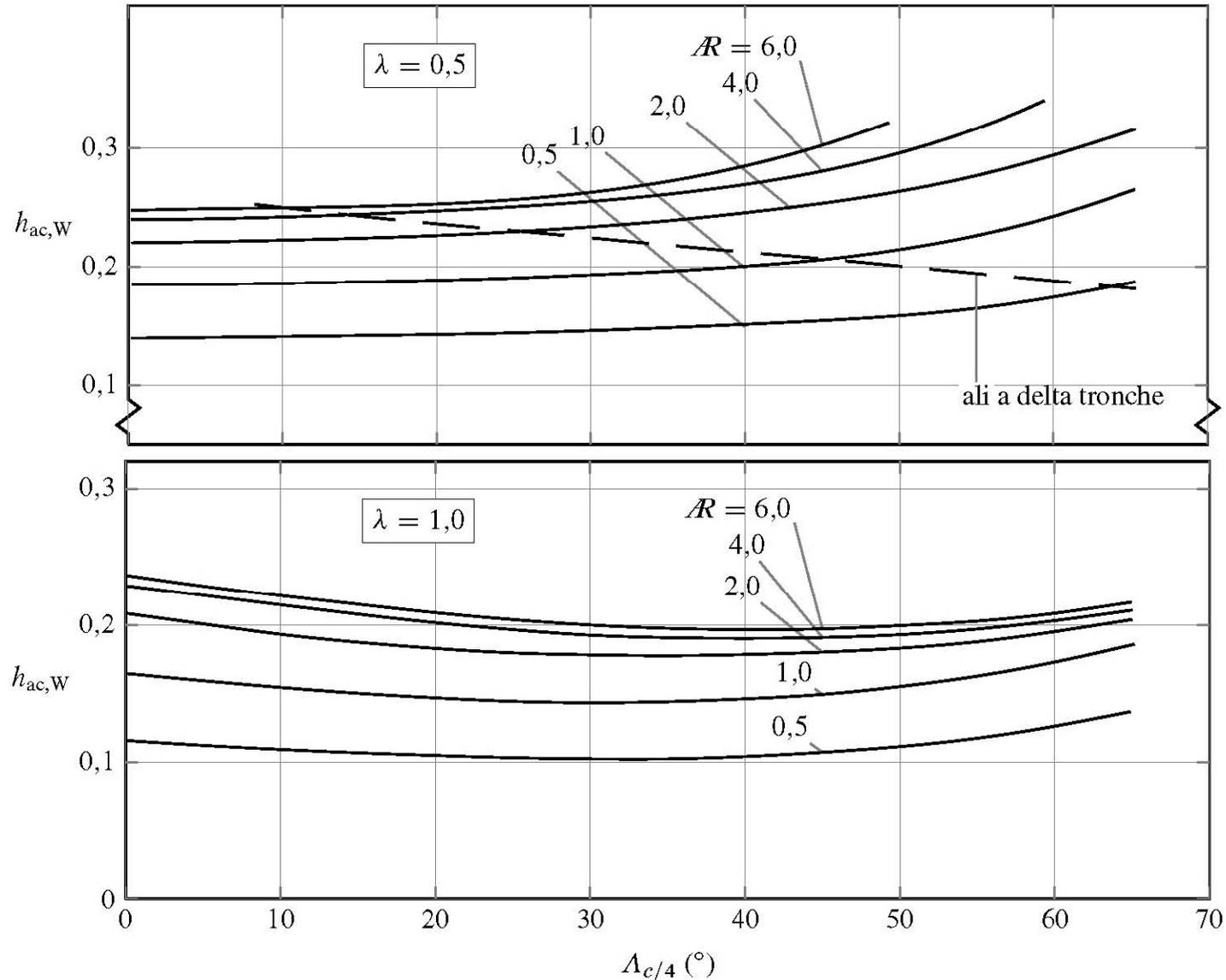


Figure 2.9 Effect of Planform Geometry on Aerodynamic Center (Subsonic)

L'ALA FINITA – CENTRO AERODINAMICO



L'ALA FINITA – CENTRO AERODINAMICO



L'ALA FINITA – CENTRO AERODINAMICO

Pos centro aer. X_{ac} , EFFETTO MACH in Supersonico

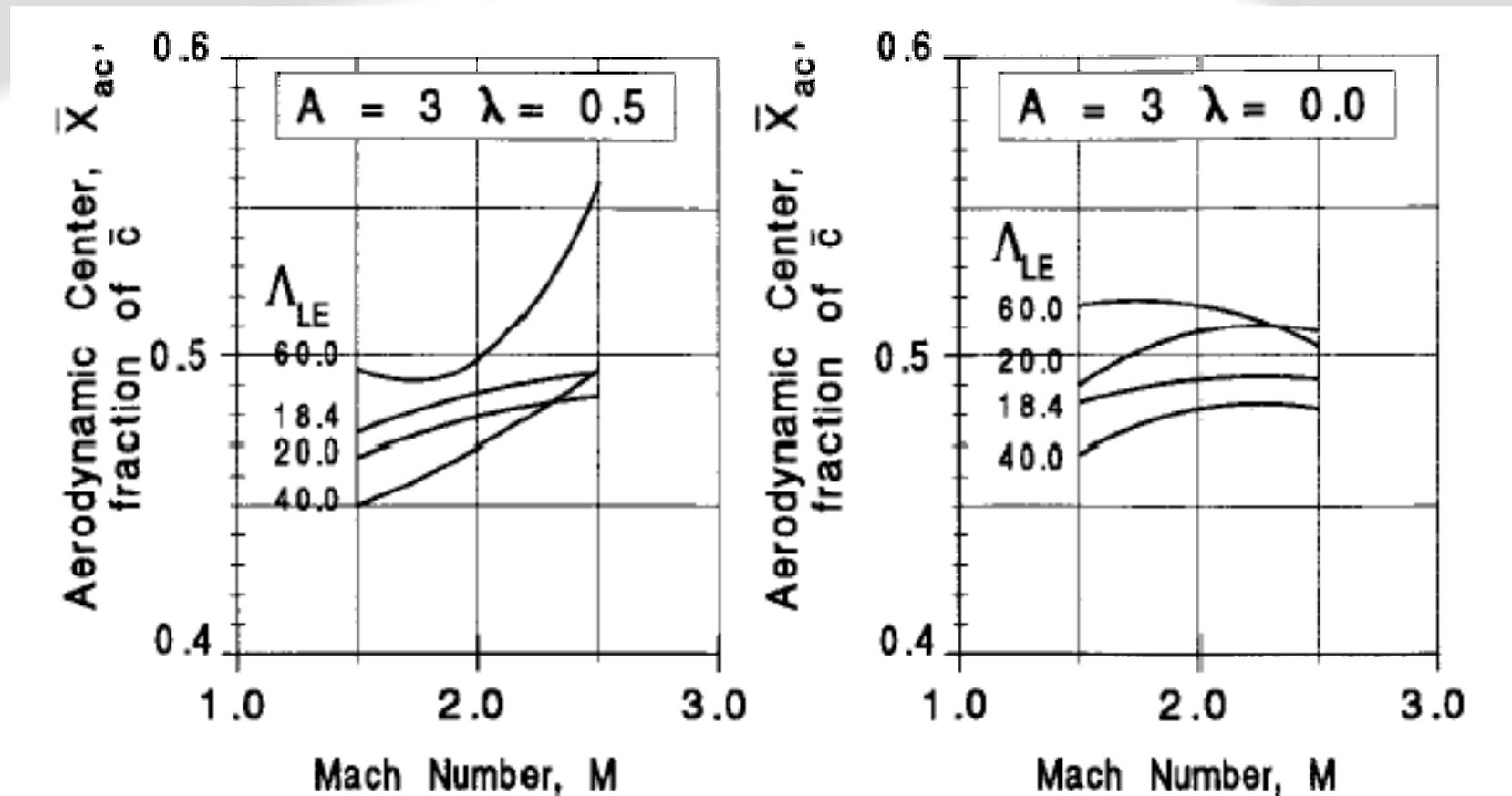


Figure 2.10 Effect of Planform Geometry on Aerodynamic Center (Supersonic)

L'ALA FINITA – CENTRO AERODINAMICO

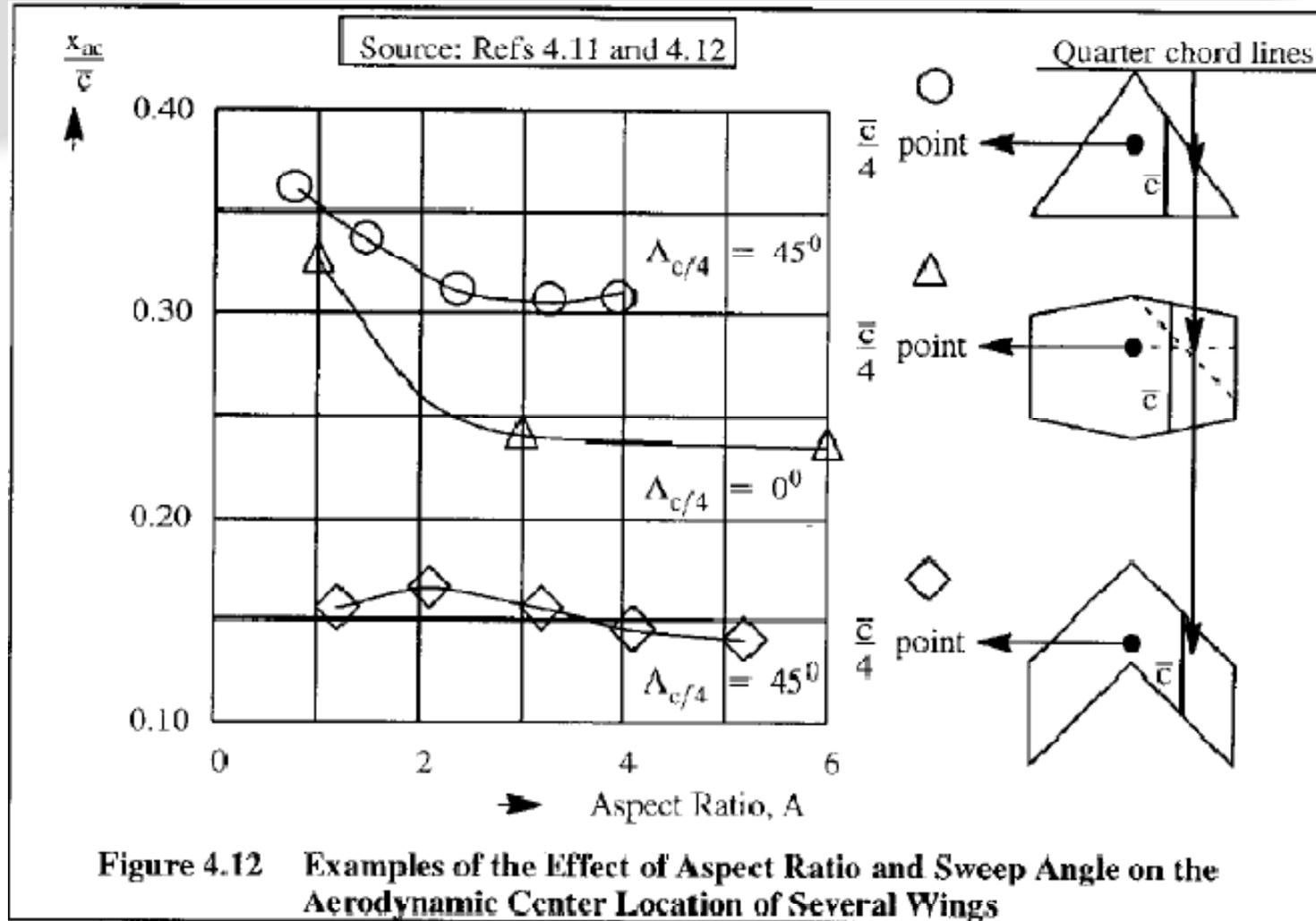
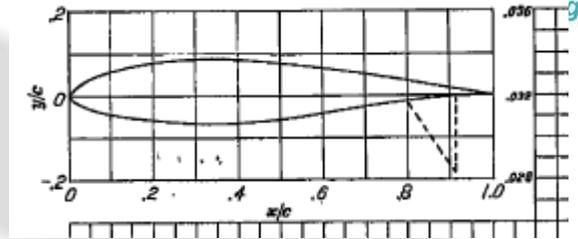


Table 3.1 Experimental, Low Speed NACA Airfoil Data for Smooth Leading Edges

(Note: Data reproduced from Reference 3.1 for $R_N = 9 \times 10^6$)

Airfoil	α_0 (deg)	\bar{c}_{m_0}	c_{l_α} (1/deg)	\bar{x}_{ac}	$\alpha_{c_{l_{max}}}$ (deg)	$c_{l_{max}}$	α^* (deg)
0006	0	0	0.108	0.250	9.0	0.92	9.0
0009	0	0	0.109	0.250	13.4	1.32	11.4
1408	-0.8	-0.023	0.109	0.250	14.0	1.35	10.0
1410	-1.0	-0.020	0.108	0.247	14.3	1.50	11.0
1412	-1.1	-0.025	0.108	0.252	15.2	1.58	12.0
2412	-2.0	-0.047	0.105	0.247	16.8	1.68	9.5
2415	-2.0	-0.049	0.106	0.246	16.4	1.63	10.0
2418	-2.3	-0.050	0.103	0.241	14.0	1.47	10.0
2421	-1.8	-0.040	0.103	0.241	16.0	1.47	8.0
2424	-1.8	-0.040	0.098	0.231	16.0	1.29	8.4
23012	-1.4	-0.014	0.107	0.247	18.0	1.79	12.0
23015	-1.0	-0.007	0.107	0.243	18.0	1.72	10.0
23018	-1.2	-0.005	0.104	0.243	16.0	1.60	11.8
23021	-1.2	0	0.103	0.238	15.0	1.50	10.3
23024	-0.8	0	0.097	0.231	15.0	1.40	9.7
64-006	0	0	0.109	0.256	9.0	0.80	7.2
64-009	0	0	0.110	0.262	11.0	1.17	10.0
64 ₁ -012	0	0	0.111	0.262	14.5	1.45	11.0
64 ₁ -212	-1.3	-0.027	0.113	0.262	15.0	1.55	11.0
64 ₁ -412	-2.6	-0.065	0.112	0.267	15.0	1.67	8.0
64-206	-1.0	-0.040	0.110	0.253	12.0	1.03	8.0
64-209	-1.5	-0.040	0.107	0.261	13.0	1.40	8.9
64-210	-1.6	-0.040	0.110	0.258	14.0	1.45	10.8



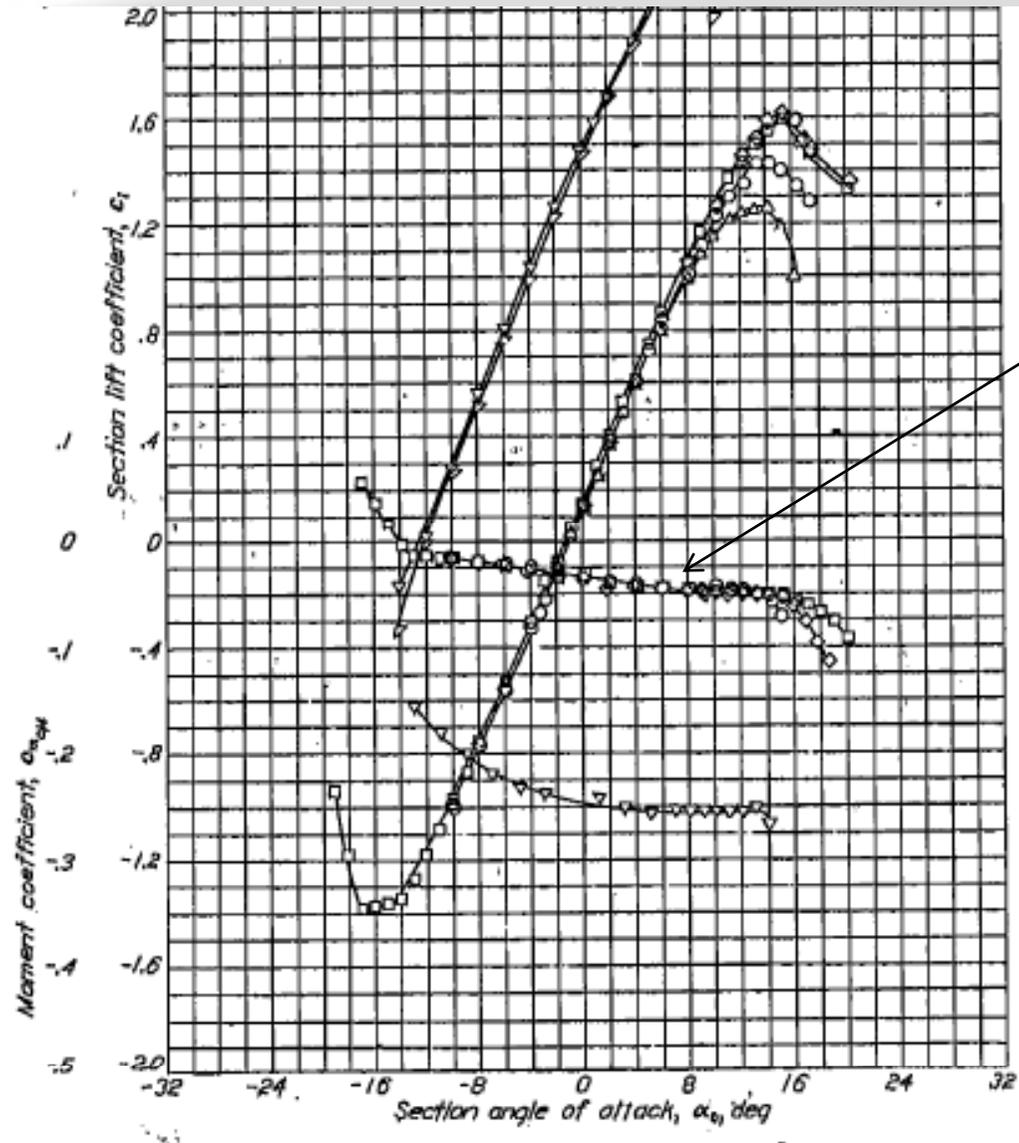
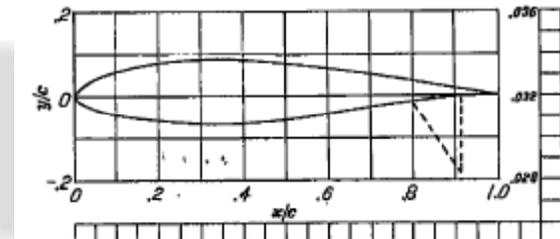
Fuoco di un
profilo alare

Per i 4 cifre è molto vicino al 25'

Per i 5 cifre è leggermente
avanzato

Per i 6a serie è leggermente
arretrato

Fuoco di un profilo alare

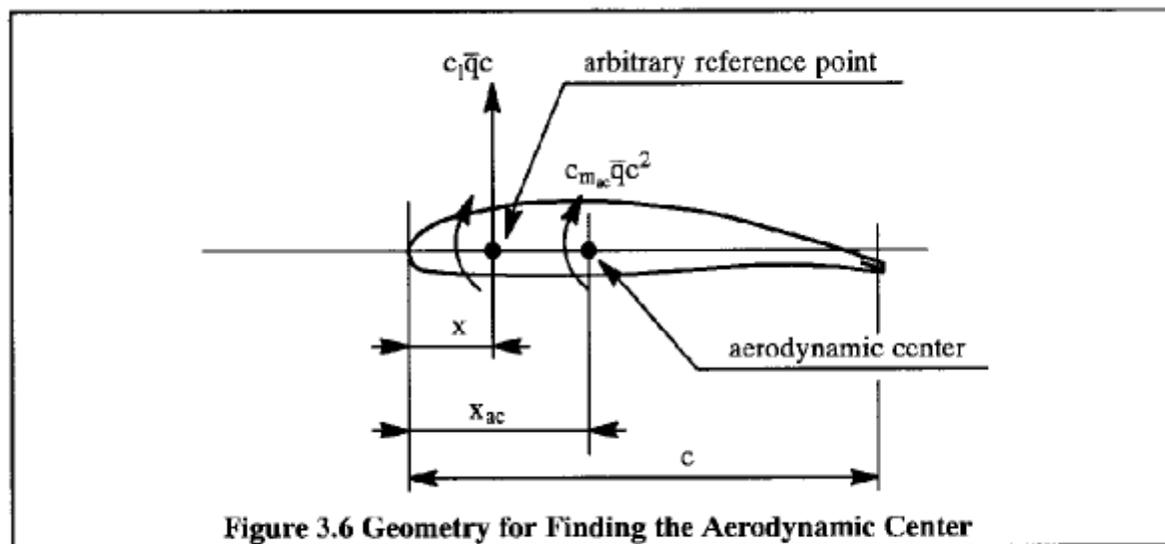


Pendenza negativa

$$X_f = 0.25 - (dC_m_{c4}) / dC_l$$



Centro aerodinamico da dati noti (num o sper)

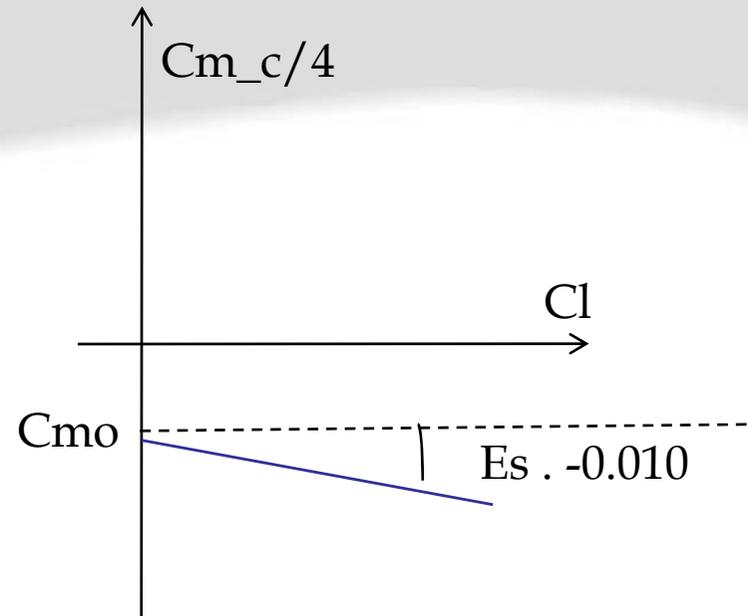


$$C_{m_{ac}} = C_{m_x} + C_l \left(\frac{x_{ac} - x}{c} \right)$$

$$\frac{\partial C_{m_{ac}}}{\partial \alpha} = 0 = \frac{\partial C_{m_x}}{\partial \alpha} + \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} \left(\frac{x_{ac} - x}{c} \right)$$

$$\frac{x_{ac}}{c} = \frac{x}{c} - \frac{\partial C_{m_x}}{\partial C_l}$$

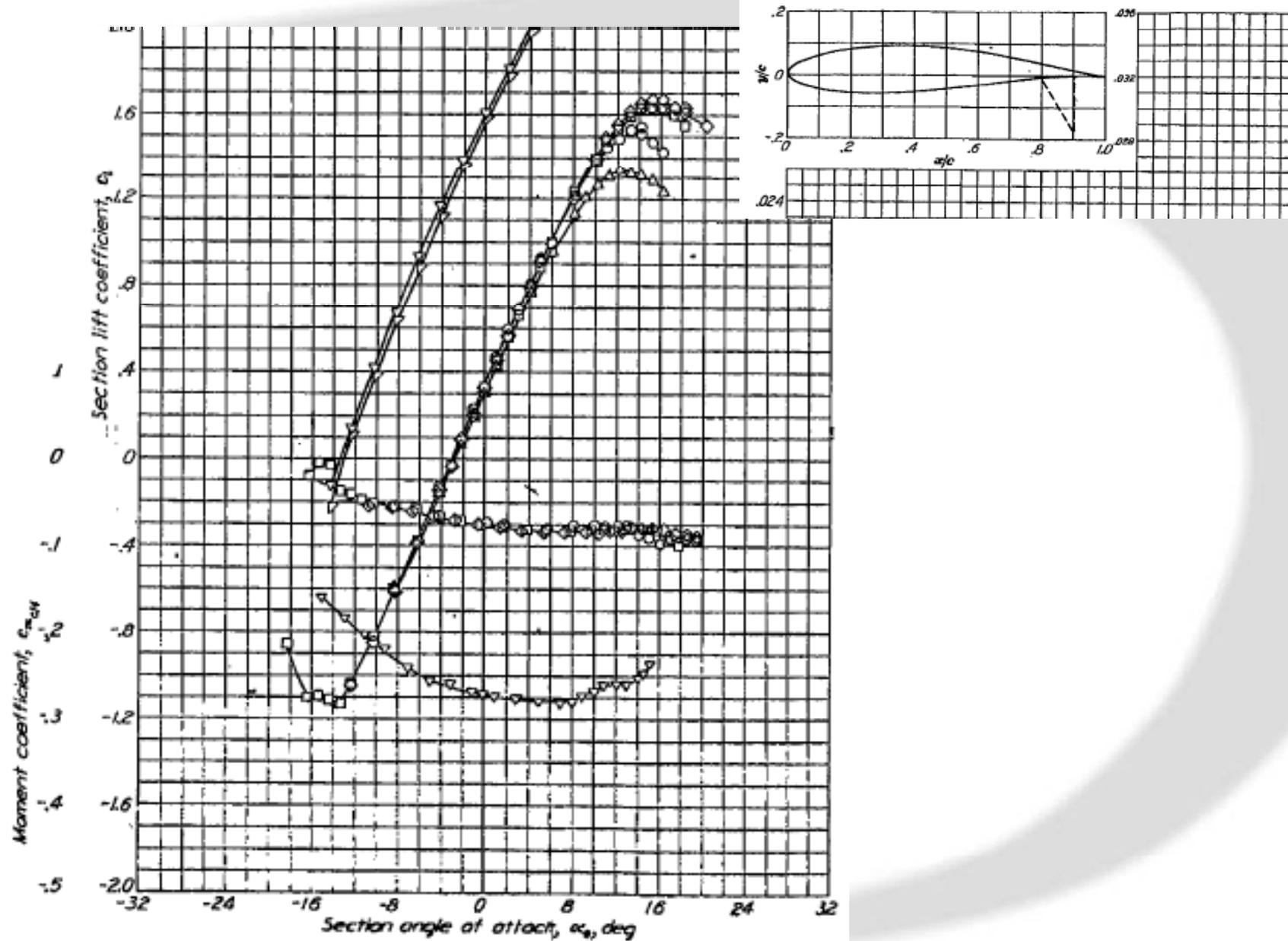
C_{m0} , C_m a $C_l=0$



$$\Rightarrow x_{ac} = 0.25 - (-0.01) = 0.26$$

$$\Rightarrow C_{m_{ac}} = C_{m0}$$

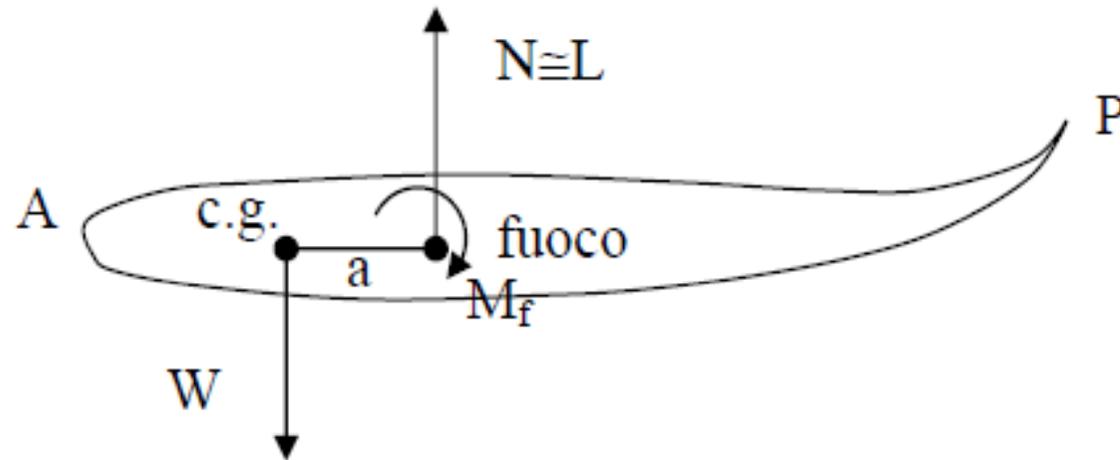




NACA 632-415

Sistema portante Velivolo Generalizzato

Cm positivo se cabrante



$$M_{c.g.} = N \cdot a + M_f = 0$$

con $a > 0$ quando il baricentro (c.g.) è posto dietro il fuoco¹.

$$C_{mf} = -\frac{a}{c} C_N = -\frac{a}{c} C_L$$

$$N = W$$

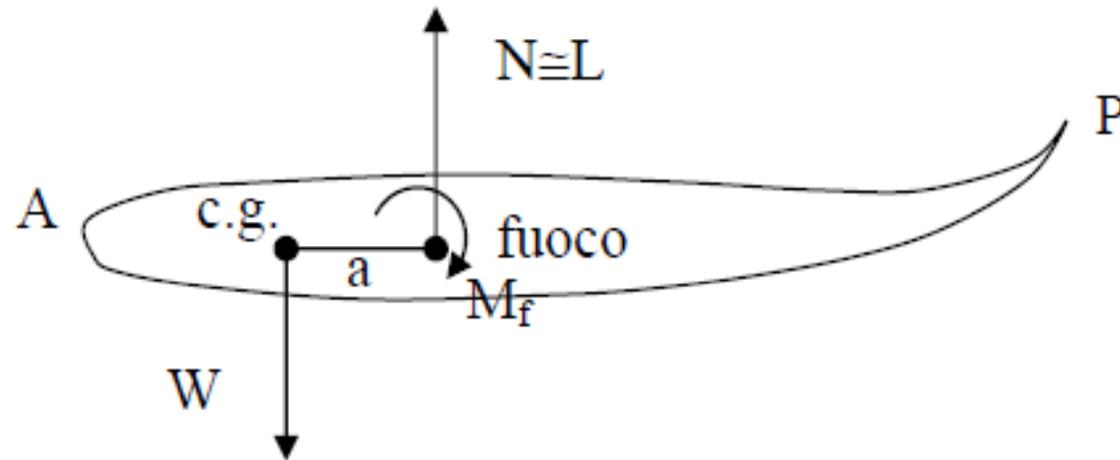
$$C_{mc.g.} = C_{mf} + \frac{a}{c} C_N$$

MARGINE STAB STATICA

$$\frac{dC_{mc.g.}}{dC_N} = \frac{a}{c} < 0$$

Sistema portante Velivolo Generalizzato

Cm positivo se cabrante



$$C_{mc.g.} = C_{mf} + \frac{a}{c} C_N$$

Eq. 4

E si può indicare l'indice di stabilità statica come:

$$\frac{dC_{mc.g.}}{dC_N} = \frac{a}{c} < 0$$

MARGINE STAB STATICA

Eq. 5



Sistema portante Velivolo Generalizzato

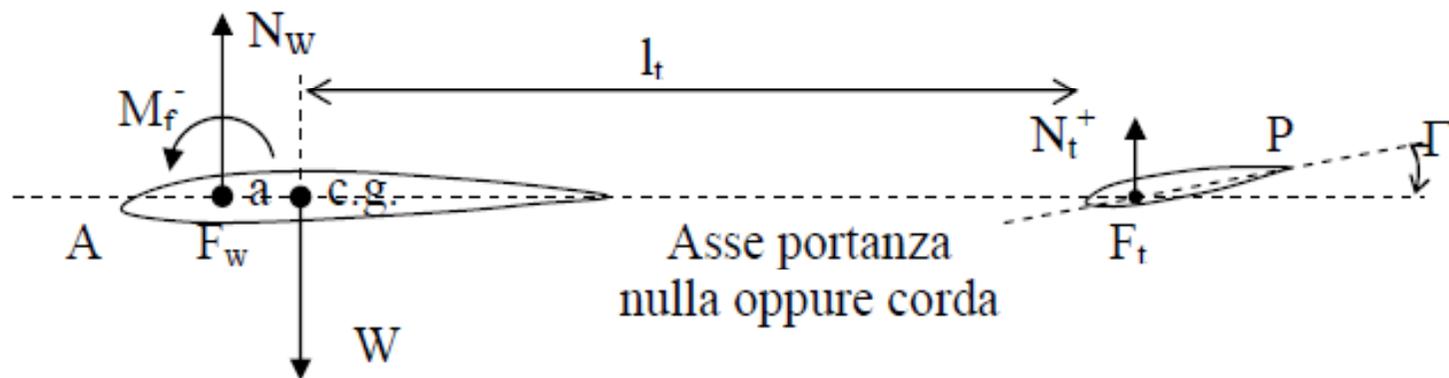
se la geometria del sistema è fissa (è così fisso il baricentro), dalla Eq.2 si vede che sussiste una ed una sola condizione di equilibrio per la quale sia verificata l'uguaglianza; il C_N di equilibrio cresce al crescere di C_{mf} (dalla nota relazione che lega il C_1 alla velocità, è ovvio che essa decresce); C_{mf} è positivo per equilibrio stabile (ciò equivale a considerare a negativo, cioè *il baricentro è posizionato davanti il fuoco*).

Se si vuole un sistema in grado di operare in un dato campo di velocità (ovvero di C_L) si deve adottare una geometria variabile tale che, al crescere di C_L , deformi il sistema generalizzato con l'apice posteriore P, che ruoti verso l'alto rispetto all'apice anteriore A; nel caso della figura 2 si è adottato il simbolo del profilo 'reflex', cioè con la linea media riflessa verso l'alto nella zona del bordo d'uscita (tale è ad esempio il caso del velivolo tutt'ala di tipo a delta).



Sistema a due superfici portanti

Il sistema portante generalizzato, sopra individuato con un profilo alare generalizzato, può essere specializzato nell'insieme di due superfici portanti, come avviene per i velivoli usuali:

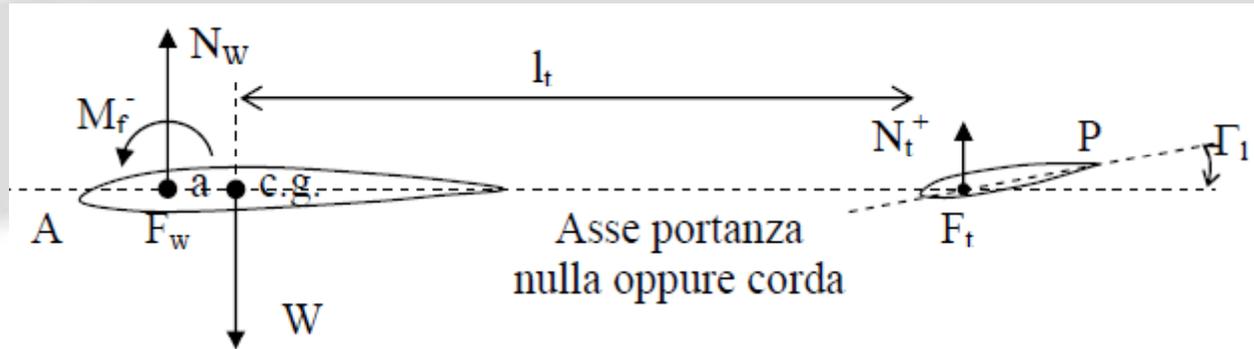


— anche se il baricentro cade dietro il fuoco dell'ala, esso invece si trova avanti il fuoco dell'intero sistema (aereo).

— se si assume che la superficie portante principale sia disposta anteriormente e sia geometricamente invariabile, dovrà essere geometricamente variabile quella posteriore nel senso che il suo asse di portanza nulla formi con l'asse di portanza nulla della superficie fissa anteriore un angolo Γ_1 , che viene detto *angolo diedro longitudinale* (riferendosi, più che a detti assi, ai piani di cui detti assi sono traccia sul piano della figura 3, piano di simmetria del sistema).

— è questo il caso più comune di sistema portante di un velivolo.

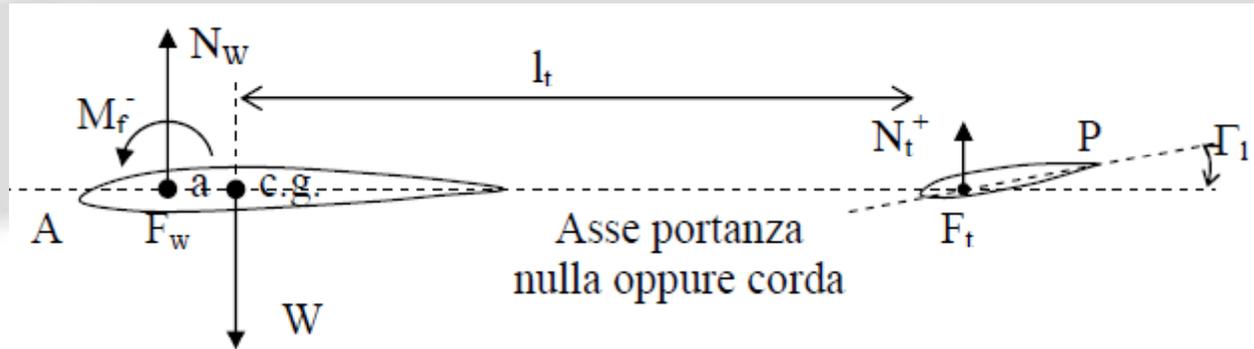
Sistema a due superfici portanti



- _ al crescere di C_L di equilibrio dovrà crescere l'angolo Γ_1 , cioè il piano posteriore (*impennaggio orizzontale di coda*) deve ruotare P verso l'alto.
- _ nel caso il piano sia del tipo tutto mobile, esso ruoterà interamente nel senso sopra specificato.
- _ se il piano è composto di una parte fissa (*stabilizzatore*) e di una parte mobile (*equilibratore*), sarà questo a ruotare verso l'alto in modo che l'asse di portanza nulla ruoti nel verso secondo cui Γ_1 aumenta al crescere di C_L (ovvero Γ_1 è tanto più grande quanto più grande è l'assetto, con angolo diedro piccolo per assetto veloce).



Sistema a due superfici portanti



$$W = N_{wing} + N_{tail}$$

Eq. 6

$$M_{c.g.} = N_w \cdot a - N_t \cdot l_t + M_f$$

Eq. 7



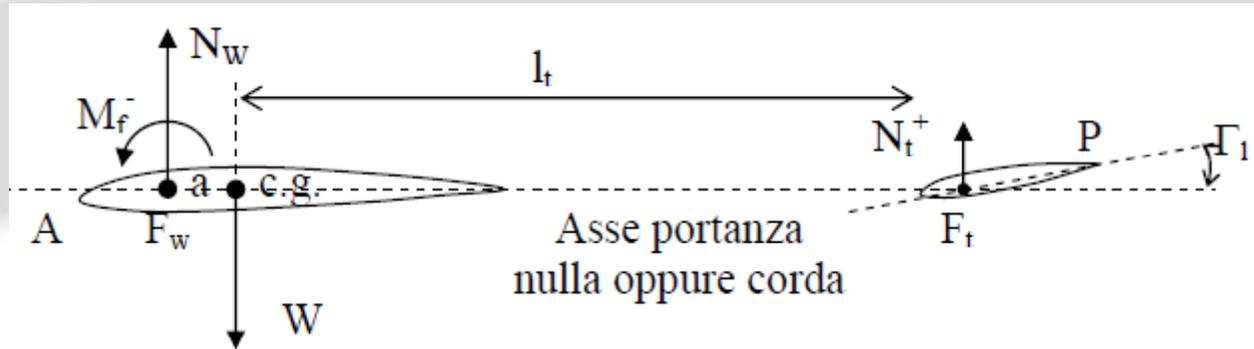
Sistema a due superfici portanti – caso Canard



se si inverte il ruolo fra le due suddette superfici, cioè la superficie fissa e principale è la posteriore, si ha la configurazione 'canard'. In questo caso per accrescere il diedro longitudinale al crescere di C_L si dovrà spostare l'apice anteriore verso l'alto rispetto all'apice posteriore P, ma 'mutuamente parlando' il discorso è lo stesso: cioè l'apice posteriore, visto da quello anteriore, va verso l'alto:



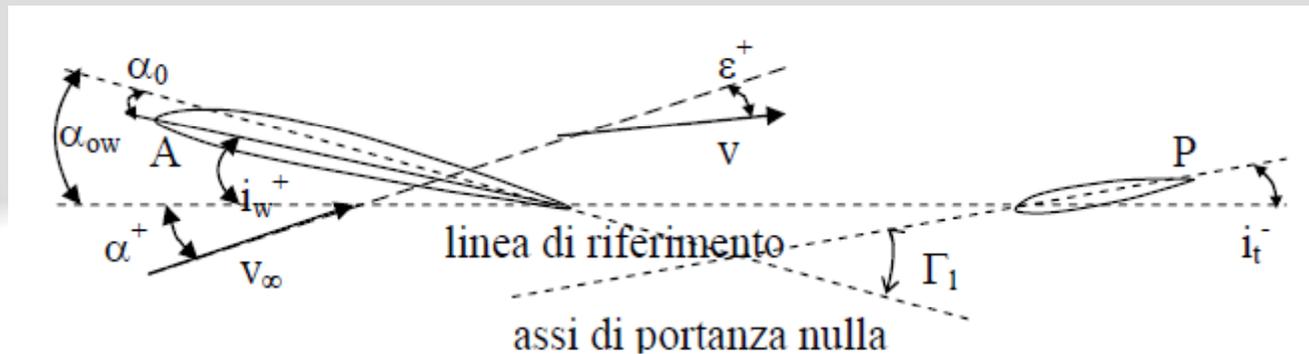
Sistema a due superfici portanti



il punto F assume anche il significato di punto neutro² di stabilità statica, così come si vede dalla Eq.5, essendo il punto neutro definito come il punto occupato dal baricentro e che comporta l'annullamento della stabilità statica (stiamo parlando quindi di equilibrio indifferente, ossia quando il c.g. è in F, punto neutro, se c'è equilibrio (ovvero è $C_{mf}=0$) esso sussiste ad ogni assetto, cioè il velivolo è 'indifferente' ad assumere qualsiasi assetto, ovvero si lascia spostare da un assetto ad un altro senza opporre alcuna resistenza e resta nell'assetto al quale viene condotto e lasciato).



Sistema velivolo convenzionale



dove ε^+ è l'angolo di downwash.

Per un tale sistema si possono scrivere le equazioni:

$$C_{Lw} = a_w \cdot (\alpha_w + \alpha_{ow}) \quad \text{Eq. 8}$$

$$C_{Lt} = a_t \cdot (\alpha_t - \varepsilon + i_t) \quad \text{Eq. 9}$$

$$C_{Lt} = a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \alpha_w + a_t (i_t - \varepsilon_0) \quad \text{Eq. 10}$$



Sistema velivolo convenzionale - downwash

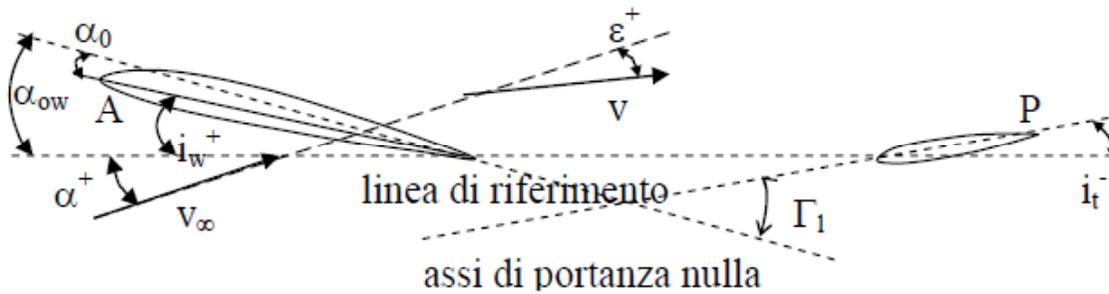


Figura 5

$$\varepsilon = \frac{d\varepsilon}{dC_{Lw}} C_{Lw} = \varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha_w} \alpha_w$$

Eq. 11

con

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha_w} = \frac{d\varepsilon}{d\alpha}$$

Eq. 12

e

$$\varepsilon_0 = \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha_{0w}$$

Eq. 13

Sistema velivolo convenzionale - downwash

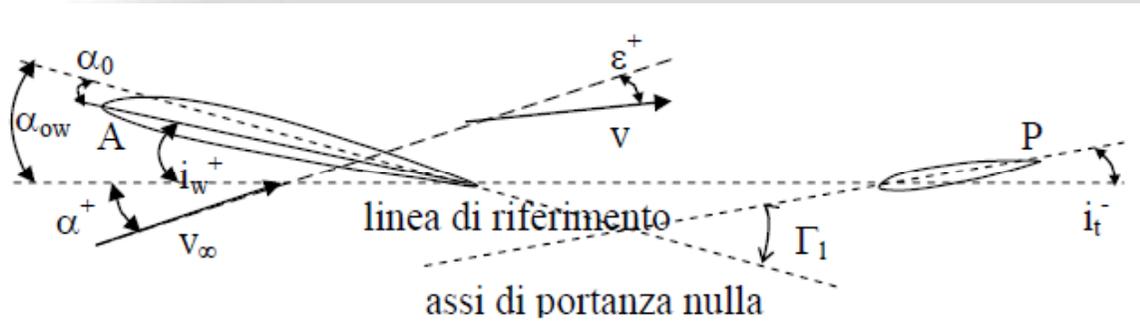


Figura 5

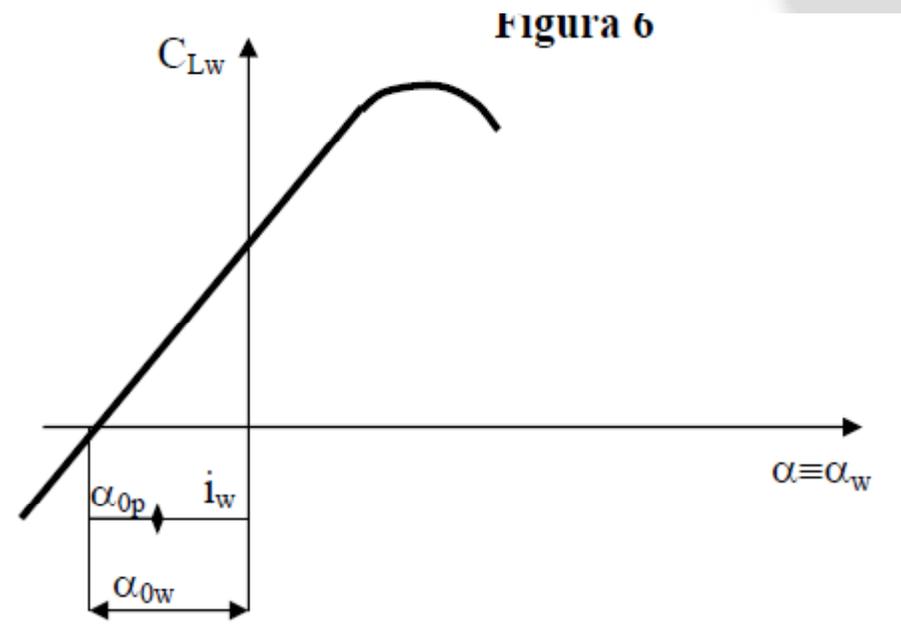
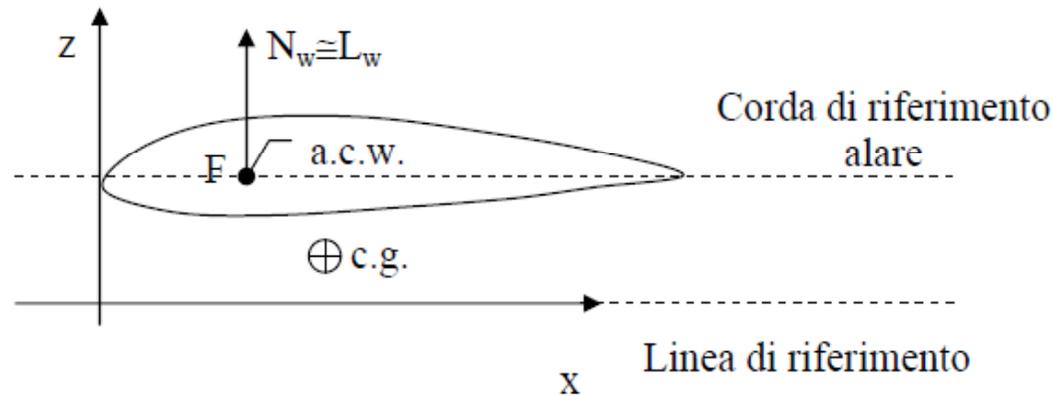


Figura 6



Sistema velivolo convenzionale



$$C_{mfw} = C_{ma.c.w.} = C_{m0w}^4$$

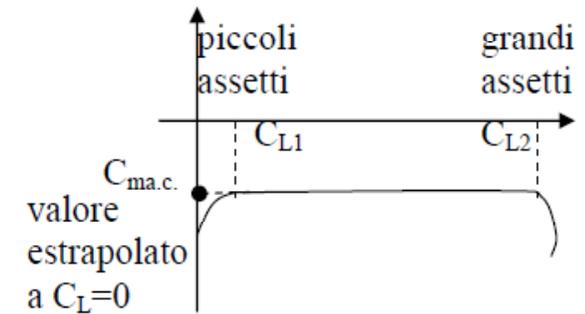


Figura 8

$$C_m = C_{mc.g.} = \frac{M_{c.g.}}{q_\infty S_w c_w} = C_{mfw} + x_a C_{Lw} - C_{Lt} \bar{v}_t \eta_t$$

Eq. 14

$$x_a = \frac{x_{c.g.} - x_{a.c.w.}}{c_w}$$

Eq. 16

$$\bar{v}_t = \frac{S_t l_t}{S_w c_w}$$

Eq. 17

che viene detto 'rapporto volumetrico di coda' o anche 'volume di coda'.

Sistema velivolo convenzionale

E con η_t indichiamo il rapporto tra le pressioni dinamiche del piano di coda e dell'ala:

$$\eta_t = \frac{q_t}{q_\infty}$$

Eq. 18

Si è anche assunto $C_{N_w} = C_{L_w}$ e $C_{N_t} = C_{L_w}$.

(Si avverte che il rapporto η_t sarà implicitamente inglobato in a_t quando non figura).

$$C_m = C_{m0w} + a_w \left[x_a - \frac{a_t}{a_w} \bar{v}_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] \alpha_w - a_t \bar{v}_t (i_t - \varepsilon_0) + x_a a_w \alpha_{0w}$$

Eq. 19



Sistema velivolo convenzionale

$$C_m = C_{m0w} + a_w \left[x_a - \frac{a_t}{a_w} \bar{v}_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] \alpha_w - a_t \bar{v}_t (i_t - \varepsilon_0) + x_a a_w \alpha_{0w}$$

Eq. 19

$$C_m = C_{m0} + k \alpha_w$$

Eq. 20

dove si è scritto:

$$k = a_w \left[x_a - \frac{a_t}{a_w} \bar{v}_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right]$$

Eq. 21

$$C_{m0} = C_{m0w} - a_t \bar{v}_t (i_t - \varepsilon_0) + x_a a_w \alpha_{0w}$$

Eq. 22

Esprimiamo ora C_m , dalla Eq. 19, in funzione di C_{Lw} , si ha:

$$C_{Lt} = \frac{a_t}{a_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) C_{Lw} + a_t (i_t - \alpha_{0w})$$

Eq. 23



Sistema velivolo convenzionale

$$C_m = C_{m0w} + a_w \left[x_a - \frac{a_t}{a_w} \bar{v}_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] \alpha_w - a_t \bar{v}_t (i_t - \varepsilon_0) + x_a a_w \alpha_{0w}$$

Eq. 19

$$C_m = C_{m0w} + \left[x_a - \frac{a_t}{a_w} \bar{v}_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] C_{Lw} - a_t \bar{v}_t (i_t - \alpha_{0w})$$

Eq. 24

dove, ricordando la Eq. 21 si ottiene:

$$C_m = C_{m0} + \frac{k}{a_w} C_{Lw}$$

Eq. 25

$$C_{m0} = C_{m0w} - a_t \bar{v}_t (i_t - \alpha_{0w})$$

Eq. 26



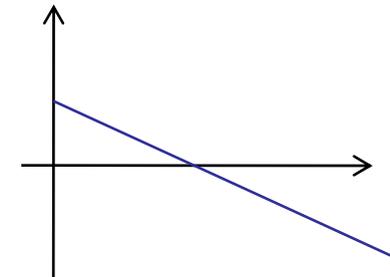
Sistema velivolo convenzionale

$$C_m = C_{m0} + \frac{k}{a_w} C_{Lw}$$

Eq. 25

$$C_{m0} = C_{m0w} - a_t \bar{v}_t (i_t - \alpha_{0w})$$

Eq. 26



Per l'equilibrio deve essere $C_m=0$, cioè si ha un C_{m0} per ogni C_{Lw} (se C_{m0} è fisso c'è un solo assetto di volo, ovvero un solo C_{Lw}) e affinché sia verificata l'eguaglianza deve essere, per $C_{Lw}>0$, $\frac{k}{a_w} < 0$. Inoltre per trovare il fuoco deve essere $k=0$, in modo che il coefficiente di momento C_m sia indipendente dall'assetto.(c.g.=a.c.). Si ha allora che $\frac{k}{a_w}$ diventa l'indice di stabilità e se esso è zero, il sistema ha stabilità nulla.



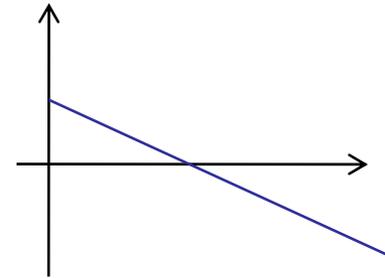
Sistema velivolo convenzionale

$$C_m = C_{m0} + \frac{k}{a_w} C_{Lw}$$

Eq. 25

$$C_{m0} = C_{m0w} - a_t \bar{v}_t (i_t - \alpha_{0w})$$

Eq. 26



La costante k o $\frac{k}{a_w}$ è l'indice di stabilità statica $\frac{dC_m}{d\alpha_w}$, $\frac{dC_m}{dC_{Lw}}$ Si ha allora:

$$\frac{dC_m}{d\alpha_w} = \frac{dC_m}{dC_{Lw}} a_w$$

Eq. 27

$$\frac{dC_m}{d\alpha_w} = k \quad ; \quad \frac{dC_m}{dC_{Lw}} = \frac{k}{a_w}$$

Eq. 28

il punto neutro, N_0 , ottenuto con:

$$\frac{dC_m}{d\alpha_w} = \frac{dC_m}{dC_{Lw}} = 0$$

$$N_0 = \frac{x_{a.c.w.}}{c} + \frac{a_t}{a_w} \bar{v}_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

Sistema velivolo convenzionale

Il C_{m0} contiene in sé tutte le asimmetrie, se il profilo è simmetrico, $\alpha_{0w}=0$ ed $i_t=0, C_{m0}=0$. Esso è somma di un contributo dell'ala, che è C_{m0w} , e di una parte funzione della posizione del c.g. in \bar{v}_t ; poiché deve essere:

$$C_{m0} > 0$$

Eq. 32

$$C_{m0} = C_{m0w} - a_t \bar{v}_t (i_t - \alpha_{0w})$$

$$i_t - \alpha_{0w} < 0$$

Eq. 33

ovvero:

$$i_t < \alpha_{0w}$$

Eq. 34

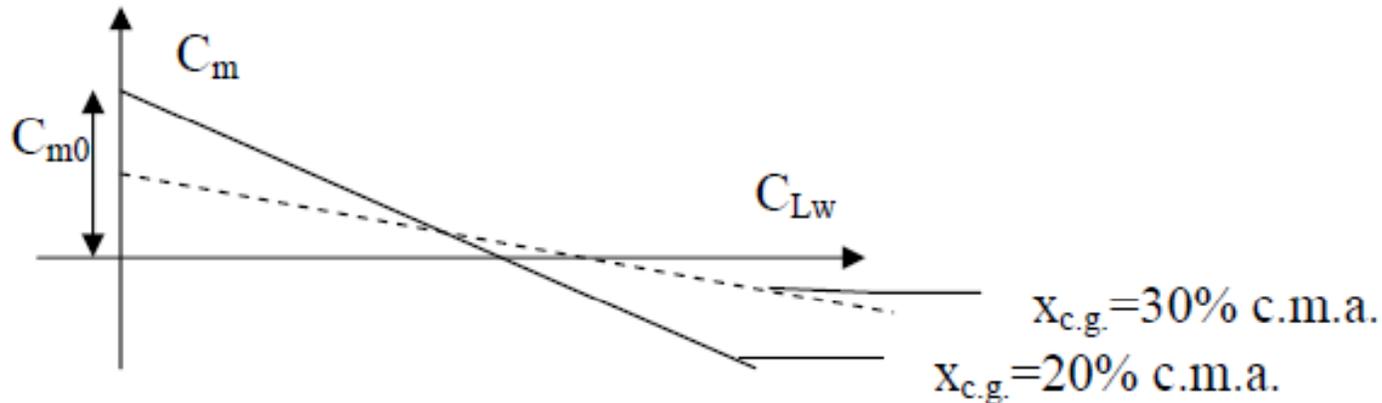
e richiamando la definizione di diedro longitudinale, Γ_l , si ha:

$$\Gamma_l = \alpha_{0w} - i_t > 0$$

Eq. 35



Sistema velivolo convenzionale



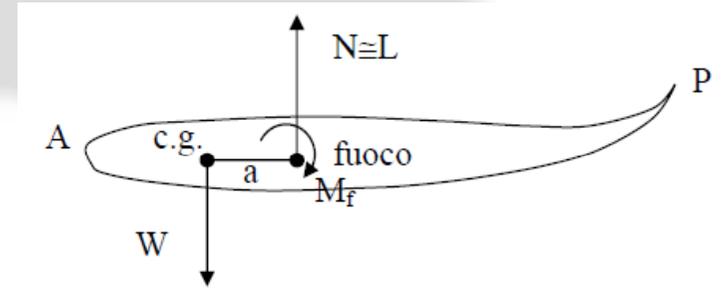
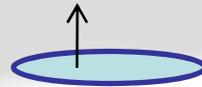
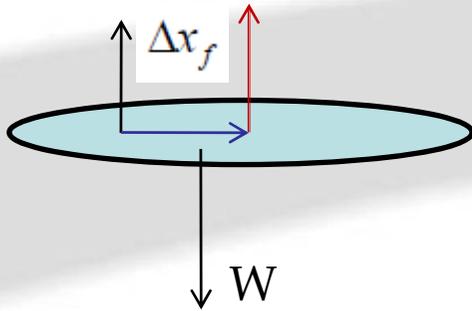
l'indice di stabilità è dato dalla differenza fra la posizione del punto neutro $c \cdot N_0$ e quella del c.g.:

$$\frac{dC_m}{dC_{Lw}} = - \left[N_0 - \frac{x_{c.g.}}{c} \right] < 0 \quad \text{Eq. 36}$$

ciò stabilisce che il centro di gravità deve trovarsi davanti al punto neutro,



Sistema velivolo convenzionale e generalizzato



$$\frac{dC_m}{dC_{Lw}} = - \left[N_0 - \frac{x_{c.g.}}{c} \right] < 0$$

Δx_f ∇

ciò stabilisce che il centro
inoltre ciò determina anche
Eq. 5 e la Eq. 36 sono identici

$$C_{mc.g.} = C_{mf} + \frac{a}{c} C_N$$

E si può indicare l'indice

$$\frac{dC_{mc.g.}}{dC_N} = \frac{a}{c} < 0$$

$$\frac{a}{c} = \frac{x_{c.g.}}{c} - \frac{x_f}{c}$$

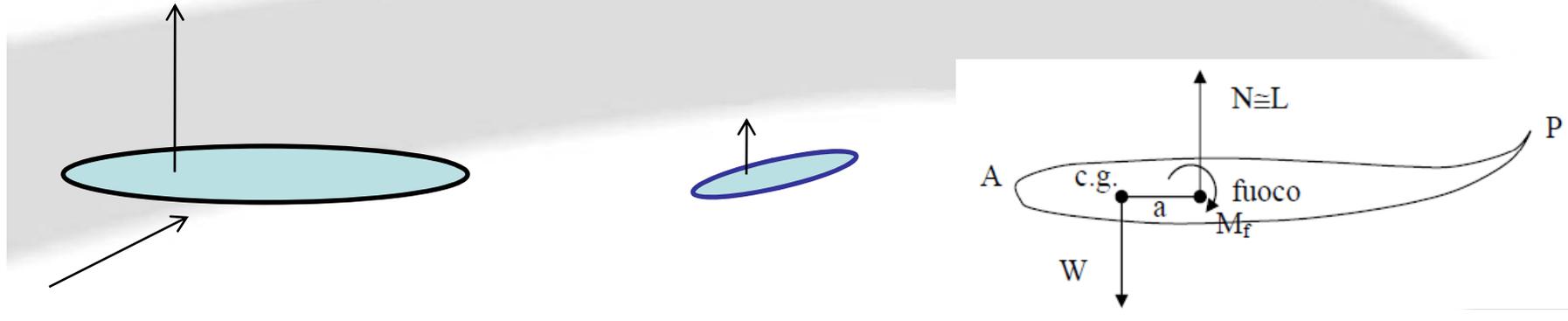
PUNTO NEUTRO \equiv FUOCO VELIVOLO TOTALE

$$\Delta x_f = N_0 - x_{a.c.w} = \frac{a_t}{a_w} \bar{v}_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

Effetto stabilizzante PO

Eq. 38

Sistema velivolo convenzionale e generalizzato



Per accrescere il C_{Lw} di equilibrio è necessario modificare la geometria della superficie assunta mobile (piano di coda) nel verso che vede aumentare C_{m0} e cioè il diedro longitudinale, riducendo l'angolo i_t (cioè l'apice posteriore P deve spostarsi verso l'alto rispetto all'apice anteriore A, esattamente come per il velivolo generalizzato).



Sistema velivolo convenzionale e generalizzato

Questa trattazione, pur nella sua efficacia, presenta i seguenti difetti od inconvenienti:

1. si articola solo sull'equazione di equilibrio alla rotazione $C_m = 0$, sicché il C_{Lw} di equilibrio, a $C_m = 0$, dovrà essere poi garantito dall'altra condizione di equilibrio (alla traslazione) data dalla Eq. 6, il che comporta un carico di coda N_t , ovvero C_{Lt} , di equilibrio che altera i_t e quindi C_{m0} ; dualmente si può dire, osservando le Eq. 6 e 7 nonché la Eq. 14, che per un dato C_{Lw} , che si vuole di equilibrio, ci sarà un C_{Lt} dato dall'equazione $C_m = 0$, che non necessariamente soddisfa l'equazione di equilibrio alla traslazione Eq. 6 (anche se in pratica, generalmente, lo squilibrio eventuale è lieve).
2. la posizione del punto neutro dipende, in modo 'debole', dalla posizione del c.g. che entra in \bar{v}_t . ciò inficia la definizione concettuale di fuoco che è una caratteristica 'assolutamente' aerodinamica.
3. C_m dipende dal c.g. che entra in \bar{v}_t . anche ciò è indesiderato in quanto $C_{m0} = C_{mf}$ deve essere una caratteristica 'assolutamente' aerodinamica.



Sistema velivolo convenzionale – NUOVA TRATTAZIONE

NUOVA TRATTAZIONE

Si osserva ,preliminarmente, che se si assume come variabile indipendente in C_m non già il C_{Lw} , bensì il C_L totale agente sul sistema, si dovrà avere che, quando tale coefficiente (o forza totale) è nullo il momento (ovvero il C_{m0}) dovrà essere una coppia pura, quindi indipendente dal punto intorno al quale si computa M , vuoi che sia il c.g., vuoi che sia il fuoco o altro punto.

Assumere il C_L del sistema, e non già C_{Lw} , come C_L di equilibrio appare anche nella sua evidente convenienza fisica.

Dunque, assumendo C_L come variabile indipendente, si dovrà avere: C_{m0} indipendente dal c.g., i_t e Γ_1 indipendenti dal c.g., N_0 indipendente dal c.g., come è desiderabile.

$$C_{Lw} = a_w \cdot (\alpha_w + \alpha_{0w})$$

$$C_{Lt} = a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \alpha_w + a_t (i_t - \varepsilon_0)$$

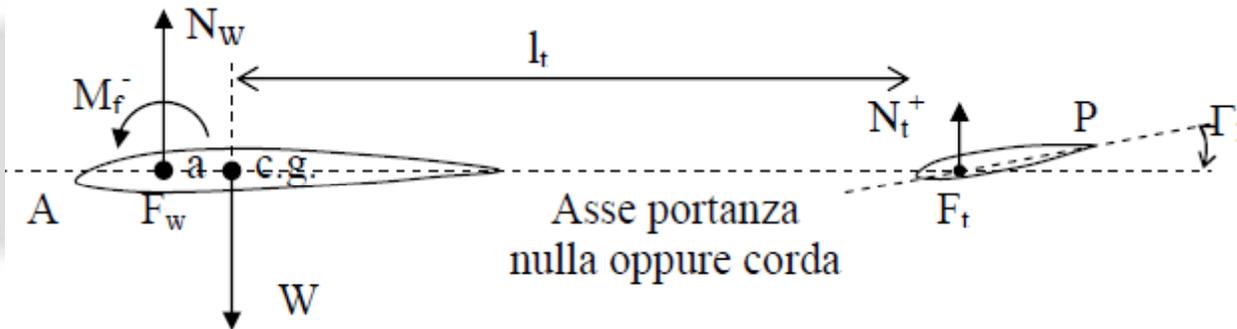
$$C_m = C_{mc.g.} = \frac{M_{c.g.}}{q_\infty S_w c_w} = C_{mfw} + x_a C_{Lw} - C_{Lt} \bar{v}_t \eta_t$$

$$C_m = C_{m0w} + a_w \left[x_a - \frac{a_t}{a_w} \bar{v}_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] \alpha_w - a_t \bar{v}_t (i_t - \varepsilon_0) + x_a a_w \alpha_{0w}$$

$$C_m = C_{m0w} + \left[x_a - \frac{a_t}{a_w} \bar{v}_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] C_{Lw} - a_t \bar{v}_t (i_t - \alpha_{0w})$$



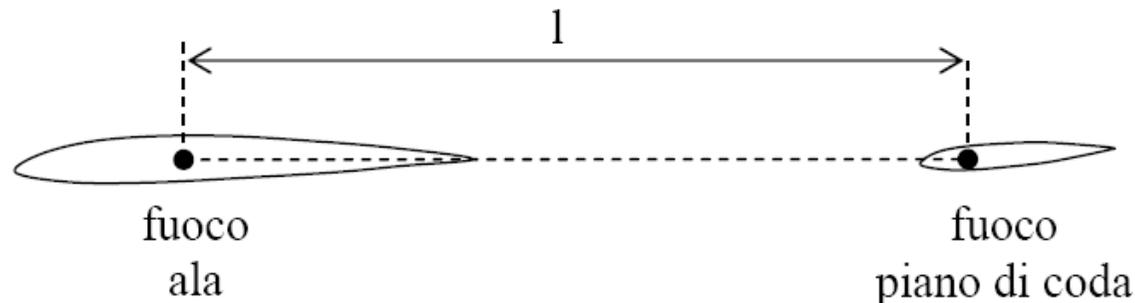
Sistema velivolo convenzionale - NUOVA TRATTAZIONE



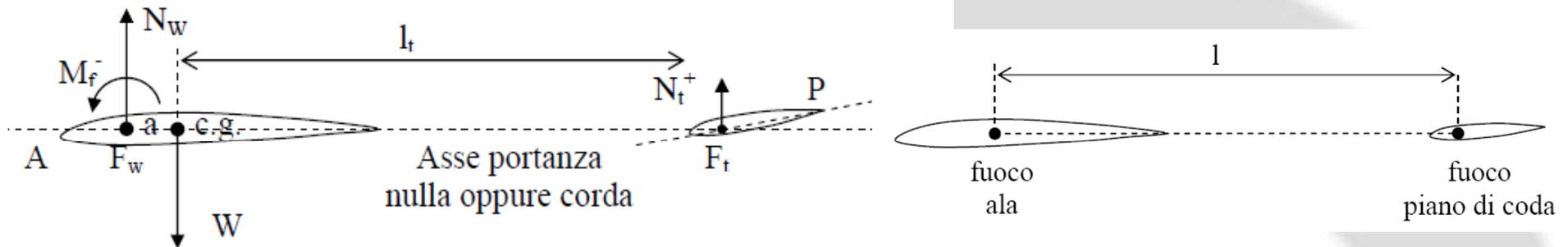
$$C_m = C_{mc.g.} = \frac{M_{c.g.}}{q_\infty S_w c_w} = C_{mfw} + x_a C_{Lw} - C_{Lt} \bar{v}_t \eta_t \quad \text{Eq. 14}$$

$$C_N \cong C_L = C_{Lw} + \frac{S_t}{S_w} \eta_t C_{Lt} \quad C_{Lw} = C_L - \frac{S_t}{S_w} \eta_t C_{Lt}$$

$$C_m = C_{mfw} + x_a C_L - C_{Lt} \eta_t \left[\bar{v}_t + x_a \frac{S_t}{S_w} \right] \quad \bar{v}_t' = \left[\bar{v}_t + x_a \frac{S_t}{S_w} \right] = \left[\frac{S_t}{S_w} \left(\frac{l_t}{c} + x_a \right) \right] = \frac{S_t \cdot l}{S_w \cdot c}$$



Sistema velivolo convenzionale - NUOVA TRATTAZIONE



$$C_m = C_{mfw} + x_a C_L - C_{Lt} \eta_t \left[\bar{v}_t + x_a \frac{S_t}{S_w} \right] \quad \bar{v}_t' = \left[\bar{v}_t + x_a \frac{S_t}{S_w} \right] = \left[\frac{S_t}{S_w} \left(\frac{l_t}{c} + x_a \right) \right] = \frac{S_t \cdot l}{S_w \cdot c}$$

$$C_m = C_{m0w} + x_a C_L - C_{Lt} \bar{v}_t' \eta_t \quad \text{Eq. 40}$$

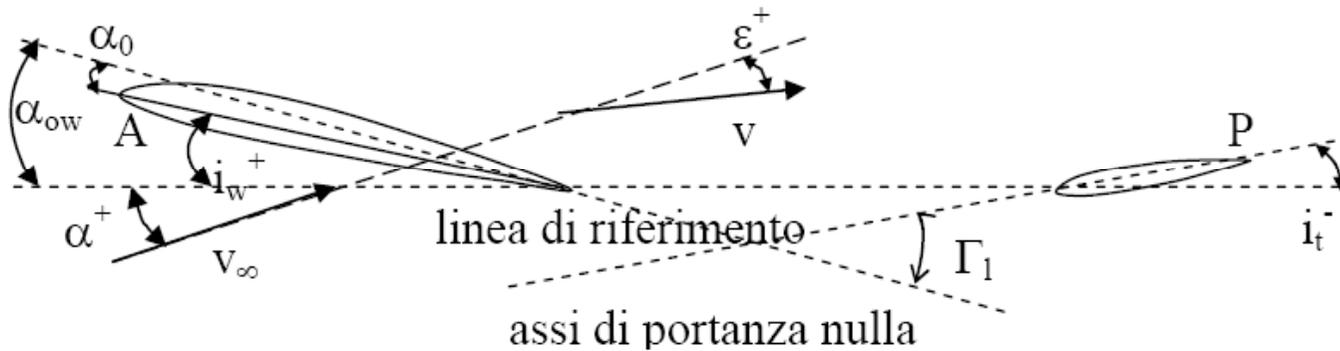
Introduciamo l'angolo di attacco del sistema, α , tale che :

$$C_L = a \cdot \alpha \quad \text{Eq. 42}$$

$$\alpha = \alpha_w + \alpha_0 \quad \text{Eq. 43}$$



Sistema velivolo convenzionale - NUOVA TRATTAZIONE



Introduciamo l'angolo di attacco del sistema, α , tale che :

$$C_L = a \cdot \alpha$$

Eq. 42

$$\alpha = \alpha_w + \alpha_0$$

Eq. 43

$$C_{Lw} = a_w \cdot (\alpha_w + \alpha_{0w}) \quad C_{Lt} = \frac{a_t}{a_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) C_{Lw} + a_t (i_t - \alpha_{0w})$$

$$C_L = C_{Lw} + \frac{S_t}{S_w} \eta_t C_{Lt}$$

$$a = a_w \left[1 + \frac{a_t S_t}{a_w S_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \right] \quad \text{con } a > a_w$$

Eq. 44



Sistema velivolo convenzionale - NUOVA TRATTAZIONE

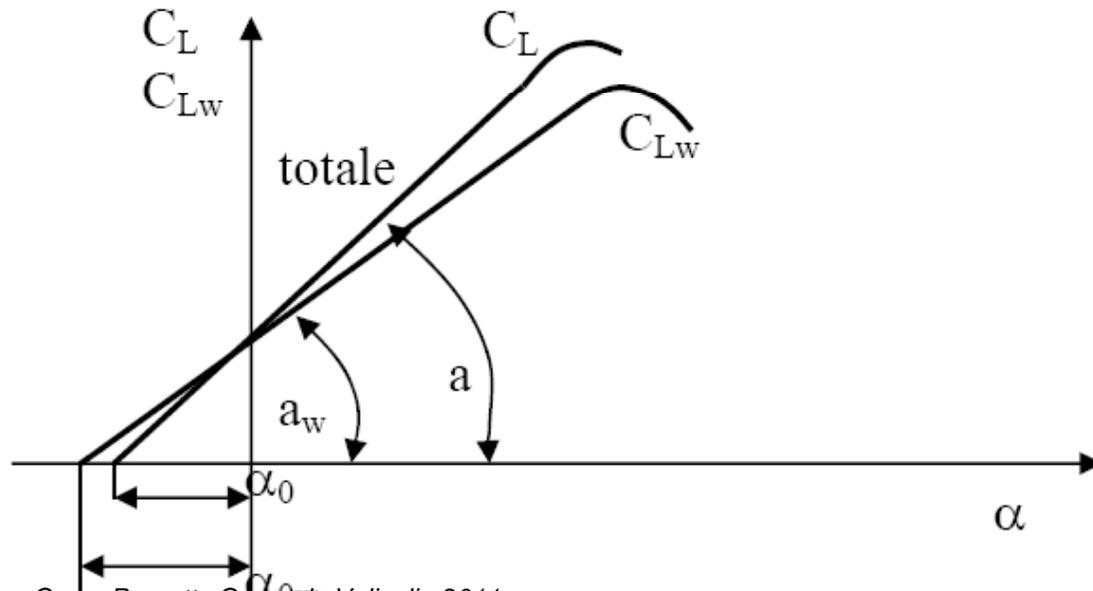
Introduciamo l'angolo di attacco del sistema, α , tale che :

$$C_L = a \cdot \alpha \quad \text{Eq. 42}$$

$$\alpha = \alpha_w + \alpha_0 \quad \text{Eq. 43}$$

$$a = a_w \left[1 + \frac{a_t S_t}{a_w S_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] \quad \text{con } a > a_w \quad \text{Eq. 44}$$

$$\alpha_0 = \frac{a_w}{a} \alpha_{0w} + \frac{a_t S_t}{a S_w} (i_t - \varepsilon_0) \quad |\alpha_0| < |\alpha_{0w}| \quad ; \quad \alpha_0 \cong \alpha_{0w} \quad \text{Eq. 45}$$



Sistema velivolo convenzionale - NUOVA TRATTAZIONE

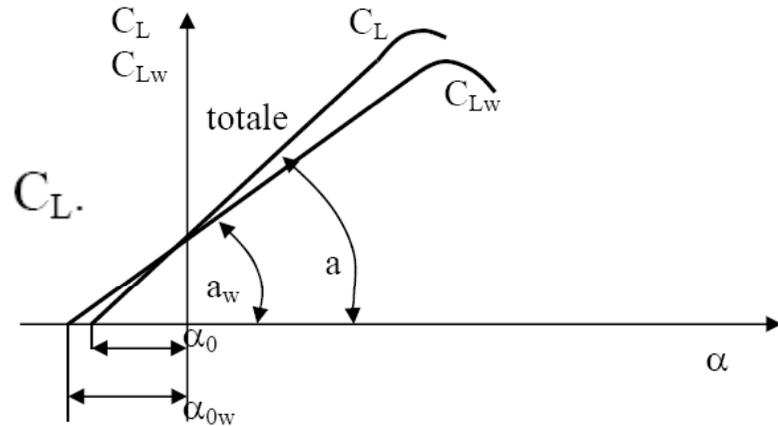
Introduciamo l'angolo di attacco del sistema, α , tale che :

$$C_L = a \cdot \alpha$$

$$\alpha = \alpha_w + \alpha_0$$

Esprimiamo ,ora , C_{L_t} in funzione di α , o di C_L .

$$C_{L_t} = a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \alpha_w + a_t (i_t - \varepsilon_0)$$



$$C_{L_t} = a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \alpha + C_{L_{t0}} = \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) C_L + C_{L_{t0}} \quad \text{Eq. 47}$$

$$C_{L_{t0}} = a_t (i_t - \varepsilon_0) \left[1 - \frac{a_t S_t}{a S_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] - a_t \frac{a_w}{a} (\alpha_{0w} - \varepsilon_0) \quad \text{Eq. 48}$$

$$C_{L_{t0}} = a_t \alpha_{t0} \quad \text{Eq. 49}$$

$$\alpha_{t0} = (i_t - \varepsilon_0) \left[1 - \frac{a_t S_t}{a S_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] - \frac{a_w}{a} (\alpha_{0w} - \varepsilon_0) \quad \text{Eq. 50}$$

Sistema velivolo convenzionale - NUOVA TRATTAZIONE

$$C_{Lt} = a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \alpha + C_{Lt0} = \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) C_L + C_{Lt0} \quad \text{Eq. 47}$$

$$C_{Lt0} = a_t \alpha_{t0} \quad \text{Eq. 49}$$

$$\alpha_{t0} = (i_t - \varepsilon_0) \left[1 - \frac{a_t S_t}{a S_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] - \frac{a_w}{a} (\alpha_{0w} - \varepsilon_0) \quad \text{Eq. 50}$$

$$a = a_w \left[1 + \frac{a_t S_t}{a_w S_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right]$$

$$\alpha_{t0} = \frac{1}{\left[1 + \frac{a_t S_t}{a_w S_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right]} (i_t - \alpha_{0w}) = k(i_t - \alpha_{0w}) = -k\Gamma_l \quad \text{Eq. 51}$$



Sistema velivolo convenzionale - NUOVA TRATTAZIONE

$$\alpha_{t0} = \frac{1}{\left[1 + \frac{a_t S_t}{a S_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right]} (i_t - \alpha_{0w}) = k(i_t - \alpha_{0w}) = -k\Gamma_l \quad \text{Eq. 51}$$

Il valore di k dipende dalla geometria del velivolo. Esso è prossimo all'unità, ma sempre inferiore. Se si adottano, per esempio, valori tipici:

$$\frac{a_t}{a_w} = 0.7 \quad ; \quad \frac{S_t}{S_w} = 0.22 \quad ; \quad \frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.4$$

risulta $k \cong 0.92$ tipico.

Il valore di k dunque è poco diverso da 1 e può essere tipicamente assunto pari a 0.9.

$$\alpha_{t0} \cong -0.9\Gamma_l < 0 \quad \text{Eq. 52}$$

$$k = \frac{1}{1 + \frac{a_t S_t}{a_w S_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)} \quad \text{Eq. 53}$$

Sistema velivolo convenzionale - NUOVA TRATTAZIONE

$$C_m = C_{m0w} + \left[x_a - \frac{a_t \bar{v}_t'}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] C_L - C_{Lt0} \bar{v}_t' \eta_t \quad \text{Eq. 54}$$

dove ricordiamo che x_a è la posizione del fuoco del velivolo parziale, e che in \bar{v}_t' non compare più il baricentro, sicché tutta l'equazione è indipendente da esso.

$$C_m = C_{m0w} + \left[x_a - \frac{a_t \bar{v}_t'}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] C_L - a_t \bar{v}_t' \alpha_{t0} \quad \text{Eq. 55}$$

$$C_m = C_{m0} + C_{m_{C_L}} \cdot C_L \quad \text{Eq. 56}$$

$$C_m = C_{m0} + C_{m_\alpha} \cdot \alpha \quad \text{Eq. 57}$$

$$C_{m_{C_L}} = \frac{C_{m_\alpha}}{a} = x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \bar{v}_t' \quad \text{Eq. 58}$$



Sistema velivolo convenzionale - NUOVA TRATTAZIONE

$$C_m = C_{m0} + C_{m_{C_L}} \cdot C_L \quad \text{Eq. 56}$$

$$C_m = C_{m0} + C_{m_\alpha} \cdot \alpha \quad \text{Eq. 57}$$

$$C_{m_{C_L}} = \frac{C_{m_\alpha}}{a} = x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \bar{v}_t, \quad \text{Eq. 58}$$

$$a = a_w \left[1 + \frac{a_t S_t}{a_w S_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right]$$

$$C_{m_{C_L}} = \frac{C_{m_\alpha}}{\alpha} = x_a - \frac{\bar{a}}{1 + \bar{a} c} \quad \text{Eq. 59}$$

$$\bar{a} = \frac{a_t S_t}{a S_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$



Sistema velivolo convenzionale - NUOVA TRATTAZIONE

$$C_m = C_{m0} + C_{m_{C_L}} \cdot C_L \quad \text{Eq. 56}$$

$$C_m = C_{m0} + C_{m_\alpha} \cdot \alpha \quad \text{Eq. 57}$$

$$C_{m0} = C_{m0w} - a_t \bar{v}_t' \alpha_{t0} \quad \text{Eq. 61}$$

$$C_{m0} = C_{m0w} - a_t \bar{v}_t' k(i_t - \alpha_{0w}) \quad \text{Eq. 62}$$

$$C_{m0} = C_{m0w} - a_t \bar{v}_t' k \Gamma_l = C_{m0w} + \frac{a_t \bar{v}_t'}{1+a} \Gamma_l \quad \text{Eq. 63}$$

Il punto neutro $\left(\frac{dC_m}{dC_l} = 0 \right)$

$$N_0 = \frac{x_{a.c.w.}}{c} + \frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad \text{Eq. 64}$$



Sistema velivolo convenzionale - NUOVA TRATTAZIONE

$$C_m = C_{m0} + C_{m_{CL}} \cdot C_L$$

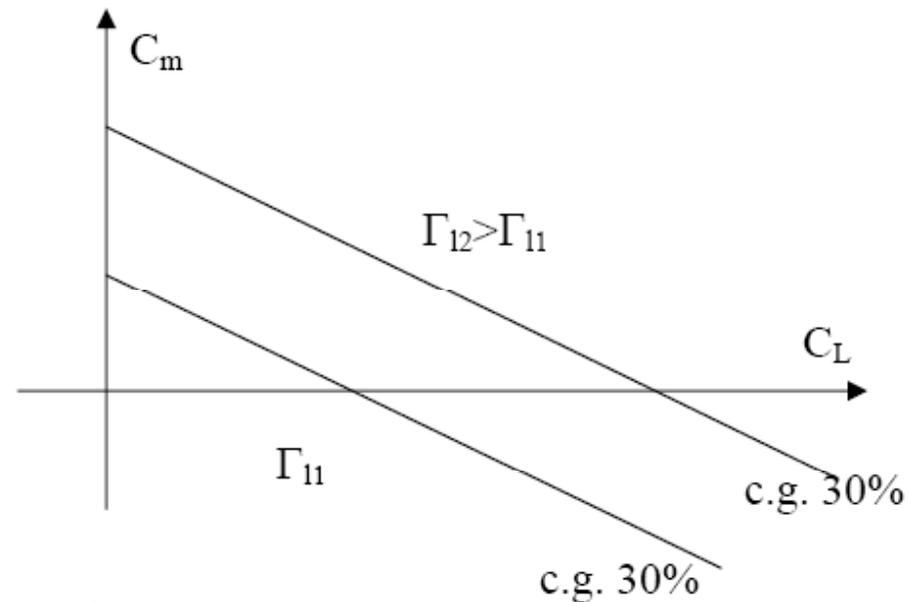
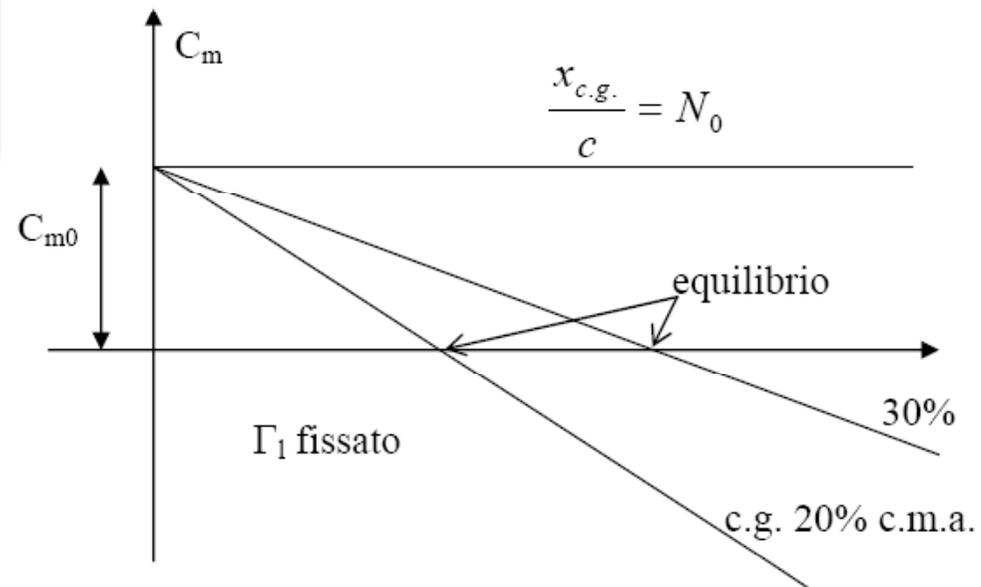
$$C_{m_{CL}} = \frac{C_{m\alpha}}{a} = x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \bar{v}_t'$$

$$N_0 = \frac{x_{a.c.w.}}{c} + \frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

$$C_{m_{CL}} = \frac{x_{c.g.}}{c} - N_0$$

$$C_{m0} = C_{m0w} - a_t \bar{v}_t' k (\bar{i}_t - \alpha_{0w})$$

$$C_{m0} = C_{m0w} - a_t \bar{v}_t' k \Gamma_l$$



Sistema velivolo convenzionale - NUOVA TRATTAZIONE

$$C_m = C_{m0} + C_{m_{CL}} \cdot C_L$$

$$C_{m_{CL}} = \frac{C_{m_\alpha}}{a} = x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \bar{v}_t'$$

$$C_{m0} = C_{m0w} - a_t \bar{v}_t' k \Gamma_l$$

Osservazioni

- Si riscontra che C_{m0} non dipende dalla posizione del baricentro, bensì solo dalla geometria del velivolo, come era desiderato.
- Si riscontra che l'indice di stabilità dipende da l e non più da l_t (che dipende dalla posizione del centro di gravità) e che il punto neutro non dipende più dalla posizione del baricentro, come era desiderato.
- Il velivolo (o l'equilibrio) è stabile (staticamente) se il c.g. cade avanti al punto neutro, fuoco del velivolo.



Sistema velivolo convenzionale - NUOVA TRATTAZIONE

$$C_m = C_{m0} + C_{m_{C_L}} \cdot C_L$$

$$C_{m_{C_L}} = \frac{C_{m_\alpha}}{a} = x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \bar{v}_t'$$

$$N_0 = \frac{x_{a.c.w.}}{c} + \frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

$$C_{m0} = C_{m0w} - a_t \bar{v}_t' k \Gamma_l$$

$$N_0 = \frac{x_{a.c.w.}}{c} + \frac{\bar{a}}{1 + a c} l = \frac{x_{a.c.w.} + \bar{l}}{c}$$

dove il termine \bar{l} non dipende più dal baricentro e viene chiamato 'spostamento del fuoco'.

- d) Il punto neutro, ovvero il fuoco del velivolo, arretra rispetto al fuoco dell'ala (a.c.w) della quantità \bar{l} , che dipende solo dalla geometria, quindi il punto neutro dipende solo (per dati Re e Mach) dalla geometria.
- e) La quantità \bar{l} viene chiamata 'spostamento del fuoco' dell'ala, per 'merito' del piano orizzontale, in un punto che assume la definizione di fuoco di tutto il sistema ala-piano.
- f) Al simbolo \bar{a} può essere dato il nome di 'pendenza ridotta del piano' (pendenza della retta di portanza, o di forza normale...).

Sistema velivolo convenzionale - NUOVA TRATTAZIONE

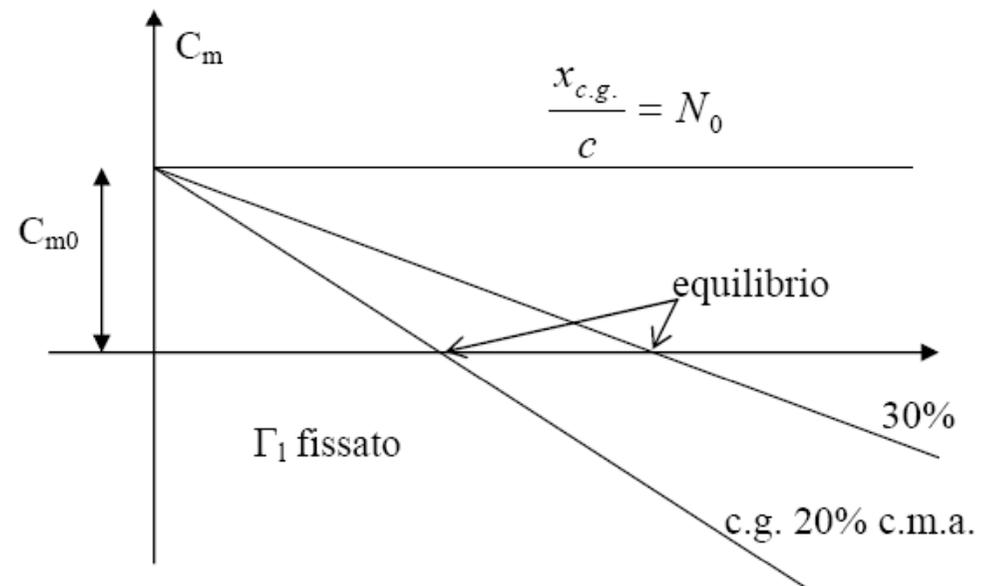
$$C_m = C_{m0} + C_{m_{CL}} \cdot C_L$$

$$C_{m_{CL}} = \frac{C_{m\alpha}}{a} = x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \bar{v}_t'$$

$$N_0 = \frac{x_{a.c.w.}}{c} + \frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

$$C_{m0} = C_{m0w} - a_t \bar{v}_t' k \Gamma_l$$

$$N_0 = \frac{x_{a.c.w.}}{c} + \frac{\bar{a}}{1+ac} \frac{l}{c} = \frac{x_{a.c.w.} + \bar{l}}{c}$$



- i) Il sistema analizzato, ala-piano, è perfettamente riconducibile, o identificabile, col sistema portante generalizzato, come è facile riscontrare (profilo reflex).
- j) Tutte le asimmetrie sono 'confinare ed accumulate' in C_{m0} .

Il Velivolo Completo

Al posto dell'ala dobbiamo considerare il velivolo parziale (wing-body)

$$a_{wb} \rightarrow a_w$$

$$\alpha_{wb} \rightarrow \alpha_w$$

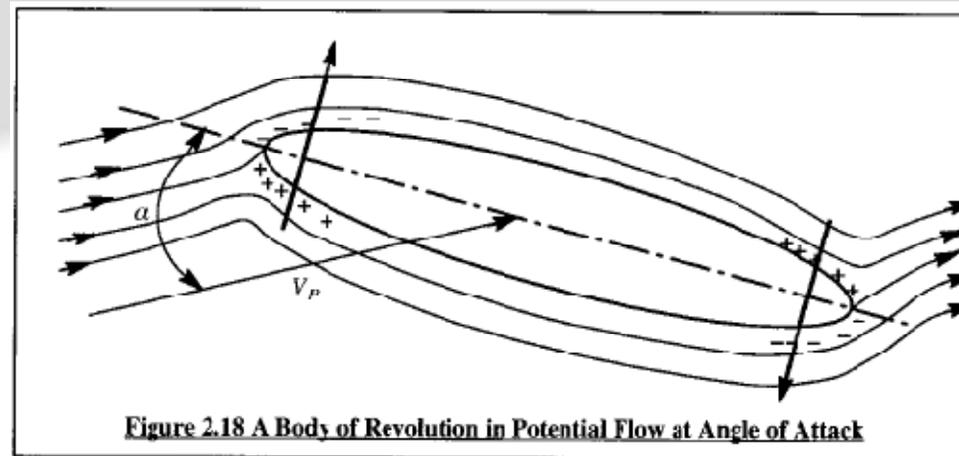
$$C_{m0wb} \rightarrow C_{m0w}$$

$$x_{a.c.wb} \rightarrow x_{a.c.w}$$

Quali sono gli effetti della fusoliera ?



Aerodinamica fusoliera

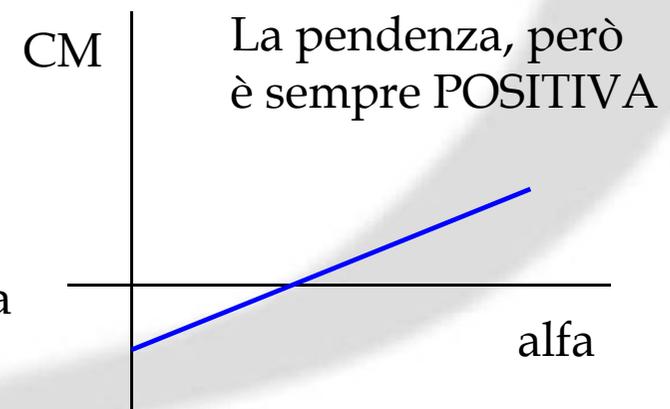


- Forze portanza basse
- Eventuale resistenza di pressione e di attrito

- AI FINI del momento aerodinamico un corpo fusiforme esprime una curva $CM(\alpha)$ con pendenza positiva (cabrante)

Il CM ad $\alpha_{body}=0$ è zero se la fusoliera è Simmetrica, ma solitamente non lo è.

CM ad $\alpha = 0$ è solitamente picchiante.
(pressioni sul windshield e linea media fusoliera
A curvatura negativa)



Aerodinamica fusoliera

La curva $CM(\alpha)$ della fusoliera
Induce uno spostamento in avanti (verso il L.E.)
del CENTRO AERODINAMICO

Infatti il CM wing-body rispetto al centro aer
dell'ala è :

$$CM_{wb_acw} = CM_{w_acw} + CM_{of} + CM_{\alpha f} * \alpha$$

CM_{of} è il CM della fus ad $\alpha_{body}=0$

Che è evidente, non è più costante. Il nuovo AC si può ricavare. Infatti se scriviamo il
 CM wing-body rispetto ad un nuovo punto x (sempre in frazione di MAC) avremo:

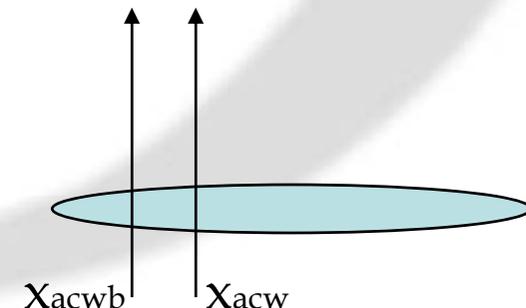
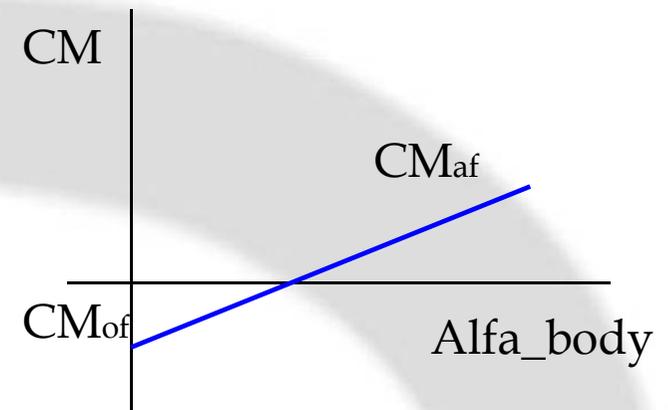
$$CM_{wb_x} = CM_{w_acw} - CL_w * (x_{acw} - x) + CM_{of} + CM_{\alpha f} * \alpha$$

Derivando rispetto ad α ed imponendo la derivata =0 (definizione di centro
aer) avremo:

$$d(CM_{wb_x})/d(\alpha) = -CL_{\alpha w} * (x_{acw} - x) + CM_{\alpha f} = 0$$

Da cui :

$$\Delta X_{ac} = (x_{acwb} - x_{acw}) = \frac{-CM_{\alpha f}}{CL_{\alpha w}}$$



Aerodinamica fusoliera

Anche il coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico sarà influenzato dal contributo della fusoliera.

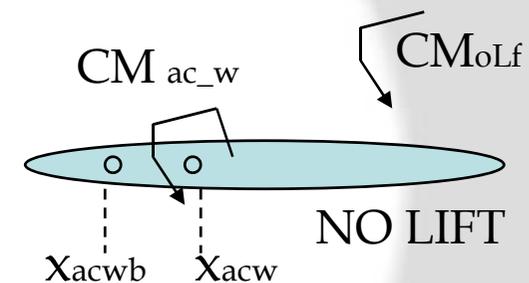
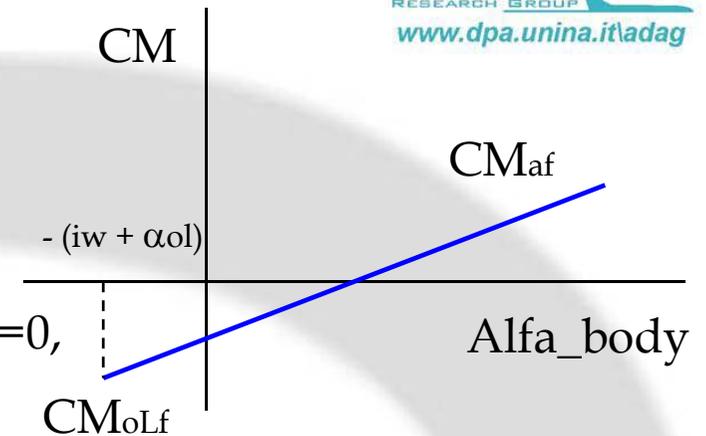
Indicando con CM_{oLf} il CM della fusoliera non ad $\alpha=0$, ma all'assetto alfa di PORTANZA NULLA ($CL_w=0$) (cioè ad $\alpha = \alpha_{body} = - (i_w + \alpha_{ol})$)

Il CM rispetto al nuovo centro aerodinamico (non essendoci portanza il momento si trasporta Senza variazione) risulta :

$$CM_{ac_wb} = CM_{ac_w} + CM_{oLf}$$

Tipicamente : $CM_{ac_w} = -0.03$ fino a -0.06 (dipende dalla curvatura del profilo e, per ali a freccia anche dallo svergolamento aerodinamico))

$CM_{oLf} = -0.05$ fino a -0.10 (dipende dalla dimensione della fusoliera e dal calettamento dell'ala i_w)



$$CM_{ac_wb} = -0.08$$

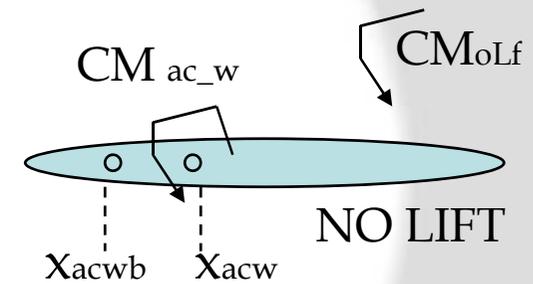
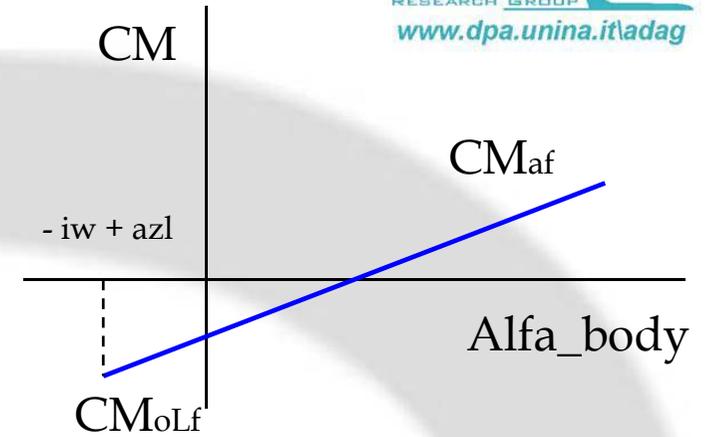
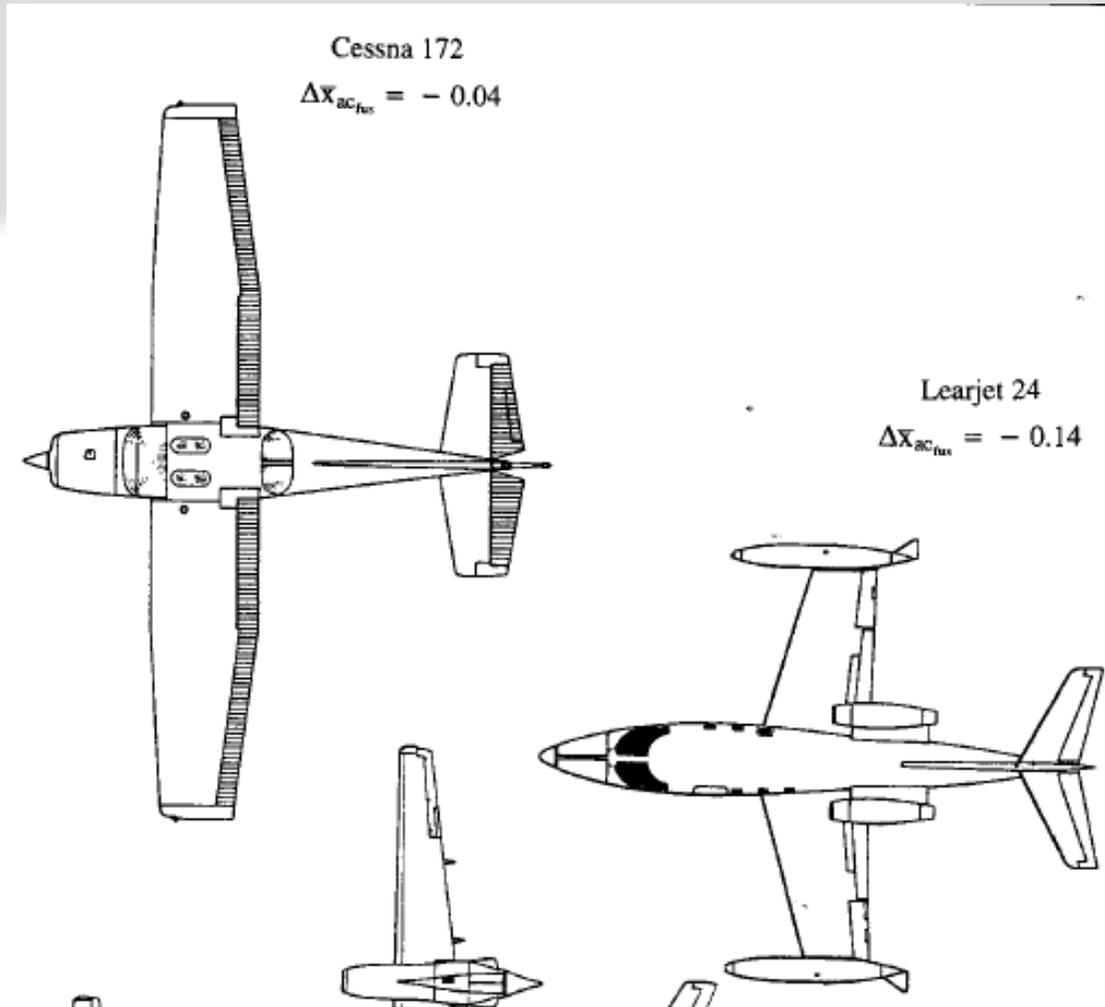
$$-0.16$$

(mediamente intorno a -0.10)

IL VALORE RELATIVO AL WB è anche 3 volte più alto di quello relativo all'ala

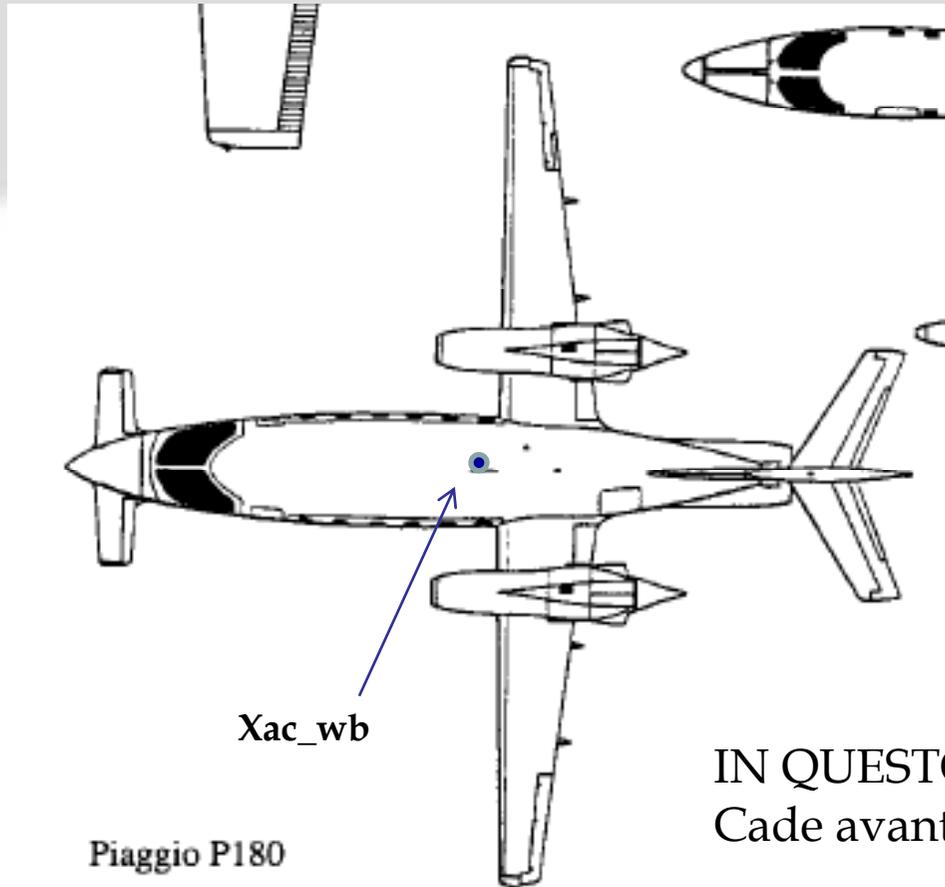
Aerodinamica fusoliera

Shift centro aerodinamico



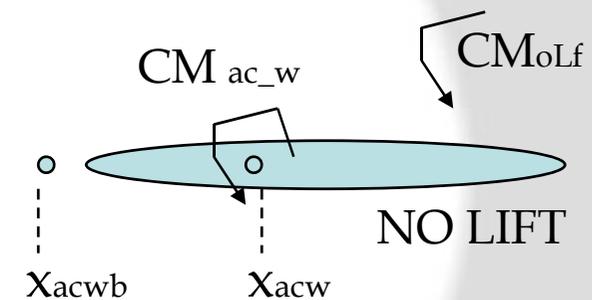
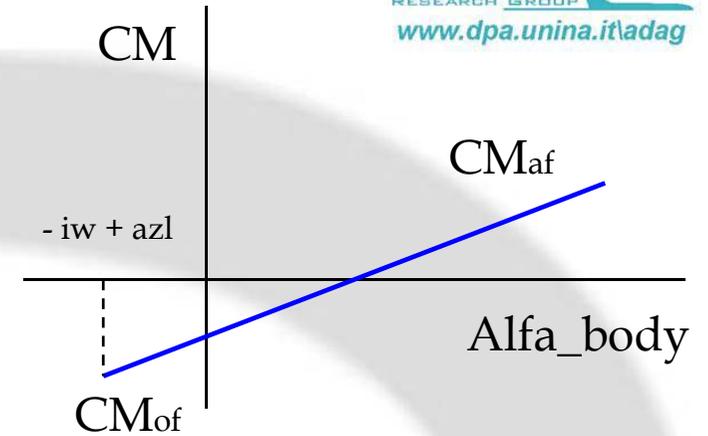
Aerodinamica fusoliera

Shift centro aerodinamico



Piaggio P180

$$\Delta X_{ac_{fus}} = -0.32$$



IN QUESTO CASO il centro aerodinamico
Cade avanti al bordo attacco della MAC :

$$X_{ac_wb} = 0.25 - 0.32 = -0.07 \text{ (cioè 7\% avanti)}$$



Aerodinamica fusoliera

Stima con il metodo di Multhopp o “delle strisce”

$$CM_{oLf} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot MAC} \cdot \int_0^{l_F} W_F^2 \cdot (\alpha_{0L}^w + i_{cl}^{Fus}) \cdot dx$$

$$K_2 - K_1$$

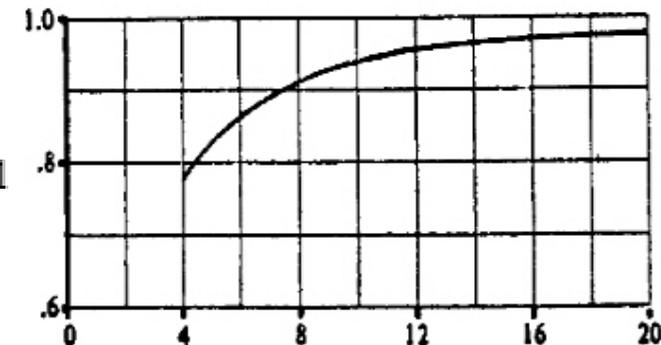
dipende dal rapporto di snellezza della fusoliera

$$CM_{oLf} \quad C_{m0} = \frac{k_1 - k_2}{36.5 \cdot S \cdot c} \cdot \sum_{i=1}^n w_{f_i}^2 \cdot (i_{cl} + i_w + \alpha_{zl \text{ wing}}) \cdot \Delta x_i$$

$$Sum = w_{f_i}^2 \cdot (i_{cl} + i_w + \alpha_{zl \text{ wing}}) \cdot \Delta x_i$$

Questo è il CM della fusoliera a CL=0
(Notare che compare il calettamento iw e l'alfa di portanza nulla dell'ala all'interno dell'integrale, oltre che l'inclinazione locale i_{cl} della linea mediana di fusoliera).

$$K_2 - K_1$$



FUSELAGE FINENESS RATIO ~ l_e/d_f



Aerodinamica fusoliera

Stima con il metodo di Multhopp o “delle strisce”

$$C_{m\alpha}^{fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot MAC} \cdot \left\{ \int_0^{l_{F1}} W_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot dx_1 + \int_0^{l_{F2}} W_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot dx_2 \right\}$$



Aerodinamica fusoliera

Stima con il metodo di Multhopp o “delle strisce”

$$C_{m\alpha}^{fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot MAC} \cdot \left\{ \int_0^{l_{F1}} W_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot dx_1 + \int_0^{l_{F2}} W_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot dx_2 \right\}$$

UP WASH

DOWNWASH



Aerodinamica fusoliera

Stima con il metodo di Multhopp o “delle strisce”

$$C_{m\alpha}^{fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \left\{ \sum_{j=1}^{n1} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot \Delta x_1 + \sum_{j=1}^{n2} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot \Delta x_2 \right\}$$



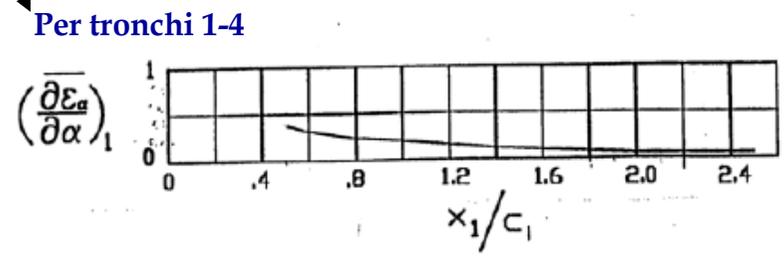
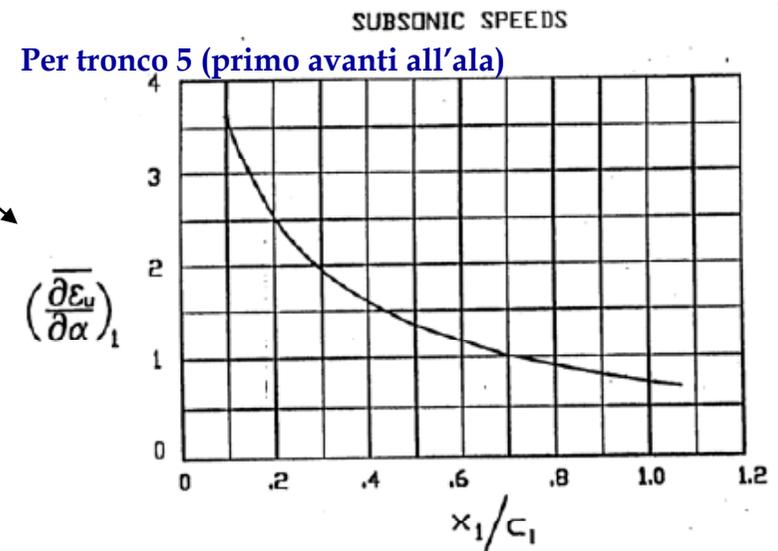
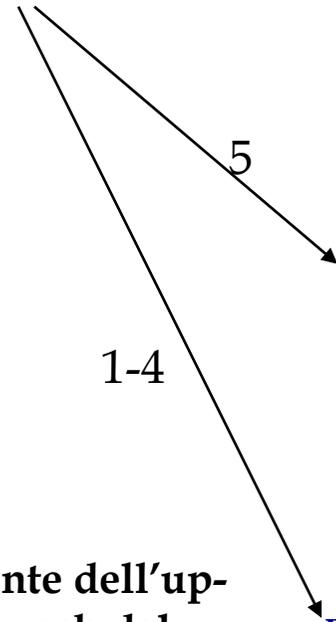
Aerodinamica fusoliera

Stima con il metodo di Multhopp o “delle strisce”

$$C_{m\alpha}^{fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \left\{ \sum_{j=1}^{n1} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot \Delta x_1 + \sum_{j=1}^{n2} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot \Delta x_2 \right\}$$

Strisce 1-5 avanti

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 = \left(\overline{\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}} \right)_1 \cdot \frac{C_{L\alpha}^w}{0.0785}$$



La parte di fusoliera AVANTI all'ala risente dell'upwash. Per i tronchi da 1 a 4 prendere l'upwash dal grafico sotto.

Per il tronco 5 dal grafico sopra. Attenzione qui x_1 va Preso come distanza dell'inizio del tronco dal l.e. e non del centroide dal l.e.

Aerodinamica fusoliera

Stima con il metodo di Multhopp o “delle strisce”

$$C_{m\alpha}^{fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \left\{ \sum_{j=1}^{n1} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot \Delta x_1 + \sum_{j=1}^{n2} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot \Delta x_2 \right\}$$

Strisce 6-n2 dietro

Andamento downwash lineare con la distanza dal bordo di uscita.

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 = \left[\frac{x_2}{l_{F2}} \cdot \left(1 - \overline{\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}} \right) - 1 \right]$$

La parte posteriore di fusoliera risente del downwash. Nella parentesi quadra il $d\varepsilon/d\alpha$ è quello stimato con i metodi descritti precedentemente sulla coda della fusoliera.

Andamento lineare con la distanza dal bordo di uscita.

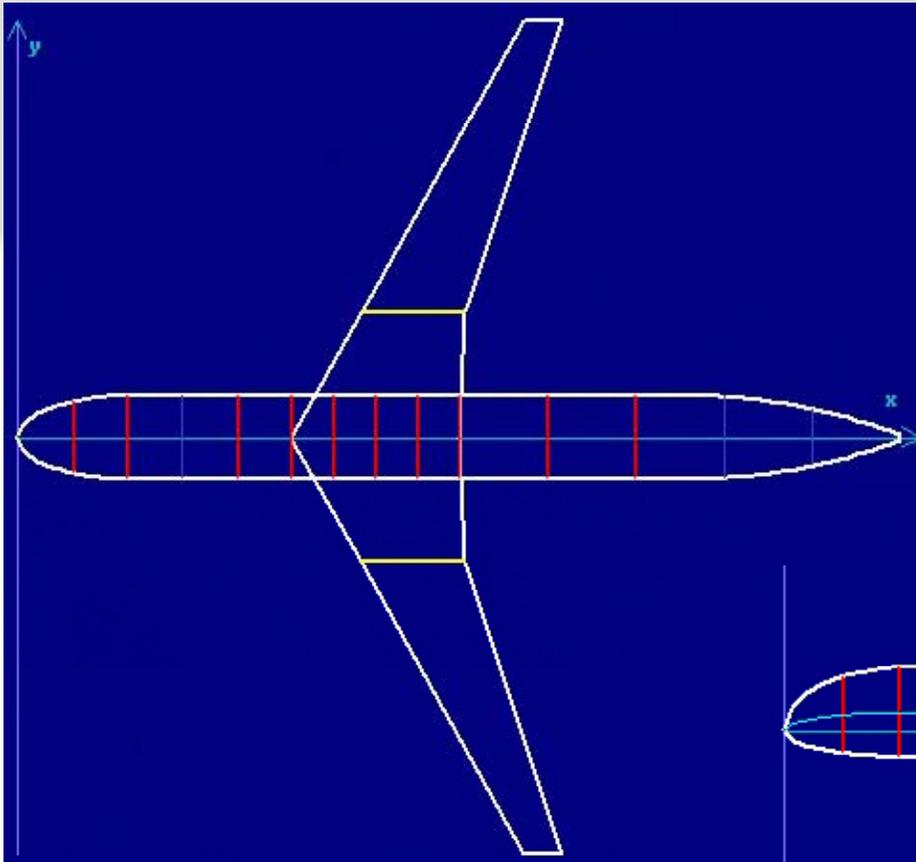
LA PARTE di FUSOLIERA Posteriore (secondo termine sopra) è molto meno influente rispetto alla ANTER. !!

$$\overline{\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}} = \text{circa } 0.30 \text{ o } 0.40$$

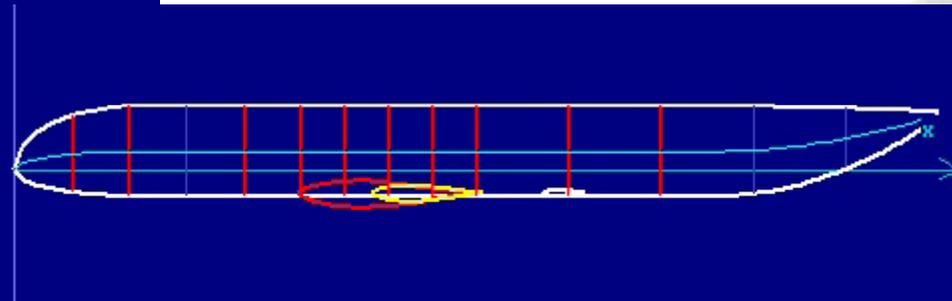
$$\left(1 - \overline{\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}} \right) = 0.70 \quad 0.60$$

Aerodinamica fusoliera – esempio B737

Stima con il metodo di Multhopp o “delle strisce”



Divido la parte anteriore all'ala in 5 parti.
La parte di ala in 4 parti.
La parte posteriore in 5 parti.
NB : I tronchi di ogni parte devono essere della stessa dimensione. Per il CMO è meglio che siano tutti più o meno uguali.



DATI :

$S = 112 \text{ m}^2$ $AR = 9$ Lunghezza fus = 34.1 m Larghezza fus $W_f = 3.21 \text{ m}$

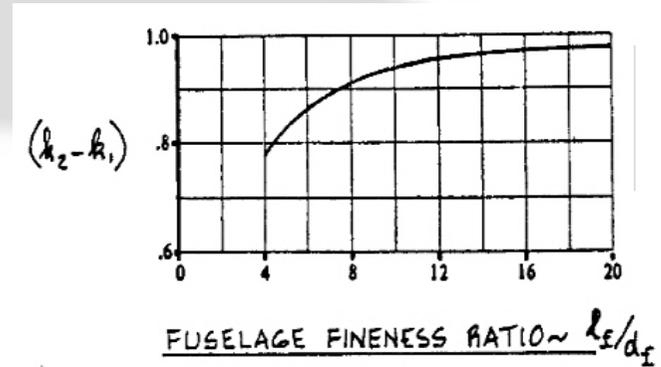
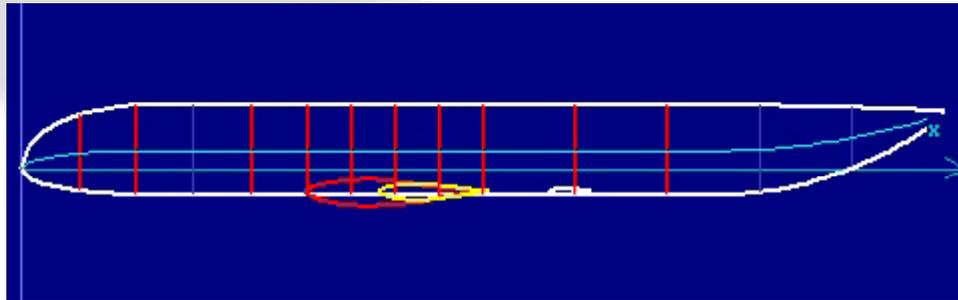
L_f/d_f (snellezza fus) = 10.5 L_f (parte post = 17.05 m)

de/da in coda = 0.31 $MAC = 4.02 \text{ m}$ $c_{root} = 6.5 \text{ m}$ $i_w = 2^\circ$ $\alpha_{ZL} = -0.1^\circ$ $CL_\alpha = 0.089$ [1/°]

Aerodinamica fusoliera – esempio B737

$$CM_{0Lf} = \frac{k_1 - k_2}{36.5 \cdot S \cdot c} \cdot \sum_{i=1}^n w_{f_i}^2 \cdot (i_{cl} + i_w + \alpha_{zl \text{ wing}}) \cdot \Delta x_i$$

$$Sum = w_{f_i}^2 \cdot (i_{cl} - i_w + \alpha_{zl \text{ wing}}) \cdot \Delta x_i$$



$$K_2 - K_1 = 0.938$$

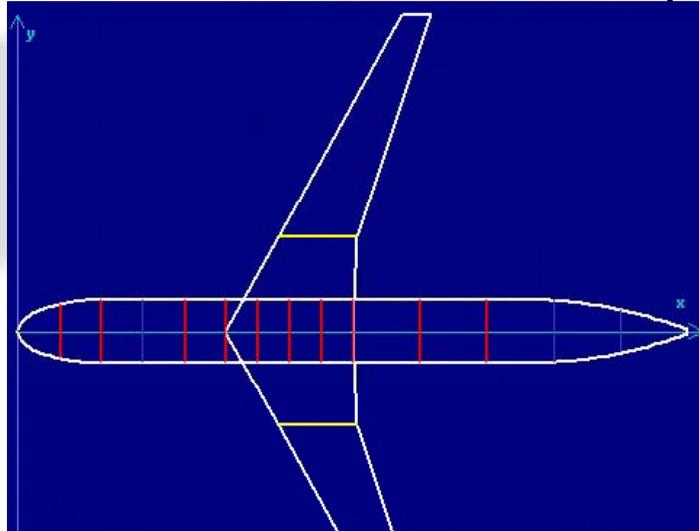
$$CM_{0Lf} = \frac{0.938}{36.5 \cdot 112 \cdot 4.02} \cdot (-1110.8)$$

$$CM_{0Lf} = -0.0634$$

Strip	X [m]	Delta X [m]	Wf [m]	Wf ^2 [m^2]	Icl [°]	Icl-iw+azL [°]	Sum [m^3]
1	0.00	2.12	2.07	4.27	-14.8	-16.9	-153.0
2	2.12	2.12	3.07	9.42	-2.7	-4.8	-95.1
3	4.23	2.12	3.21	10.32	0.0	-2.1	-46.6
4	6.35	2.12	3.21	10.32	0.0	-2.1	-45.8
5	8.46	2.12	3.21	10.32	0.0	-2.1	-45.8
6	10.58	1.63	3.21	10.32	0.0	-2.1	-35.2
7	12.21	1.63	3.21	10.32	0.0	-2.1	-35.2
8	13.83	1.63	3.21	10.32	0.0	-2.1	-35.2
9	15.46	1.63	3.21	10.32	0.0	-2.1	-35.2
10	17.08	3.41	3.21	10.32	0.0	-2.1	-73.9
11	20.49	3.41	3.21	10.32	0.0	-2.1	-73.9
12	23.90	3.41	3.21	10.32	-0.8	-2.9	-100.6
13	27.31	3.41	2.77	7.65	-7.0	-9.1	-236.7
14	30.72	3.41	1.34	1.78	-14.1	-16.2	-98.6
						TOT	-1110.8

Aerodinamica fusoliera – esempio B737

$CM_{\alpha f}$



$$CM_{\alpha f} = \frac{1}{36.5 \cdot 112 \cdot 4.02} \cdot (193.9)$$

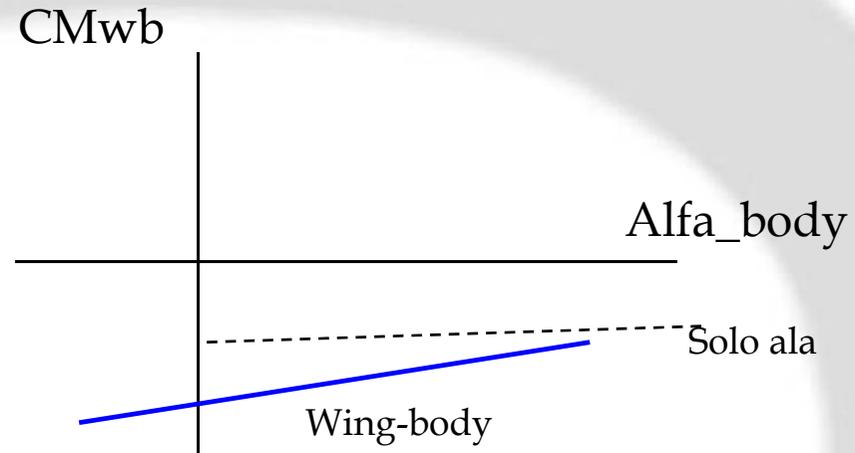
$$CM_{\alpha f} = 0.0118 [1/^\circ]$$

$$\Delta X_{AC_f} = -\frac{CM_{\alpha f}}{CL_{\alpha}} = -\frac{0.0118}{0.089} = -0.13$$

$$\Delta X_{AC_f} \text{ 13\% MAC in avanti}$$

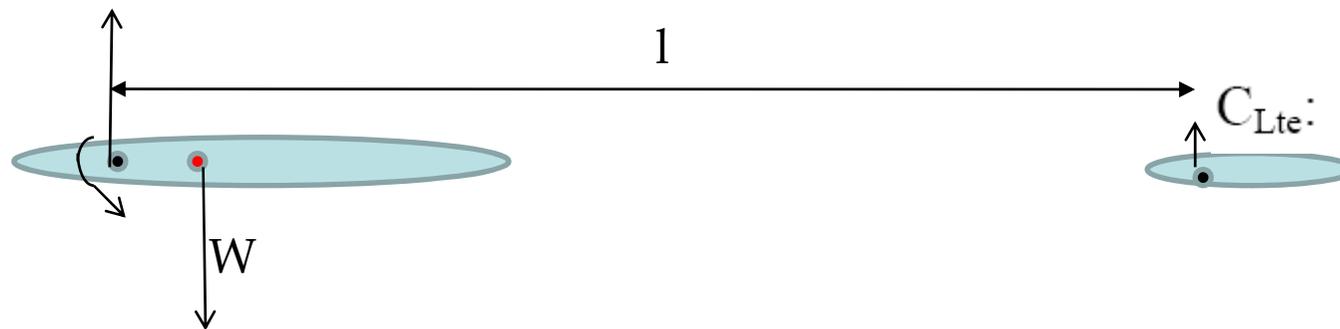
Strip	X [m]	X1_i (centr) [m]	X1_i/cr X2_i/Lf	Delta_X [m]	Wf [m]	Wf^2 [m^2]	dEps/dAlpha + 1 av.(1) /dietro(2)	Sum [m^3]
1	0.00	9.52	1.46	2.12	2.07	4.27	1.16	10.5
2	2.12	7.41	1.14	2.12	3.07	9.42	1.20	23.9
3	4.23	5.29	0.81	2.12	3.21	10.32	1.25	27.3
4	6.35	3.17	0.49	2.12	3.21	10.32	1.38	30.1
5	8.46	2.12 (=Δx)	0.33	2.12	3.21	10.32	2.93	64.0
6	10.58	0.00		1.63	3.21	10.32	0.00	0.0
7	12.21	0.00		1.63	3.21	10.32	0.00	0.0
8	13.83	0.00		1.63	3.21	10.32	0.00	0.0
9	15.46	0.00		1.63	3.21	10.32	0.00	0.0
10	17.08	1.71	0.10	3.41	3.21	10.32	0.07	2.4
11	20.49	5.11	0.30	3.41	3.21	10.32	0.21	7.3
12	23.90	8.52	0.50	3.41	3.21	10.32	0.34	12.1
13	27.31	11.93	0.70	3.41	2.77	7.65	0.48	12.5
14	30.72	15.34	0.90	3.41	1.34	1.78	0.62	3.8
							TOT	193.9

Curva $C_{M}(\alpha)$ del wing-body (rispetto al 25% MAC)



IL CL di EQUILIBRIO

Se sposto il baricentro più avanti, ho che in coda ho bisogno di un carico minore o addirittura deportante nel caso esso si trovi più avanti del fuoco del velivolo parziale. Ad ogni spostamento in avanti del c.g. ho una riduzione della portanza del piano di coda, sicché fissato l' α e quindi il C_{Lw} dell'ala, il C_L dell'intero sistema si riduce.



Con il centro aerodinamico del wing-body tra il 10 ed il 20% ,
il CG si trova spesso dietro a tale punto.

$$C_m = C_{m0w} + x_a C_L - C_{Lt} \bar{v}_t' \eta_t \quad C_{Lte} = \frac{C_{m0w} + x_a C_L}{\bar{v}_t' \eta_t}$$

$$C_L = C_{Lw} + \frac{S_t}{S_w} \eta_t C_{Lt}$$

$$C_{Le} = C_{Lw} \frac{l}{l_t} + C_{m0w} \frac{c}{l_t}$$

IL CL di EQUILIBRIO

$$C_m = C_{m0w} + x_a C_L - C_{Lt} \bar{v}_t' \eta_t$$

$$C_{Lte} = \frac{C_{m0w} + x_a C_{Le}}{\bar{v}_t' \eta_t}$$

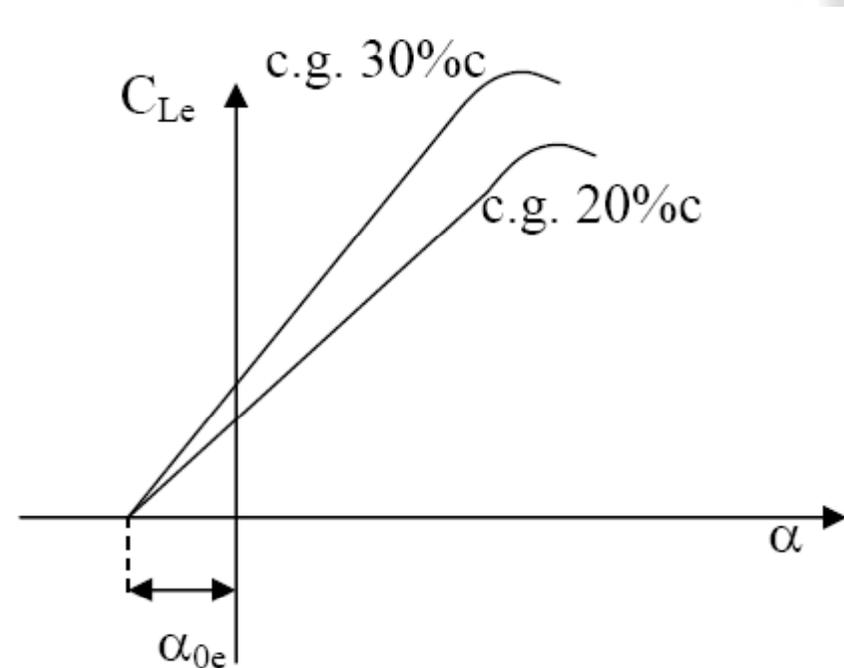
$$C_L = C_{Lw} + \frac{S_t}{S_w} \eta_t C_{Lt}$$

$$C_{Le} = C_{Lw} \frac{l}{l_t} + C_{m0w} \frac{c}{l_t}$$

$$C_{le} = a_e (\alpha_w + \alpha_{0e})$$

$$a_e = a_w \frac{l}{l_t}$$

$$\alpha_{0e} = \alpha_{0w} + \frac{C_{m0w}}{a_w} \frac{c}{l}$$

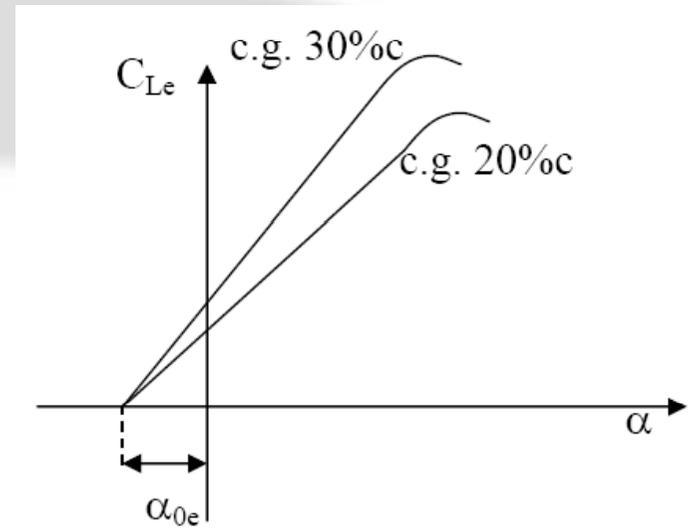


IL CL di EQUILIBRIO

$$C_m = C_{m0w} + x_a C_L - C_{Lt} \bar{v}_t' \eta_t$$

$$C_L = C_{Lw} + \frac{S_t}{S_w} \eta_t C_{Lt}$$

$$C_{le} = a_e (\alpha_w + \alpha_{0e}) \quad a_e = a_w \frac{l}{l_t}$$



Osservazioni

- C_{Le} dipende, per un dato α_w (ovvero C_{Lw}), dalle posizioni del c.g., che entra in $l_t = l - x_a c$. più avanti si trova il c.g., più piccolo è il C_{Le} per un dato assetto, e viceversa.
- Conviene non spostare il c.g. avanti al fuoco dell'ala per non ridurre il contributo dell'ala, C_{Lw} , con un rapporto $\frac{l}{l_t} < 1$.

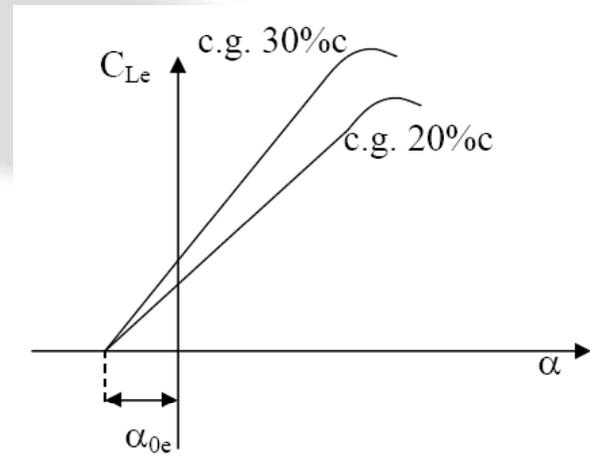


IL CL di EQUILIBRIO

$$C_{le} = a_e (\alpha_w + \alpha_{0e})$$

$$C_{Lte} = \frac{C_{m0w} + x_a C_{Le}}{v_t' \eta_t}$$

$$a_e = a_w \frac{l}{l_t}$$



- b) Convieni non spostare il c.g. avanti al fuoco dell'ala per non ridurre il contributo dell'ala, C_{Lw} , con un rapporto $\frac{l}{l_t} < 1$.
- c) Convieni tenere C_{m0w} (che è negativo⁹, in generale, per velivolo convenzionale) quanto più piccolo possibile (in valore assoluto) per ridurre l'effetto sfavorevole sul $C_{Le \max}$ (stallo) nonché sul C_{Lte} (ciò può portare al peggioramento dell'efficienza aerodinamica¹⁰ globale del velivolo).
- d) L'angolo di portanza nulla, α_{0e} , dipende solo dalle geometria dell'ala e dal rapporto $\frac{c}{l}$, che pure è un parametro geometrico, e non dalla posizione del baricentro, cioè dipende solo dalle asimmetrie presenti (α_{0w} e C_{m0w}).

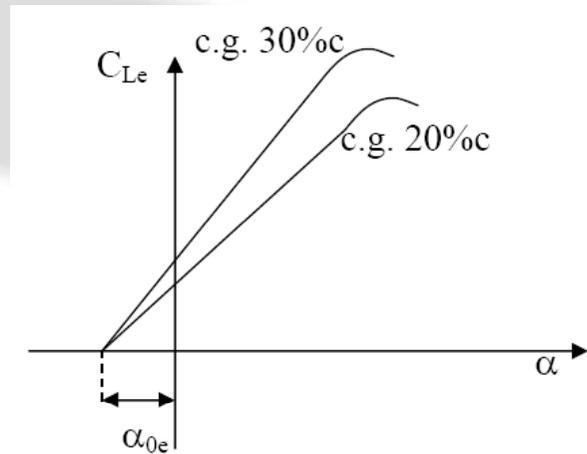
IL CL di EQUILIBRIO

$$C_{le} = a_e (\alpha_w + \alpha_{0e})$$

$$C_{Lte} = \frac{C_{m0w} + x_a C_{Le}}{v_t' \eta_t}$$

$$a_e = a_w \frac{l}{l_t}$$

$$\alpha_{0e} = \alpha_{0w} + \frac{C_{m0w}}{a_w} \frac{c}{l}$$



e) La pendenza della retta di portanza, a_e , ed α_0 sono diverse dalle omologhe date dalle Eq. 44 e 45. esse non dipendono da ε e da $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$, né dai rapporti

caratteristici $\frac{a_t}{a_w}$ ed $\frac{S_t}{S_w}$, in quanto esse riguardano condizioni di equilibrio di

forze (o di coefficienti di forze), indipendenti dagli angoli di incidenza specifici di ala e coda.

$$a = a_w \left[1 + \frac{a_t S_t}{a_w S_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right]$$

$$\alpha_0 = \frac{a_w}{a} \alpha_{0w} + \frac{a_t S_t}{a S_w} (i_t - \varepsilon_0)$$



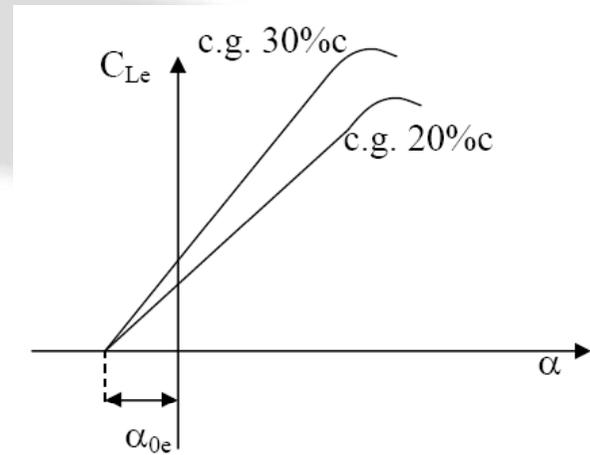
IL CL di EQUILIBRIO

$$C_{le} = a_e (\alpha_w + \alpha_{0e})$$

$$C_{Lte} = \frac{C_{m0w} + x_a C_{Le}}{v_t' \eta_t}$$

$$a_e = a_w \frac{l}{l_t}$$

$$\alpha_{0e} = \alpha_{0w} + \frac{C_{m0w}}{a_w} \frac{c}{l}$$



f) La curva $C_{Le}(\alpha_w)$ va utilizzata solo per studiare stati di equilibrio, quindi in problemi di prestazioni di volo, non per analisi di stabilità. Nelle analisi di stabilità è vero che si parte da uno stato di equilibrio, quindi da un C_{Le} , ma la perturbazione ΔC_L (ovvero $\Delta \alpha_w$) è concettualmente diversa da ΔC_{Le} : se si considera $C_{Le} + \Delta C_{Le}$ è pur sempre un C_L di equilibrio, quindi il velivolo vi permane senza tuttavia potersi dire 'neutro'.

In sostanza, se si segue con il ΔC_{Le} la curva $C_{Le}(\alpha_w)$ si dispone il piano di coda sempre con una geometria che realizza un C_{Lte} di equilibrio (alla rotazione) e quindi il velivolo non dispone di un momento 'ristoratore' (che tende a riportare il velivolo nella condizione di equilibrio iniziale).

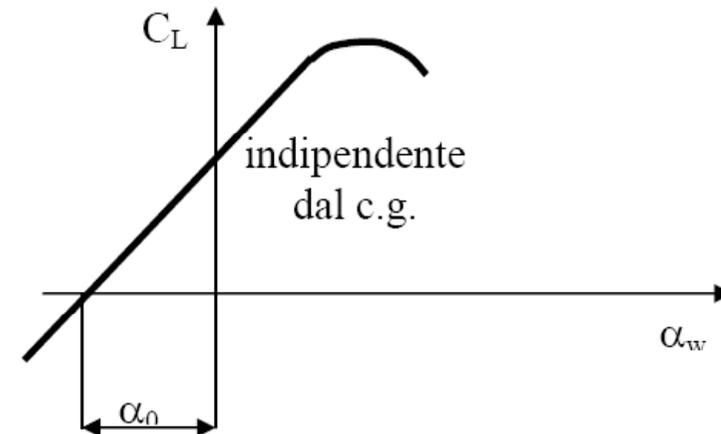
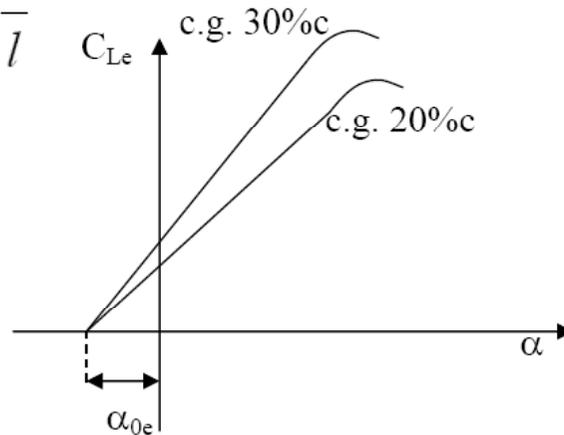


IL CL di EQUILIBRIO

$$C_{le} = a_e (\alpha_w + \alpha_{0e})$$

$$\alpha_{0e} = \alpha_{0w} + \frac{C_{m0w}}{a_w} \frac{c}{l}$$

$$a_e = a_w \frac{l}{l_t}$$



- g) Per studi di stabilità va utilizzata la curva $C_L(\alpha_w)$ data dall'Eq. 42 che dà il C_L del velivolo per fissata geometria. Non si deve confondere la circostanza che il $\frac{dC_m}{dC_L}$ (indice di stabilità) va considerata a $C_L = C_{Le} = \frac{C_{m0}}{C_{mC_L}}$ (vedi Eq.56) con

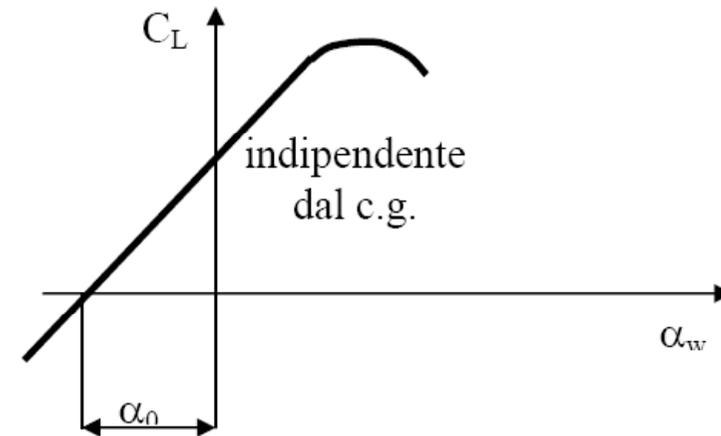
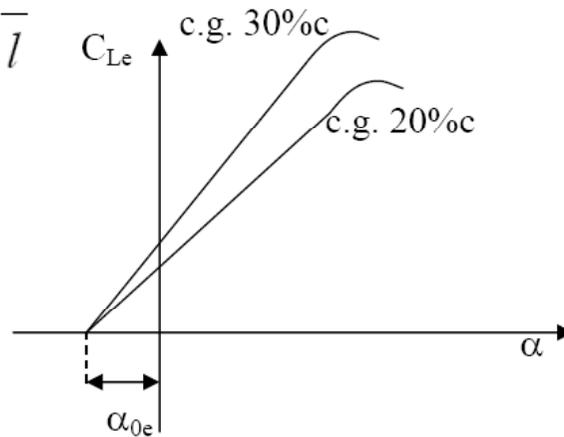
la circostanza che esiste la curva $C_{Le}(\alpha_w)$. La curva $C_L(\alpha)$ ha, al massimo, un solo C_L di equilibrio.

IL CL di EQUILIBRIO

$$C_{le} = a_e (\alpha_w + \alpha_{0e})$$

$$\alpha_{0e} = \alpha_{0w} + \frac{C_{m0w}}{a_w} \frac{c}{l}$$

$$a_e = a_w \frac{l}{l_t}$$



- h) Per un dato α_w , il C_L è in generale diverso da quello dato dalla Eq. 42, in quanto sono diversi gli angoli di portanza nulla α_0 ed α_{0e} e le pendenze a ed a_e ; per $C_{Le} = C_L$ si hanno, in generale, due α_w diversi.



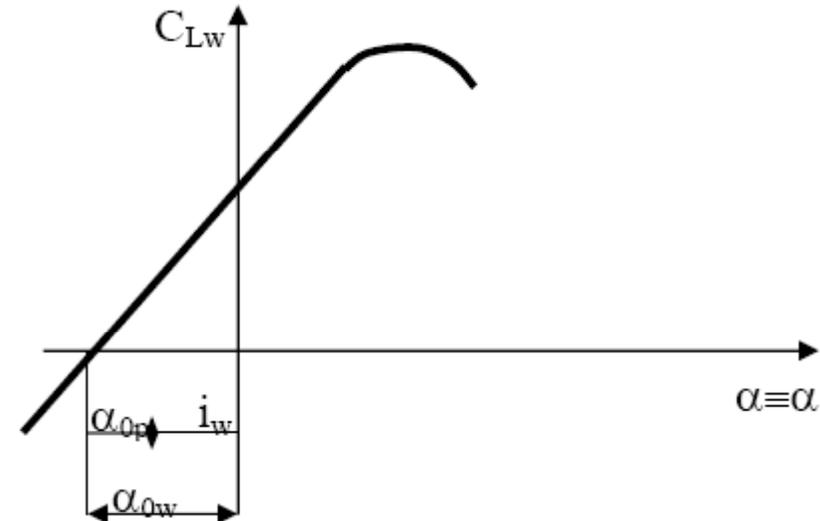
RIEPILOGO

ALA ISOLATA

$$C_{Lw} = a_w (\alpha_w + \alpha_{0w})$$

i_w = calettamento della c.m.a. (o altra corda) rispetto al piano di riferimento (o linea).

α_{0p} = angolo di portanza nulla del profilo c.m.a. o, semplicemente, dell'ala stessa.



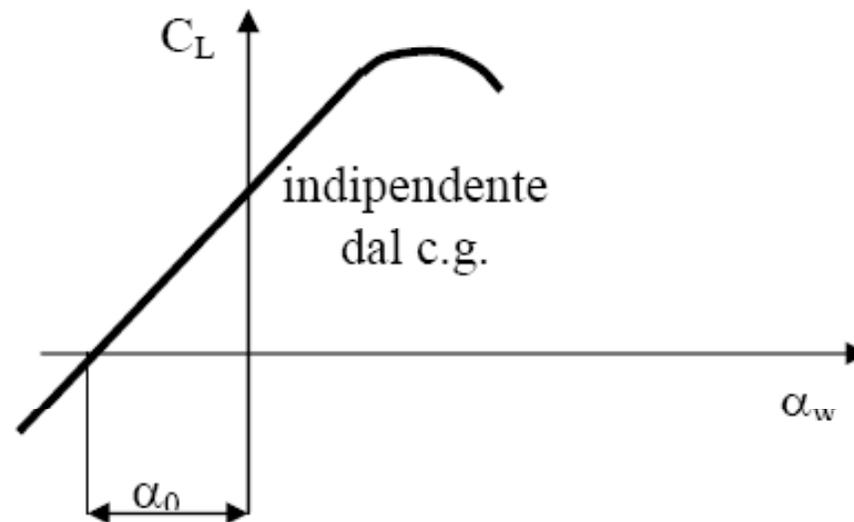
RIEPILOGO

VELIVOLO TOTALE
GEOMETRIA FISSA
STUDI DI STABILITA'

$$C_L = a \cdot \alpha$$

$$a = a_w \left[1 + \frac{a_t S_t}{a_w S_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right]$$

$$\alpha_0 = \frac{a_w}{a} \alpha_{0w} + \frac{a_t S_t}{a S_w} (i_t - \varepsilon_0)$$



RIEPILOGO

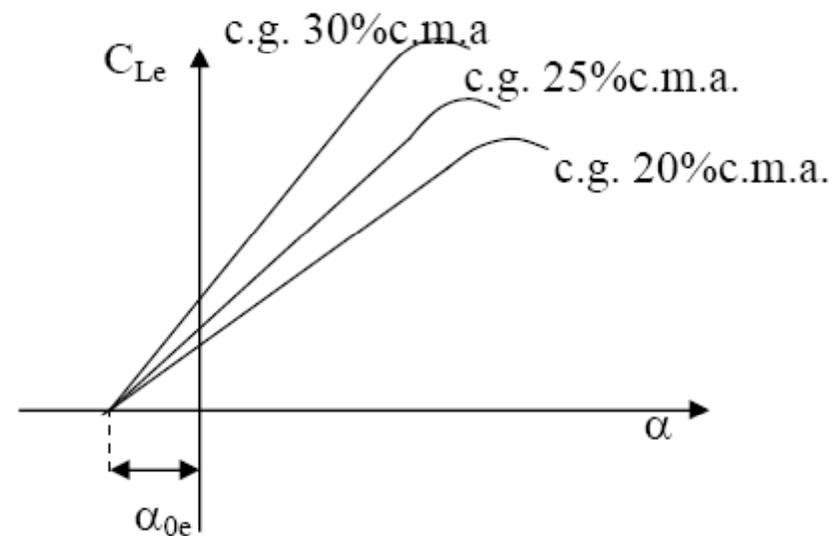
EQUILIBRIO STUDI DI PRESTAZIONI

$$C_{Le} = C_{Lw} \frac{l}{l_t} + C_{m0w} \frac{c}{l_t}$$

$$C_{le} = a_e (\alpha_w + \alpha_{0e})$$

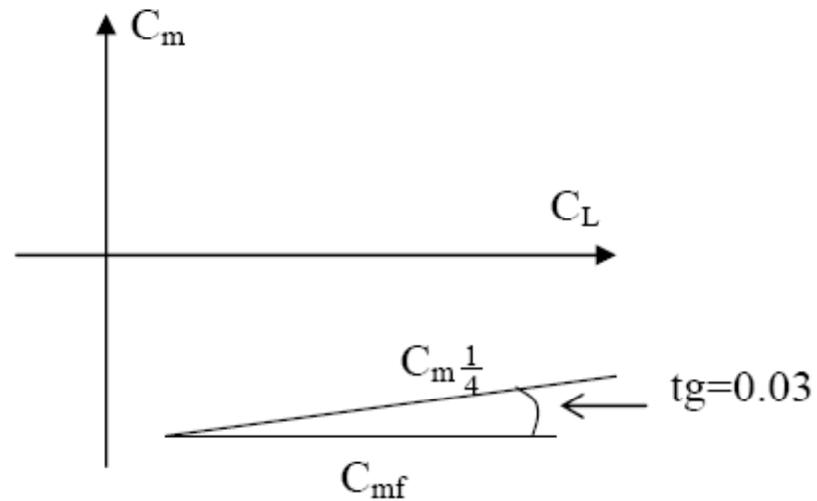
$$a_e = a_w \frac{l}{l_t}$$

$$\alpha_{0e} = \alpha_{0w} + \frac{C_{m0w}}{a_w} \frac{c}{l}$$



Osservazioni

È importante sottolineare, per il nostro studio, la differenza tra il momento focale e, per esempio, il momento calcolato rispetto ad $\frac{1}{4}$ della corda.

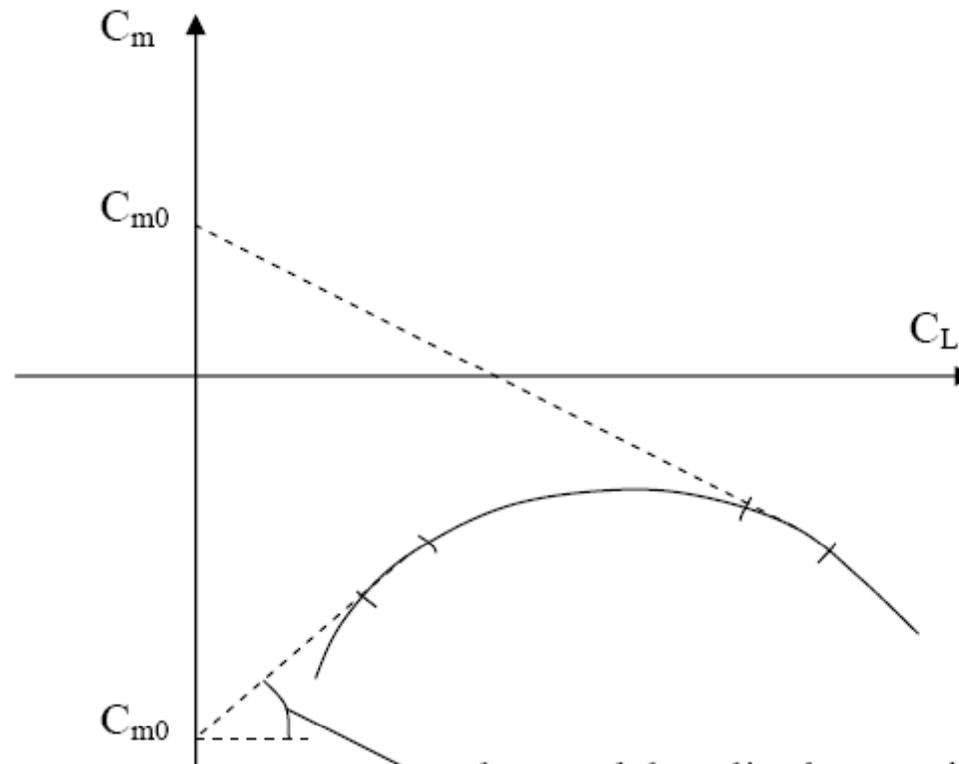


Osservazioni

CONDIZIONI NON LINEARI

(ad esempio contributo dovuto a spostamento verticale CG)

In generale si può ridurre il diagramma in determinati segmenti, per cui è possibile fare le stesse generalizzazioni su C_{m0} , come quelle fatte precedentemente.



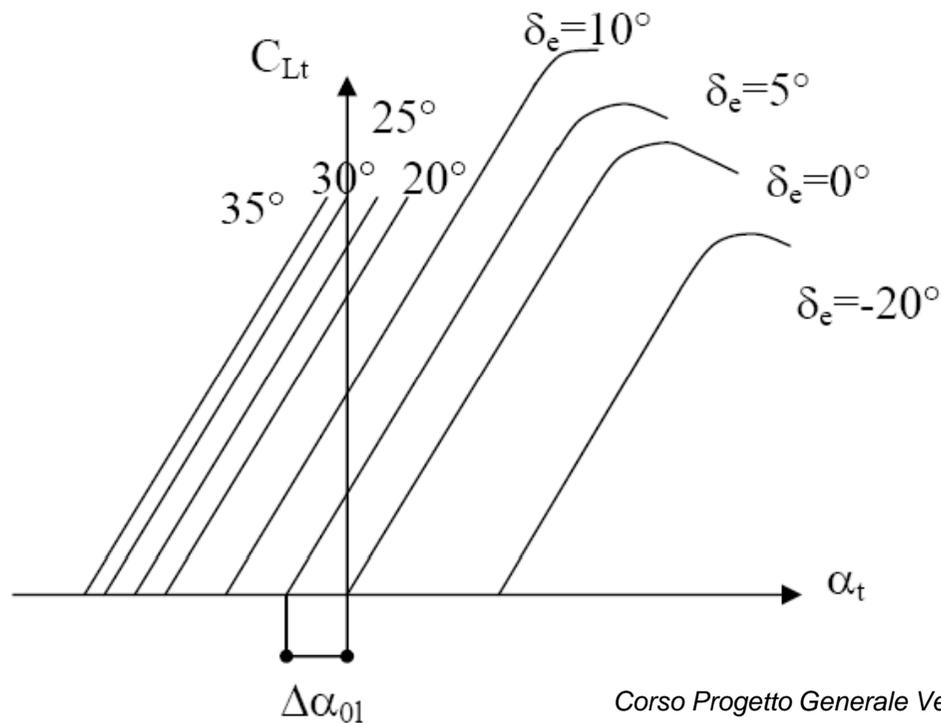
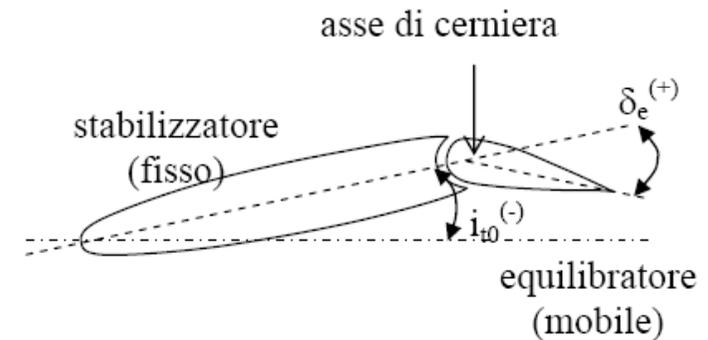
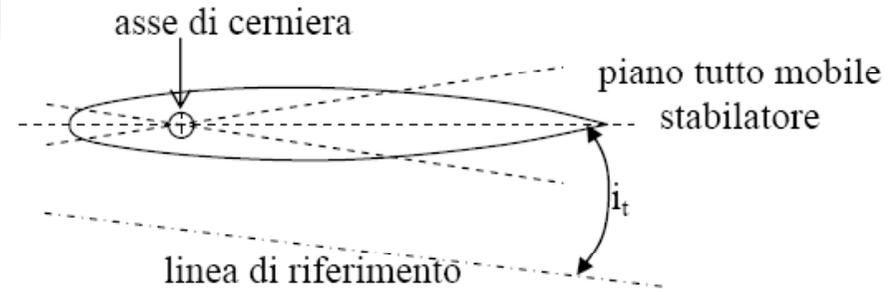
pendenza del velivolo parziale, in tal caso instabile (derivata positiva)



L'ANGOLO i_t PER L'EQUILIBRIO

$$i_t = i_{t0} + \tau \delta_e$$

$$\tau = \frac{d\alpha_{0l}}{d\delta_e}$$



In effetti è Non LIN con δ_e

$$\tau = \frac{\Delta \alpha_{0l}}{\Delta \delta_e}$$

L'ANGOLO i_t PER L'EQUILIBRIO

$$i_t = i_{t0} + \tau \delta_e$$

$$\tau = \frac{d\alpha_{0l}}{d\delta_e}$$

dove: i_{t0} è l'angolo dell'asse di portanza nulla dell'impennaggio rispetto alla linea di riferimento a $\delta_e=0$ (vedi Figura 5).

α_{0l} è l'angolo di portanza nulla dell'impennaggio.

δ_e è l'angolo di deflessione dell'equilibratore (positivo verso il basso).

τ è detto *indice di efficacia* dell'equilibratore, indica cioè la variazione dell'angolo dell'asse di portanza nulla per un grado di variazione di δ_e .



L'ANGOLO i_t PER L'EQUILIBRIO

STABILATORE

$$C_{m0} = C_{m0w} - a_t \bar{v}_t' k (i_t - \alpha_{0w})$$

Eq. 62

$$C_m = C_{m0} + C_{m_{CL}} \cdot C_L$$

Eq. 56

$$i_{te} = \alpha_{0w} + \frac{C_{m0w}}{-C_{mi}} + \frac{C_{m_{CL}}}{-C_{mi}} C_{Le}$$

$C_{mi} = -a_t \bar{v}_t' k$ è la 'potenza' (intesa come capacità) di controllo del piano

$$i_{te} = i_{te0} - \frac{C_{m_{CL}}}{C_{mi}} C_{Le} = i_{te0} + \frac{di_{te}}{dC_L} C_{Le}$$

$$i_{te0} = \alpha_{0w} + \frac{C_{m0w}}{-C_{mi}}$$

$$\frac{di_{te}}{dC_L} < 0$$

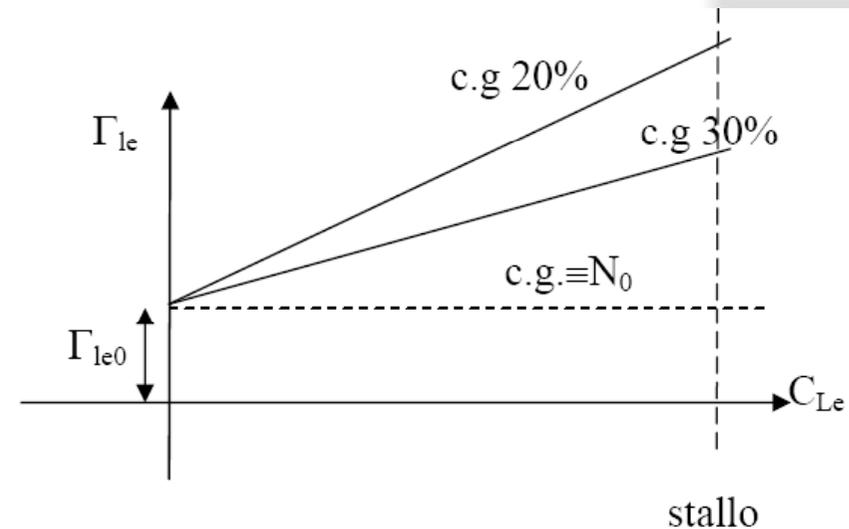
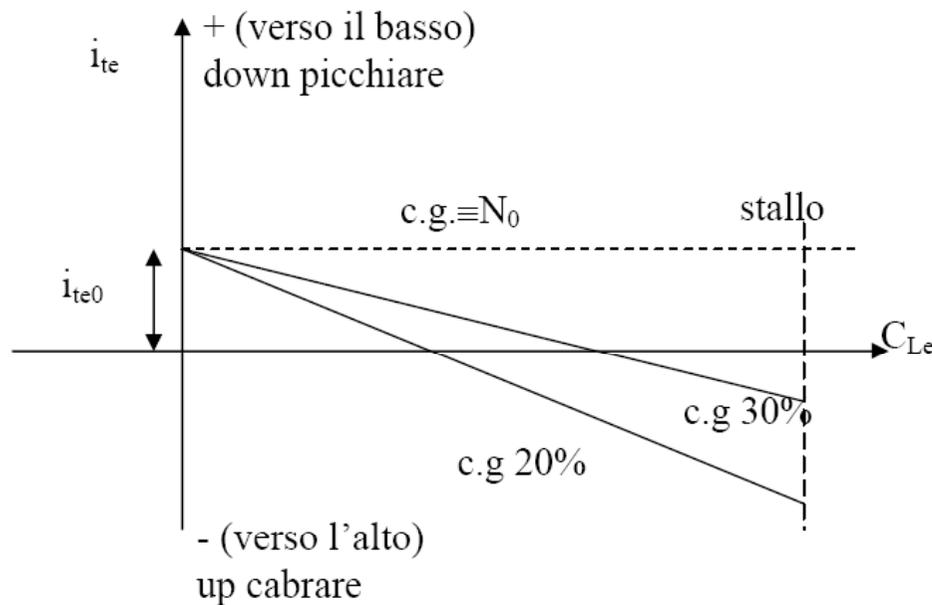


L'ANGOLO i_t PER L'EQUILIBRIO STABILATORE

$$i_{te} = i_{te0} - \frac{C_{m_{CL}}}{C_{mi}} C_{Le} = i_{te0} + \frac{di_{te}}{dC_{Le}} C_{Le} \quad i_{te0} = \alpha_{0w} + \frac{C_{m0w}}{-C_{mi}}$$

Introducendo, ora, il diedro longitudinale $\Gamma_l = \alpha_{0w} - i_{te}$ di equilibrio,

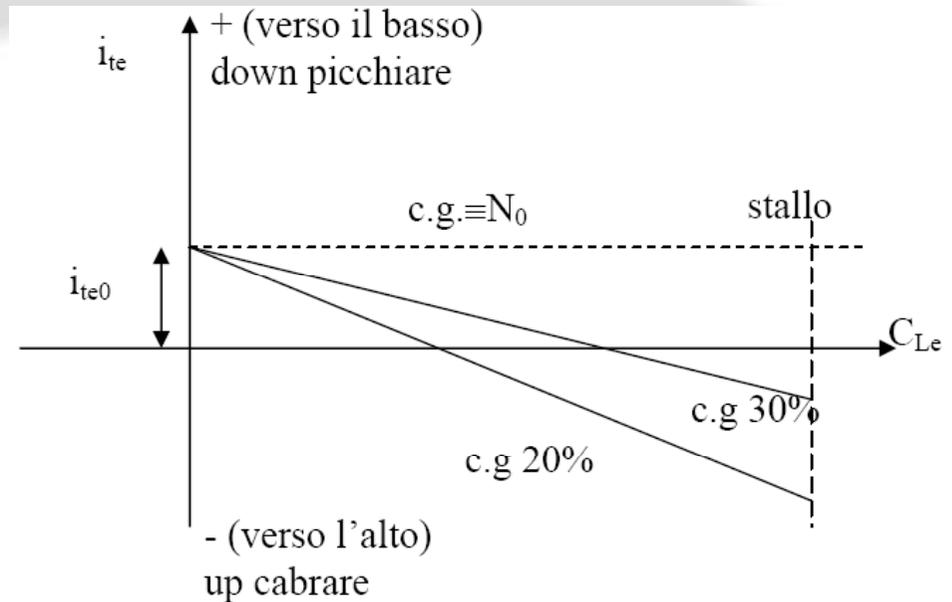
$$\Gamma_{le} = \Gamma_{le0} + \frac{d\Gamma}{dC_{Le}} C_{Le} = \Gamma_{le0} + \frac{C_{m_{CL}}}{C_{mi}} C_{Le}$$



L'ANGOLO i_t PER L'EQUILIBRIO STABILITORE

$$i_{te} = i_{te0} - \frac{C_{mC_L}}{C_{mi}} C_{Le} = i_{te0} + \frac{di_{te}}{dC_L} C_{Le}$$

$$i_{te0} = \alpha_{0w} + \frac{C_{m0w}}{-C_{mi}}$$



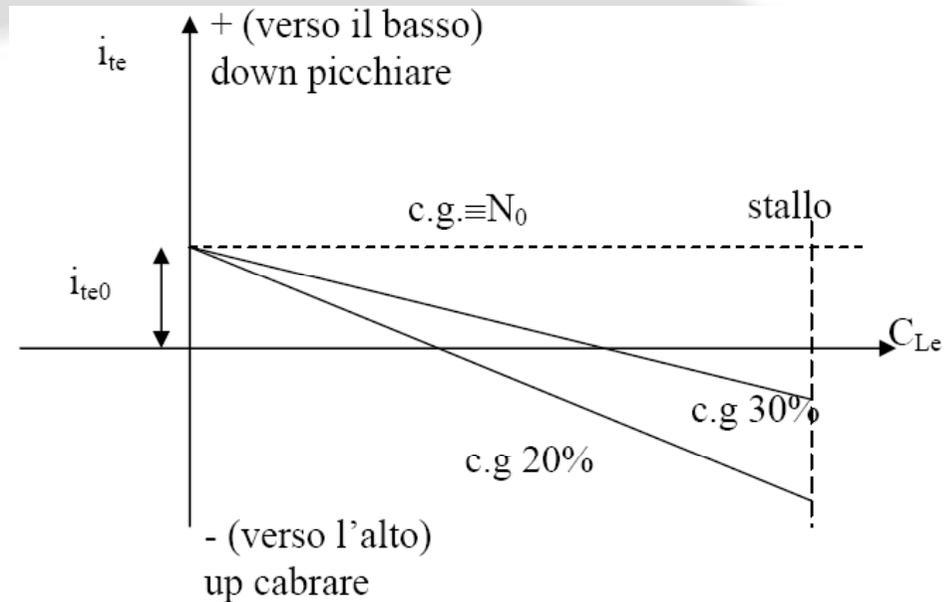
Osservazioni

- Al crescere di C_{Le} si deve accrescere (verso il basso) i_{te} , in accordo con quanto detto nel caso del velivolo generalizzato, ovvero si deve accrescere l'angolo diedro longitudinale, che resta sempre positivo.
- A $C_{Le}=0$, i_{te0} è maggiore, minore o uguale di zero a seconda che $\frac{C_{m0w}}{C_{mi}}$ sia minore, maggiore o uguale ad α_{0w} (si ricordi sempre che è $C_{mi} < 0$ e $C_{m0w} > 0$).

L'ANGOLO i_t PER L'EQUILIBRIO STABILITORE

$$i_{te} = i_{te0} - \frac{C_{mC_L}}{C_{mi}} C_{Le} = i_{te0} + \frac{di_{te}}{dC_L} C_{Le}$$

$$i_{te0} = \alpha_{0w} + \frac{C_{m0w}}{-C_{mi}}$$



- c) Il rapporto $\frac{C_{m0w}}{C_{mi}}$ assume un ruolo importante nel definire l'angolo diedro longitudinale a $C_{Le}=0$ (vedi Eq. 84).
- d) All'avanzare del baricentro è richiesto un maggior angolo i_{te} ed un maggiore angolo Γ_{le} . Se il baricentro si trova in N_0 , qualunque angolo è di equilibrio, come deve risultare, essendo nullo l'indice di stabilità.

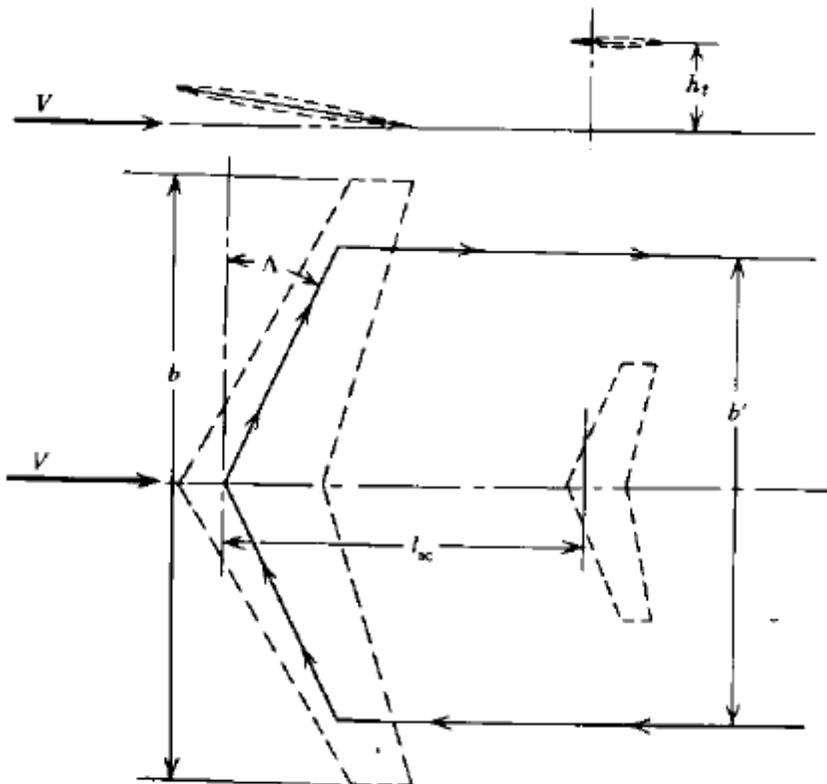


IL DOWNWASH

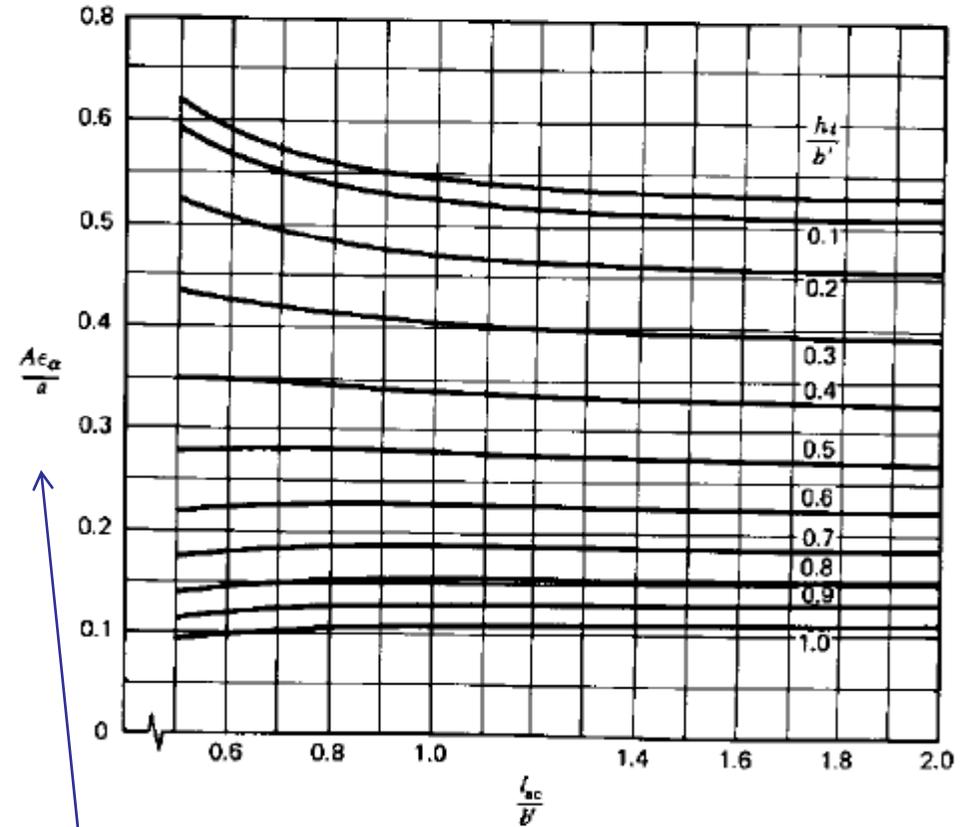
Da chi dipende

Approccio semplificato vortice a staffa

$$\frac{b'}{b} = \frac{\pi}{4}$$



(b)



• 8.6a Downwash angle for $\Lambda = 0$.

$$\frac{AR}{a} \frac{d\varepsilon}{d\alpha}$$

N.B.

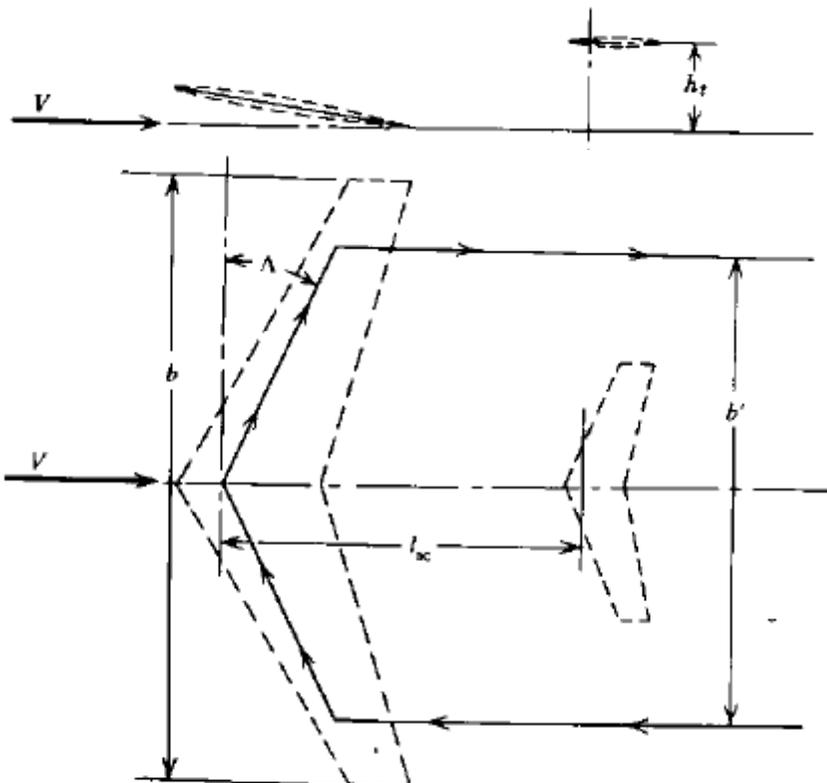
- Il downwash dipende da AR
- decresce al crescere di h_t
- dipende da a (quindi allo stallo diventa =0)
- lieve dipendenza da l_{ac} (se >0.70)

IL DOWNWASH

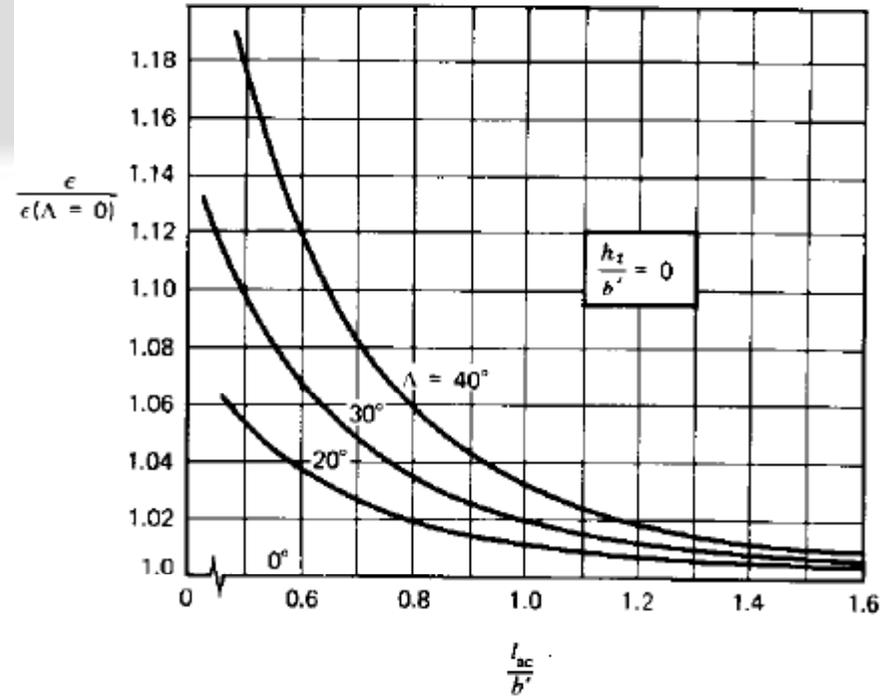
Da chi dipende

Approccio semplificato vortice a staffa

$$\frac{b'}{b} = \frac{\pi}{4}$$



(b)



b Correction to downwash angle for sweepback.

EFFETTO DELLA FRECCIA

(Per l_{ac} piccoli, la freccia avvicina il vortice aderente al piano di coda)

IL DOWNWASH

Grafici semi-empirici Roskam

Da chi dipende

Distanze
 r (longit)
 m (verticale)

Adimensionalizzate
rispetto a $b/2$

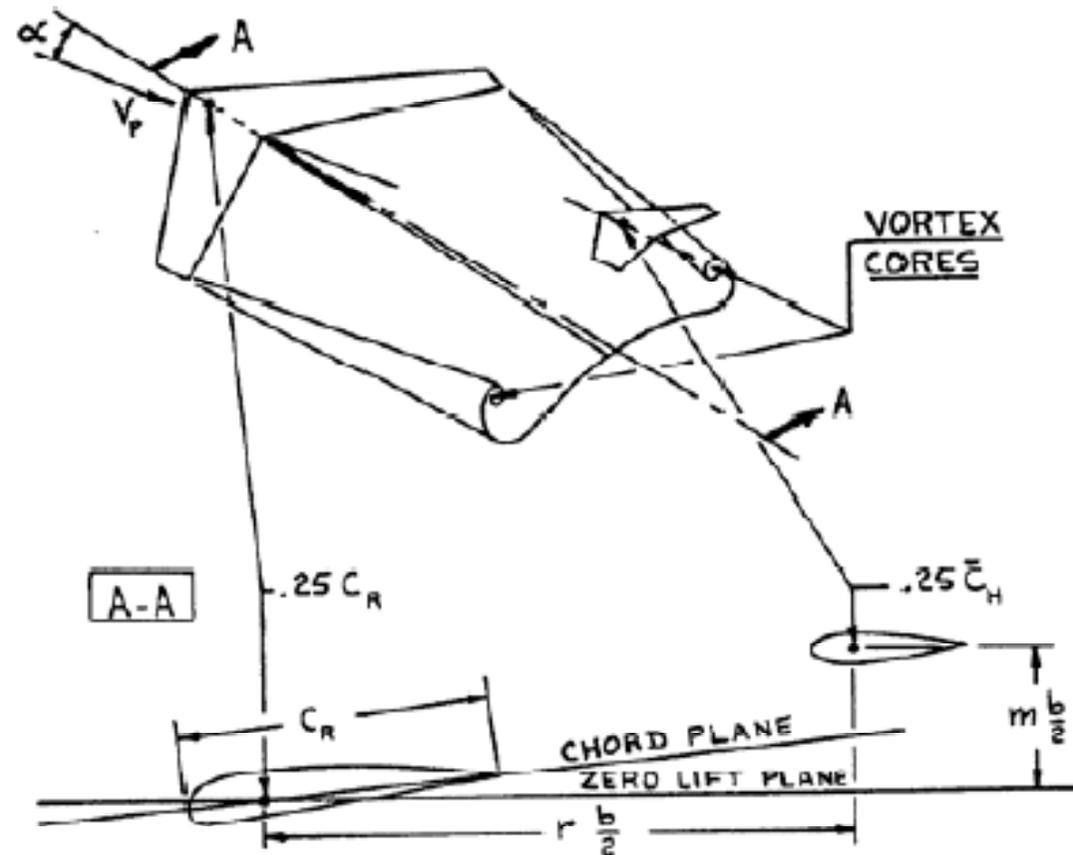


Figure 3.23 Geometry for Downwash Calculation



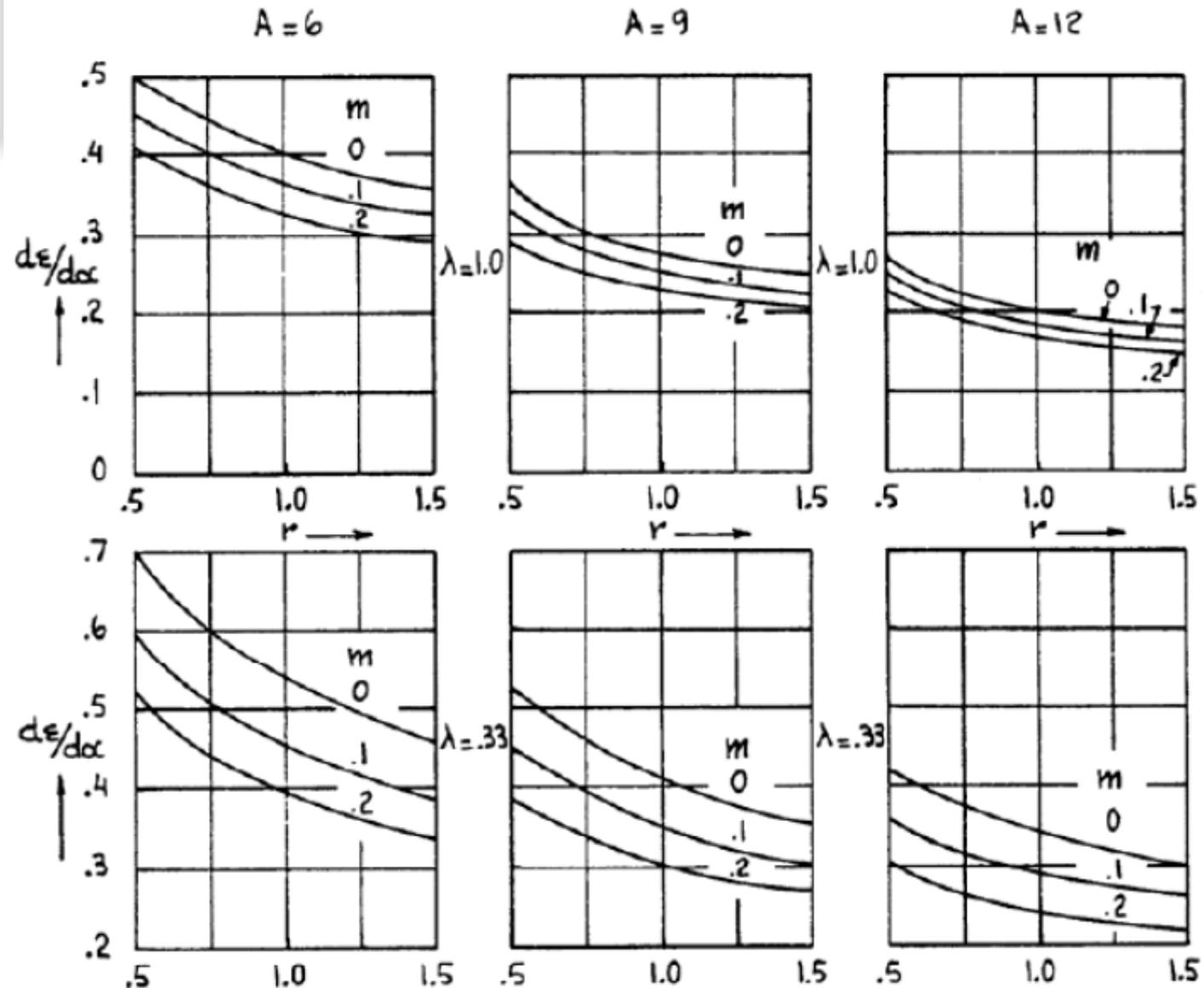
IL DOWNWASH

Grafici semi-empirici Roskam

Dipendenza da:

- AR
- dist long r
- dist verticale m
- rastremazione

Per la freccia si usa
Sempre quello
precedente



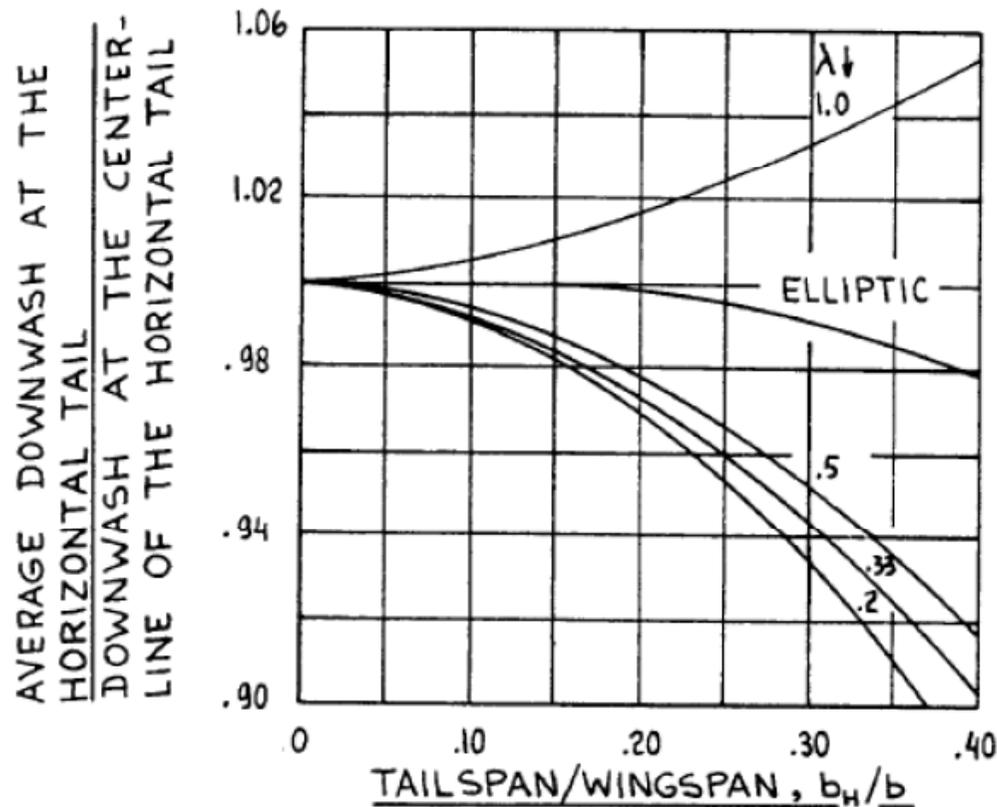
IL DOWNWASH

IL DOWNWASH

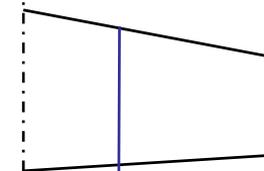
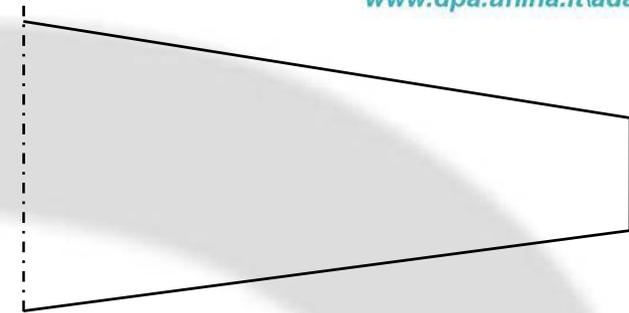
varia lungo l'apertura del piano orizzontale.

I metodi precedenti lo stimano nel piano di simmetria.

A rigore devo assumere quello "medio"



$A = 6$



Sezione rappresentativa

DIPENDE molto da b_H/b

IL DOWNWASH

IL DOWNWASH

Il downwash è legato alla vorticità sviluppata dall'ala che dipende dal CL.

Quindi l'angolo di downwash ed il CL sono strettamente legati.

Se non ci fosse la variazione della distanza della scia vorticoso dal piano con l'angolo d'attacco ε sarebbe praticamente lineare con alfa (e con il CL) nel tratto lineare della curva portanza.

Praticamente il $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ è legato alla pendenza della retta di portanza dell'ala "a_w".

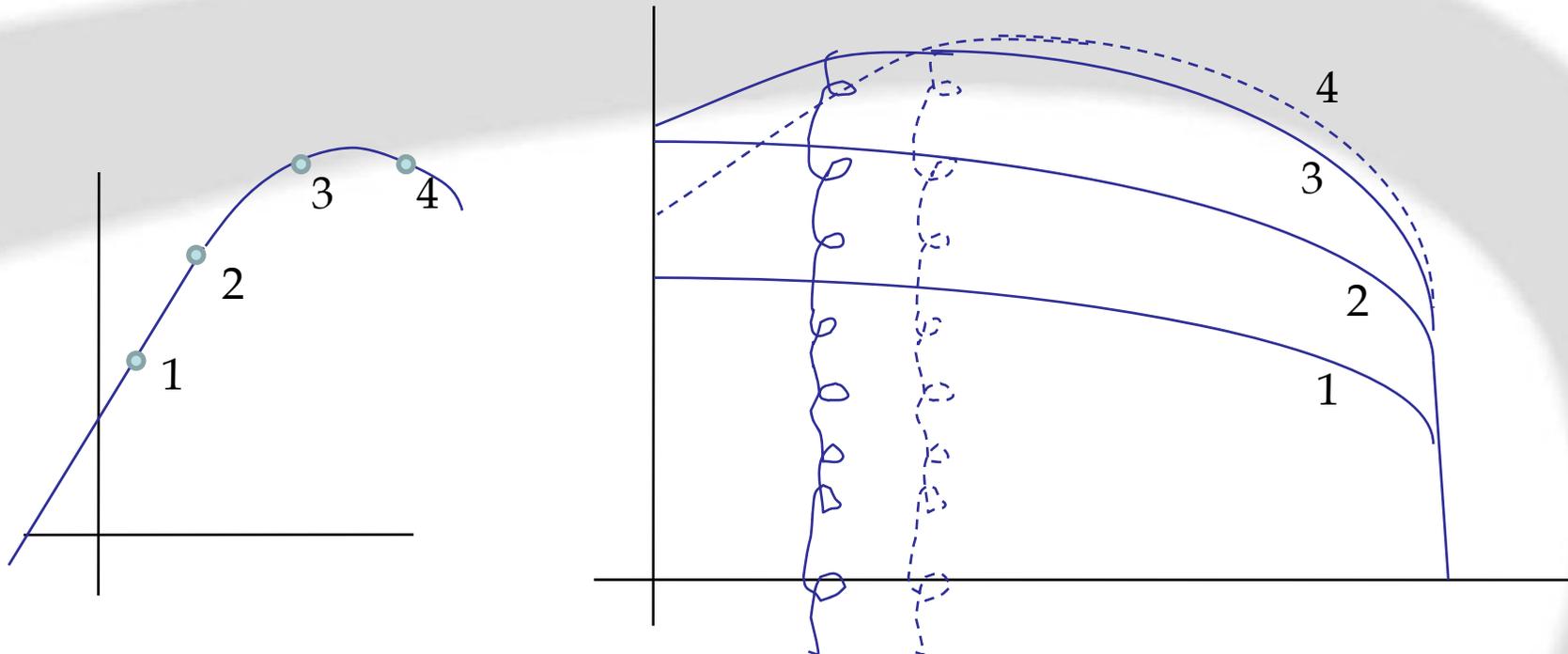
Allo stallo, con pendenza =0 dovremo aspettarci (teoricamente) un downwash $\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0$

Questo teoricamente, cioè considerando che la distribuzione di vorticità (cioè il carico o la circolazione) restano in forma inalterati.

Di fatto invece, se una parte di ala stalla e l'altra no, la circolazione si modifica.



IL DOWNWASH

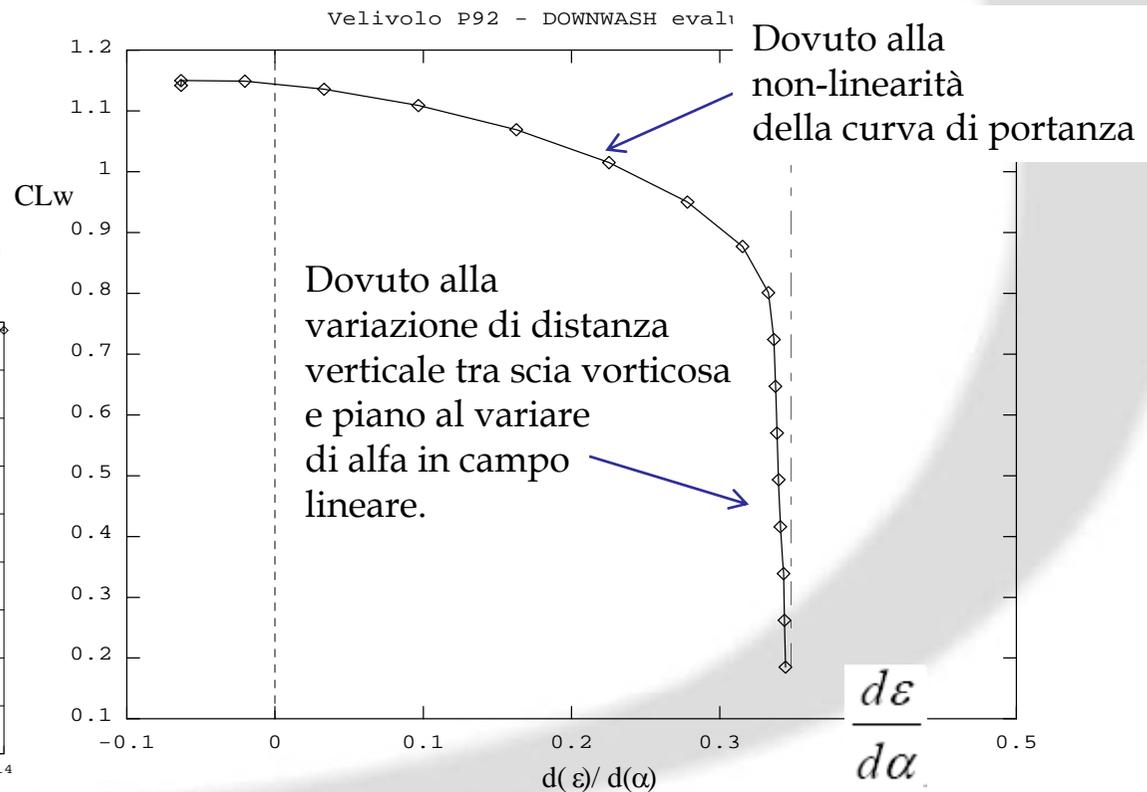
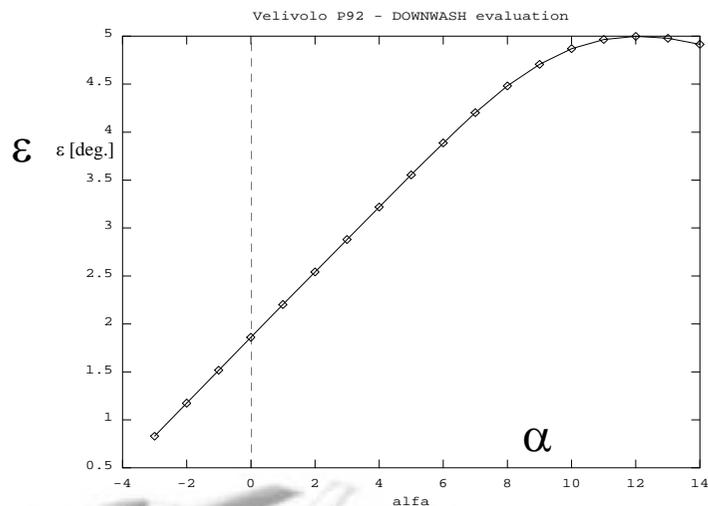
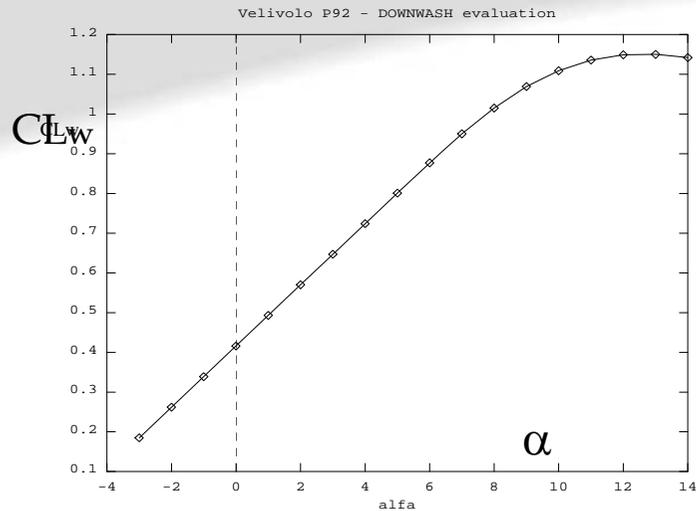
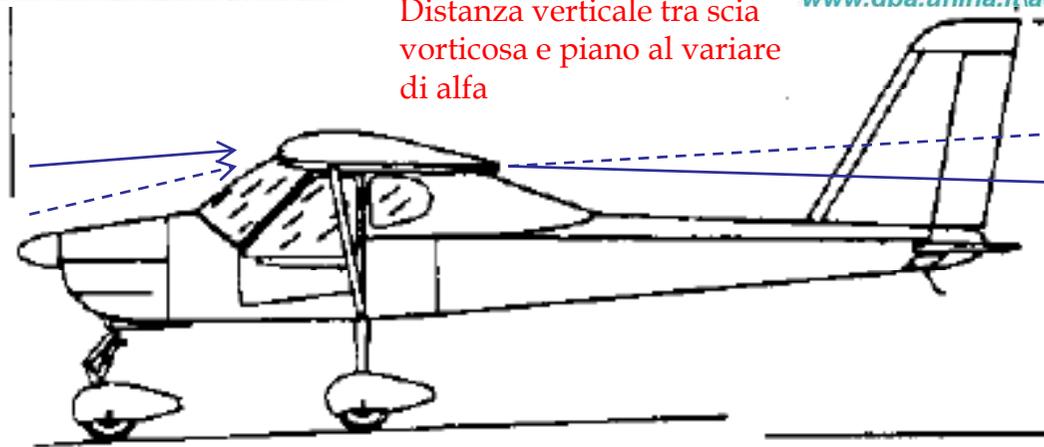


Le condizioni 3 e 4 sviluppano lo stesso CL globale , ma con una distribuzione di circolazione (e di vorticità) con intensità e posizione diversa.

Nelle nostre valutazioni ,a meno di non fare calcoli molto sofisticati con valutazione del carico sull'ala in flusso separato (Navier Stokes) assumiamo il downwash legato alla capacità portante dell'ala (cioè alla pendenza) e legato alla posizione relativa piano scia a quell'assetto

IL DOWNWASH

Tipico velivolo ala alta (P92)



IL DOWNWASH

Tipico velivolo ala alta (P92)

L'angolo ε è lineare con il CL.

Nel tratto in cui CL è lineare, però risente del fatto che la scia vorticososa SI ALLONTANA DAL piano coda

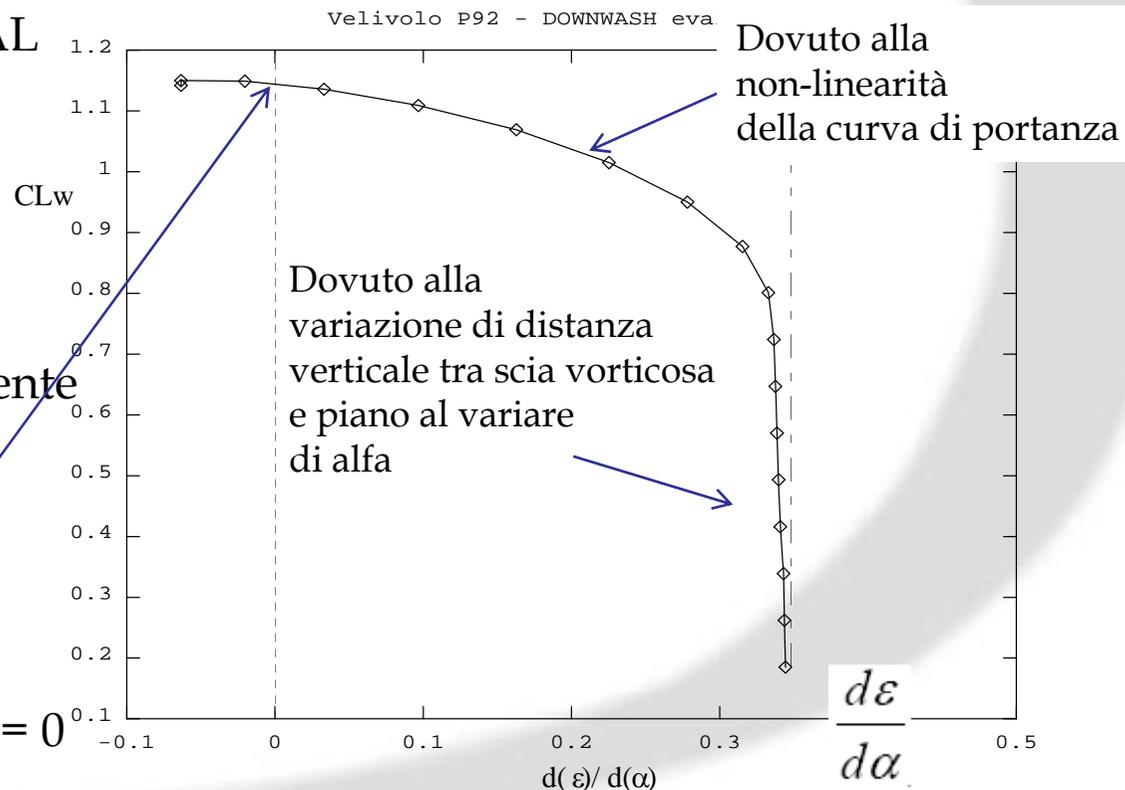
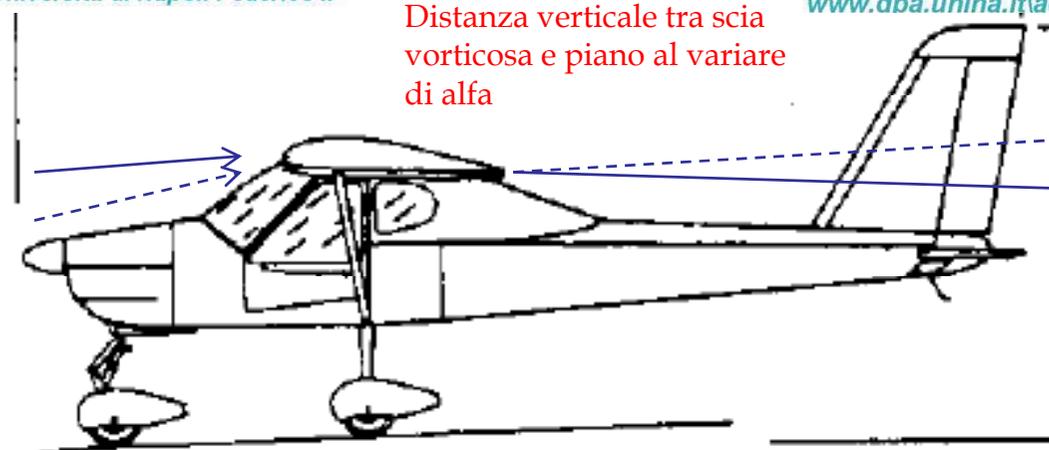
Questo provoca una minore Induzione.

Nella zona di non linearità, il downwash decresce sensibilmente insieme alla pendenza (capacità portante) dell'ala.

Allo stallo,

sempre teoricamente,

ho che $\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0$



DOWNWASH

Tipico velivolo ala alta (P92)

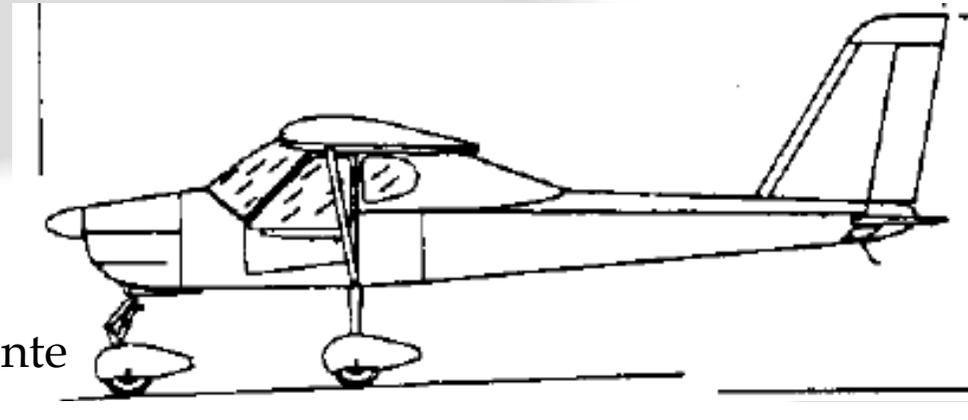
L'angolo ε è lineare con il CL.

Nel tratto in cui CL è lineare, però risente del fatto che la scia vorticososa SI ALLONTANA DAL piano coda

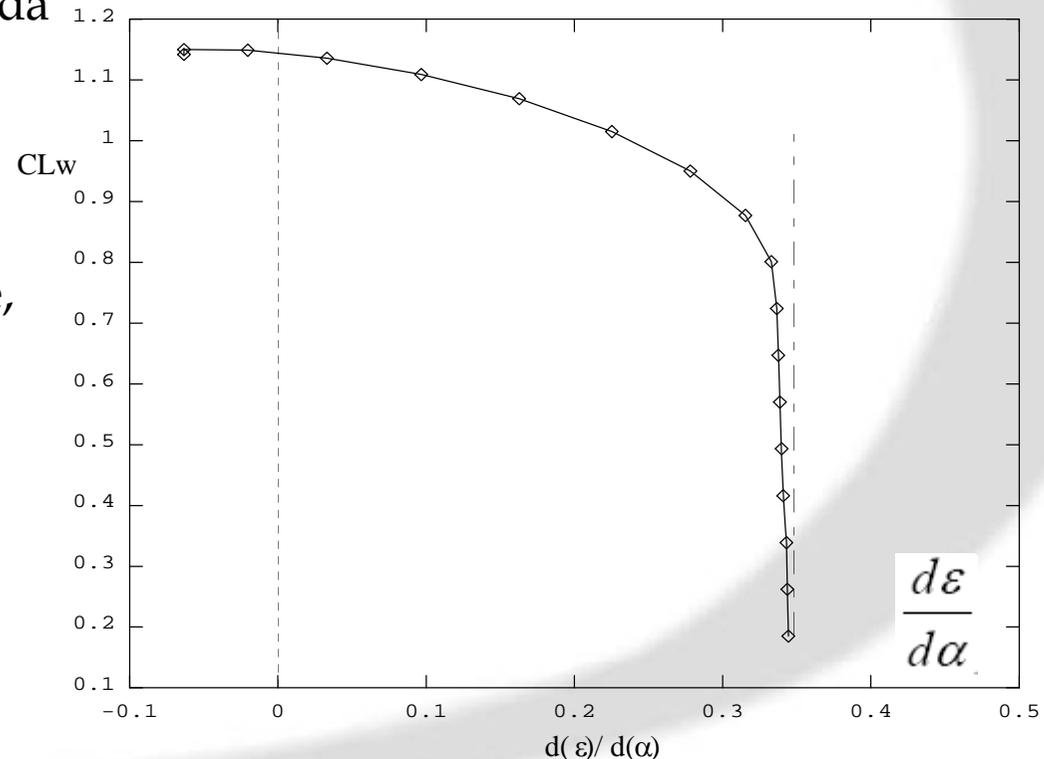
Questo provoca una minore induzione

Allo stallo, sempre teoricamente,

Ho che $\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0$

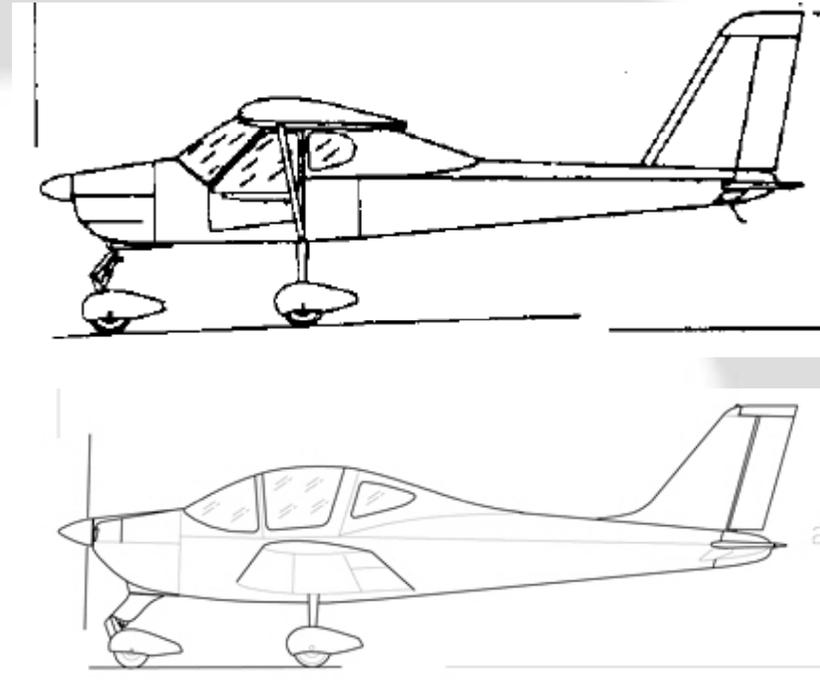
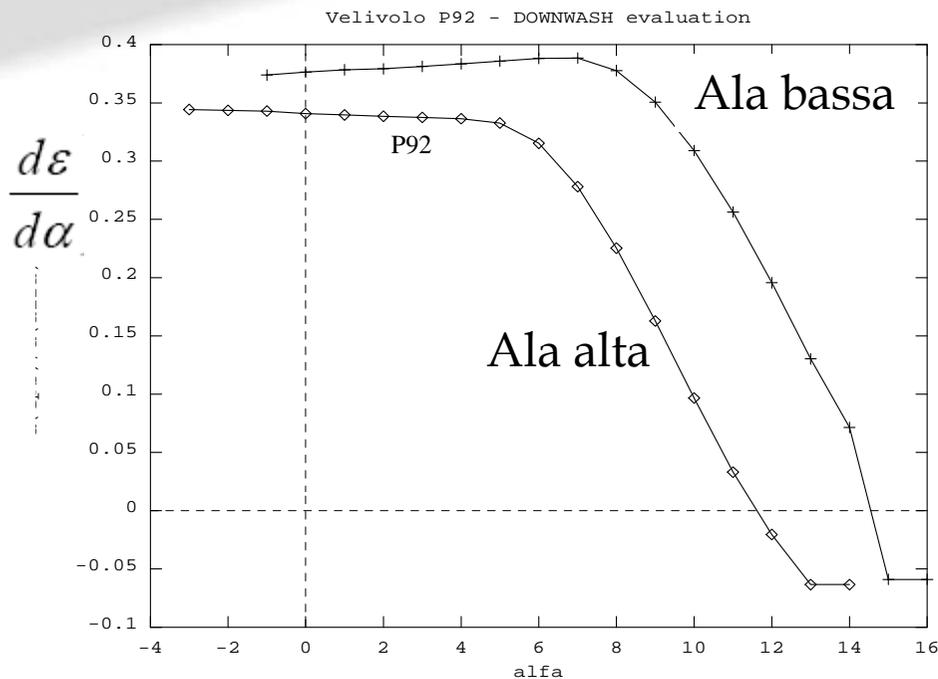


Velivolo P92 - DOWNWASH evaluation



DOWNWASH

Differenza tra ala alta e bassa (da intendersi rispetto al piano)

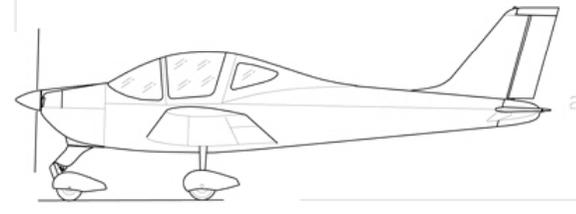
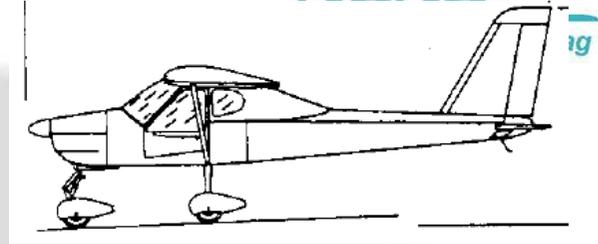
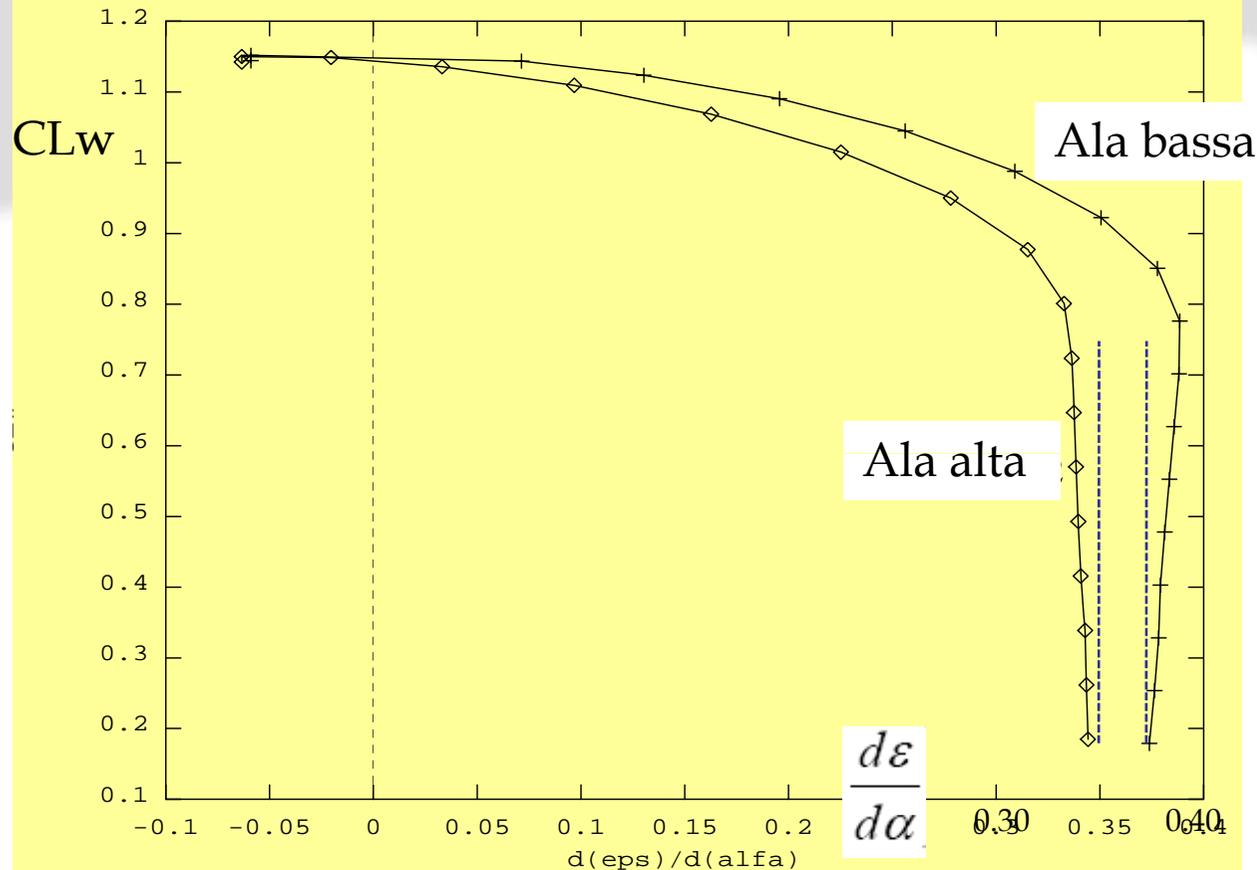


Sostanzialmente, anche nel tratto di alfa bassi (parte lineare della curva di portanza)
Il downwash non è rigorosamente costante, ma aumenta o si riduce leggermente
A seconda del tipo di configurazione.

Nella parte non lineare, poi diventa molto non lineare fino ad essere =0 in
ogni caso allo stallo

DOWNWASH Differenza tra ala alta e bassa (da intendersi rispetto al piano)

Velivolo P92 - DOWNWASH evaluation



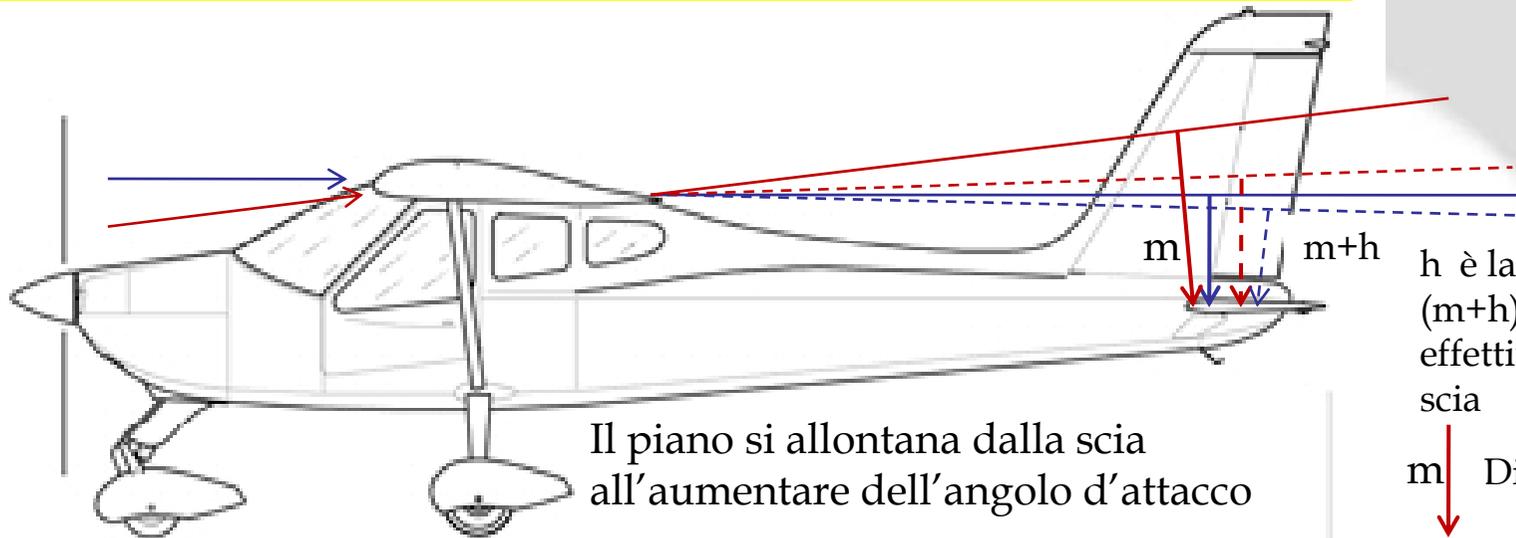
Sostanzialmente, anche nel tratto di alfa bassi (parte lineare della curva di portanza)
Il downwash non è rigorosamente costante, ma aumenta o si riduce leggermente
A seconda del tipo di configurazione.

Nella parte non lineare, poi diventa molto non lineare fino ad essere =0 in
ogni caso allo stallo

DOWNWASH Problema del piano di coda che va in scia

La deflessione della scia sarebbe uguale all'incremento di alfa se $d\varepsilon/d\alpha=1$. Poiché è invece tipicamente circa 0.30-0.40 è solo il 30%

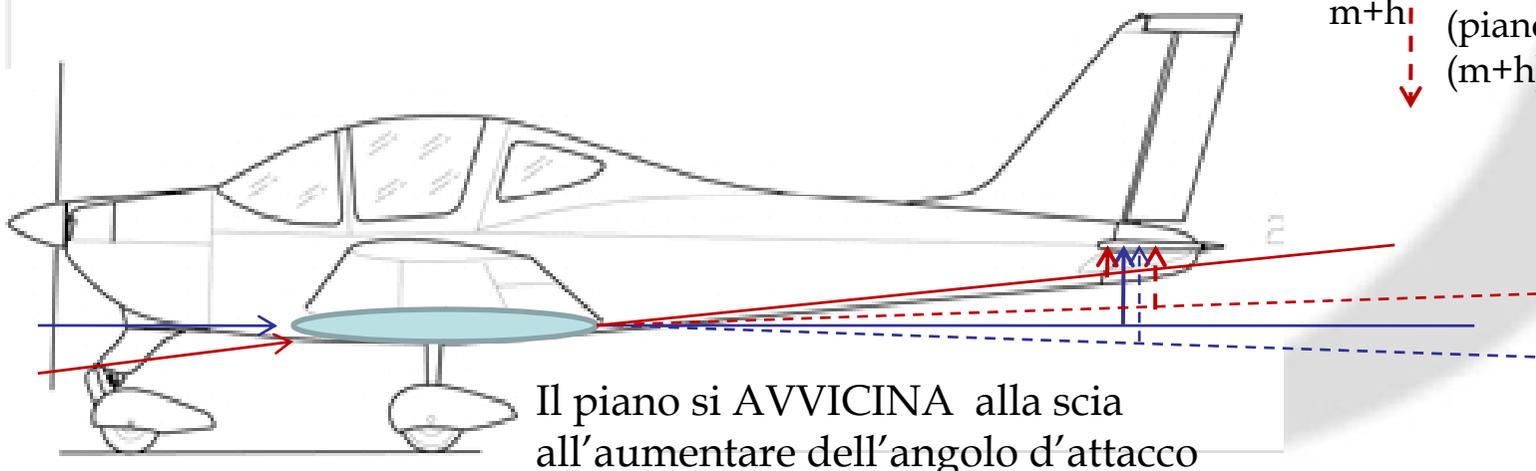
— Direz. corrente
- - - Scia deviata



h è la deviazione
($m+h$) è la distanza effettiva tra piano e scia

m Distanza m

$m+h$ Distanza (piano-scia) ($m+h$)

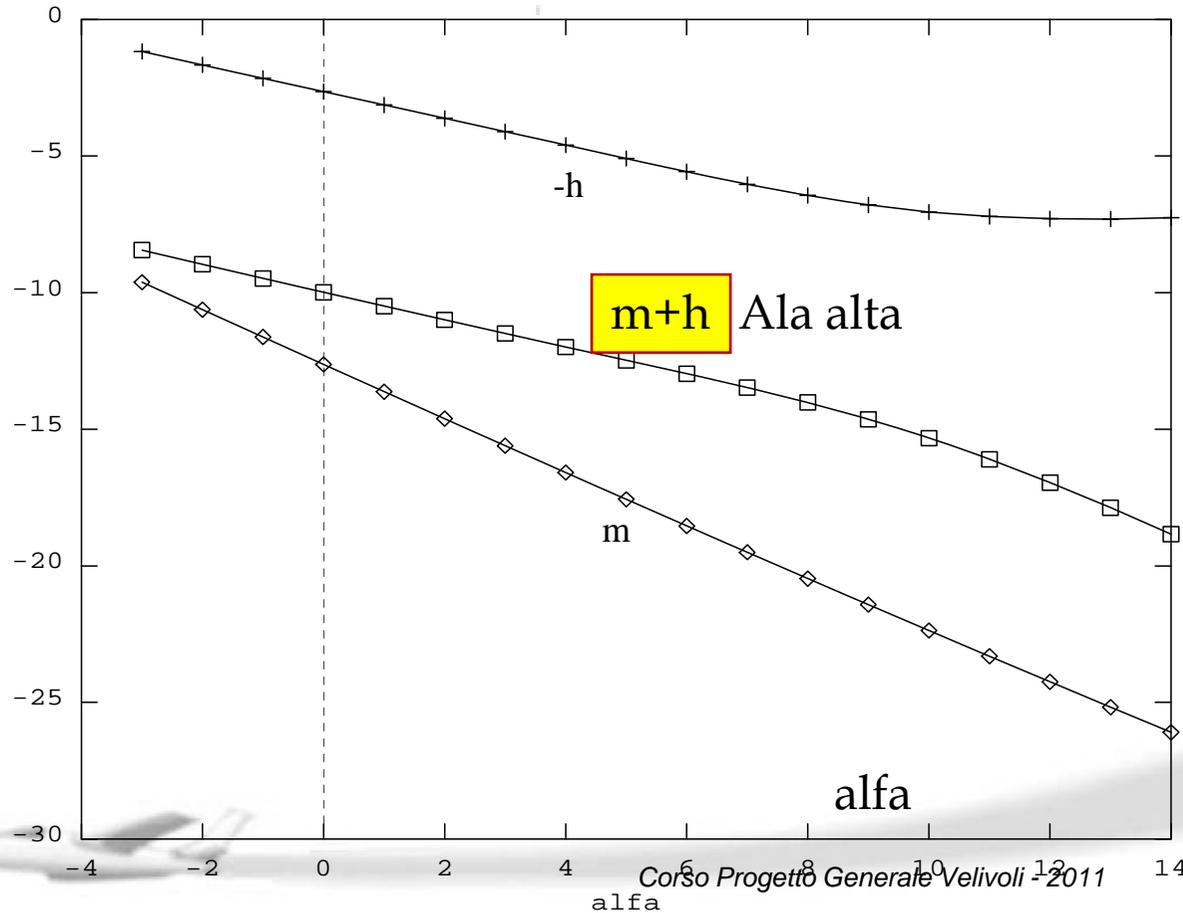


DOWNWASH

ALA ALTA



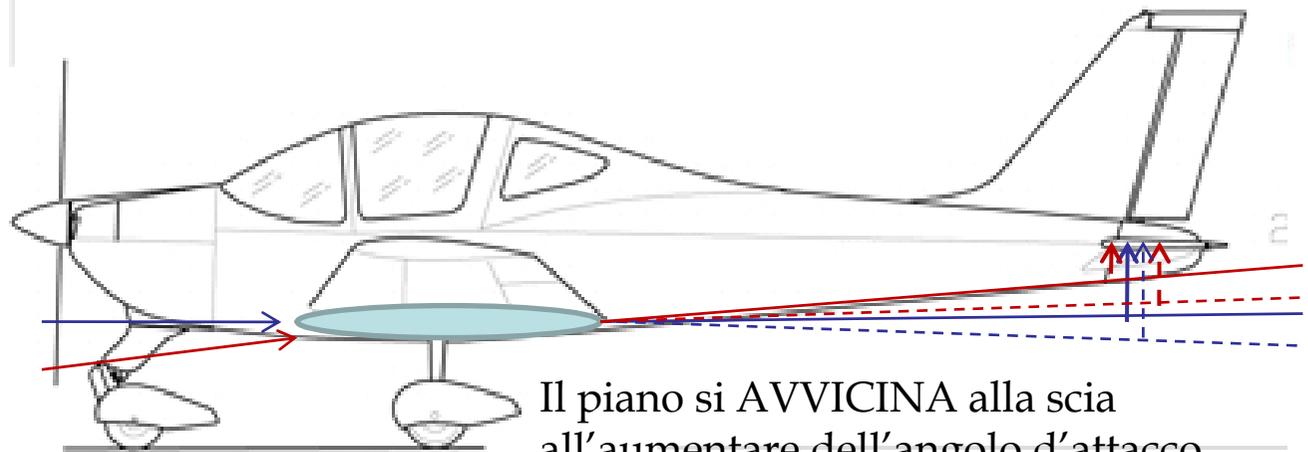
Velivolo F



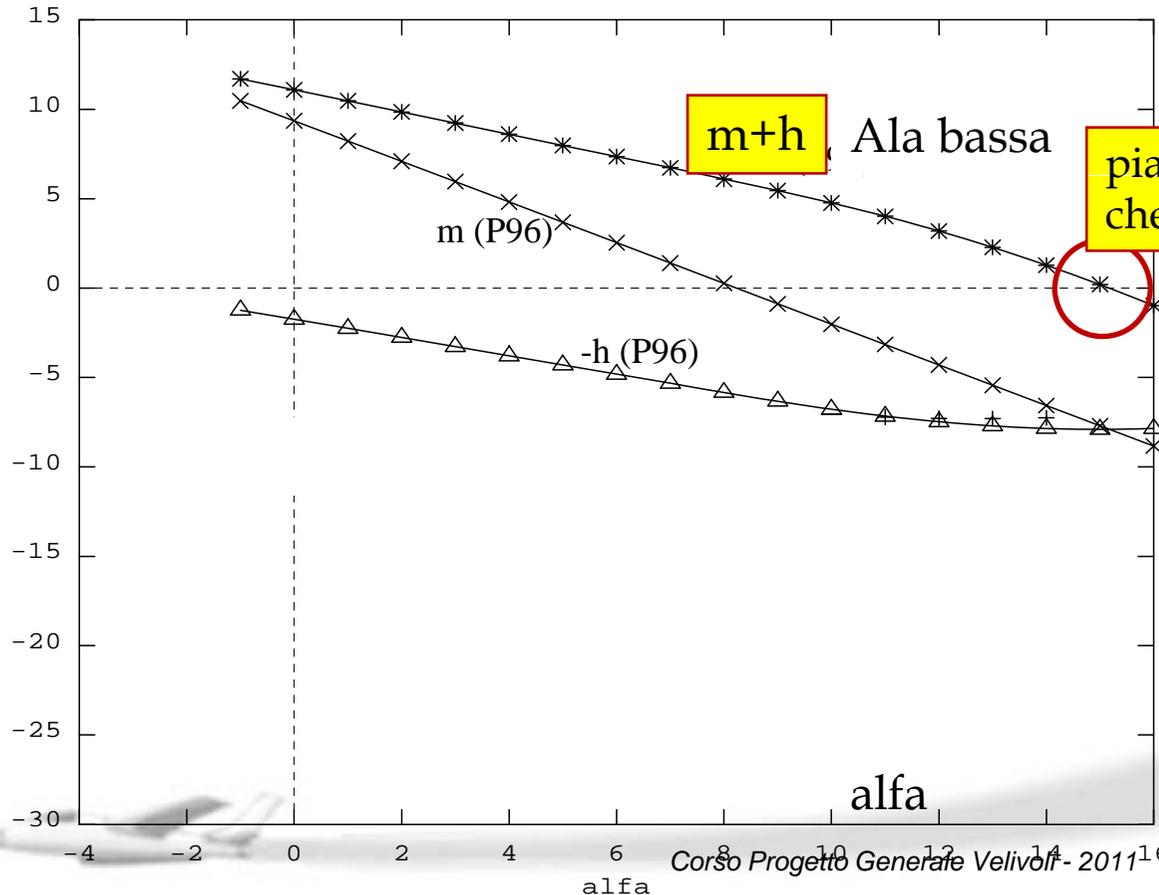
La deviazione verso il basso “-h” non è chiaramente forte come “m” perché $d\varepsilon/d\alpha < 1$

DOWNWASH ALA BASSA

Attenzione a scegliere bene la posizione verticale del piano rispetto all'ala per evitare entrata in scia



Velivolo P92 - DOWNWASH evaluation



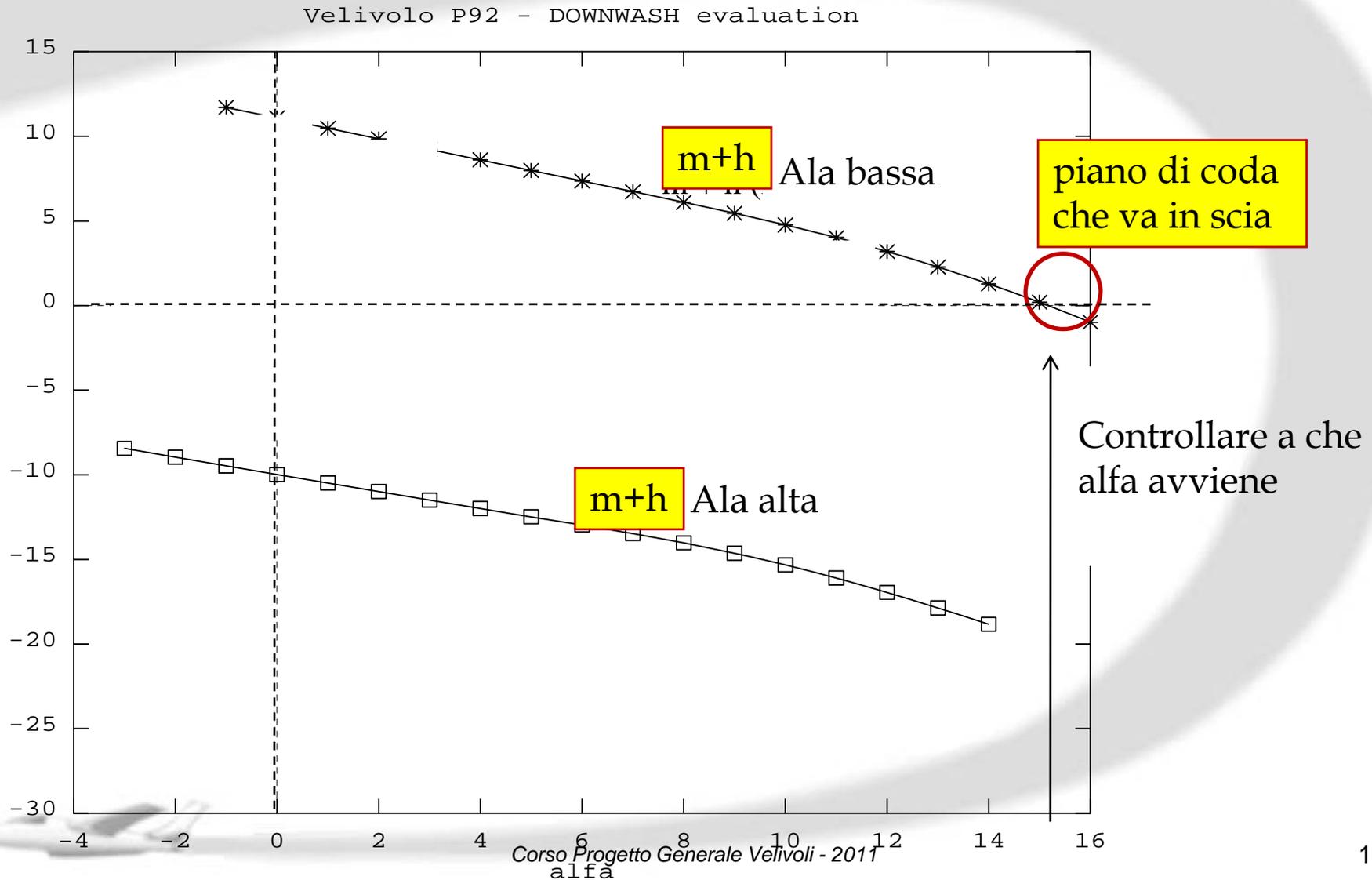
piano di coda che va in scia

Il piano si avvicina alla scia all'aumentare dell'angolo d'attacco.

La deviazione verso il basso "-h" (questa volta che tende ad allontanare) non è chiaramente forte come "m" perché $d\varepsilon/d\alpha < 1$ e quindi ci sarà un assetto in cui entra in scia.

DOWNWASH Differenza tra ala alta e bassa (da intendersi rispetto al piano)

Problema del piano di coda che va in scia

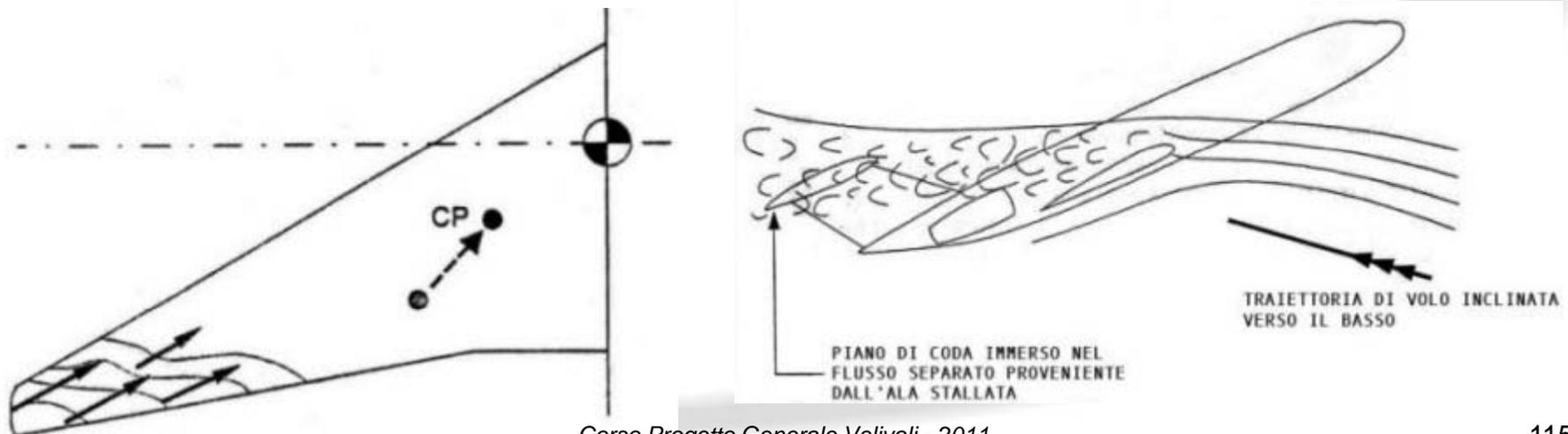


La pressione dinamica sul piano orizzontale

Problema del piano di coda che va in scia

Per velivoli con ala bassa rispetto al piano (ad esempio velivoli con coda a T) si può verificare, ad alti assetti (15-20°) come quelli di stallo, che il piano di coda entri in scia dell'ala separata.

In tale condizione il valore del rapporto η_t (pressione dinamica in coda) cala molto e, riducendosi molto il contributo stabilizzante del piano, il velivolo può diventare instabile. Il fenomeno è particolarmente aggravato per velivoli con ala a freccia, dove, se non controllato, lo stallo avviene all'estremità e questo provoca un fenomeno di "pitch-up" in quanto il centro di pressione si sposta repentinamente in avanti.

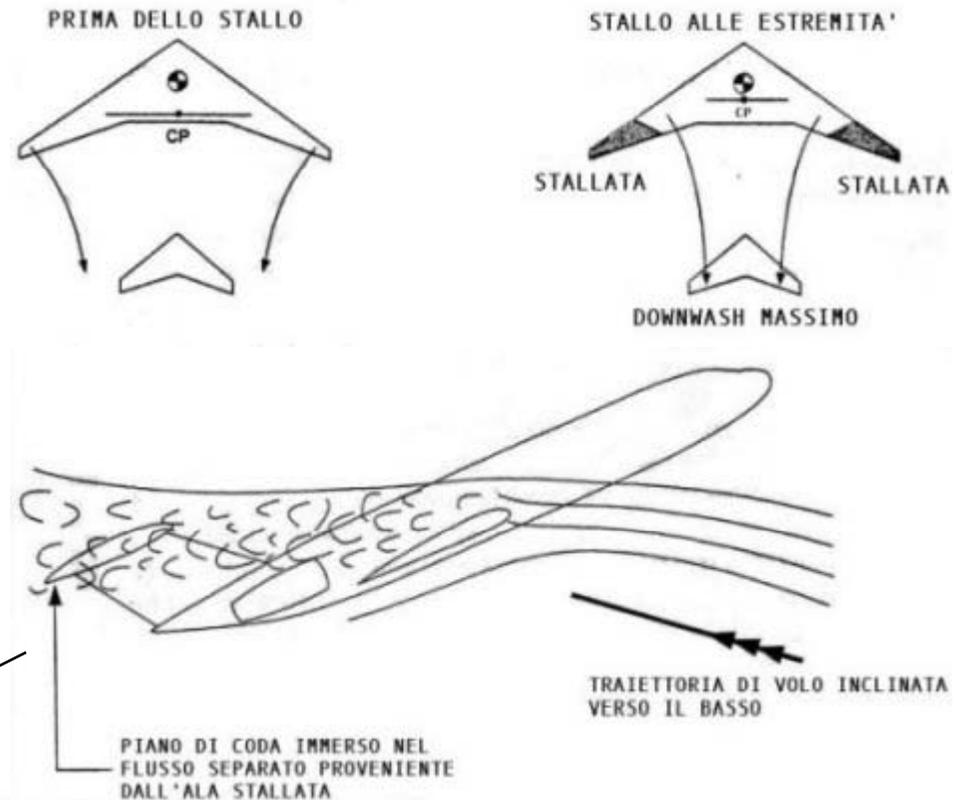
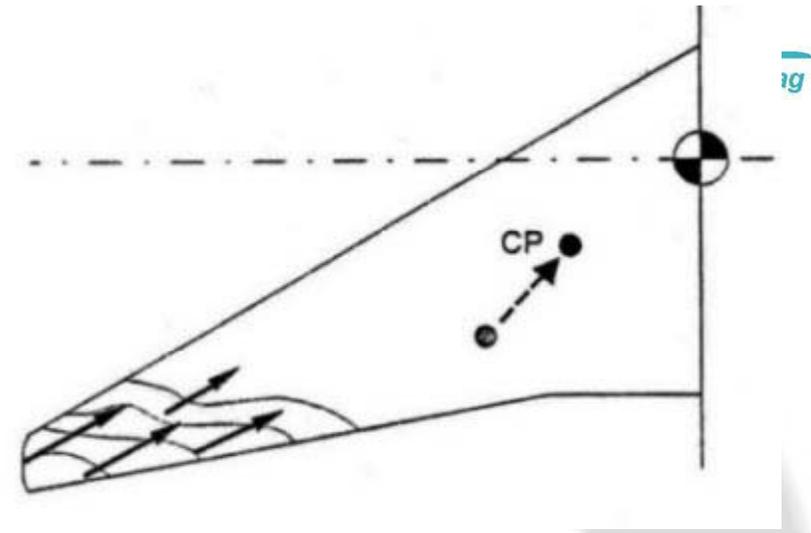
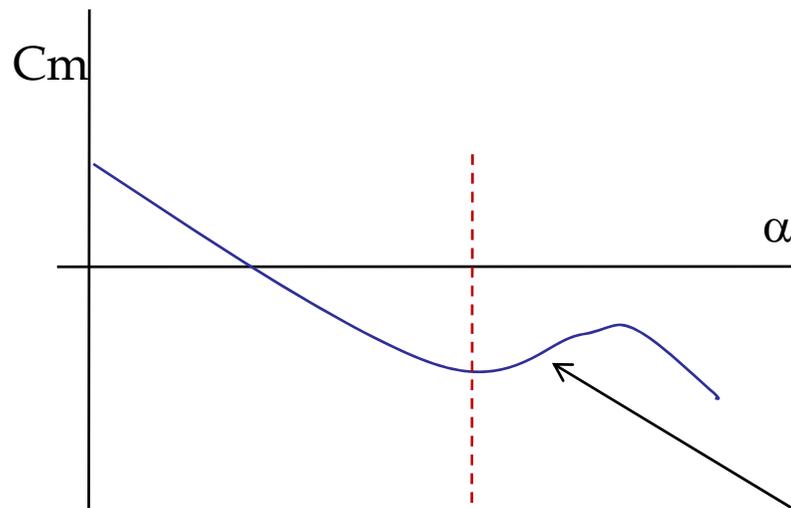


La pressione dinamica sul piano orizzontale

Problema del piano di coda che va in scia

Questo avviene proprio in configurazioni tipo quelle di velivoli quali F104, MD80, DC9, Fokker 28, B727.

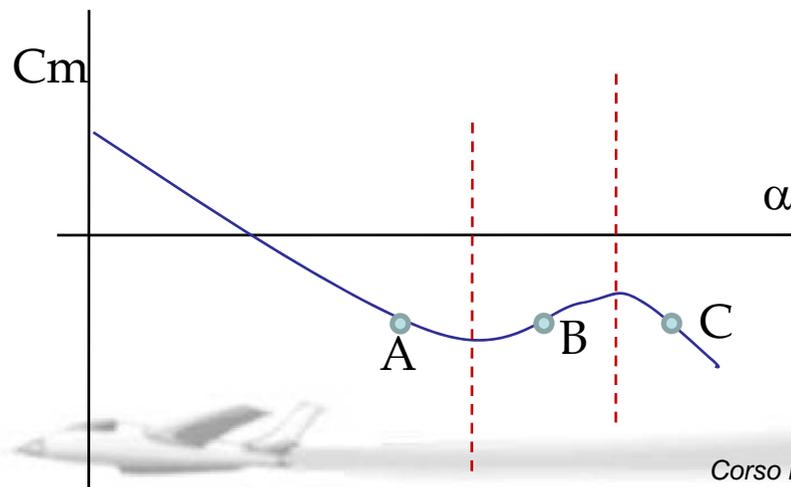
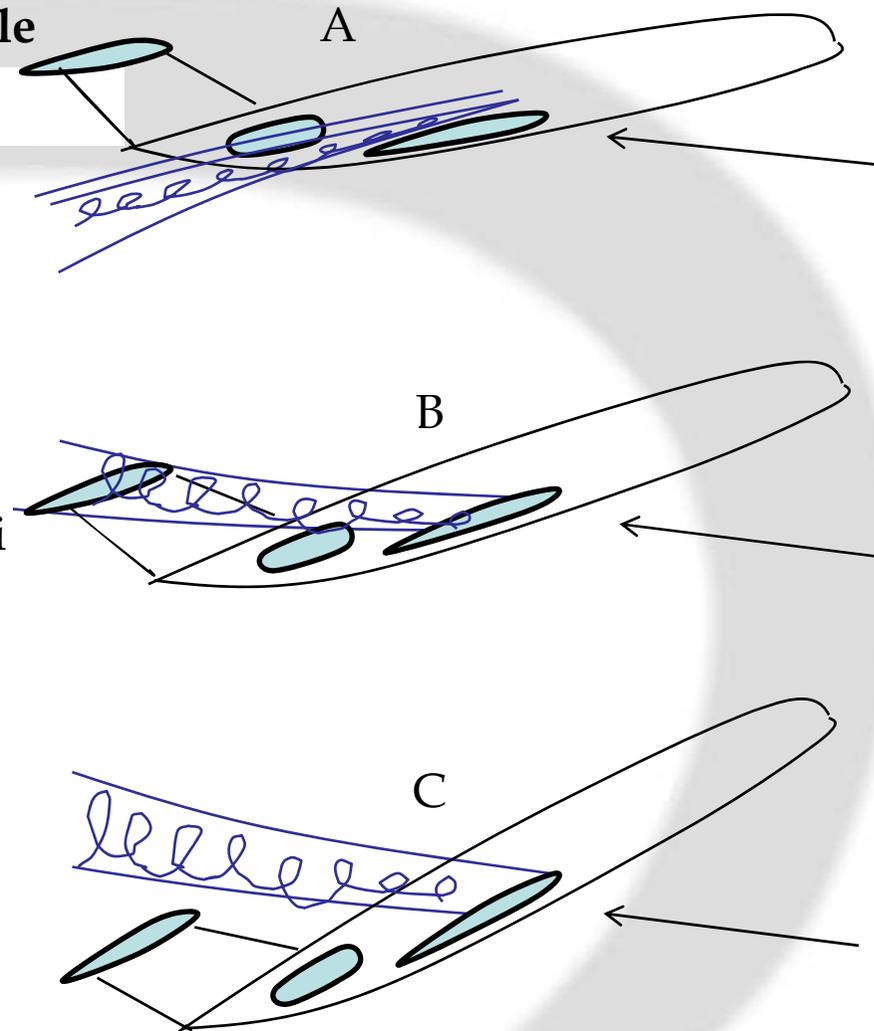
Con l'ingresso in scia e con lo spostamento del centro aerodinamico dell'ala in avanti la curva di momento diviene instabile.



La pressione dinamica sul piano orizzontale

Problema del piano di coda che va in scia

Il velivolo, in condizione A è ad alti assetti, con poco flusso separato ed è ancora stabile. Allo stallo, si porta in condizioni B (piano coda in scia), divenendo instabile e aumenta repentinamente l'assetto portandosi in una condizione C, con piano di coda fuori della scia e di nuovo stabilizzante. In C il velivolo si troverà in una situazione che viene definita "Super-stallo". Il velivolo, di nuovo stabile, non sarà in grado di ritornare ad assetti pre-stallo.



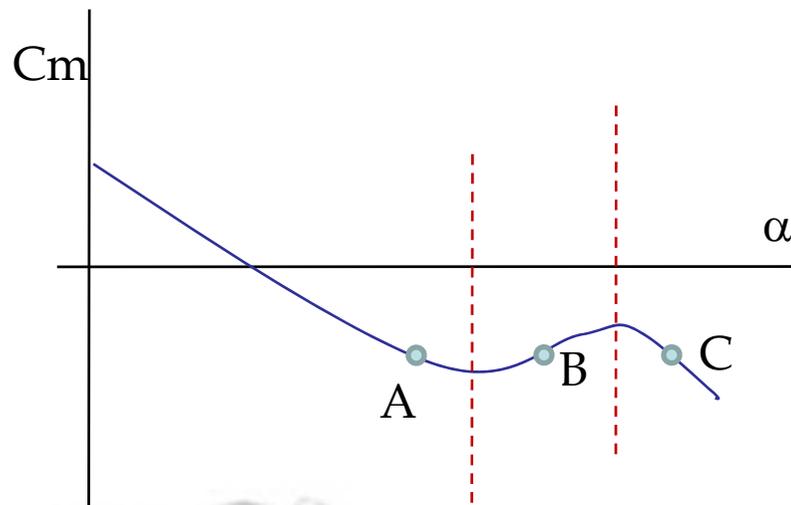
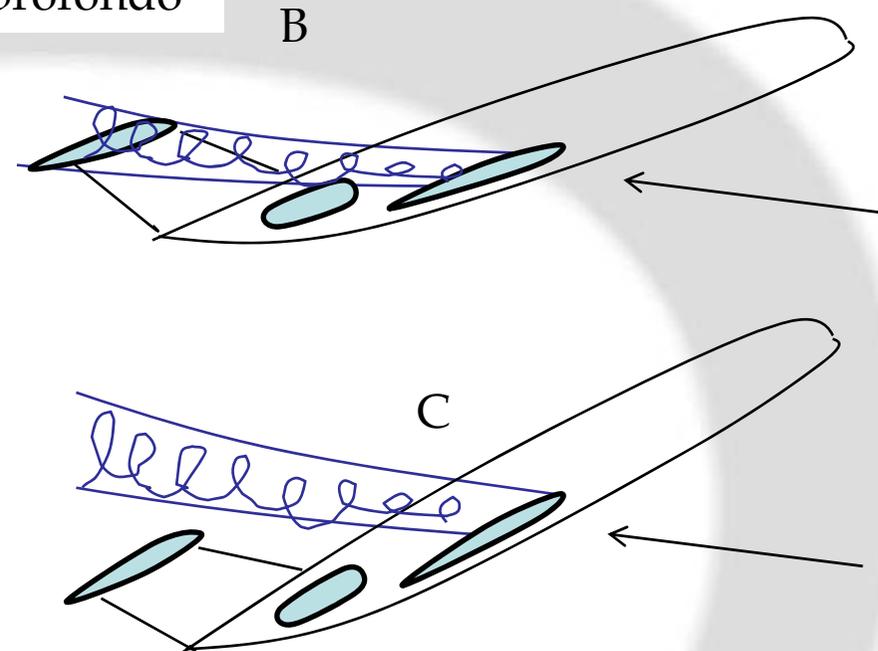
Questa condizione, ad assetti molto elevati conduce alla vite e molti velivoli sono caduti per questo motivo (F104).

La pressione dinamica sul piano orizzontale

Problema del SUPER-STALLO o STALLO profondo

Non è il comando che porta il velivolo in condizione di super-stallo (C), ma è la condizione naturale di carichi aerodinamici che si verifica.

Se fosse il comando, non ci sarebbe nessun motivo che possa impedire al comando di riportare il velivolo in condizioni pre-stallo (A)



Il fenomeno è principalmente dovuto all'ala a freccia, che tende a stallare all'estremità e provoca il pitch-up responsabile del passaggio da A a B (e poi naturalmente a C).

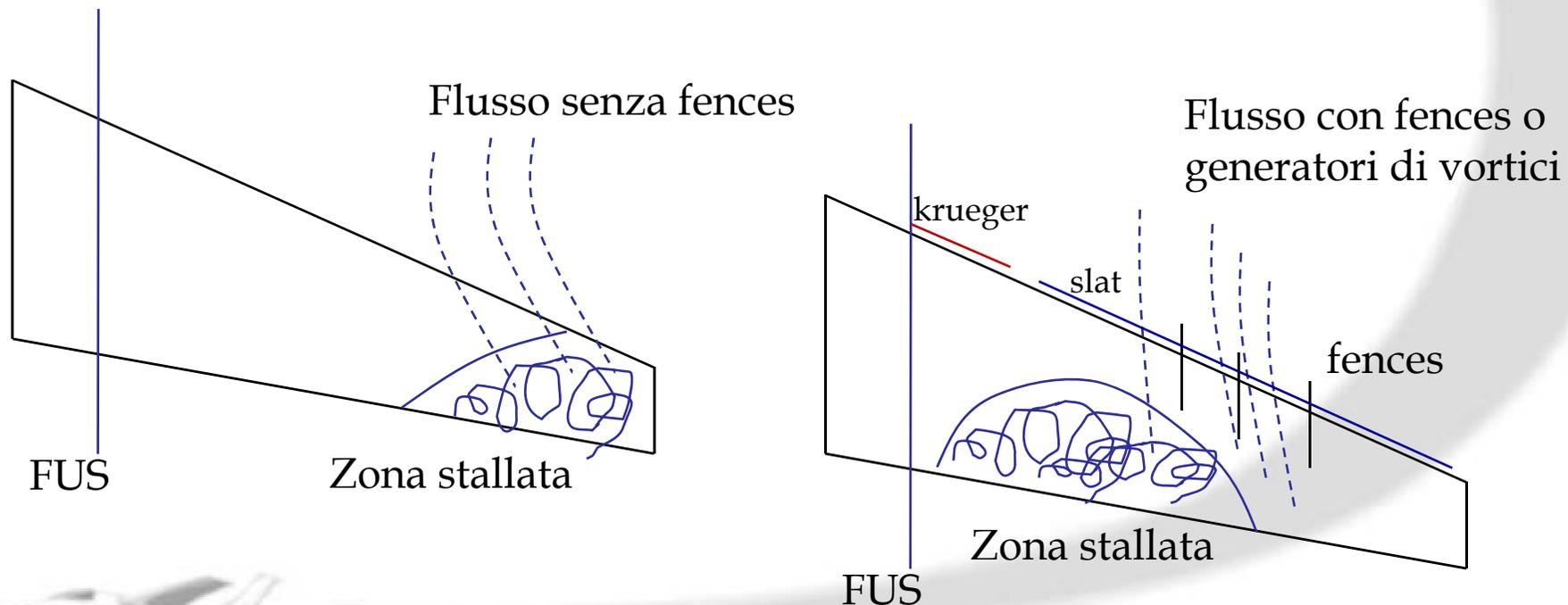


La pressione dinamica sul piano orizzontale

Problema del SUPER-STALLO o STALLO profondo

Per ovviare al problema ci sono varie soluzioni:

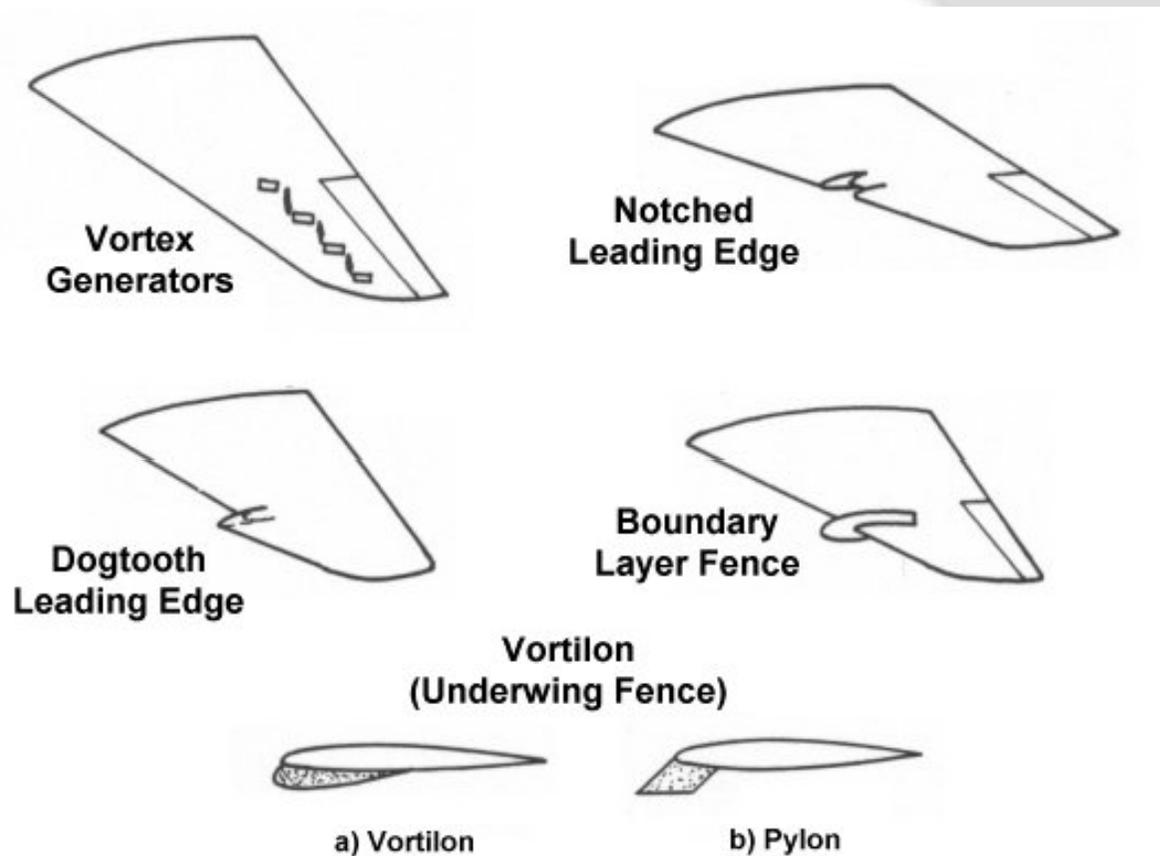
- Porre delle fences o degli "under-wing" vortex generators per evitare che l'ala stalli all'estremità (la cosa è provocata dal cross-flow) e promuovere lo stallo alla radice
- adottare opportuni svergolamenti per evitare lo stallo di estremità e promuovere lo stallo di radice
- porre un dispositivo di iperosostentazione al l.e. di tipo krueger invece che slat verso la radice (oppure non mettere slat alla radice) per far stallare prima la radice dell'ala.



La pressione dinamica sul piano orizzontale

Problema del SUPER-STALLO o STALLO profondo

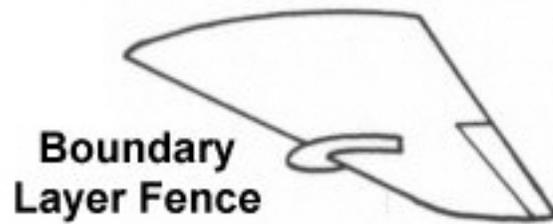
Vari devices che impediscono lo stallo di estremità dell'ala a freccia evitando così il pitch-up



La pressione dinamica sul piano orizzontale

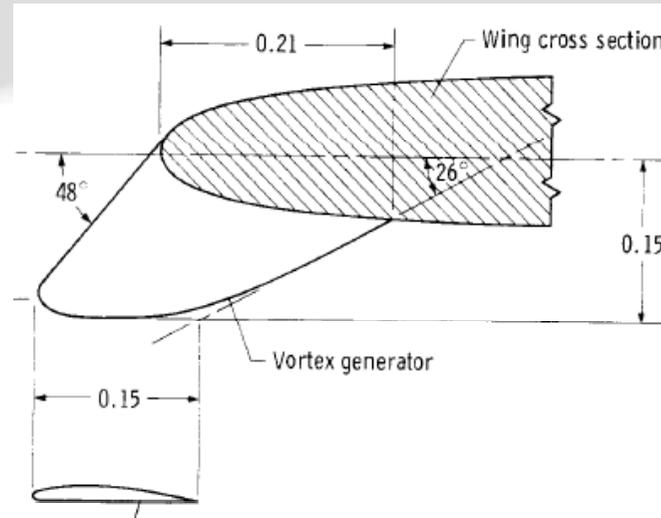
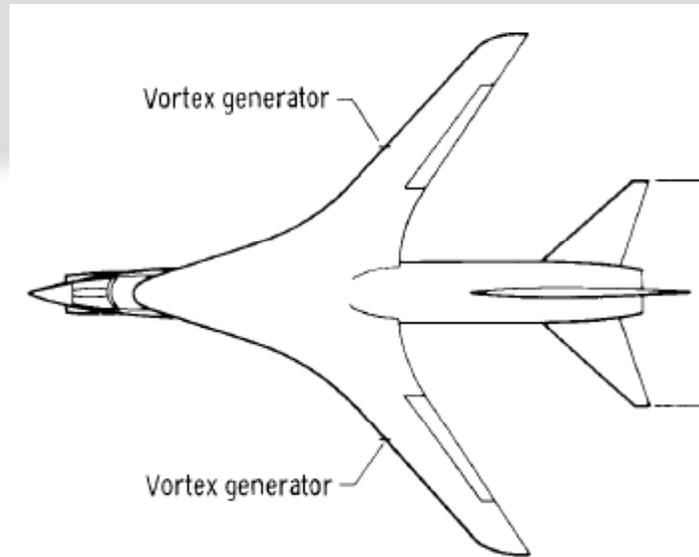
Problema del SUPER-
STALLO

FENCES



La pressione dinamica sul piano orizzontale

UNDER-WING VG (Vortiloni)

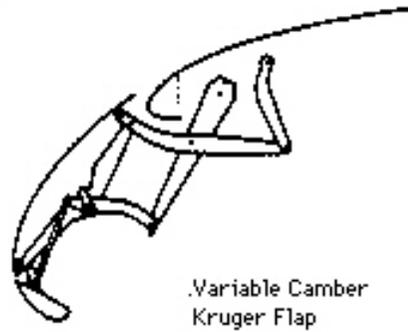


La pressione dinamica sul piano orizzontale

Problema del SUPER-STALLO o STALLO profondo

NO SLAT alla radice (B747)

Assenza l.e. device



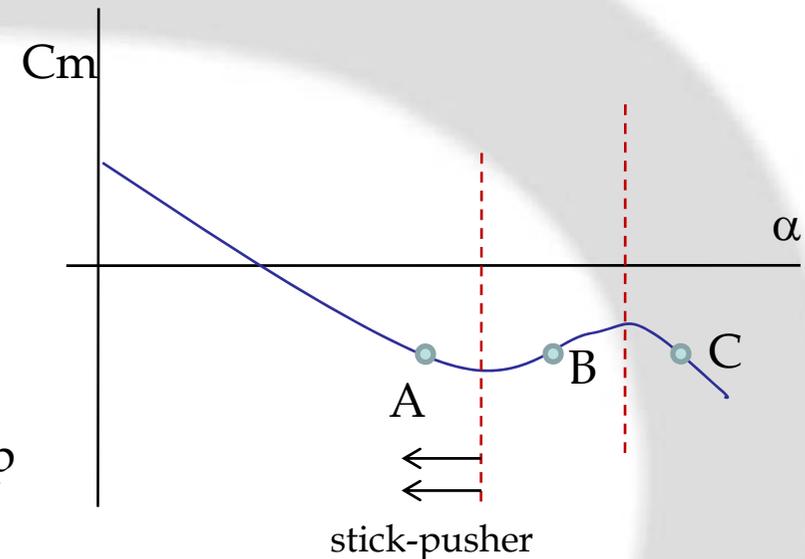
La pressione dinamica sul piano orizzontale

Problema del SUPER-STALLO o STALLO profondo

SISTEMI STICK_PUSHER

A partire dal MD80 il problema del superstallo viene risolto con dei sistemi automatici di controllo di volo tipo stick-pusher che evitano al velivolo di superare angoli di attacco elevati con pitch-up ed ingresso in zona instabile.

Lo stick pusher entra in azione prima che l'aereo inizi a stallare, ad un prescritto margine di sicurezza (di solito ad una velocità di $1,05 V_s$; un pistoncino spinge in avanti la cloche, e di conseguenza tutta la catena di comando longitudinale fa abbassare il naso dell'aereo fino a fargli raggiungere un valore dell'angolo d'incidenza ritenuto sicuro; l'inizio dello stallo non può essere mai raggiunto. La forza con cui il pistoncino spinge è di solito circa 36 kg (80 libbre), considerata sufficientemente efficace ma non esagerata. Esiste la possibilità di escludere lo stick pusher nel caso che si verificano dei malfunzionamenti; una volta escluso, di solito il dispositivo non può essere riattivato in volo.



CAUSE DI NON-LINEARITA'

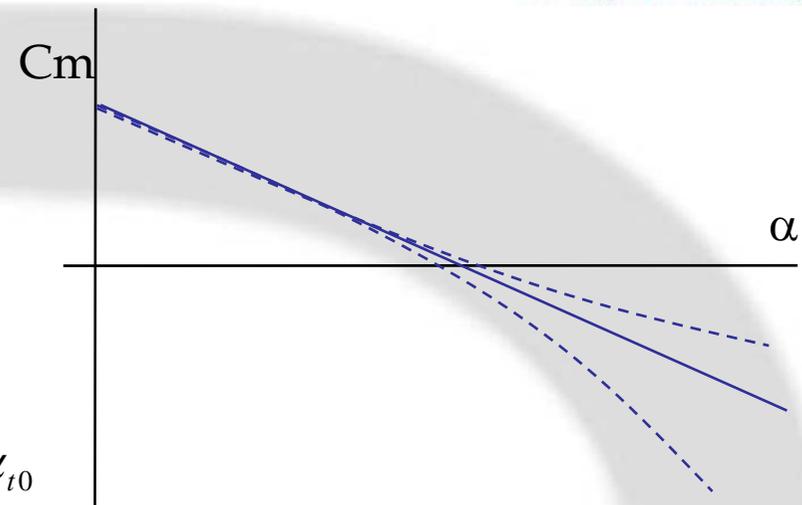
$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha$$

$$C_m = C_{m0w} + \left[x_a - \frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] C_L - a_t \bar{v}_t' \alpha_{t0}$$

$$C_m = C_{m0w} + \left[x_a - \frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] (\alpha_w + \alpha_o) \cdot a - a_t \bar{v}_t' \alpha_{t0}$$

$$C_m = C_{m\alpha} = a \cdot \left[x_a - \frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right]$$

$$C_{m_{CL}} = \frac{C_{m\alpha}}{a} = x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \bar{v}_t'$$



La non linearità può essere quindi dovuta a :

- NON LINEARITA' del DOWNWASH
- Variazione del rapporto delle pressioni dinamiche (è in a_t)
- NON LINEARITA' delle pendenze delle rette di portanza, ma anche a :
- **CONTRIBUTO DELLA COMPONENTE LUNGO L'ASSE X (prima trascurata)**

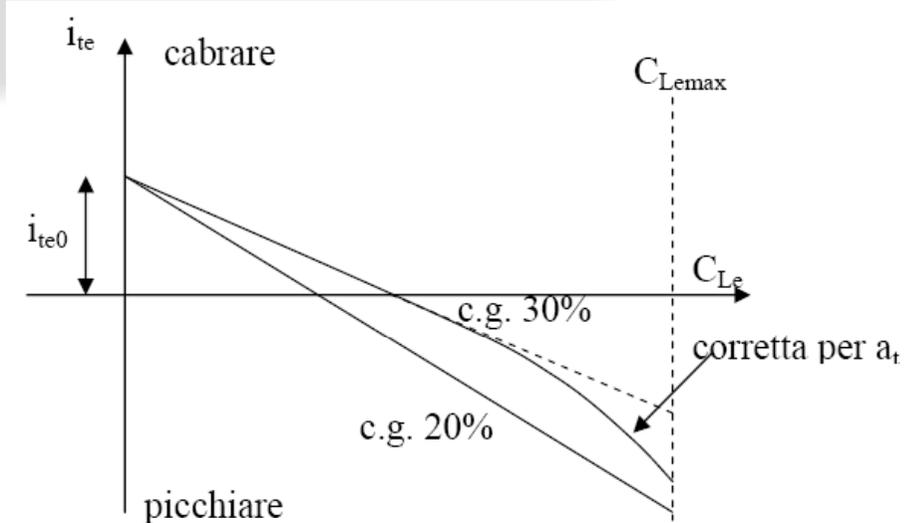
CAUSE DI NON-LINEARITA' - Effetto di a_t

Altro possibile contributo non lineare è rinvenibile in a_t ed a_w . Questi parametri, come è noto dall'aerodinamica, si riducono agli alti assetti, elevati C_{L_t} e C_{L_w} (α_t ed α_w).

$$C_{m_{CL}} = \frac{C_{m_\alpha}}{a} = x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \bar{v}_t'$$

$$C_{mi} = -a_t \bar{v}_t' k$$

$$i_{te} = i_{te0} - \frac{C_{m_{CL}}}{C_{mi}} C_{Le} = i_{te0} + \frac{di_{te}}{dC_L} C_{Le} \quad i_{te0} = \alpha_{0w} + \frac{C_{m0w}}{-C_{mi}}$$



Il margine statico di stabilità si riduce al ridursi della pendenza della retta portanza del piano a_t . Anche C_{mi} si riduce, ma l'effetto è più forte.

Ne risulta che l'angolo i_{te} (it di equilibrio) decresce (cresce in valore assoluto) al ridursi di a_t . Bisogna fare in modo che il piano non lavori mai a bassi a_t , cioè non ci si deve trovare mai a grossi assetti del piano.



CAUSE DI NON-LINEARITA' - Effetto di α_t

Anche l'angolo i_{te0} risente di α_t e decresce al decrescere di α_t .

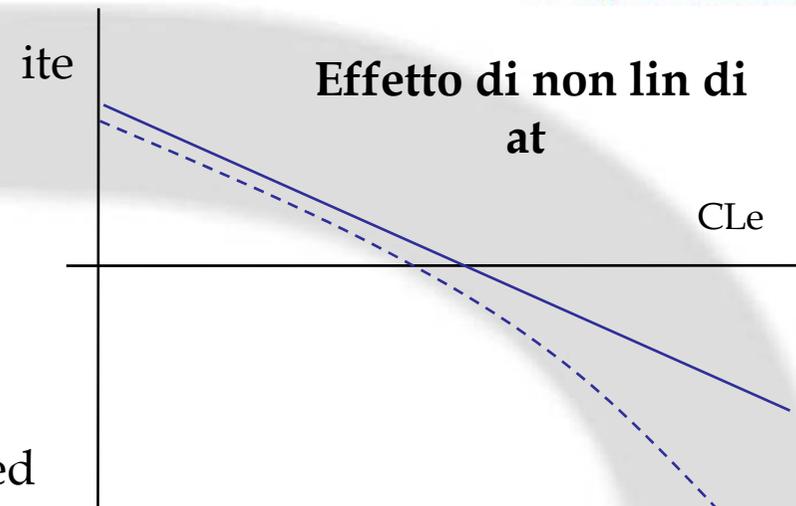
$$i_{te0} = \alpha_{0w} + \frac{C_{m0w}}{-C_{mi}}$$

Ad una non-linearità di α_t , ne risulta una non linearità in i_{te} (vedi Eq. 79) accentuata a forti C_{Le} ed un i_{te0} minore: cioè in definitiva aumentano le deflessioni del piano a cabrare al crescere di C_{Le}

Va però subito detto che tale ragionamento, puramente matematico, va affiancato controllando l'effettivo valore del C_{Lte} per determinare se si è fuori dal campo lineare di $C_{Lt}(\alpha_t)$.

$$C_{Lte} = \frac{C_{m0w} + x_a C_{Le}}{v_t' \eta_t}$$

A forti C_{Le} , nel caso di baricentro massimamente arretrato ($x_a \cong 0.25$ tipico), con profilo alare poco curvo (C_{m0w} piccolo, dell'ordine di -0.02), si hanno forti C_{Lte} (si richiama anche che il carico di bilanciamento in tali condizioni ha valori positivi e notevoli) particolarmente se il volume di coda è piccolo ed $\eta_t < 1$. Non si può escludere il caso (velivolo mal dimensionato) che il C_{Lte} risulta maggiore di quello che il piano può 'fisiologicamente' dare (basso AR e basso Re).

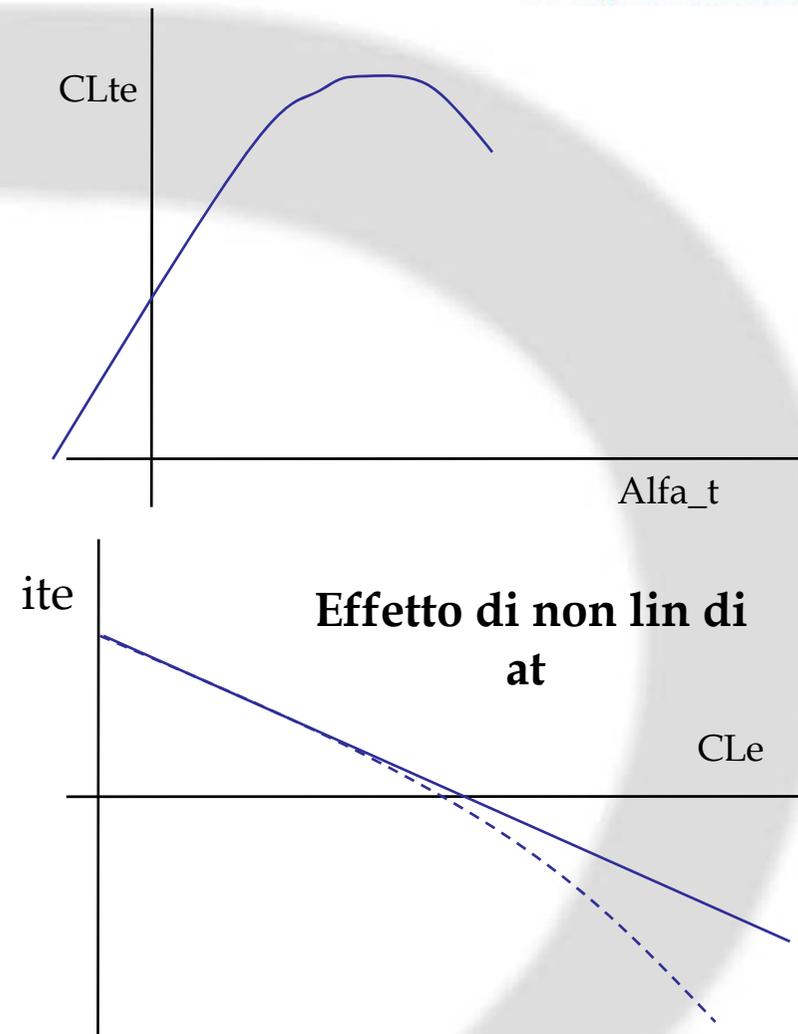


CAUSE DI NON-LINEARITA' - Effetto di α_t

$$C_{Lte} = \frac{C_{m0w} + x_a C_{Le}}{v_t' \eta_t}$$

In tal caso non si può raggiungere il C_{Lw} massimo di cui l'ala, di per sé, è capace, cioè ci si deve fermare prima poiché il piano di coda non ce la fa.

In effetti a bassi CL di equilibrio si vede facilmente che il piano lavora sicuramente in regime di α_t lineare, quindi si può dire che la non linearità di i_{te} si manifesta solo ad alti CL_e (alti assetti) dove α_t può essere minore e non lineare. Praticamente i_{te0} non viene influenzato dalla non linearità di α_t .



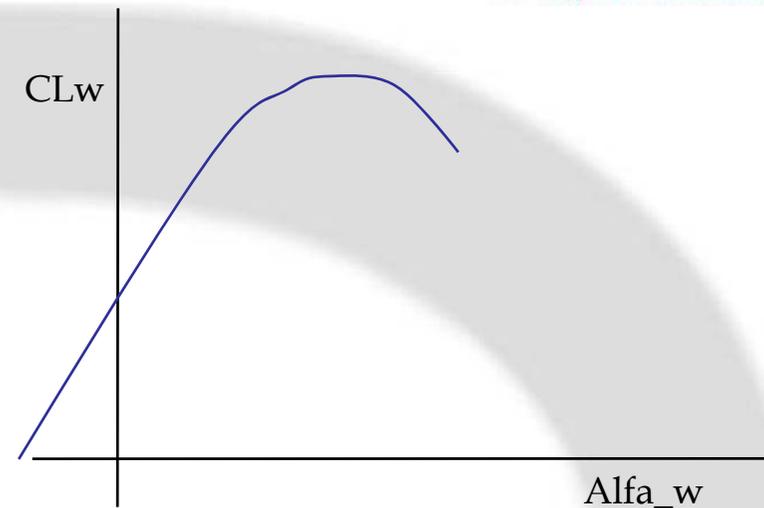
CAUSE DI NON-LINEARITA' - Effetto di a_w

Si deve osservare che a forti assetti anche la a_w si riduce, anzi si può dire che, se da una parte a_w sicuramente si riduce, e sensibilmente ($a_{C_{Lemax}}$ si ha $a_w=0$), non si può associare a tale riduzione necessariamente quella della a_t , poiché questa è legata al C_{Lt} che non necessariamente deve essere alto, come sopra delineato.

La riduzione di a_w aumenta il gradiente $C_{m_{CL}}$ aumenta la stabilità (perché riduce la risposta instabilizzante dell'ala data una certa perturbazione), cioè il contributo stabilizzante del piano di coda in rapporto ad a_w

Quindi AUMENTA anche

$$\frac{di_{te}}{dC_{Le}}$$



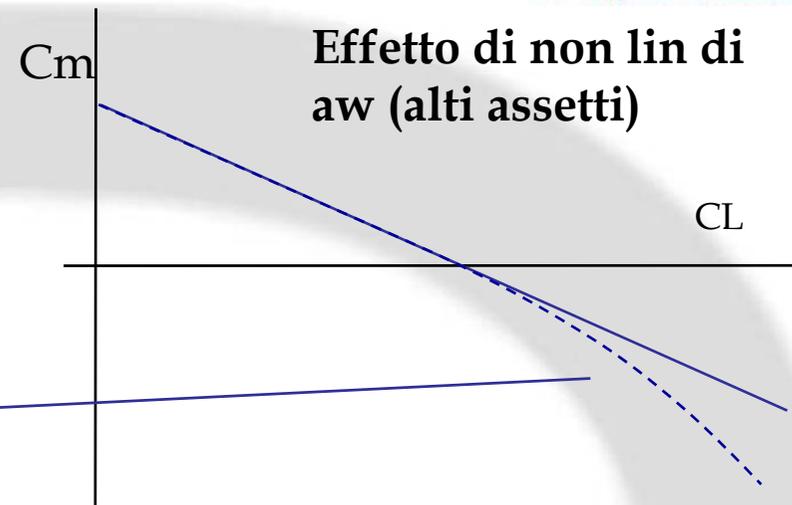
$$C_{m_{CL}} = \frac{C_{m_\alpha}}{a} = x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \bar{v}_t'$$



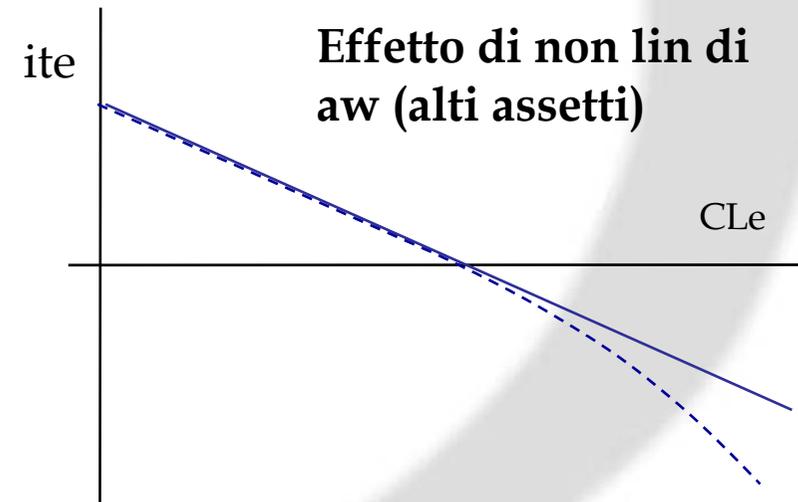
CAUSE DI NON-LINEARITA' - Effetto di aw

$$C_{m_{CL}} = \frac{C_{m_\alpha}}{a} = x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) v_t'$$

aw si riduce e si riduce a



$$i_{te} = i_{te0} - \frac{C_{m_{CL}}}{C_{mi}} C_{Le} = i_{te0} + \frac{di_{te}}{dC_L} C_{Le}$$

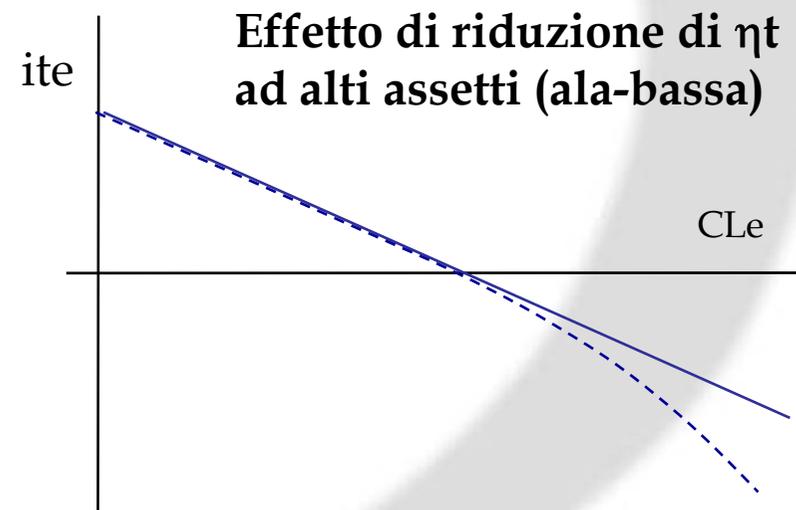
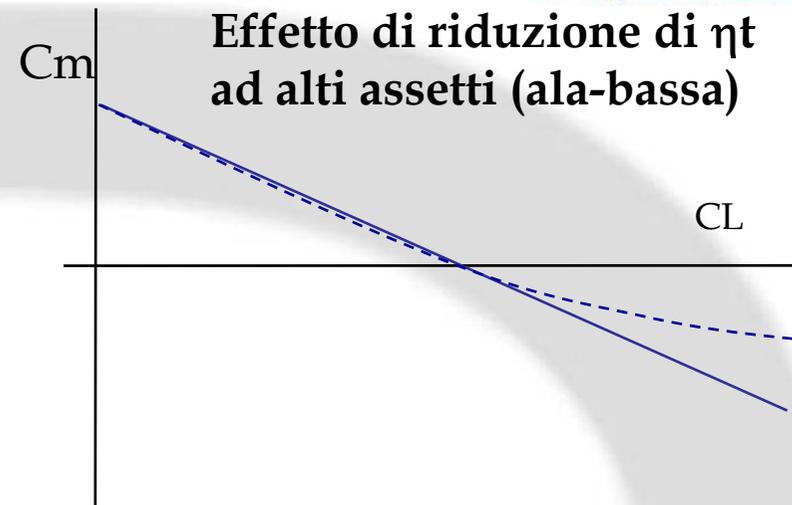


CAUSE DI NON-LINEARITA' - Effetto di η_t

Si ricorda che in a_t è inglobato η_t . Pertanto nelle precedenti osservazioni va tenuto anche conto di η_t .

Una riduzione di η_t rende il velivolo meno stabile. Riguardo il valore di i_t di equilibrio è però sempre a crescere, in quanto l'effetto su C_{mi} è più forte.

Una discussione particolare su η_t non può in questa sede essere fatta, poiché η_t dipende molto dalla configurazione, dai piccoli o dai forti assetti, dall'influenza del propulsore. In generale si può dire che (in assenza di effetti del propulsore) le possibilità di avere notevoli abbassamenti di η_t sono relativi alla **configurazione di ala bassa**, (qui intesa bassa rispetto al piano) in quanto a forti assetti il piano può entrare nella scia dell'ala (superstallo visto prima).



EFFETTO DELLA COMPONENTE DI FORZA AERODINAMICA ORIZZONTALE (Trascurata nella precedente trattazione)

Ad elevati alfa la forza orizzontale cambia segno, cioè va verso il bordo di attacco. Alfa sta per α_{body} .

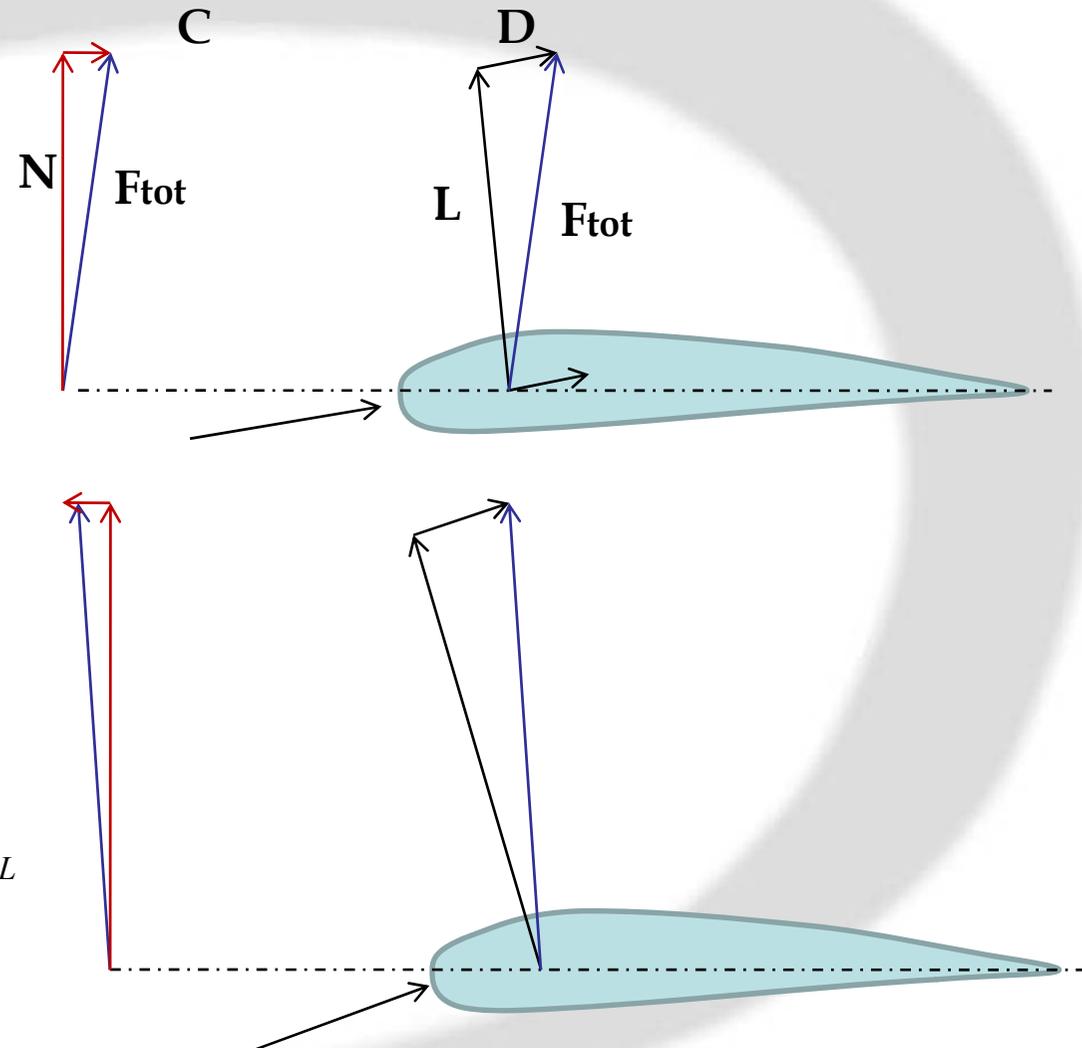
$$C = D \cdot \cos(\alpha) - L \cdot \sin(\alpha)$$

$$N = L \cdot \cos(\alpha) + D \cdot \sin(\alpha)$$

$$C_C = C_D \cdot \cos(\alpha) - C_L \cdot \sin(\alpha)$$

Si vede che per alfa elevati
Il prodotto del C_L per il $\sin(\alpha)$
può venire maggiore del C_D

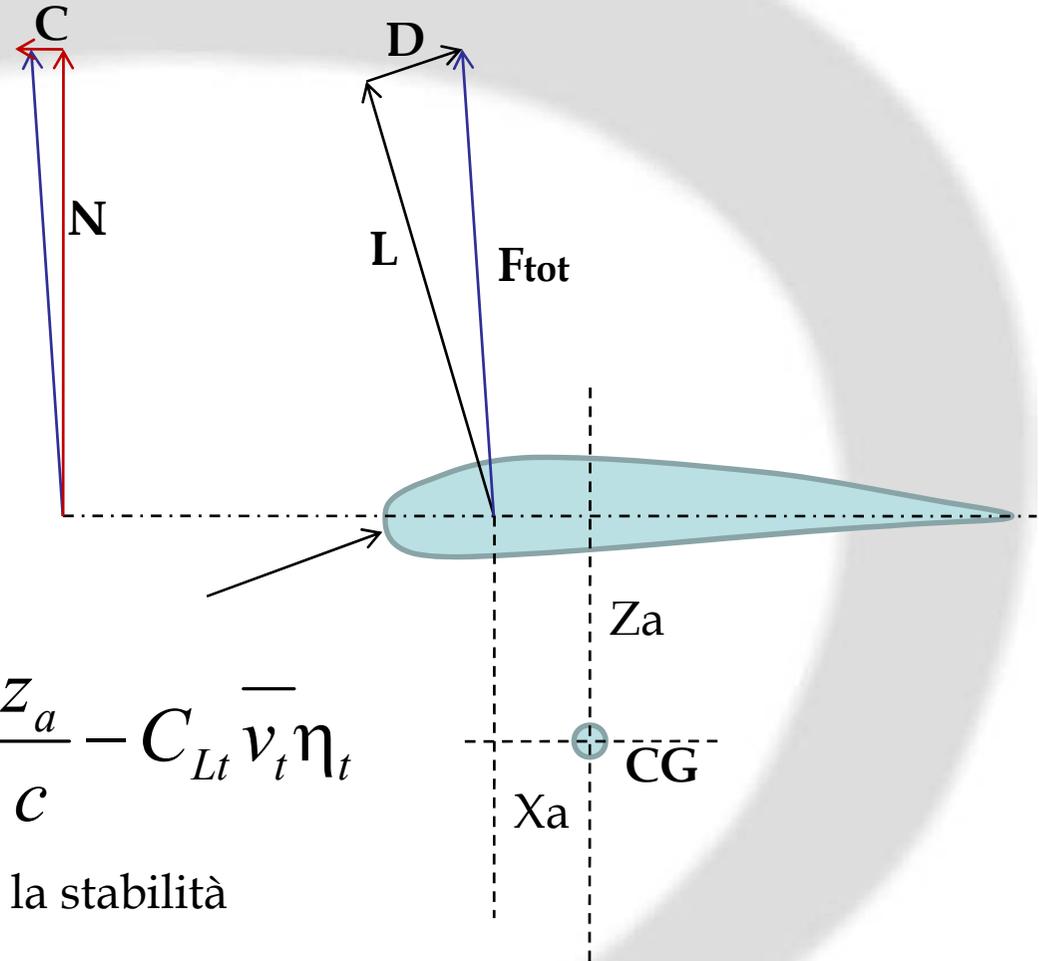
$$C_N = C_L \cdot \cos(\alpha) + C_D \cdot \sin(\alpha) \approx C_L$$



EFFETTO DELLA COMPONENTE DI FORZA AERODINAMICA ORIZZONTALE (Trascurata nella precedente trattazione)

$$C_C = C_D \cdot \cos(\alpha) - C_L \cdot \sin(\alpha)$$

Nell'equazione del momento devo tenere conto anche della componente orizzontale C che fornirà momento grazie alla distanza verticale del CG dal piano alare (che sviluppa portanza e resistenza)



$$C_m = C_{macwb} + x_a \cdot C_{Lw} + C_C \cdot \frac{z_a}{c} - C_{Lt} \bar{v}_t \eta_t$$

Andando a derivare rispetto al CL per la stabilità



EFFETTO DELLA COMPONENTE DI FORZA AERODINAMICA ORIZZONTALE (Trascurata nella precedente trattazione)

$$C_C = C_D \cdot \cos(\alpha) - C_L \cdot \sin(\alpha) \quad C_m = C_{macwb} + x_a \cdot C_{Lw} + C_C \cdot \frac{z_a}{c} - C_{Lt} \bar{v}_t \eta_t$$

Introducendo alfa rispetto alla corda alare e trascurando i termini di ordine superiore (e con $\cos=1$ e seno pari all'angolo)

$$C_C = C_D - C_L \cdot (\alpha - i_w)$$

MA
$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi AR_e}$$

A rigore

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi AR} (1 + \delta + k_{vw} \pi AR)$$

$$C_C = \left[C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi AR_e} \right] - C_L \cdot (\alpha - i_w)$$

$$C_C = \left[C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi AR_e} \right] - C_L \cdot \left(\alpha_o + \frac{C_L}{a_w} - i_w \right)$$



EFFETTO DELLA COMPONENTE DI FORZA AERODINAMICA ORIZZONTALE (Trascurata nella precedente trattazione)

$$C_C = C_D \cdot \cos(\alpha) - C_L \cdot \sin(\alpha) \quad C_m = C_{macwb} + x_a \cdot C_{Lw} + C_C \cdot \frac{z_a}{c} - C_{Lt} \bar{v}_t \eta_t$$

$$C_C = \left[C_{D_o} + \frac{C_L^2}{\pi A R_e} \right] - C_L \cdot \left(\alpha_o + \frac{C_L}{a_w} - i_w \right)$$

$$C_C = \left[C_{D_o} + C_L^2 \left(\frac{1}{\pi A R_e} - \frac{1}{a_w} \right) - C_L \cdot (\alpha_o - i_w) \right]$$

CONTRIBUTO ALLA STABILITA'

circa $1/20=0.05$ circa $1/(5 [1/\text{rad}])=0.20$

$$\frac{dC_C}{dC_L} = 2 \cdot C_L \left(\frac{1}{\pi A R_e} - \frac{1}{a_w} \right) \quad \frac{dC_C}{dC_L} \approx -0.30 \cdot C_L$$

Con valori usuali quindi la parentesi è NEGATIVA e vale
circa -0.30

EFFETTO DELLA COMPONENTE DI FORZA AERODINAMICA ORIZZONTALE (Trascurata nella precedente trattazione)

$$C_C = C_D \cdot \cos(\alpha) - C_L \cdot \sin(\alpha) \quad C_m = C_{macwb} + x_a \cdot C_{Lw} + C_C \cdot \frac{z_a}{c} - C_{Lt} \bar{v}_t \eta_t$$

CONTRIBUTO ALLA STABILITÀ

$$\frac{dC_m}{dC_L} = x_a + C_{Lw} \left(\frac{2}{\pi AR_e} - \frac{1}{a_w} \right) \cdot \frac{z_a}{c} - \frac{a_t}{a_w} \bar{v}_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \eta_t$$

CONTRIBUTO ALLA STAB dell'ALA

$$\left. \frac{dC_m}{dC_L} \right|_w = x_a + C_{Lw} \left(\frac{2}{\pi AR_e} - \frac{1}{a_w} \right) \cdot \frac{z_a}{c} \approx x_a - 0.30 \cdot C_{Lw} \cdot \frac{z_a}{c}$$

Per CG posto al 10% della corda sotto l'ala fornisce a CL=1 un 3% di MSS positivo

Per CG posto al 30% della corda sotto l'ala fornisce a CL=1 circa un 10% di MSS in più

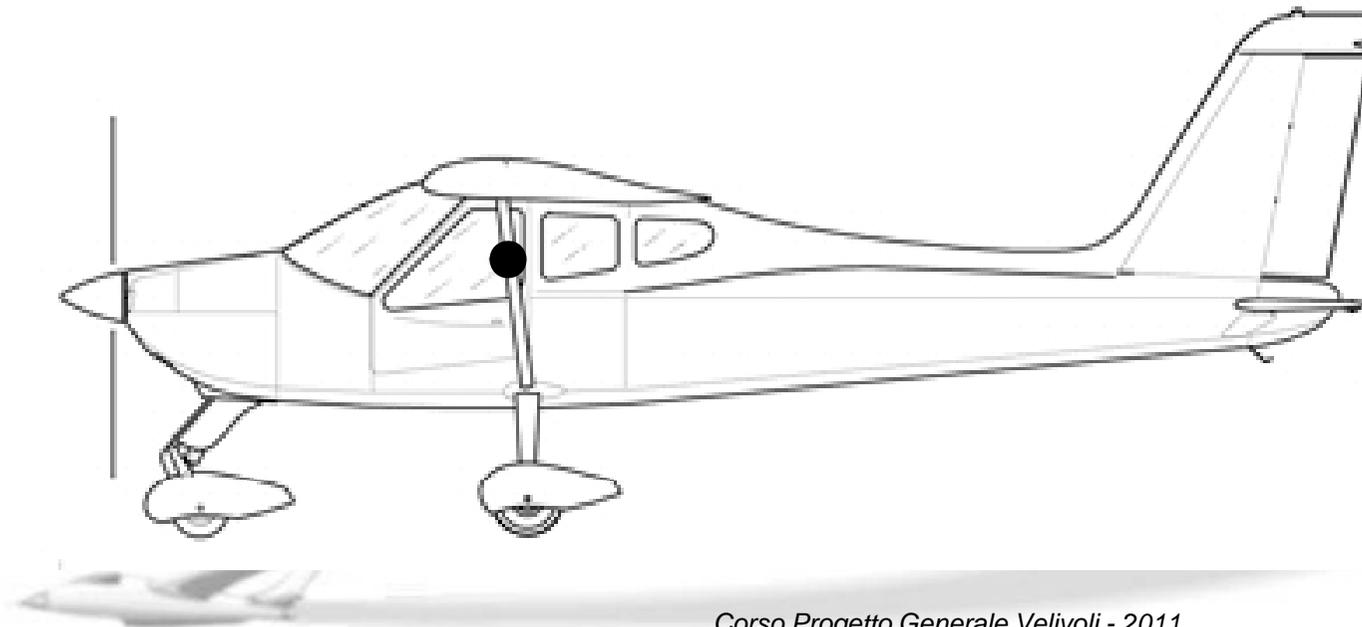


EFFETTO DELLA COMPONENTE DI FORZA AERODINAMICA ORIZZONTALE (Trascurata nella precedente trattazione)

$$\frac{dC_m}{dC_L} = x_a + C_{Lw} \left(\frac{2}{\pi AR_e} - \frac{1}{a_w} \right) \cdot \frac{z_a}{c} - \frac{a_t}{a_w} \overline{v_t} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \eta_t$$

CONTRIBUTO ALLA STAB dell'ALA

Un velivolo ad ala alta solitamente ha il CG sotto al piano alare dal 10 al 30% della MAC.



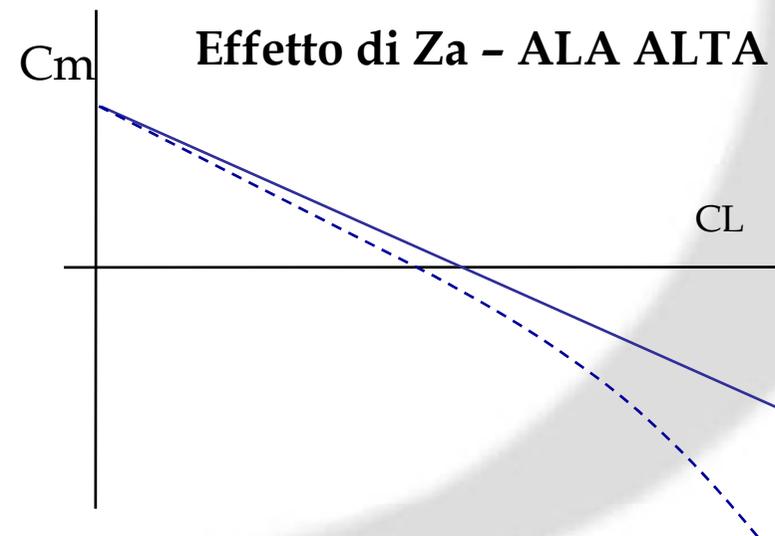
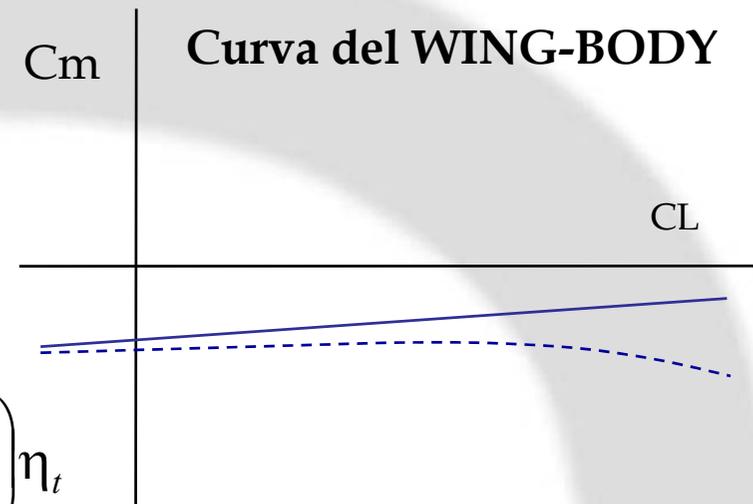
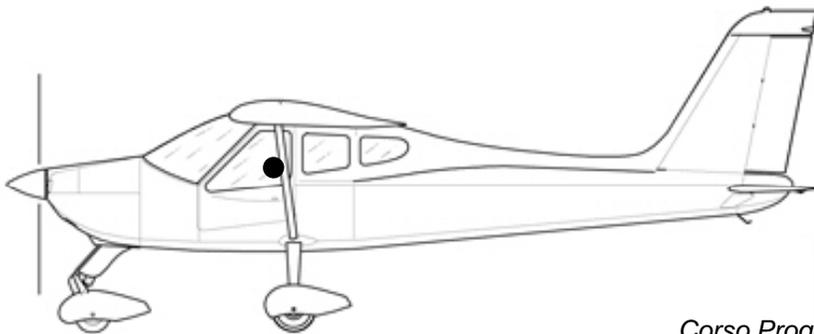
EFFETTO DELLA COMPONENTE DI FORZA AERODINAMICA ORIZZONTALE (Trascurata nella precedente trattazione)

Il velivolo parziale, rispetto ad un CG al 25%
può addirittura diventare stabile agli alti assetti.

$$\frac{dC_m}{dC_L} = x_a + C_{Lw} \left(\frac{2}{\pi AR_e} - \frac{1}{a_w} \right) \cdot \frac{z_a}{c} - \frac{a_t}{a_w} \frac{v_t}{v} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \eta_t$$

CONTRIBUTO ALLA STAB dell'ALA

Un velivolo ad ala alta solitamente
ha il CG sotto al piano alare dal 10
al 30% della MAC.



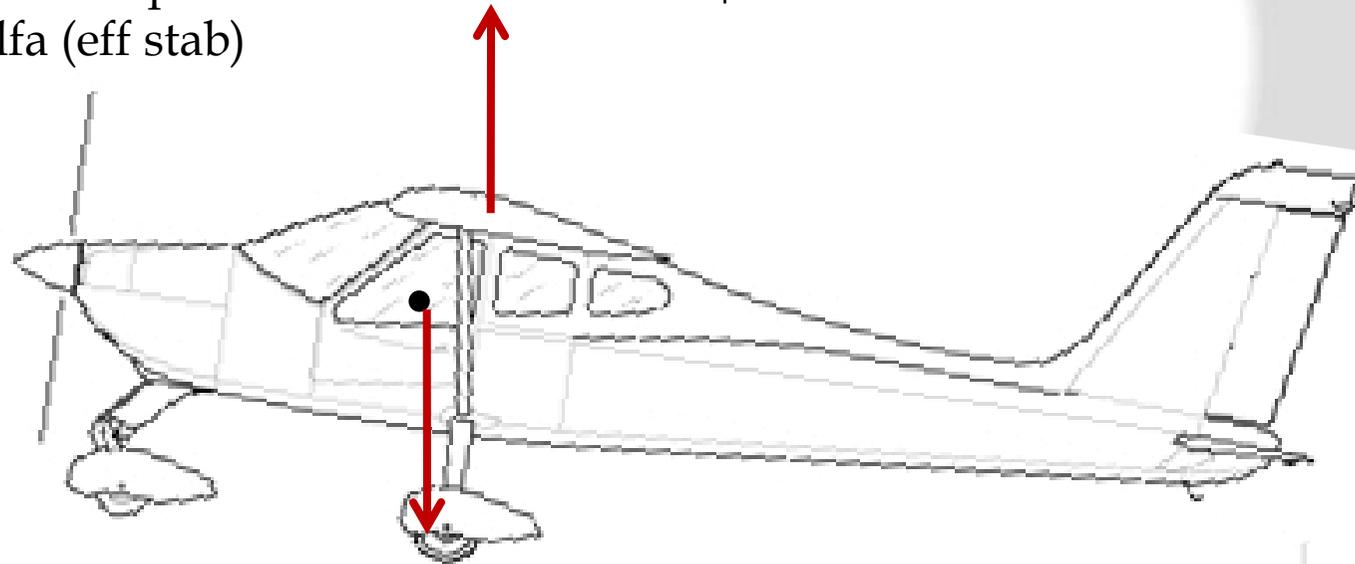
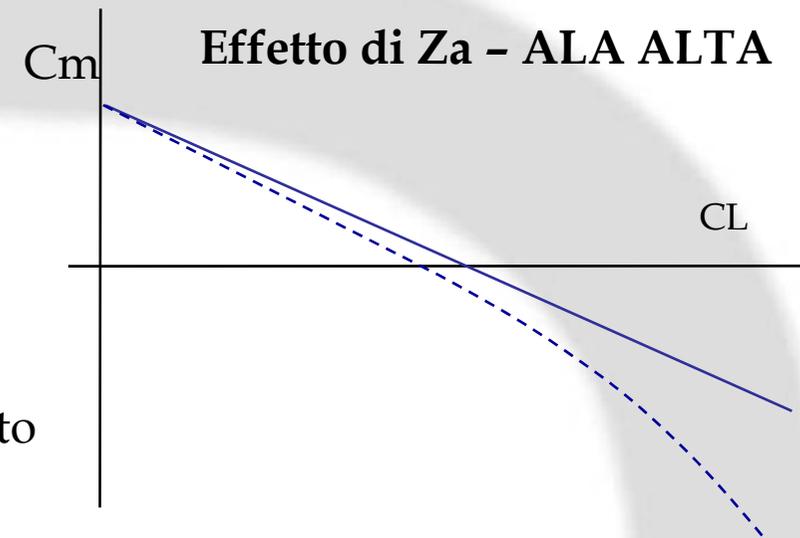
EFFETTO DELLA COMPONENTE DI FORZA AERODINAMICA ORIZZONTALE (Trascurata nella precedente trattazione)

Tale contributo alla stabilità viene detto

STABILITA' PENDOLARE

(vedi anche Perkins)

E' come se il velivolo fosse "sospeso" nel punto di applicazione della portanza e ruotando l'effetto "pendolo" del CG e della portanza tendono a riportarlo a bassi alfa (eff stab)

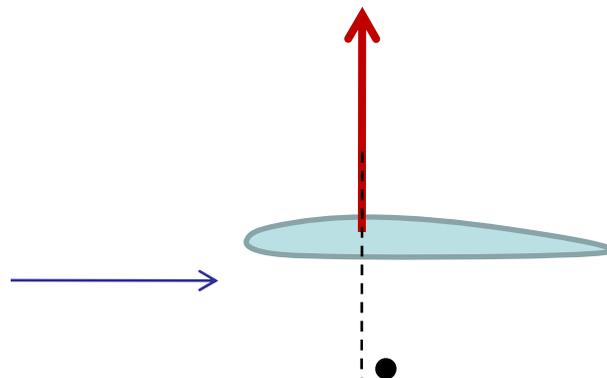
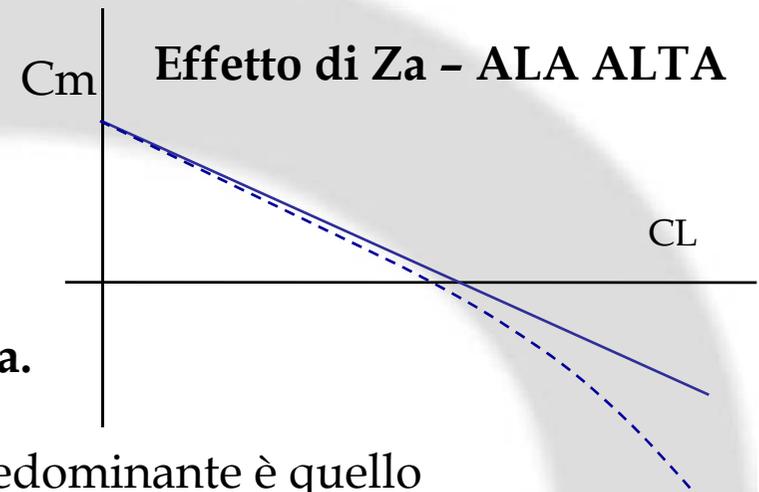


EFFETTO DELLA COMPONENTE DI FORZA AERODINAMICA ORIZZONTALE (Trascurata nella precedente trattazione)

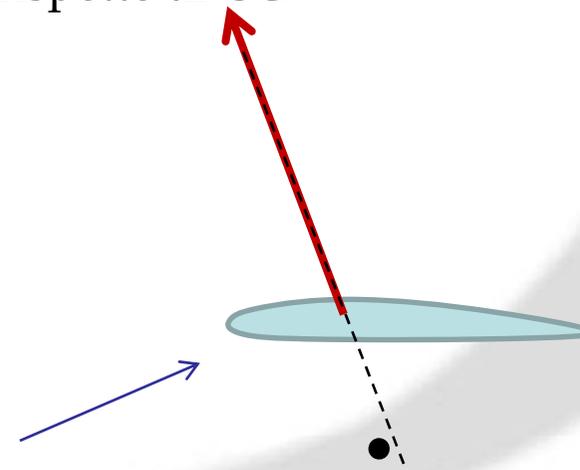
Tale contributo alla stabilità viene detto
STABILITA' PENDOLARE (vedi anche Perkins)

Di fatto è la forza agente lungo asse x
(comp. C) che ad alti alfa diventa **picchiante e,**
in ogni caso ha una derivata negativa rispetto ad alfa.
Se CG è sotto al piano alare.

Dall'equazione precedente si notava che il termine predominante è quello dovuto alla proiezione della portanza **e non quello dovuto alla resistenza.**
Può essere spiegato anche guardando il momento che provoca la forza aerodinamica totale (o anche la sola portanza) rispetto al CG



Bassi alfa - ala isolata instabile



Alti alfa - ala isolata stabile

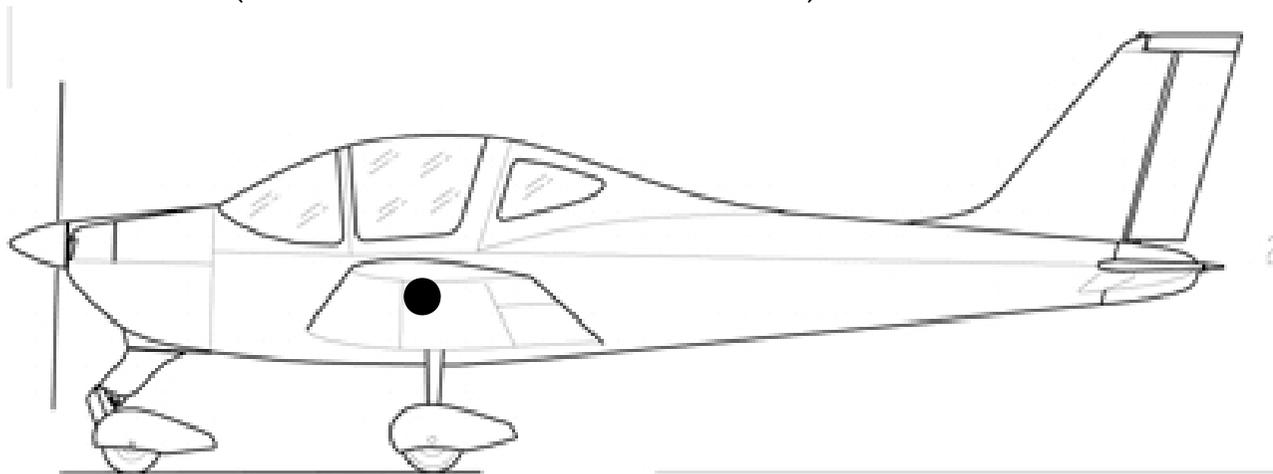


EFFETTO DELLA COMPONENTE DI FORZA AERODINAMICA ORIZZONTALE (Trascurata nella precedente trattazione)

$$\frac{dC_m}{dC_L} = x_a + C_{Lw} \left(\frac{2}{\pi AR_e} - \frac{1}{a_w} \right) \cdot \frac{z_a}{c} - \frac{a_t}{a_w} \overline{v_t} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \eta_t$$

CONTRIBUTO ALLA STAB dell'ALA

Un velivolo ad ala bassa ha una posizione di CG sopra al piano alare, ma molto più ravvicinata (intorno al 10 % della MAC).

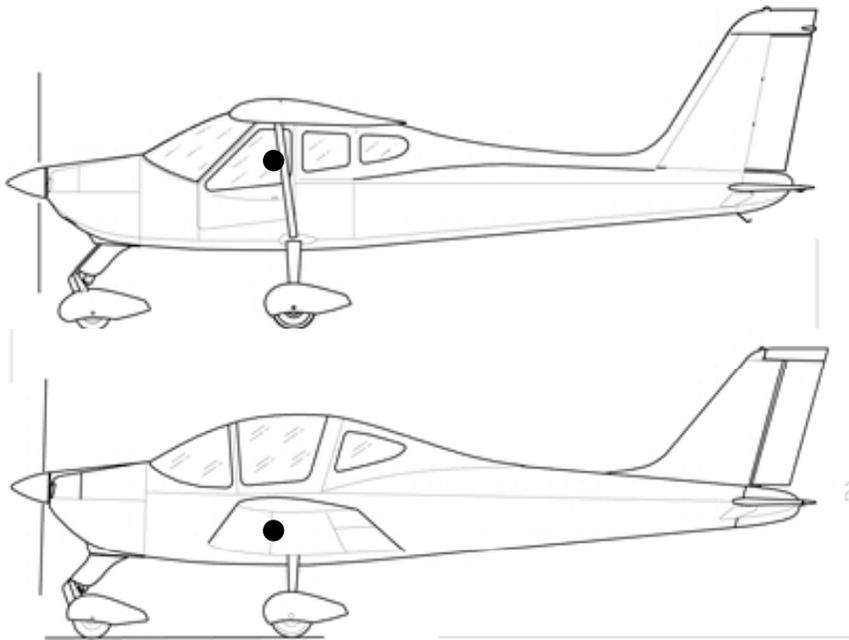


EFFETTO DELLA COMPONENTE DI FORZA AERODINAMICA ORIZZONTALE (Trascurata nella precedente trattazione)

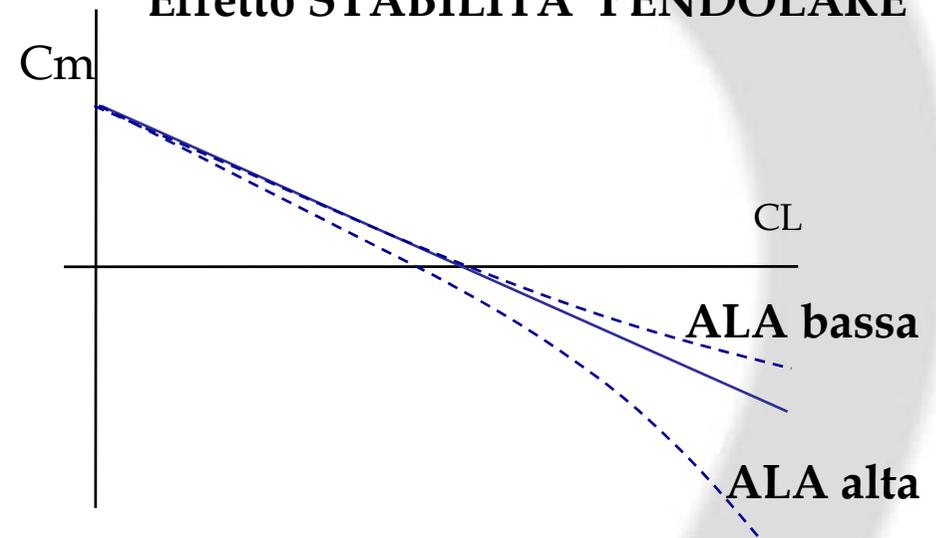
$$\frac{dC_m}{dC_L} = x_a + C_{Lw} \left(\frac{2}{\pi AR_e} - \frac{1}{a_w} \right) \cdot \frac{z_a}{c} - \frac{a_t}{a_w} v_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \eta_t$$

CONTRIBUTO ALLA STAB dell'ALA

Gli effetti sono solitamente maggiori
quindi per l'ala alta



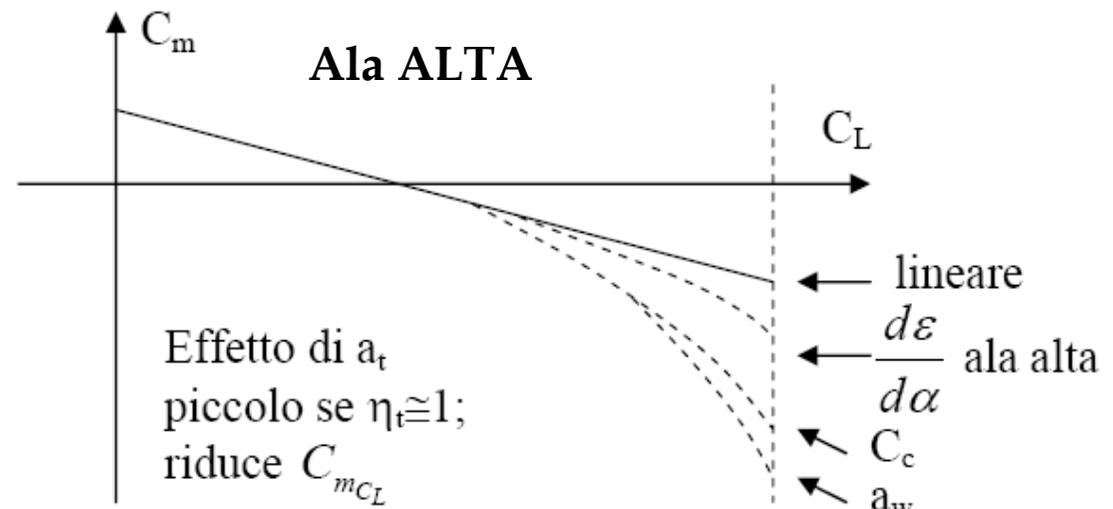
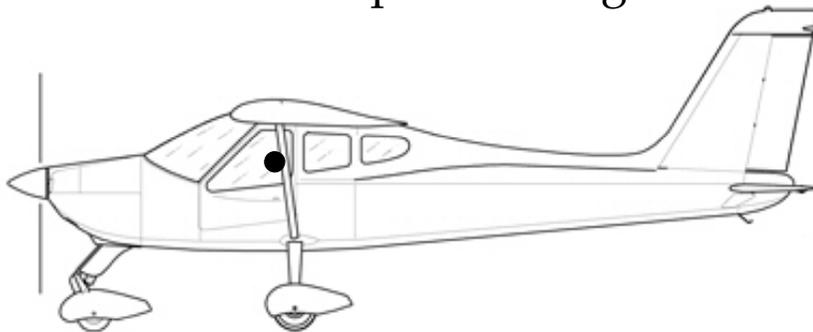
Effetto STABILITA' PENDOLARE



RIASSUNTO EFFETTI NON LINEARI

$$\frac{dC_m}{dC_L} = x_a + C_{Lw} \left(\frac{2}{\pi AR_e} - \frac{1}{a_w} \right) \cdot \frac{z_a}{c} - \frac{a_t}{a_w} v_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \eta_t$$

Gli effetti non lineari dovuti alla stabilità pendolare (forza C_c) e quelli associati al downwash, si sommano. Il downwash, in caso di ala alta si riduce all'aumentare di alfa perché la scia si allontana dal piano di coda. E' chiaro che stiamo ipotizzando che stiamo sempre nel range lineare della curva portanza (per il downwash).



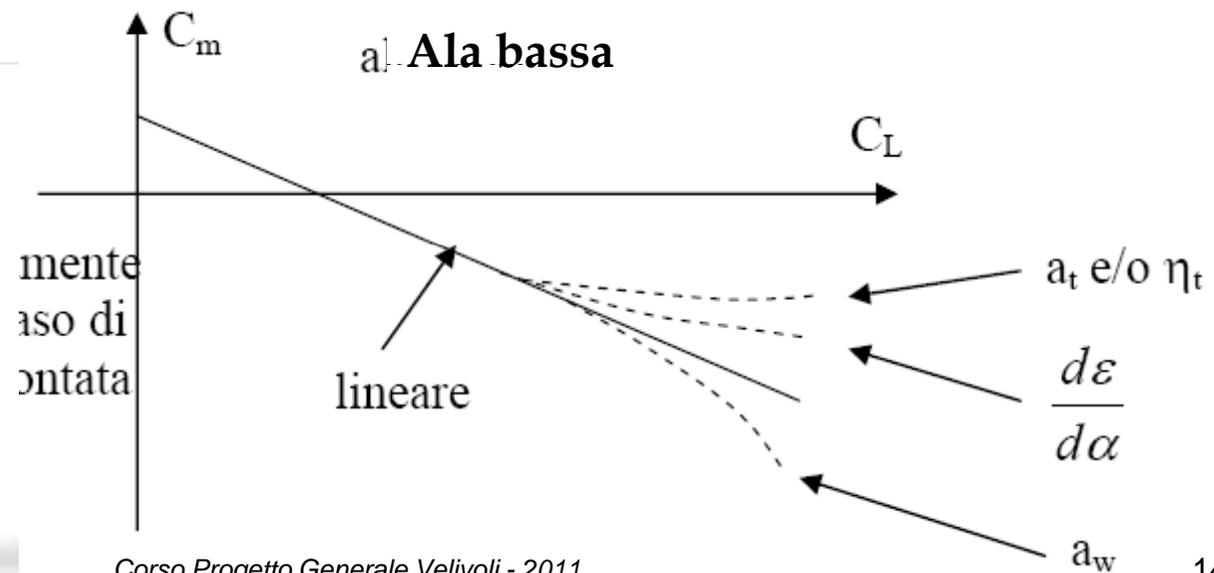
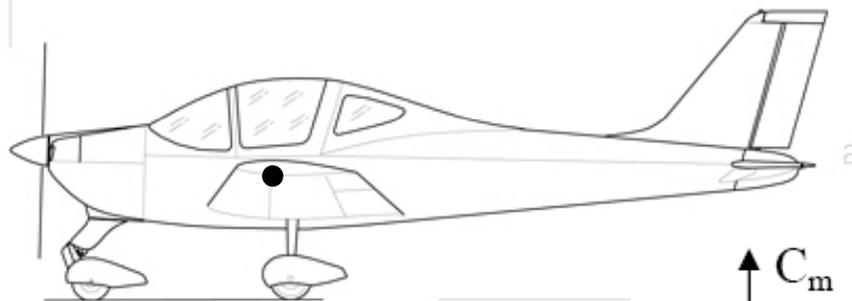
RIASSUNTO EFFETTI NON LINEARI

$$\frac{dC_m}{dC_L} = x_a + C_{Lw} \left(\frac{2}{\pi AR_e} - \frac{1}{a_w} \right) \cdot \frac{z_a}{c} - \frac{a_t}{a_w} v_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \eta_t$$

Gli effetti non lineari dovuti alla stabilità pendolare (forza C_c) sono quasi assenti.

Quelli associati al downwash sono di segno opposto.

Il downwash, in caso di ala bassa aumenta all'aumentare di alfa perché la scia si avvicina al piano di coda. L'effetto di a_w però non cambia.

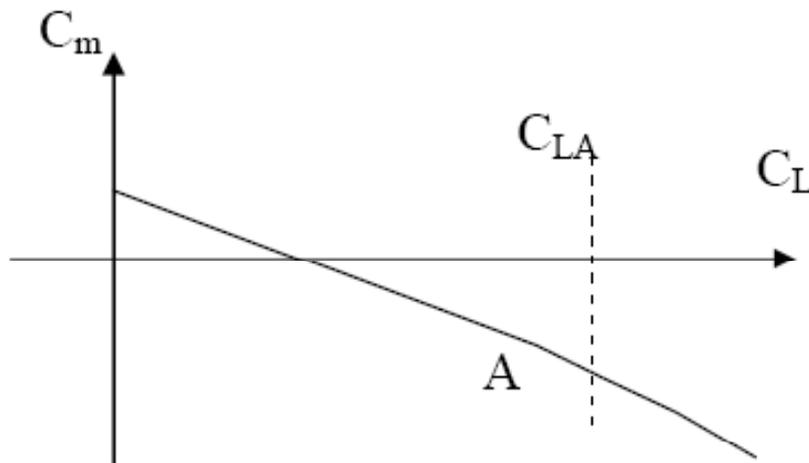


NOTA

Non è strettamente corretto parlare di stabilità, o indice di stabilità, relativamente alle curve C_m nel campo non lineare. Quando tale confusione viene in pratica operata, ciò è tollerabile se serve solo ai fini di una semplificazione del discorso, cioè del dire.

Infatti per parlare di stabilità si deve prima garantire l'equilibrio, cioè bisogna prima equilibrare il velivolo e poi controllare se la condizione è stabile. Matematicamente bisogna considerare:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{C_L=C_{Le}} \quad \text{oppure} \quad \left(\frac{dC_m}{d\alpha_w} \right)_{\alpha_w=\alpha_w \text{ di equilibrio}}$$



Non si può parlare di stabilità in $C_L=C_{LA}$ perché non c'è equilibrio



NOTA continua

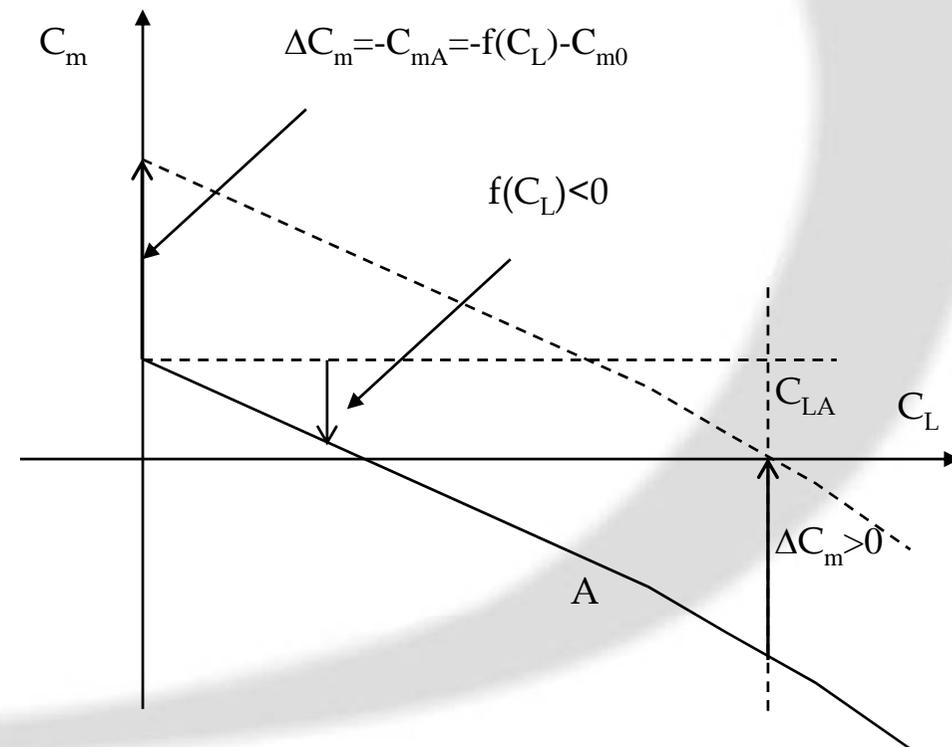
Nel campo non lineare non si può scrivere la $C_m(C_L)$ o $C_m(C_{Lw})$ o $C_m(\alpha_w)$, come le Eq. 20 o 25 o 56 perché le formule lineari che legano i C_L agli assetti possono non più valere se la non linearità in C_m è dovuta ad a_w od ad a_t od a (vedi le Eq. 8, 9, 10 e 11). Si possono scrivere solo le Eq. 14 e 40 per C_m e la Eq 39 per C_L .

Scriviamo così il C_m :

$$C_m = C_{m0} + f(C_L)$$

Poiché C_{m0} non risente degli effetti non lineari dovuti ad a_t , a_w , η_t (in generale come sopra illustrato), ipotizzando anche che C_{m0w} non cambia a forti assetti (cosa non sempre vera, questo è un punto da approfondire in sede di progetto dell'ala, e comunque in sede aerodinamica, perché è coinvolto sia il profilo alare sia la forma in pianta dell'ala, la configurazione rispetto alla fusoliera, il Re ed il Mach), si può dire che l'indice di stabilità può essere calcolato per ogni C_L , quindi anche per $C_L = C_{LA}$ vedi Figura.

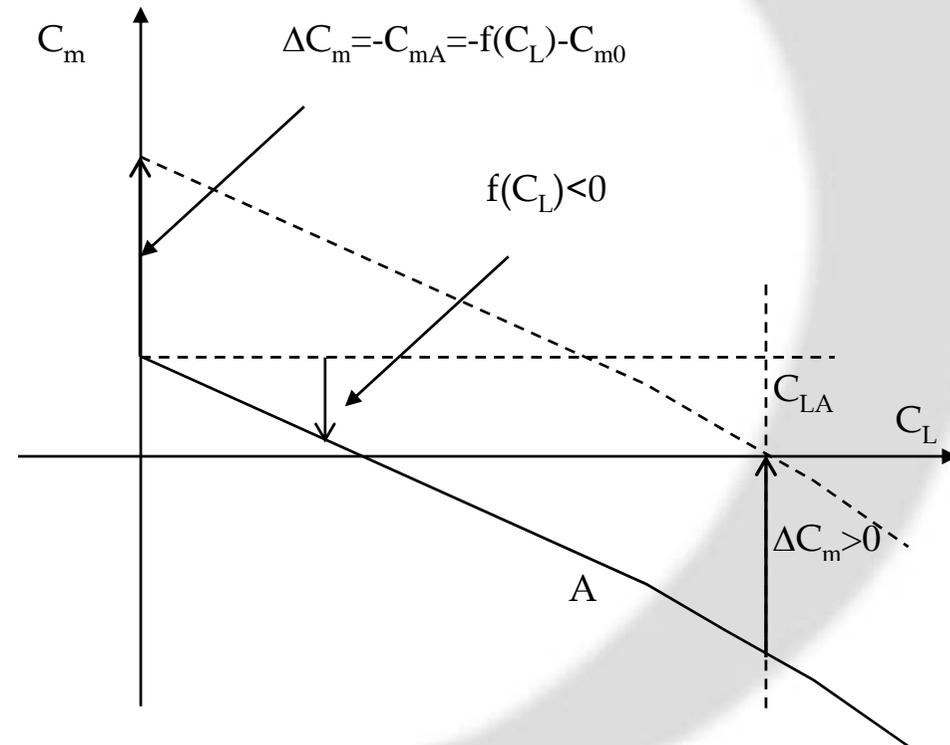
ove la $f(C_L)$ è la funzione che interpreta la variazione con C_L , come nella figura seguente



NOTA continua

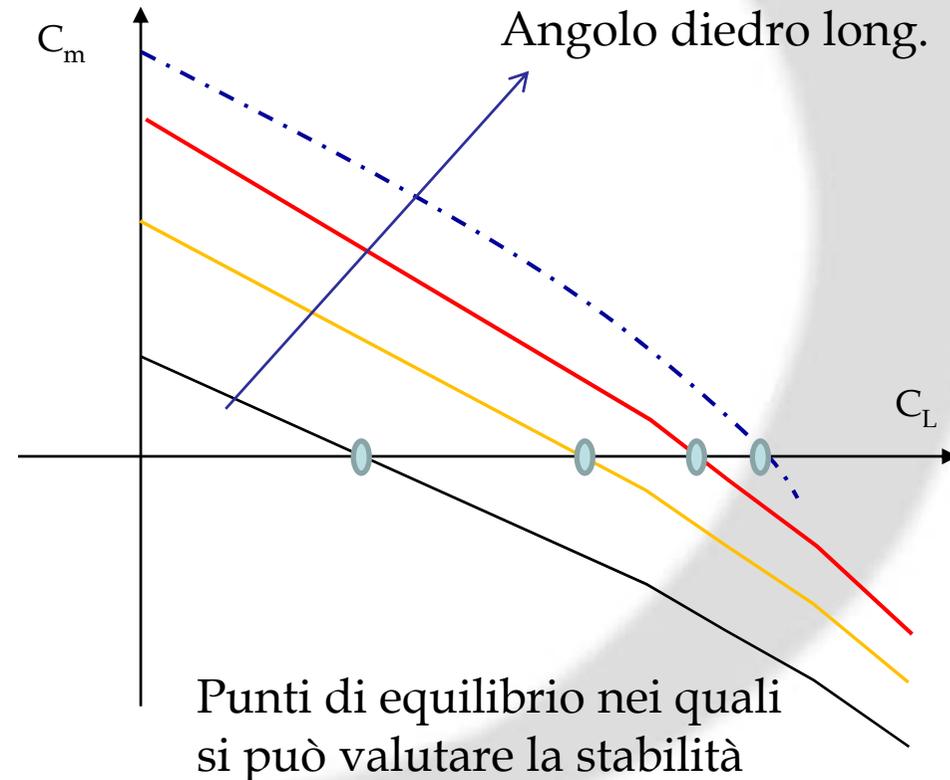
Infatti il C_L di equilibrio, ad esempio C_{LA} , può essere ottenuto con una traslazione verso l'alto (in questo caso) della curva $C_m(C_L)$ della quantità $\Delta C_m = -C_{mA}$ (che porta a zero il C_m in C_{LA}). In tal caso allora si può parlare di stabilità, o calcolare l'indice di stabilità, ad ogni C_L della curva $C_m(C_L)$.

La variazione di ΔC_m si realizza con una variazione dell'angolo i_t a cabrare.



NOTA continua

Al di fuori di tali casi l'analisi deve essere fatta in termini di α_w , cioè bisogna scrivere il $C_m(\alpha_w)$ corredato delle curve $C_{Lw}(\alpha_w)$, $C_{Lt}(\alpha_w)$ e procedere allo stesso modo precedentemente indicato calcolando l'indice di stabilità o a $C_L = C_{Le}$ senza pretendere di pervenire a formule semplici ed esplicite dell'indice di stabilità e degli angoli di governo del piano di coda.



CARICHI DI EQUILIBRIO BILANCIAMENTO (sulla coda)

Esso si ottiene da due condizioni di equilibrio, una è quella di equilibrio alla rotazione intorno al baricentro, l'altra alla traslazione verticale.

Tornando alla Eq. 72, riportata per comodità qui di seguito, moltiplicandola per la pressione dinamica e per la superficie del piano di coda essa esprime il carico dinamico dell'ala:

$$C_{Lte} = \frac{C_{m0wb} + x_a C_{Le}}{v_t' \eta_t} \quad \text{Coeff. di portanza di equilibrio sulla coda}$$

CARICO DI EQUILIBRIO

$$L_b = C_{Lte} \cdot S_t \cdot q_t = \frac{C_{m0wb} S_w c q}{l} + \frac{C_{Le} S_w q x_a}{l} = \frac{C_{m0wb} S_w c q}{l} + \frac{W x_a}{l} \quad \text{Eq. 86}$$

dove ricordiamo x_a (nella seconda formula è da intendersi distanza dimensionale) è la distanza del baricentro dal fuoco del velivolo parziale, W il peso del velivolo, S_w la superficie dell'ala, c la corda, q la pressione dinamica asintotica, C_{m0wb} il momento focale dell'ala (del velivolo parziale) a $C_L=0$. Essendo partiti da una relazione scritta all'equilibrio essa sarà valida in tali condizioni, cioè il carico L_b sarà di equilibrio



CARICHI DI EQUILIBRIO BILANCIAMENTO (sulla coda)

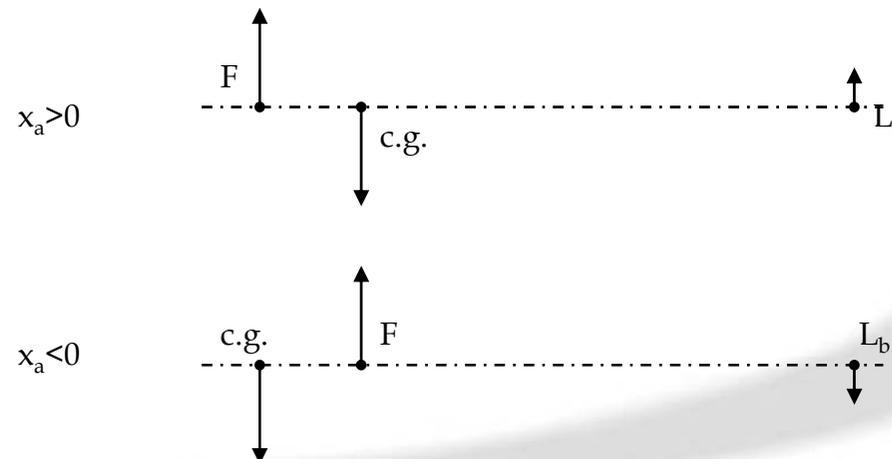
Se la relazione è associata ad una condizione di manovra e quindi non di equilibrio (per esempio la richiamata o la virata) esso sarà un **carico di bilanciamento**, ovvero se si introduce un fattore n detto *fattore di carico normale* nel secondo termine a secondo membro della Eq. 86, si ha il carico di bilanciamento cercato, che per $n=1$ diventa quello di equilibrio.

CARICO DI BILANCIAMENTO

$$L_b = \frac{C_{m0wb} S_w c q}{l} + \frac{n \cdot W x_a}{l}$$

Vediamo come varia il carico con la velocità.

Si osserva che il segno del secondo termine (che non dipende dalla velocità) **DIPENDE** da x_a .



CARICHI DI EQUILIBRIO BILANCIAMENTO (sulla coda)

$$L_b = \frac{C_{m0wb} S_w c q}{l} + \frac{n \cdot W x_a}{l} \quad q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

Vediamo come varia il carico con la velocità.

Si osserva che il segno del primo termine è generalmente negativo (C_{m0} è negativo).

$$L_b = \frac{C_{m0wb} S_w c \frac{1}{2} \rho V^2}{l} + \frac{n W x_a}{l}$$

Il termine:

$$\frac{C_{m0wb} S_w c \frac{1}{2} \rho}{l}$$

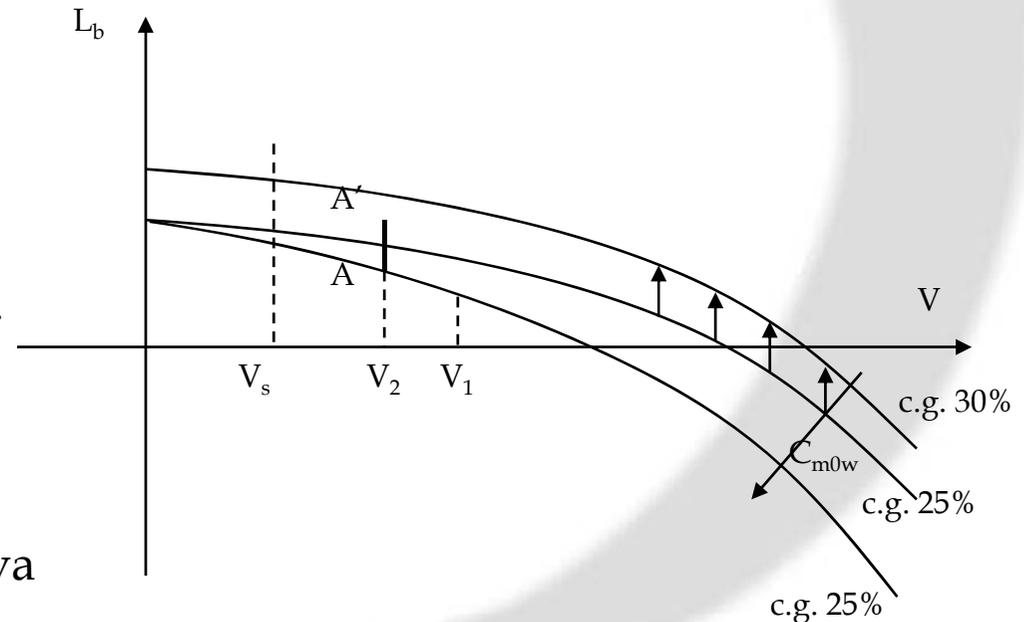
Rappresenta la curvatura della parabola.

x_a (o anche il fattore carico n)

Fa variare lo zero.

Quindi per $n=1$, al variare del CG la curva

Trasla verso il basso all'avanzare del CG.



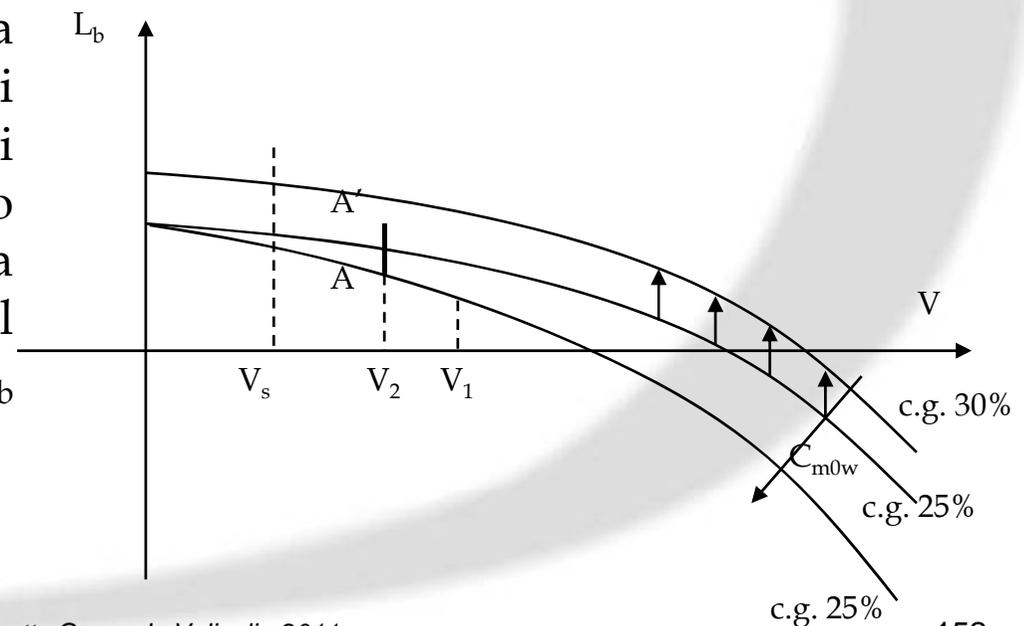
CARICHI DI EQUILIBRIO BILANCIAMENTO (sulla coda)

$$L_b = \frac{C_{m0wb} S_w c \frac{1}{2} \rho V^2}{l} + \frac{n W x_a}{l}$$

Dalla figura si può vedere come, fissata la posizione del baricentro, se il C_{m0wb} è più forte (cioè al crescere del momento picchiante), in valore assoluto, poiché ricordiamo che è negativo, il piano di coda porta di meno o deporta di più.

Se si sposta il baricentro la curva trasla parallelamente a sé stessa, ovvero a parità di velocità, e quindi di assetto, il piano di coda porterà di più, o sarà meno deportante.

Quello che si cerca di fare è rendere, in condizione di crociera, il piano di coda abbastanza scarico, ovvero si cerca di lavorare, in un certo intervallo di velocità di crociera, ad $L_b \cong 0$, o quantomeno si fa in modo che esso sia leggermente positiva (per l'efficienza del velivolo, il valore massimo si ha per L_b poco più grande di zero).

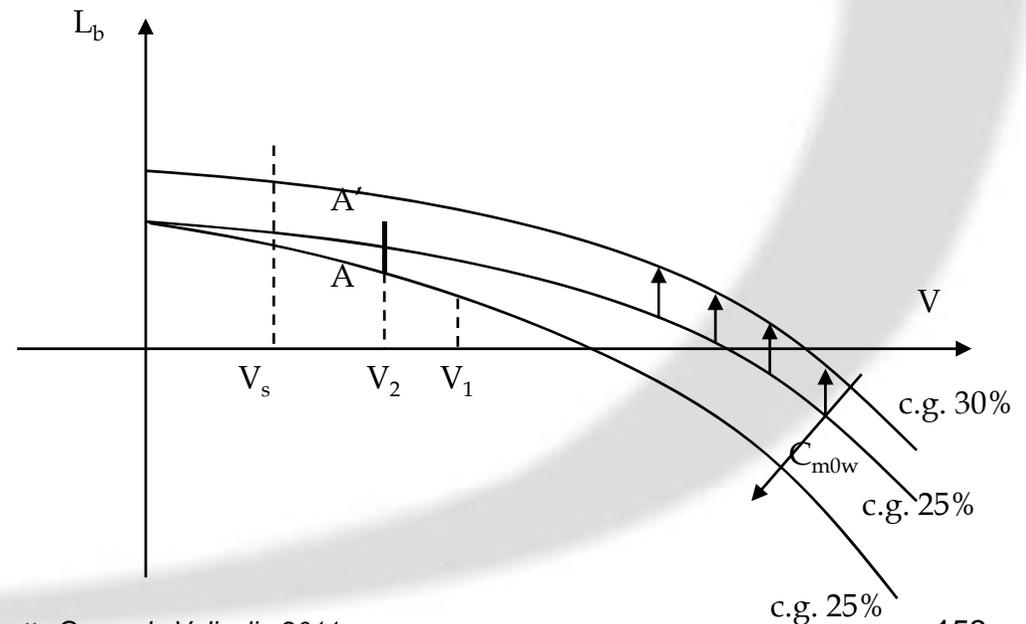


CARICHI DI EQUILIBRIO BILANCIAMENTO (sulla coda)

$$L_b = \frac{C_{m0wb} S_w c \frac{1}{2} \rho V^2}{l} + \frac{n W x_a}{l}$$

Il valore assunto dal C_{m0wb} (in cui è forte il termine dell'ala C_{m0w}) dovuto al profilo in genere è dell'ordine dei centesimi, si può avere, però, un profilo ad alto C_{m0w} (circa -0.1, per esempio), purchè esso voli a basse velocità, per ridurre gli effetti che un tale alto valore di C_{m0w} può avere sulla condizione di carico del piano.

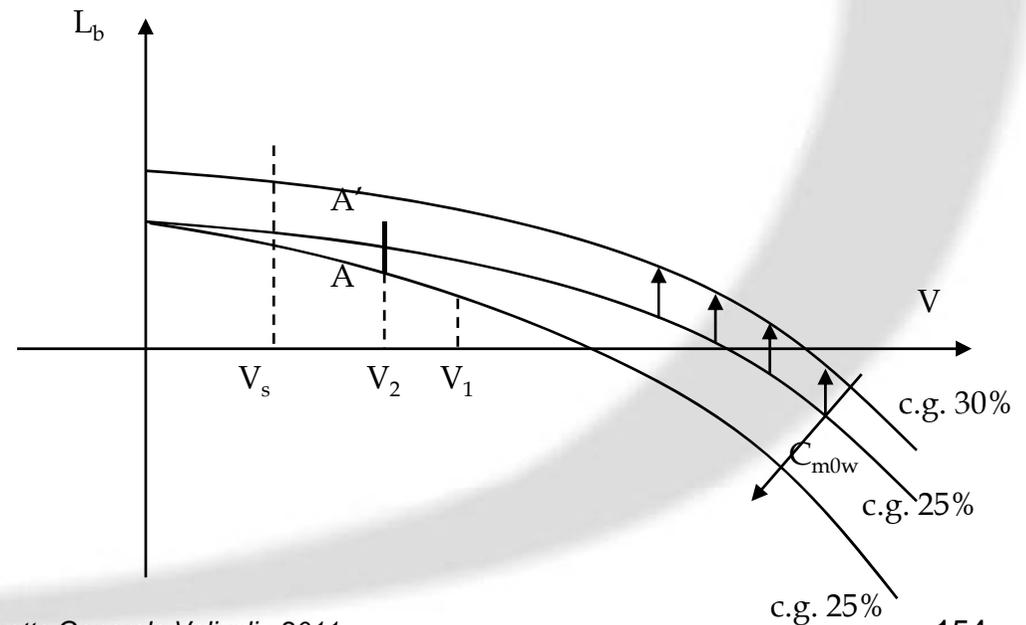
Guardando ancora alla Eq. 86, si vede che se il rapporto c/l è molto piccolo, ciò permette di avere un C_{m0w} che può essere anche più grande (al limite minore, in valore negativo, di -0.1).



CARICHI DI EQUILIBRIO BILANCIAMENTO (sulla coda)

$$L_b = \frac{C_{m0wb} S_w c \frac{1}{2} \rho V^2}{l} + \frac{n W x_a}{l}$$

Pensando al velivolo nella sua interezza si ha che, data una certa V , se si manovra a cabrare, si avrà in aumento di C_L , un angolo i_t a cabrare maggiore, ma ciò non vuol dire che la portanza del piano sia diminuita, **anzi essa aumenta**.

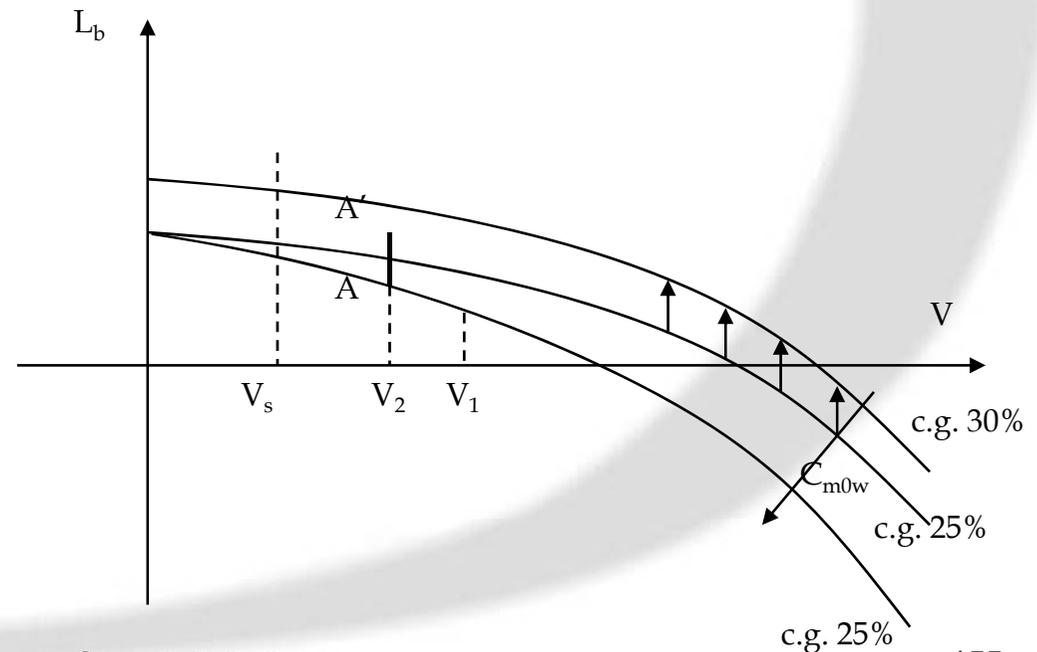


CARICHI DI EQUILIBRIO BILANCIAMENTO (sulla coda)

Infatti, ipotizzando che inizialmente il piano di coda sia bloccato, si supponga che il velivolo subisca una variazione di assetto a cabrare, ovvero che si porti dalla velocità V_1 alla velocità V_2 , il piano di coda, così bloccato, vedrà aumentare la sua portanza, ma più di quanto sia necessario perché l'assetto attuale del velivolo sia equilibrato (cioè si porta nel punto A' di Figura anziché nel punto A). supposto ora che il piano sia libero di muoversi, esso, per l'equilibrio, dovrà ruotare nel senso che vede aumentare l'angolo i_t (si ricorda sempre che è negativo) in valore assoluto, riducendo sì la portanza del piano di coda, ma in maniera tale che essa sia maggiore di quella dell'assetto iniziale.

Guardando quindi i grafici, supposto di portarsi da una velocità V_1 ad una V_2 minore, si vede dal diagramma di Figura che L_b aumenta.

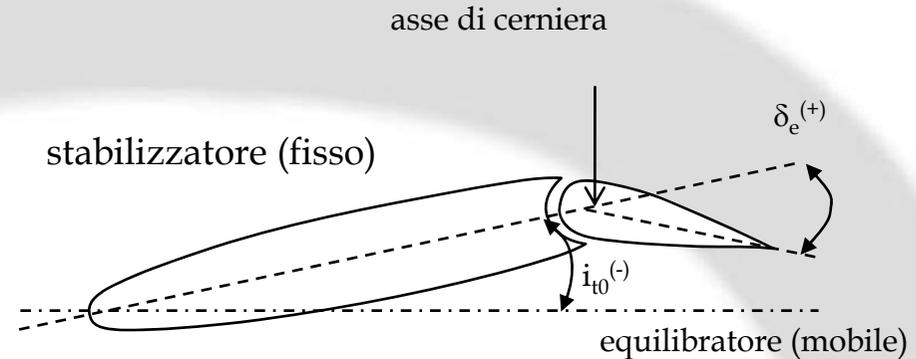
Dal diagramma di i_t in funzione di C_L , si vede che all'aumentare dell'assetto, cioè al diminuire della velocità, l'angolo aumenta in valore assoluto.



CASO PIANO TRADIZIONALE - Stabilizzatore-equilibratore

$$i_t = i_{t0} + \tau \delta_e$$

$$i_{te} = \alpha_{0w} + \frac{C_{m0w}}{-C_{mi}} + \frac{C_{mCL}}{-C_{mi}} C_{Le}$$



L'equazione sopra diventa:

$$\delta_{ee} = \frac{\alpha_{0w} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{m0w}}{C_{m\delta}} - \frac{C_{mCL}}{C_{m\delta}} C_{Le}$$

$$\delta_{ee} = \delta_{ee0} + \frac{d\delta_{ee} C_{Le}}{dC_{Le}}$$

$$C_{m\delta} = \frac{dC_m}{d\delta} = \frac{dC_{m0}}{d\delta_e} = -a_t \bar{v}_t' k \tau < 0$$

si osservi che la potenza di controllo $C_{m\delta}$ è uguale al C_{mi} (invero i due termini coincidono se si assume $\tau=1$ nel caso dello stabilizzatore).

Si ha dunque (in campo lineare):

CASO PIANO TRADIZIONALE - Stabilizzatore-equilibratore

$$\delta_{ee} = \frac{\alpha_{0w} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{m0w}}{C_{m\delta}} - \frac{C_{mCL}}{C_{m\delta}} C_{Le}$$

Cioè, in campo lineare:

$$\delta_{ee} = \delta_{ee0} + \frac{d\delta_{ee}}{dC_{Le}} C_{Le}$$

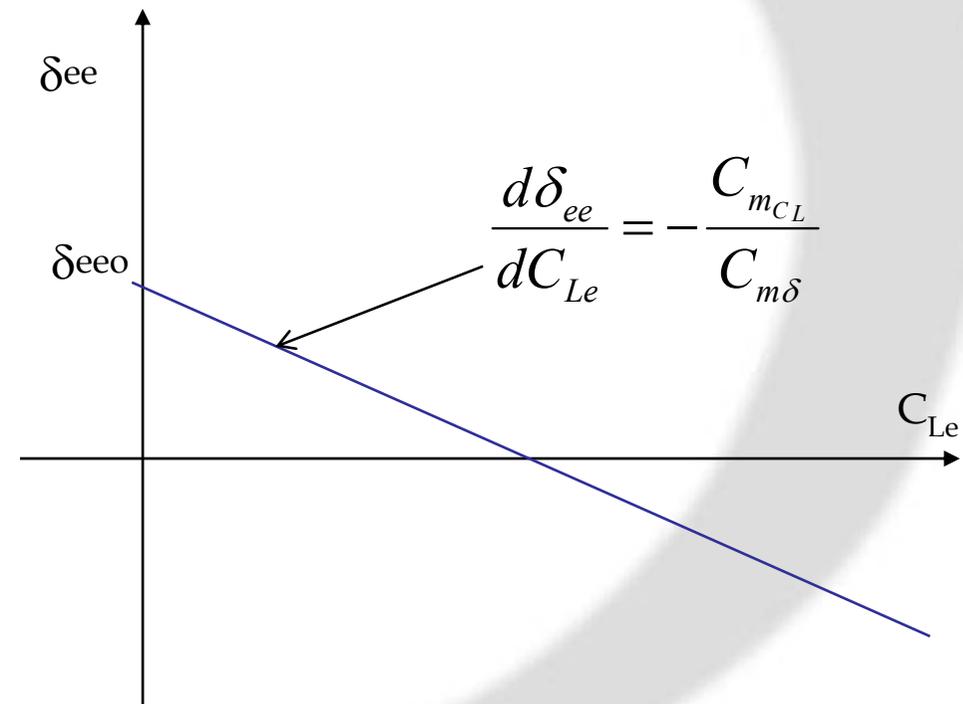
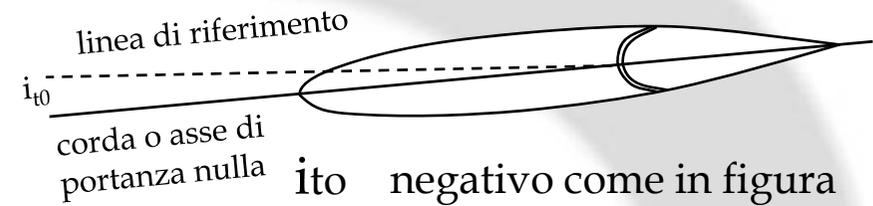
$$\delta_{ee0} = \frac{\alpha_{0w} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{m0w}}{C_{m\delta}}$$

$$\delta_{ee0} = \frac{\Gamma_{l0}}{\tau} - \frac{C_{m0w}}{C_{m\delta}} \quad \Gamma_{l0} = \alpha_{0w} - i_{t0}$$

ang. diedro long.

Con la derivata (negativa in quanto i due termini sono entrambi negativi) pari a:

$$\frac{d\delta_{ee}}{dC_{Le}} = -\frac{C_{mCL}}{C_{m\delta}} \quad C_{m\delta} = -a_t \bar{v}_t' k \tau$$



CASO PIANO TRADIZIONALE - Stabilizzatore-equilibratore

OSSERVAZIONI:

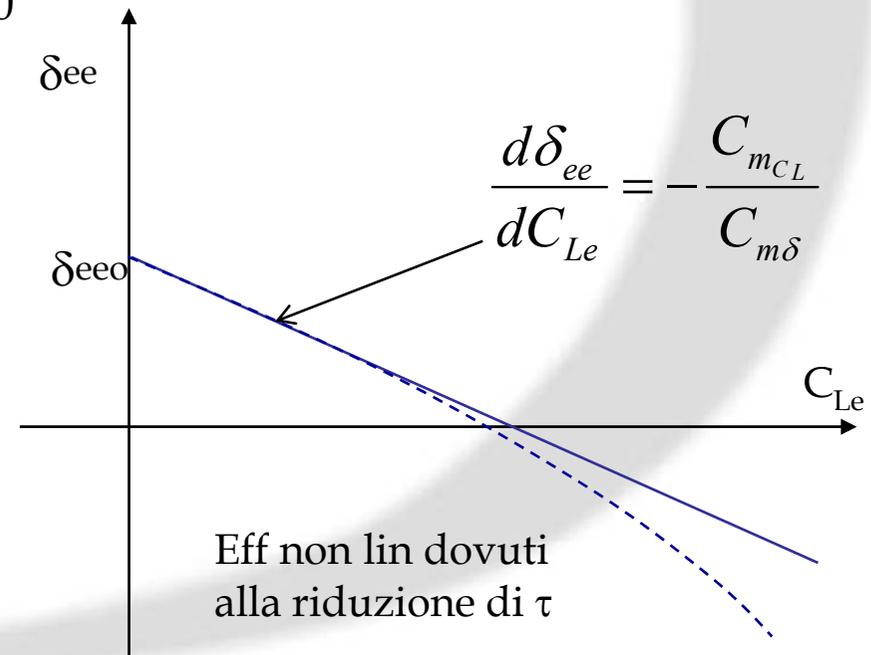
a) si assuma l'analogia con il caso 'stabilizzatore':
compare $C_{m\delta}$ al posto di C_{mi} , δ_e al posto di i_t , in
 δ_{e0} compare al posto di α_{0w}

$$\delta_{ee} = \frac{\Gamma_{l0}}{\tau} - \frac{C_{m0w}}{C_{m\delta}} - \frac{C_{mCL}}{C_{m\delta}} C_{Le}$$

b) L'angolo diedro longitudinale di equilibrio,
 Γ_{le} resta ovviamente immutato e dato dalle Eq.
83 ed 84.

c) È stato introdotto il diedro Γ_{l0} relativo a $\delta_e=0$
(profilo neutro), da non confondersi con Γ_{le0} (di
equilibrio).

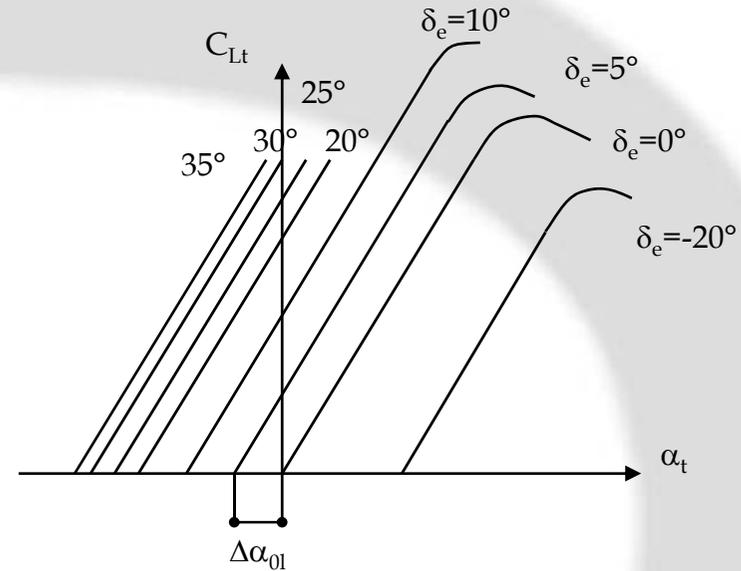
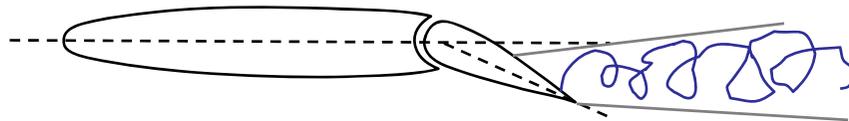
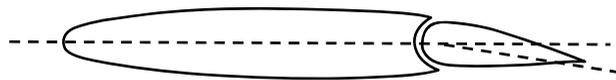
d) Fino a δ_e dell'ordine di 15° , la presente
trattazione è valida, in quanto τ resta costante.
Oltre tale valore di δ_e , τ decresce fino a svanire
per δ_e dell'ordine di $30^\circ \div 35^\circ$ (dipende dalla
configurazione del piano, dal Reynolds e dal
Mach...). Pertanto, la diminuzione di τ ,
introduce effetti di non linearità notevoli in
aggiunta a quelli studiati nel caso stabilizzatore.



CASO PIANO TRADIZIONALE - Stabilizzatore-equilibratore

OSSERVAZIONI:

L'indice di efficacia e la sua dipendenza dalla deflessione.



$$\Delta C_{L_t} = a_t \cdot \tau \cdot \delta_e$$

$$\tau = \frac{d\alpha_{0l}}{d\delta_e}$$

Oltre i 10° l'incremento non è più lineare con la defl.
(cioè tau non è più costante)

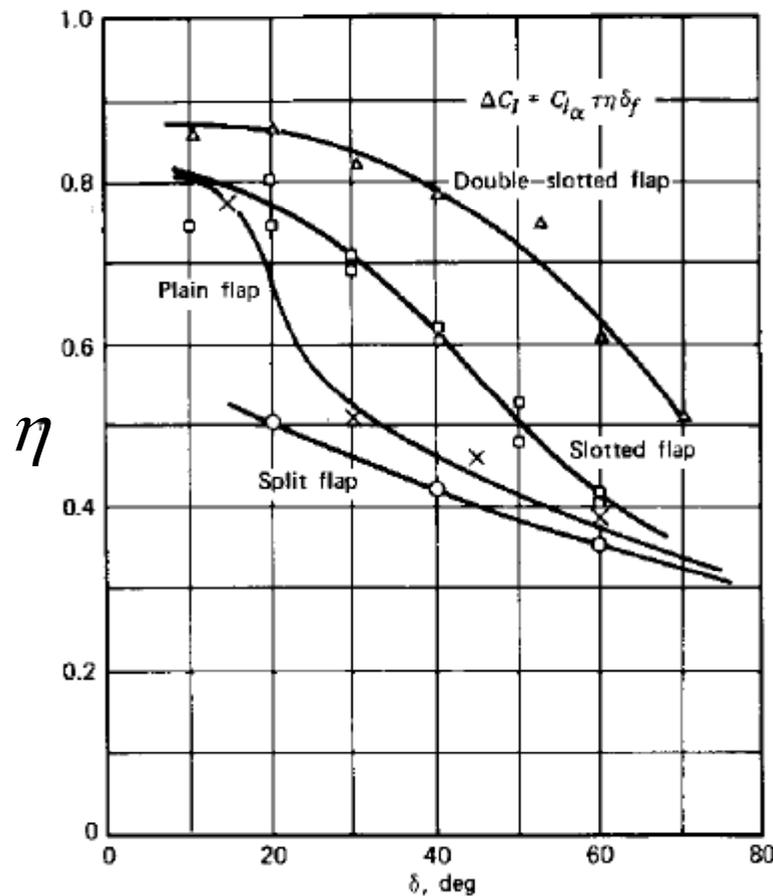


CASO PIANO TRADIZIONALE - Stabilizzatore-equilibratore

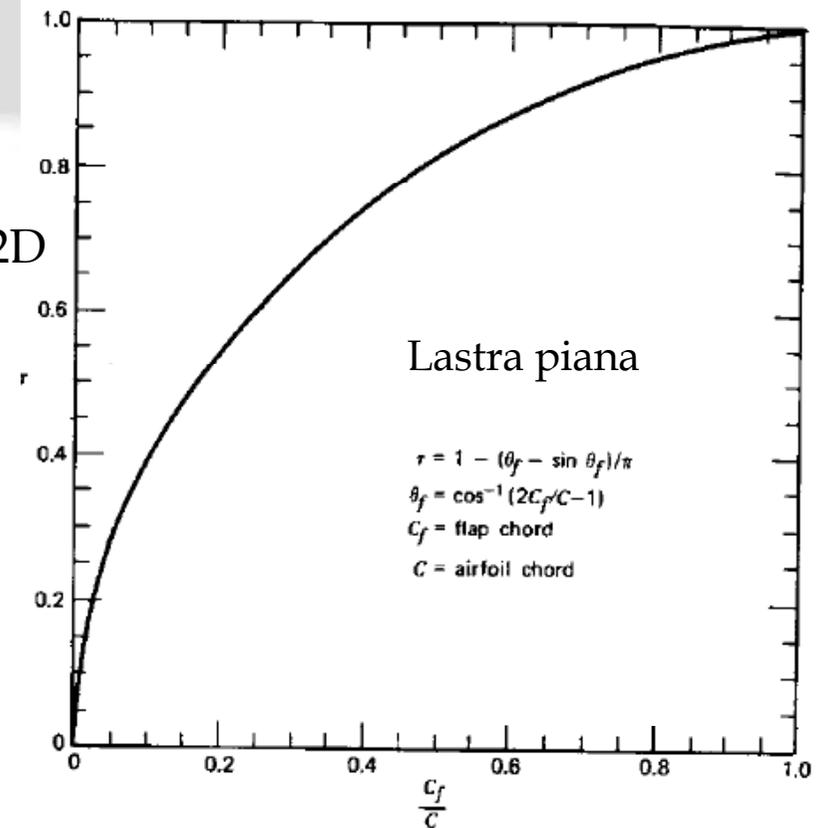
OSSERVAZIONI:

Quanto vale l'indice di efficacia e la sua dipendenza dalla deflessione:

$$\tau = \frac{d\alpha_{0l}}{d\delta_e}$$



τ teorico 2D



$$\tau_{eff} = \tau \cdot \eta \quad \text{con } \eta \text{ funzione della deflessione}$$

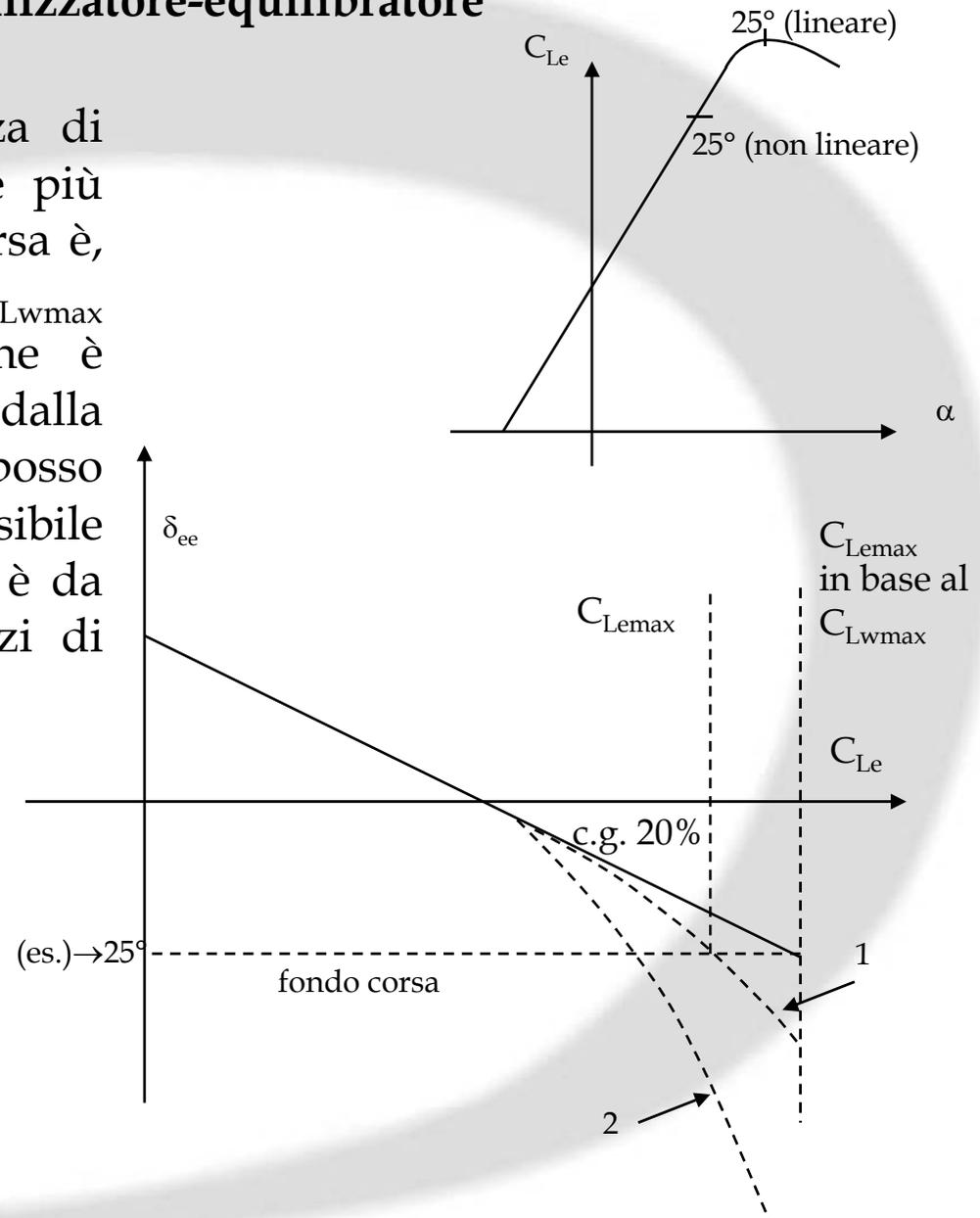
Il valore bidimensionale oltre i 10° di deflessione si riduce. Per rapporti di corda pari a 0.30, considerando anche gli effetti 3D, in campo lineare Si ha un tau = 0.45 - 0.50 (a 30° di defl => 0.25-0.30)

CASO PIANO TRADIZIONALE - Stabilizzatore-equilibratore

OSSERVAZIONI:

In definitiva la riduzione della potenza di controllo può richiedere un δ_{ee} sempre più grande a cabrare, per cui, se il fondo corsa è, ad esempio, a 25° , si deve rinunciare al C_{Lwmax} di cui l'ala è capace. Tale situazione è ovviamente da evitare. Si può osservare, dalla Figura 35, che, se vale il caso 1, posso incrementare il δ_{ee} oltre i 25° ; ciò è possibile per come si presenta la figura. Tuttavia è da controllare poi la situazione degli sforzi di barra.

Se la riduzione del τ è più drastica, come nel caso 2 (dipende dal profilo e dalla configurazione, da Re e da $M...$) la riduzione del C_{Lemax} è inevitabile. Ciò è aggravato in decollo ed atterraggio (maggiore C_{m0w}).

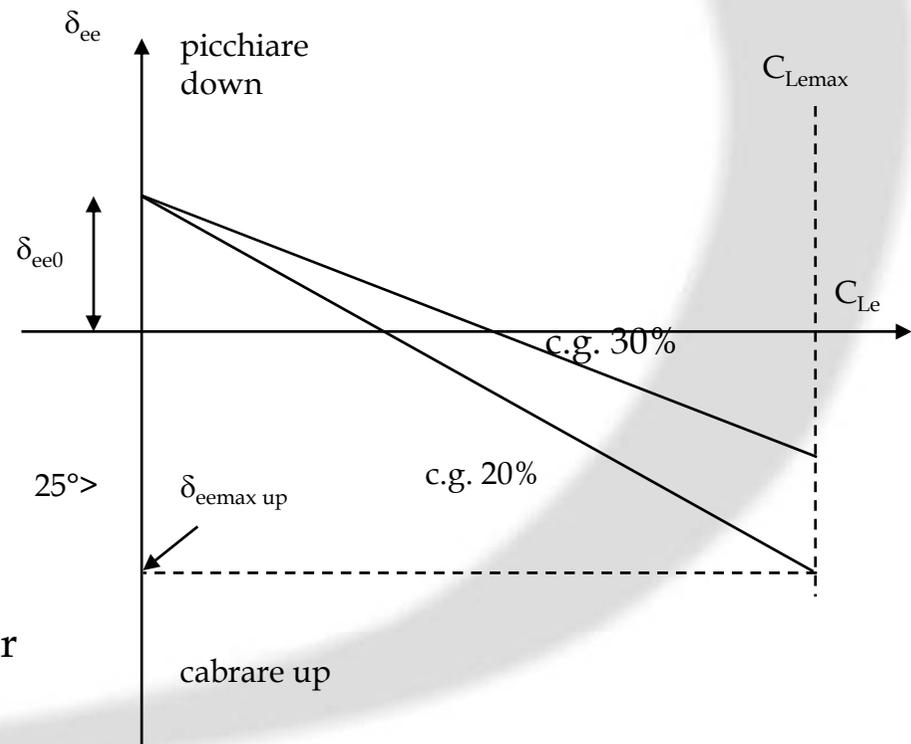
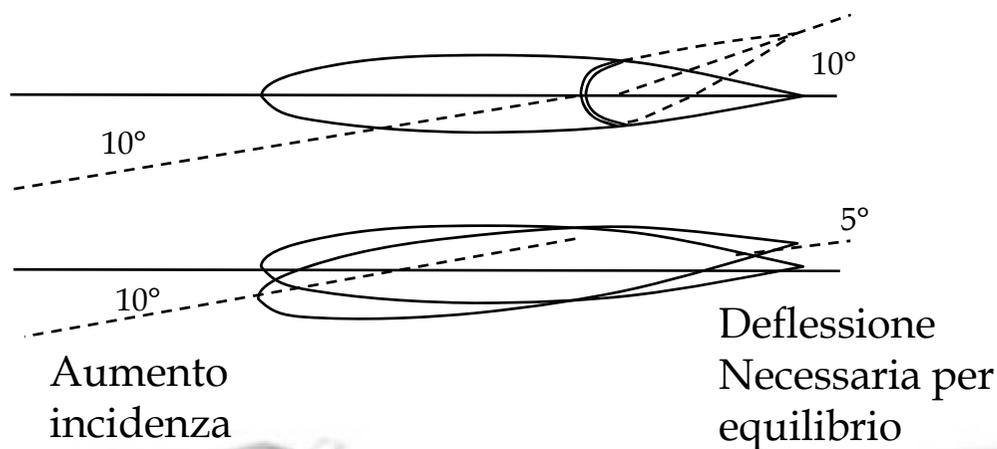


CASO PIANO TRADIZIONALE - Stabilizzatore-equilibratore

OSSERVAZIONI:

L'effetto del CG avanzato amplifica le problematiche di equilibrio ad alti CL con deflessioni massime dell'equilibratore a cabrare.

Gli effetti della non linearità dovuti ad a_t , analizzati nel caso stabilizzatore, restano immutati. C'è da dire che la non linearità di a_t può essere più marcata, in questo caso, dovuto al fatto che il profilo del piano si compone di una parte fissa e di una parte mobile (il che può agire sfavorevolmente sullo strato limite).



CASO PIANO TRADIZIONALE - Stabilizzatore-equilibratore

OSSERVAZIONI:

Il piano stabilizzatore - equilibratore è dunque più limitato nella sua potenza di controllo e nelle escursioni dell'equilibratore, a causa del fatto che una parte del piano, lo stabilizzatore, deve seguire l'assetto del velivolo, mentre lo stabilizzatore ne è indipendente. Ne consegue che per impiego su uno stesso velivolo parziale, lo stabilizzatore avrà un volume, ovvero una superficie, alquanto minore, con beneficio in peso ed efficienza totale del velivolo.

allora perché non si usa solo lo stabilizzatore?

In via preliminare, si può dire che la risposta risiede nei problemi di stabilità dinamica che lo stabilizzatore presenta per velivoli di certe dimensioni e per velocità di circa 300÷350 . In tali casi, infatti, s'innesca un'instabilità per rotazione del piano che arriva a distruggere l'aereo.

Quindi la configurazione stabilizzatore viene generalmente usata per velivoli con velocità di volo limitata (inferiore a 300 km/h).



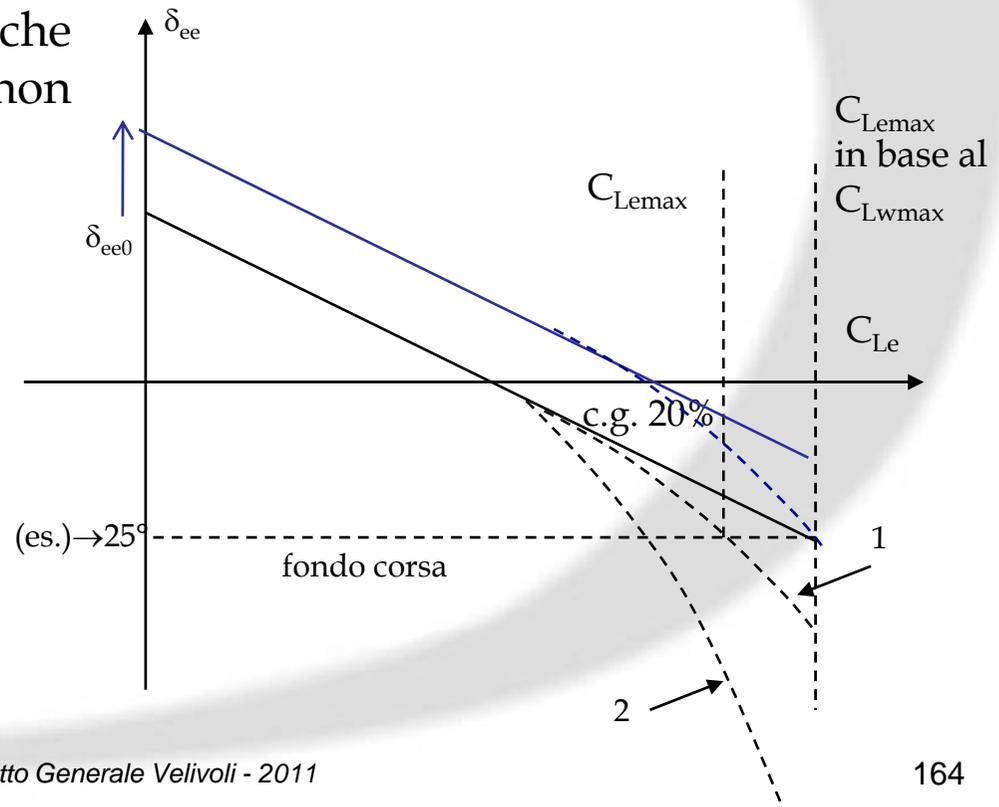
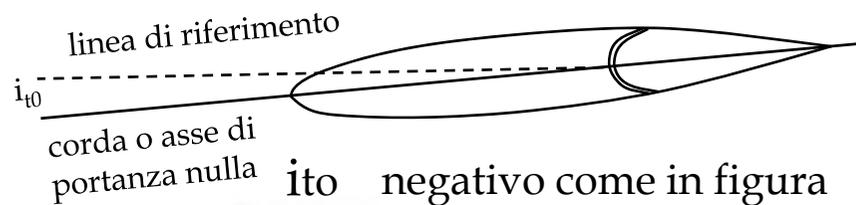
CASO PIANO TRADIZIONALE - Stabilizzatore-equilibratore

OSSERVAZIONI:

In generale, si può limitare l'inconveniente della non linearità di τ , calibrando il piano, ovvero l'angolo i_{t0} a seconda delle esigenze. Per gli alti assetti si incrementa il diedro Γ_{10} aumentando l'angolo di calettamento i_{t0} a cabrare, il che sposta in alto il δ_{ee0} e fa rientrare la curva nell'ambito desiderato (vedi figura). Dunque, in decollo ed atterraggio ci sarà un i_{t0} diverso dalla crociera e la stessa crociera potrebbe avere due diversi i_{t0} (crociera 'lenta', crociera 'veloce'). Ciò accade, ad esempio, nei velivoli commerciali di linea.

In sostanza si tratta di un espediente che dimostra quanto forte sia il peso della non linearità dovuta alla non costanza di τ .

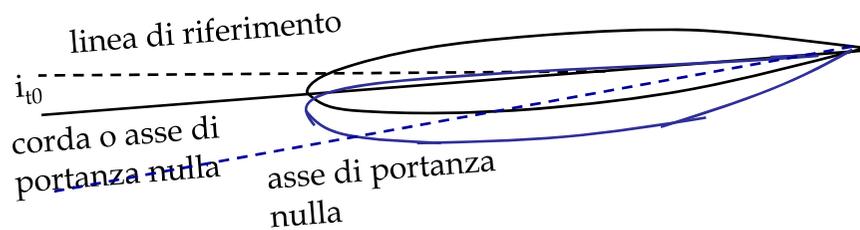
Il δ_{ee0} può essere incrementato attraverso variazione e regolazione di i_{t0} (maggiormente negativo) che fa aumentare Γ_{10}



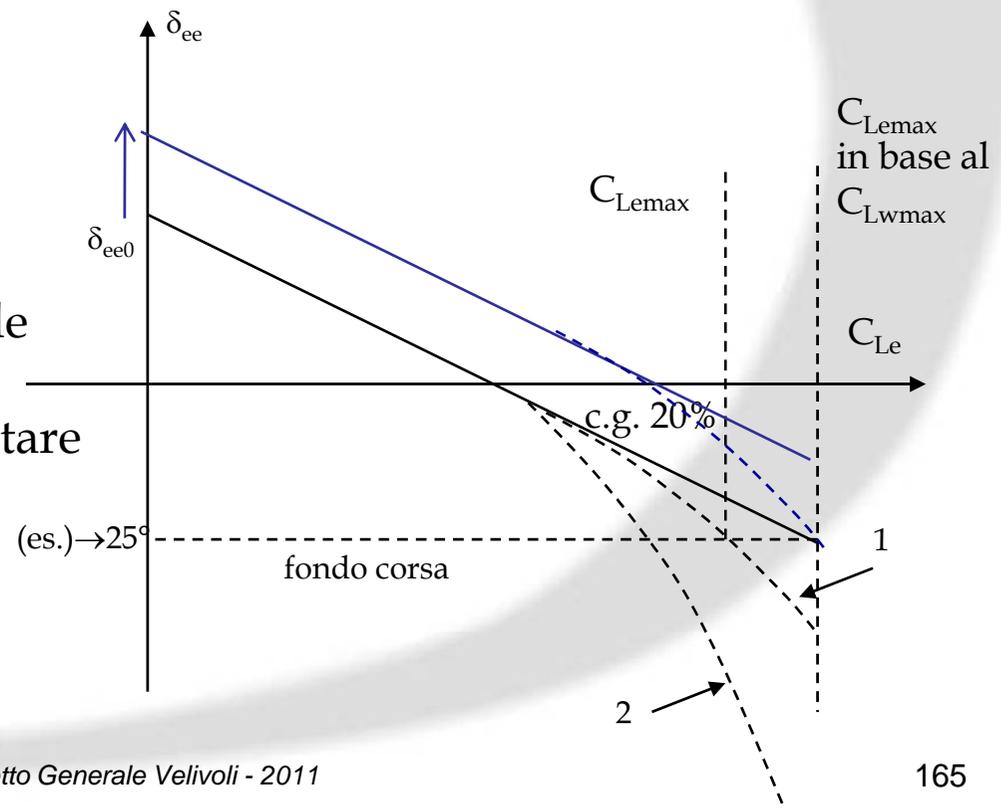
CASO PIANO TRADIZIONALE - Stabilizzatore-equilibratore

OSSERVAZIONI:

Altro espediente per variare il δ_{ee0} può essere quello di usare un profilo leggermente asimmetrico che praticamente fa aumentare Γ_{10} in modo analogo. Ovviamente la curvatura dovrebbe essere leggermente negativa. Questo è stato fatto in alcuni velivoli (soprattutto in passato) per risolvere eventuali problemi di equilibrio ad alti CL e con CG molto avanzato.



In effetti se c'è escursione di CG e si vuole privilegiare una certa condizione di volo è fondamentale avere la possibilità di settare il valore di i_{t0} prima del volo. Questo può essere fatto in velivoli da Trasporto (es. MD80).



CASO PIANO TRADIZIONALE - Stabilizzatore-equilibratore

OSSERVAZIONI:

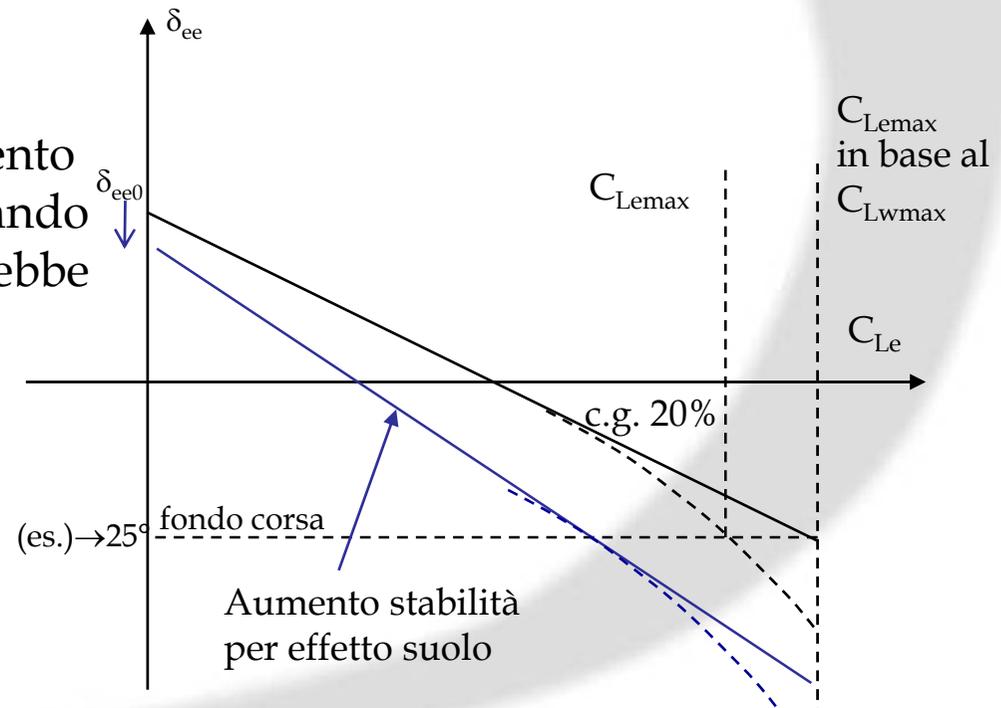
La condizione di atterraggio è particolarmente gravosa (a prescindere dall'influenza del propulsore) in quanto il C_{m0w} è più forte e manca l'angolo ε che allevia il δ_{ee} , cioè, a causa **dell'effetto suolo**, il $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ è molto piccolo come pure è

piccolo ε , sicché l' ε non aiuta più il δ_{ee} , sicché aumenta il C_{mCL} e quindi la pendenza. Vedremo che questa sarà una delle condizioni più gravose di progetto del piano orizzontale.

ATTERRAGGIO

- Spostamento del δ_{ee0} dovuto ad un aumento del C_{m0w} dovuto ai flap (anche se, variando anche l' α_{0w} il primo termine potrebbe variare di più)
- Variazione di pendenza dovuta alla riduzione del downwash dovuta all'effetto suolo (che fa aumentare il margine di stabilità).

$$\delta_{ee0} = \frac{\alpha_{0w} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{m0w}}{C_{m\delta}} \quad \frac{d\delta_{ee}}{dC_{Le}} = - \frac{C_{mCL}}{C_{m\delta}}$$



CASO PIANO TRADIZIONALE -

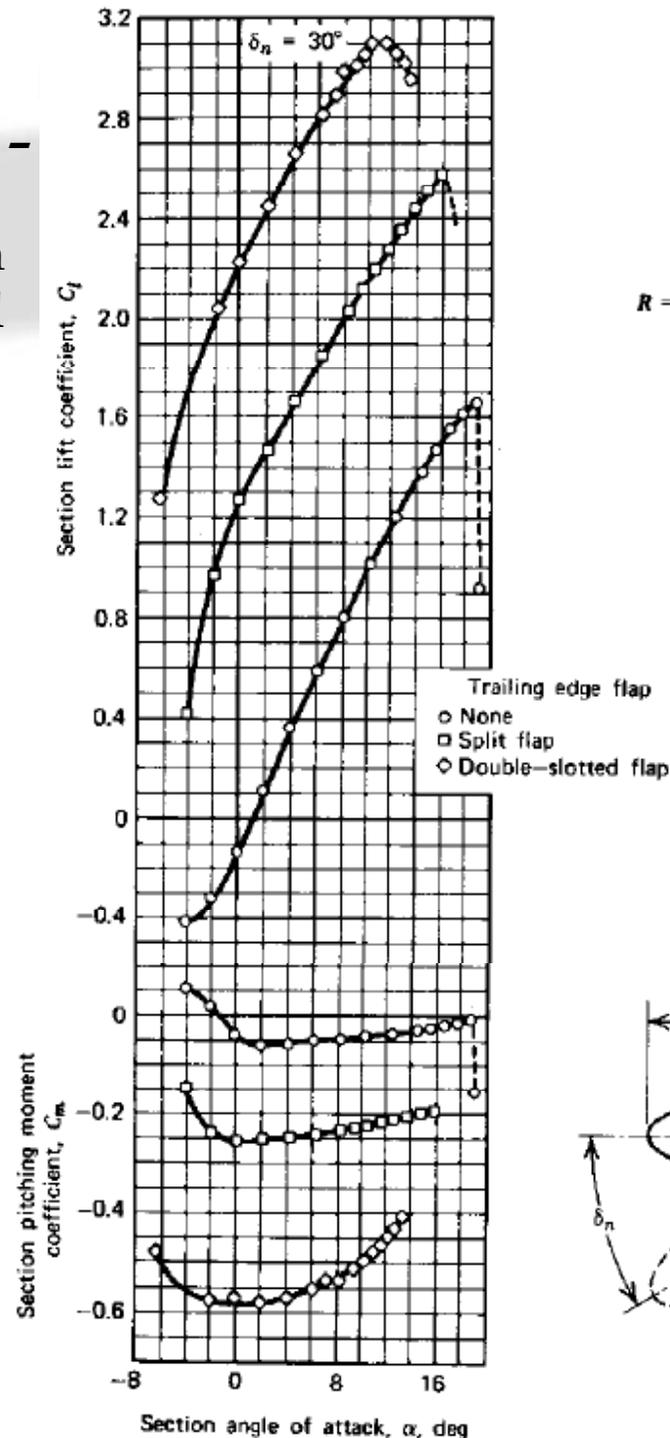
OSSERVAZIONI:

In generale, in condizioni non lineari bisogna stare attenti ad usare le equazioni linearizzate.

$$\delta_{ee0} = \frac{\alpha_{0w} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{m0w}}{C_{m\delta}}$$

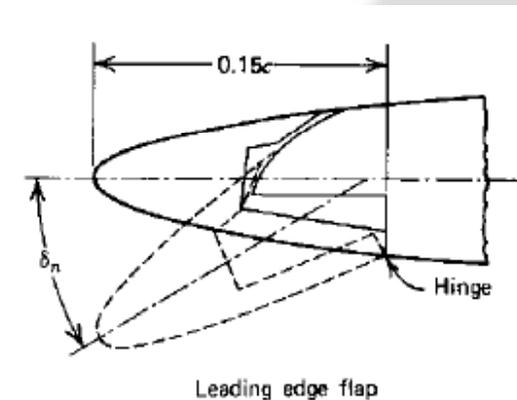
$$\frac{d\delta_{ee}}{dC_{Le}} = -\frac{C_{mCL}}{C_{m\delta}}$$

Questo vale per il caso di superfici portanti (sia ala che p.o.) che lavorano ad alti alfa o anche in caso di alfa zero lift con flap deflessi.



$R = 6$

In condizioni di Alfa_zero lift con flap e slat la pendenza a_w è alterata



CASO PIANO TRADIZIONALE - Stabilizzatore-equilibratore

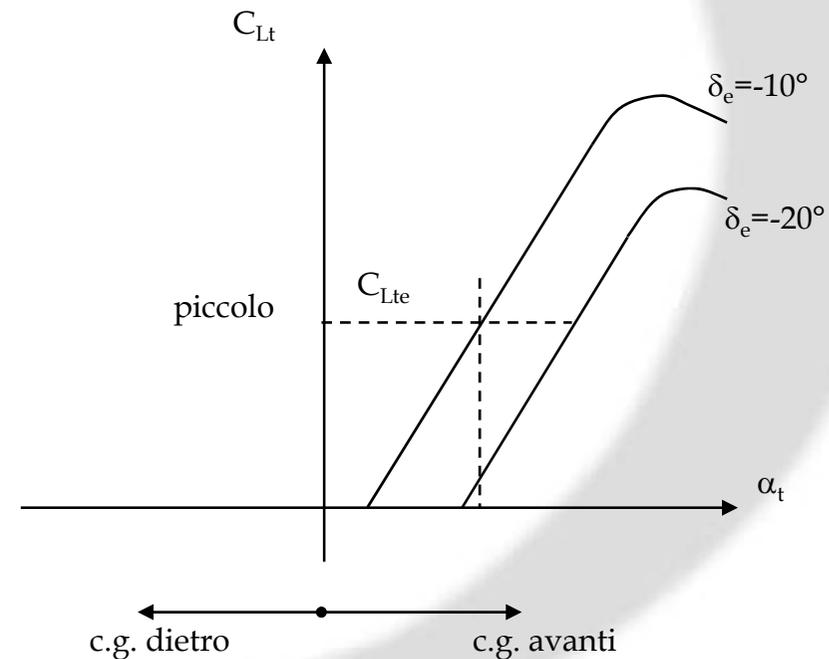
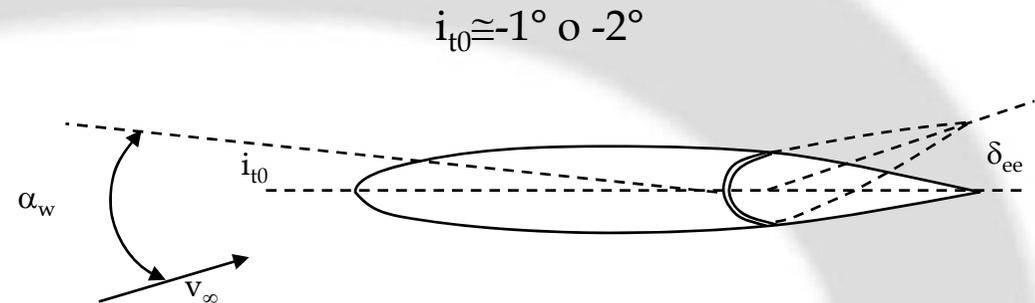
OSSERVAZIONI:

A forti assetti del velivolo, la condizione di equilibrio che si riscontra è:

Si osserva che, essendo i_{t0} piccolo (ordine di pochi gradi, $2^\circ \div 3^\circ$), a forti α_w , il piano fornirà un piccolo C_{Lte} , per cui la pendenza a_t resta più o meno inalterata (cioè costante), salvo che in caso di c.g. molto avanti (δ_{ee} molto forti).

In tal caso il C_{Ltmax} viene molto ridotto; d'altra parte con c.g. molto avanti il carico in coda, quindi C_{Lt} , a bassa velocità è ridotto, il che attenua la 'deficienza' portante del piano.

Con c.g. arretrato, invece, si richiede meno δ_{ee} e più C_{Lt} ; ciò è 'convergente'.



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI - STABILATORE

Consideriamo uno stabilatore con l'asse di cerniera eccentrico rispetto all'asse dei fuochi (per semplicità assumiamo anche tali assi paralleli fra di loro; ciò comunque non inficia la validità della trattazione), e 'libero' di ruotare (ciò non soggetto a sforzo sul comando).

L'eccentricità positiva come in figura, richiede che il piano sia dotato di una aletta, detta Tab, che ha la funzione di introdurre un momento intorno all'asse di cerniera, deflettendosi come in figura, per bilanciare il momento di N_t . Ossia la condizione di equilibrio alla rotazione del piano richiede che il momento di cerniera sia nullo.

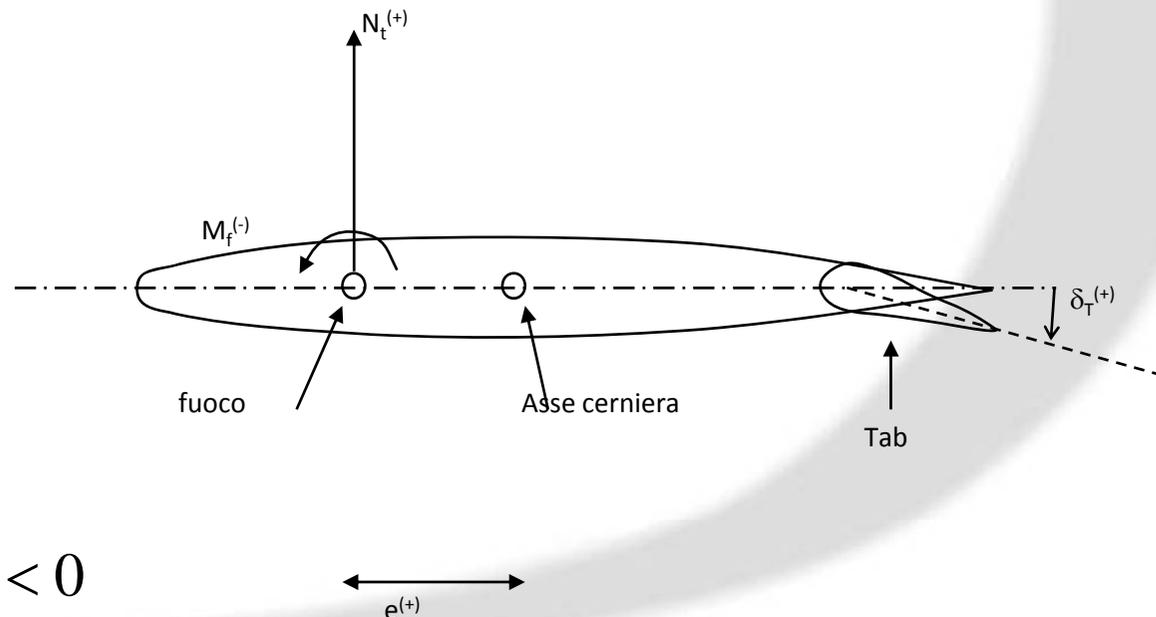
$$M_h = C_h q S_t c_t = 0$$

$$C_h = 0$$

$$C_h = C_{nt} \frac{e}{c_t} + C_{mf}$$

$$C_{mf} = C_{mf0} + C_{mf\delta} \delta_T$$

$$C_{mf\delta} = \frac{dC_{mf}}{d\delta_T} < 0$$



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI - STABILITATORE

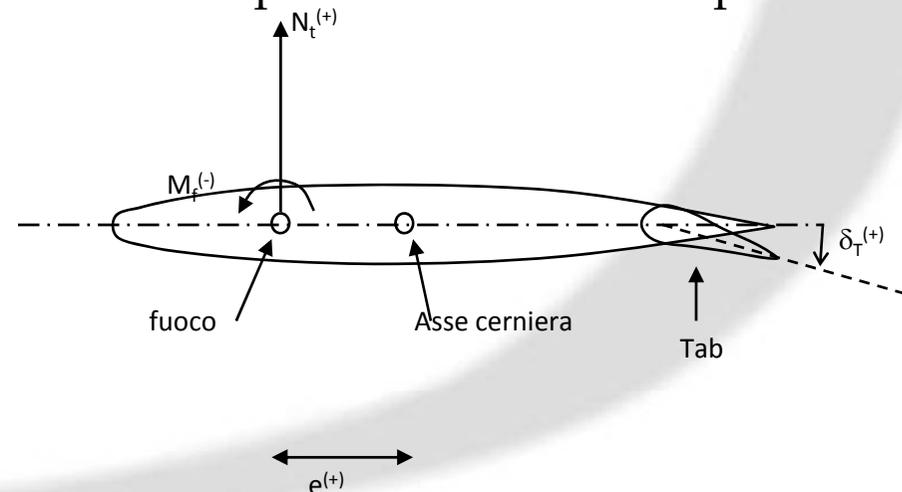
quindi
$$\delta_T = -\frac{C_{nt}}{C_{mf_\delta}} \frac{e}{c_t} + \delta_{T0}$$

$$C_{Lte} = \frac{C_{m0w} + x_a C_{Le}}{v_t' \eta_t}$$

dove il δ_{T0} è richiesto per eliminare il C_m del profilo se non è simmetrico.

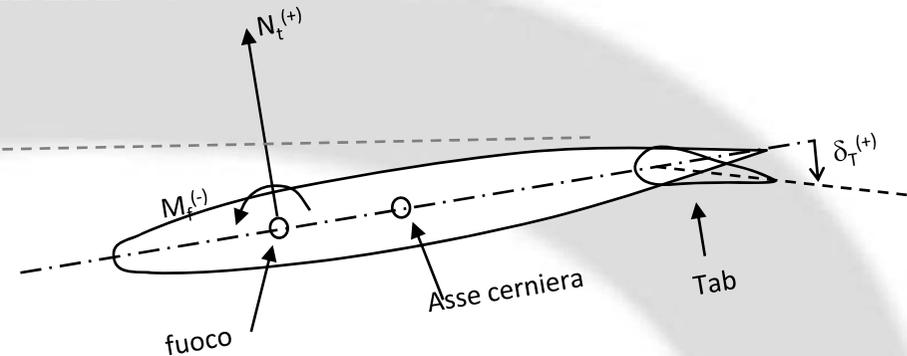
Quindi per ogni assetto di volo ci sarà un δ_T . Al ridursi della velocità di volo cresce il $C_{nt} = C_{nte}$ (vedi la Eq. 72, con $C_{Lt} \cong C_{nt}$), essendo in generale $x_a > 0$, quindi cresce il δ_T nel caso che $e > 0$ (δ_T a picchiare).

Ma al ridursi della velocità l'angolo di calettamento i_{te} (vedi le Eq. 79 e la Figura 20), decresce (il che porta il velivolo a cabrare), ovvero diventa più negativo, con l'assetto. Ovvero il δ_T cresce in maniera da contrastare il momento orario intorno all'asse di cerniera dovuto al C_{nt} . D'altra parte si vede dalla Eq. 8 che al crescere di C_{nt} , essendo $e > 0$ e vista l'Eq. 98, δ_T deve aumentare. Qui il termine picchiare è riferito al piano di coda.



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI - STABILATORE

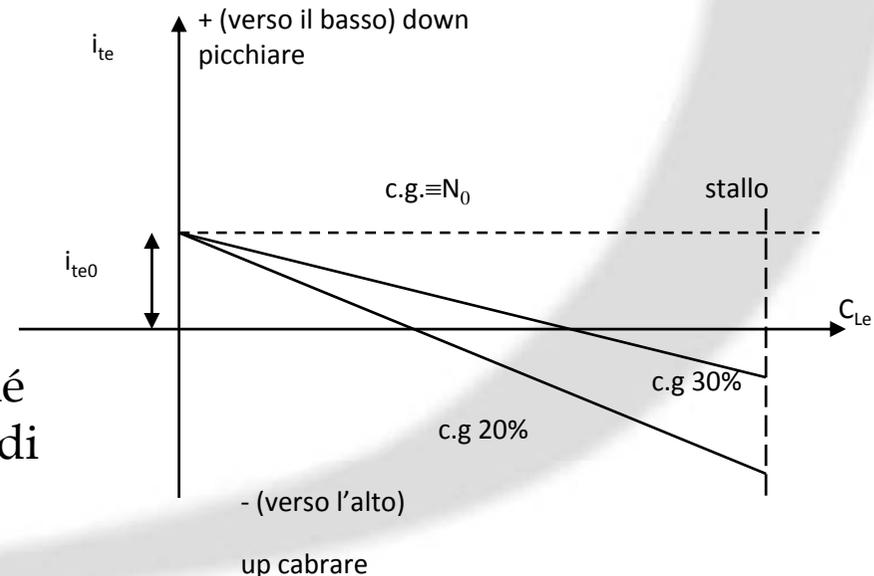
$$i_{te} = \alpha_{0w} + \frac{C_{m0w}}{-C_{mi}} + \frac{C_{mCL}}{-C_{mi}} C_{Le}$$



Dunque, δ_T risulta in opposizione all'angolo i_{te} aggravando la situazione (perché così il piano risulterebbe meno efficace, poiché si dovrebbe equilibrare, poi, l'azione che il tab introduce perché ne riduce la pendenza, per $e > 0$ che è quindi sfavorevole all'efficienza del piano) dall'Eq. 79, particolarmente con il baricentro avanzato. **Pertanto l'eccentricità positiva non si applica.**

In effetti sicuramente non si usa una forte eccentricità positiva. Infatti il Piper PA180 Cherokee ha uno stabilatore con cerniera al 26.7%, quindi appena 1.7% dietro.

Diciamo che l'eccentricità positiva (soprattutto se forte) comporta problemi di controllo, perché il tab riduce l'efficacia del piano in fase di controllo.



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI STABILATORE - FUNZIONE DEL TAB

L'eccentricità negativa (cerniera avanti al fuoco) non si attua per motivi di stabilità (come vedremo più avanti). Quindi si adotta $e=0$.

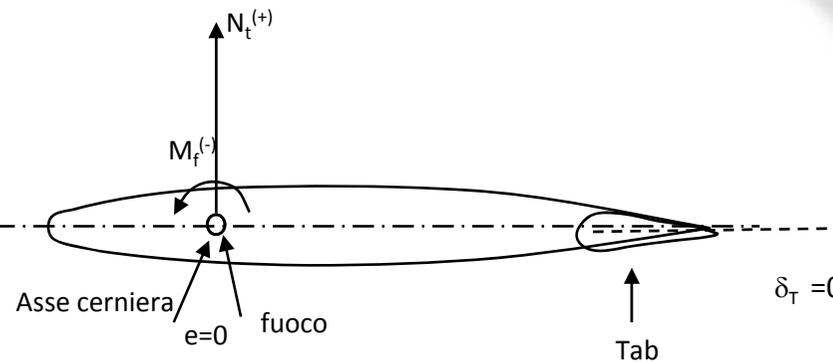
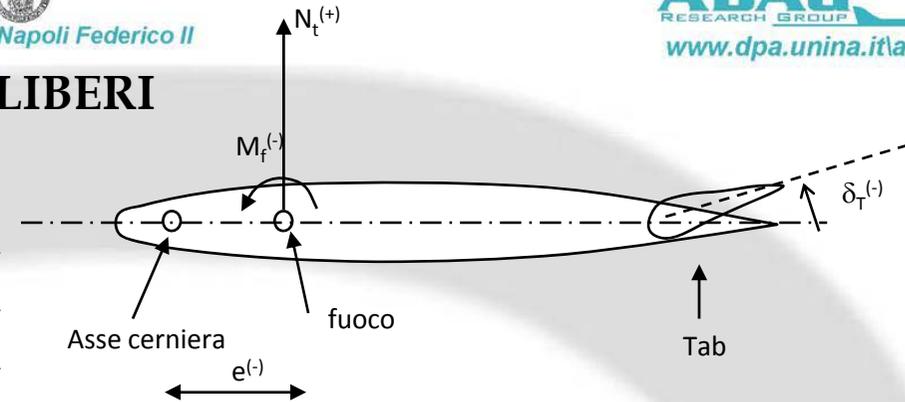
Eccentricità NULLA, $e=0$

Per l'equilibrio del piano non è richiesta deflessione del tab (in caso di piano simmetrico).

Allora il δ_T sarà diverso da zero solo nel caso di profilo asimmetrico, e risulterà costante e pari a δ_{T0} (vedi Eq. 100). Esso serve a 'simmetrizzare' il profilo. Il profilo asimmetrico viene usato, in posizione 'rovescia', per dotare il piano di un più elevato C_{Lmax} rispetto al profilo simmetrico.

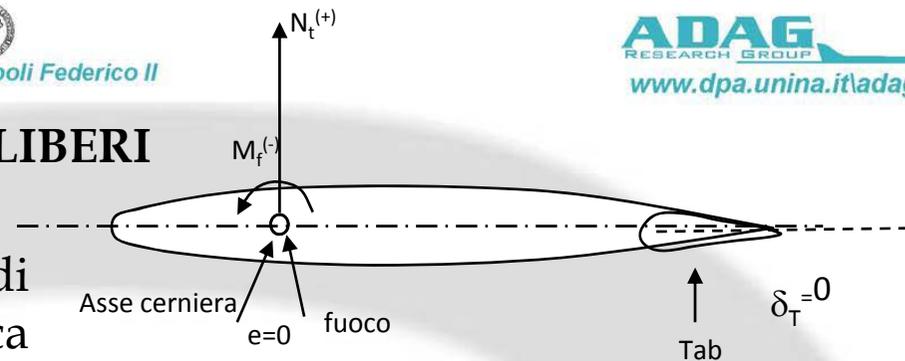
Dunque, con $e=0$ il piano non ha bisogno del tab nella funzione sopra illustrata.

Ma il tab è ugualmente richiesto per introdurre uno sforzo di barra (più o meno) crescente con la rotazione dello stabilatore.



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI STABILATORE - FUNZIONE DEL TAB

Infatti, nel caso $e=0$, ogni variazione di calettamento (o assetto) i_t del piano provoca variazioni di portanza applicata nel fuoco (quindi senza momento di cerniera). Il pilota, allora, non avverte così nessuna 'reazione' sulla barra e la sposta senza alcuno sforzo; non risulta quindi in condizione di 'sentire' l'entità della manovra che sta attuando con evidente incertezza e pericolosità della sua azione.



Eccentricità NULLA, $e=0$

Per l'equilibrio del piano non è richiesta deflessione del tab (in caso di piano simmetrico).

NECESSARIO TAB per INTRODURRE sforzo di barra

Come si vedrà in seguito, lo sforzo di barra dovrà rispondere a determinati requisiti regolamentari ed operativi. Allora il piano deve essere dotato dell'aletta, tab, che deve deflettersi nel verso da introdurre un momento di cerniera in contrasto con l'azione (il momento) del pilota: cioè verso l'alto se l'azione del pilota è a cabrare e viceversa.



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI STABILATORE - FUNZIONE DEL TAB Eccentricità NULLA, e=0

L'aletta, in tale funzione, viene detta 'aletta di momento' o '**anti-tab**' (questo termine sarà chiarito in seguito). Il rapporto cinematico è un fondamentale parametro di progetto del piano.

$$G = \frac{\Delta\delta_T}{\Delta i_t}$$

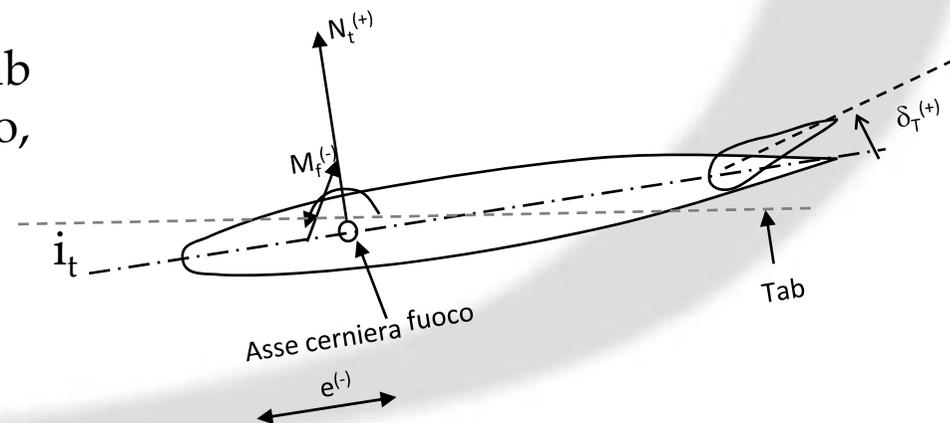
Le deflessioni coniugate di δ_T ed i_t sono tali da esaltare le caratteristiche di portanza massima del piano (un più elevato C_{Lmax}): in sostanza ' δ_T aiuta i_t '.

Ne consegue una maggiore portanza di controllo del piano, poiché per un Δi_t a cabrare (una variazione nel verso negativo di i_t) si ha una deflessione (cinematica) $\Delta\delta_T$ a cabrare per cui l'asse di portanza nulla del profilo (o del piano) varia dell'angolo:

$$\Delta i_t + \tau_T \Delta\delta_T = \Delta i_t (1 + \tau_T G)$$

essendo τ_T l'indice di efficacia del tab (bidimensionale per il profilo, tridimensionale per lo stabilatore)

TAB con funzione anti-tab



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI STABILATORE - FUNZIONE DEL TAB Eccentricità NULLA, e=0

Avendo indicato con c_e la corda dell'equilibratore e con c_T la corda del tab, la variazione dell'indice di efficacia del tab è riportato nella figura precedente, con ovvio significato.

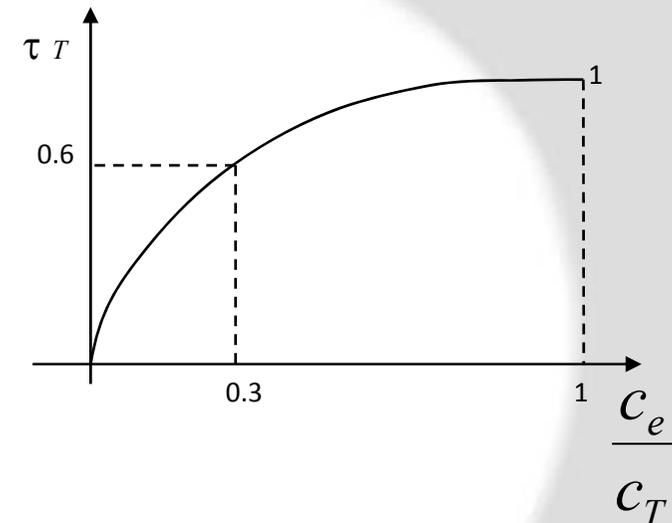
$$G = \frac{\Delta \delta_T}{\Delta i_t}$$

$$\Delta i_t + \tau_T \Delta \delta_T = \Delta i_t (1 + \tau_T G)$$

Ricordando la definizione di potenza di controllo C_{mi} (vedi Eq. 80), possiamo scrivere:

$$C_{mi} = -a_t \bar{v}_t' k (1 + \tau_T G) \quad \text{Eq. 102}$$

come si vede, essendo $G > 1$ (in generale), il tab accresce 'l'autorità' del piano, già di per sé più alta del piano composto da stabilizzatore ed equilibratore.



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI STABILATORE - FUNZIONE DEL TAB

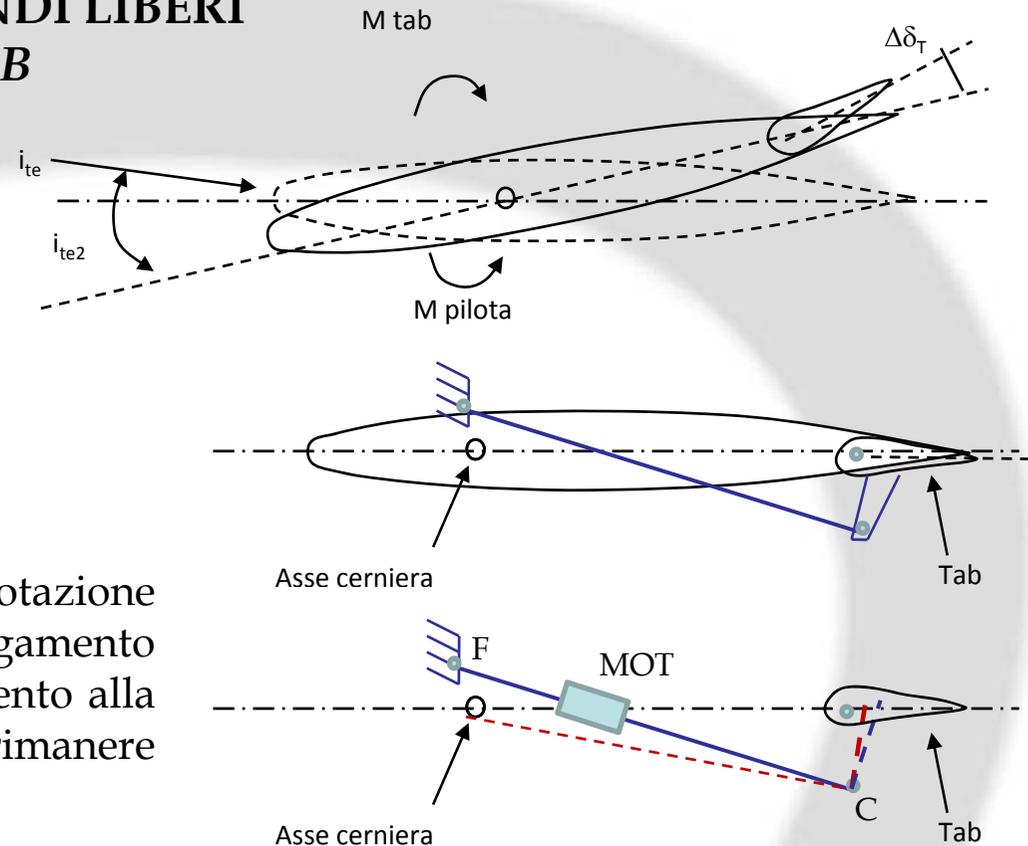
ANTI-TAB (Aletta Momento)

Come funziona ?

Tramite un collegamento rigido con la fusoliera quando lo stabilizzatore si deflette (ad esempio a cabrare) il tab automaticamente si deflette in modo CONCORDE.

Si vede che con deflessione verso l'alto e rotazione intorno all'asse di cerniera, il punto di collegamento C tende ad avvicinarsi al punto di collegamento alla fusoliera F e quindi poiché la distanza deve rimanere inalterata, il tab si deve deflettere verso l'alto.

Il motorino elettrico MOT, poi, permette successivamente al pilota di riallineare il tab con la corda dello stabilizzatore variando la lunghezza dell'asta di collegamento FC.

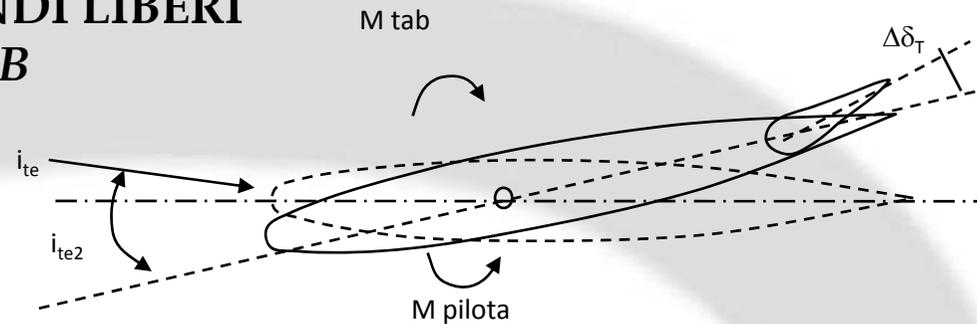


QUESTA E' LA SECONDA FUNZIONE DEL TAB, CIOE' DI TRIM TAB



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI STABILATORE - FUNZIONE DEL TAB

Eccentricità NULLA, $e=0$



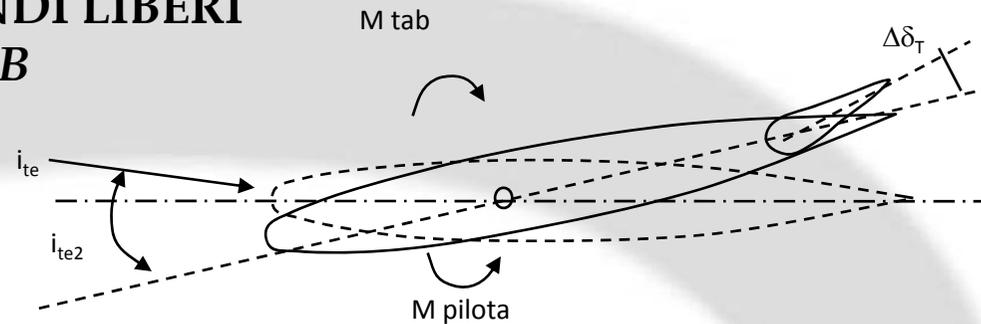
Essendo opportuno, come sopra visto, incernierare lo stabilizzatore sull'asse dei fuochi (o asse focale-medio) il δ_T (vedi l'Eq. 99) per ogni assetto di volo è nullo, cioè il piano resta simmetrico. Ma deve assumere il calettamento i_{te} richiesto dal C_{Le} di volo. Chi conferisce al piano il richiesto i_{te} ? Il pilota.

Ma con quale azione? Immaginiamo che sussista una data condizione di equilibrio trimmata con un dato i_{te} e $\delta_T=0$. se il pilota vorrà cambiare velocità, dovrà cambiare l'angolo i_{te} della quantità Δi_{te} . Se fa ciò operando sulla barra, il tab si defletterà di $G\Delta i_{te}$ introducendo un momento di cerniera, in contrasto col movimento del piano, che bilancia lo sforzo del pilota quando si sarà realizzato l'angolo richiesto nella nuova condizione di equilibrio. In tale nuova condizione, il pilota avverte uno sforzo sul comando (che gli fa "sentire" la stabilità del velivolo).



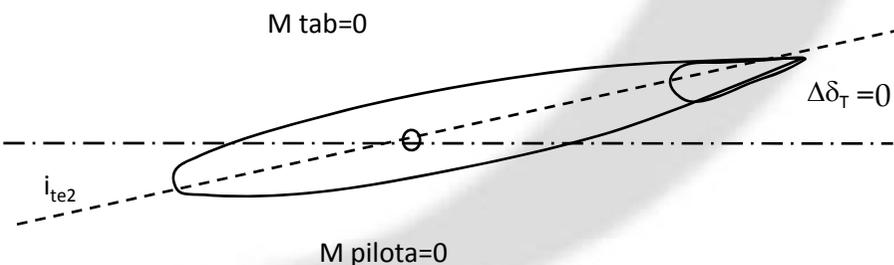
GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI STABILATORE - FUNZIONE DEL TAB

Eccentricità NULLA, $e=0$



Nella nuova condizione, per annullare lo sforzo, cioè per trimmare il piano, ovvero il velivolo, si dovrà eliminare il δ_T senza alterare l'angolo i_{te} di equilibrio della nuova condizione. Per fare ciò il velivolo è dotato di un impianto indipendente dal comando longitudinale principale, detto impianto del trim o impianto di compensazione longitudinale (il motorino visto prima). Il pilota agisce sulla ruota del trim (o sul motorino, se il comando è elettrico) e riduce a zero il δ_T che si era instaurato a seguito del Δi_{te} , mentre mantiene la barra 'quasi' fissa, ovvero l' i_{te} quasi immutato. Quando δ_T si è azzerato, lo sforzo diventa nullo ed il pilota può lasciare la barra.

Si è detto 'quasi', poiché al ridursi di δ_T l'angolo i_{te} deve leggermente crescere per recuperare la perdita dell'effetto di δ_T , cioè, più tecnicamente detto, al ridursi di δ_T si riduce la potenza di controllo C_{mi} perché si riduce G ; in sostanza il trim agisce in opposizione al cinematismo che dà G fino ad annullarlo.



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI

STABILATORE - FUNZIONE DEL TAB

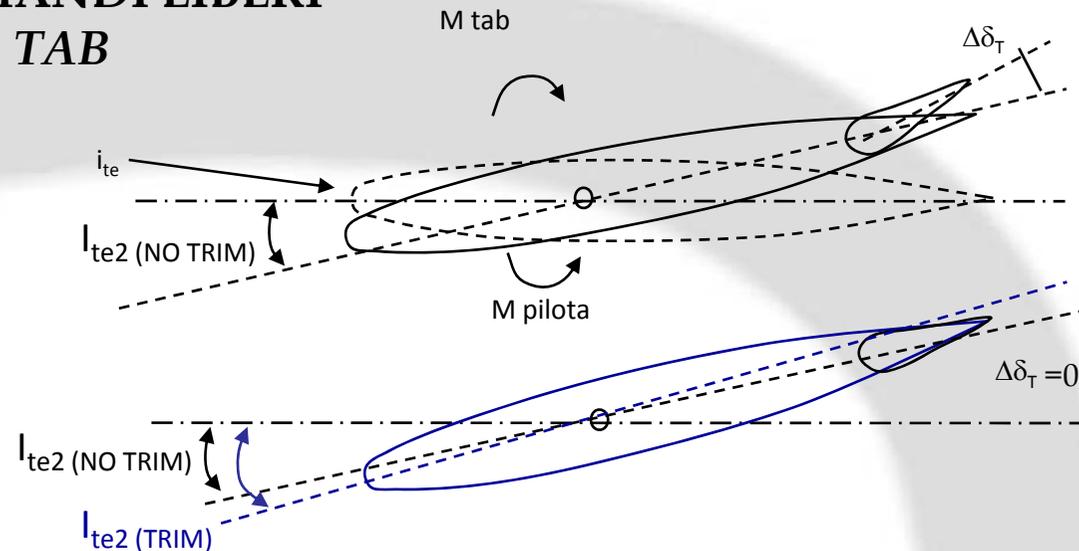
Eccentricità NULLA, $e=0$

Volo non trimmato

$$C_{mi} = -a_t \bar{v}_t' k (1 + \tau_T G)$$

Volo trimmato

$$C_{mi} = -a_t \bar{v}_t' k$$



In definitiva in condizione di equilibrio trimmata, la potenza di controllo dello stabilatore è quella data dall'Eq. 80, ovvero dalla Eq. 102 a $G=0$. In condizione di volo equilibrata, ma non trimmata il C_{mi} è dato dalla Eq. 102 ed è più elevato. Ora, condizioni di volo prolungato non trimmato non esistono e pertanto il C_{mi} è dato dalla Eq. 80. in condizioni di volo manovrato, cioè con $n \neq 1$, il pilota applica uno sforzo sulla barra, per cambiare l' i_{te} , a causa dell'anti-tab; se mantiene lo sforzo per la durata della manovra (come in generale accade) il C_{mi} è dato dall'Eq. 102 ed è maggiore.

Se il pilota trimma la manovra (non si può parlare di condizione di equilibrio, perché in manovra non c'è equilibrio) nel senso che aziona il trim per annullare (o ridurre) lo sforzo, come può accadere in una lunga virata corretta di regime, anche in tal caso il C_{mi} è dato dalla Eq. 102.

In definitiva, C_{mi} è dato dalla Eq. 80 o dalla 102 se il volo (ovvero il velivolo) è trimmato o non trimmato, indipendentemente dell'essere o meno in equilibrio.



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI STABILATORE - FUNZIONE DEL TAB Eccentricità NULLA, $e=0$

In sintesi i punti 'chiave' di funzionamento del tab dello stabilatore sono:

- 1) In primo luogo il tab deve esserci per esercitare la funzione anti-tab, cioè di aletta di momento per reazionare lo sforzo del pilota.
- 2) Lo stesso tab funziona da trim-tab quando il pilota lo aziona per annullare lo sforzo, portando a zero il δ_T , dopo una manovra o dopo un cambiamento di condizione di equilibrio.
- 3) Il tab può agire anche da comando secondario, cioè il pilota può azionare il tab ed il tab azionerà lo stabilatore per variare l'assetto del velivolo. Tipicamente il pilota lo usa per piccole variazioni di assetto (di velocità).

VEDIAMO COME FUNZIONA QUESTO 3° MODO DI AZIONE DEL TAB.

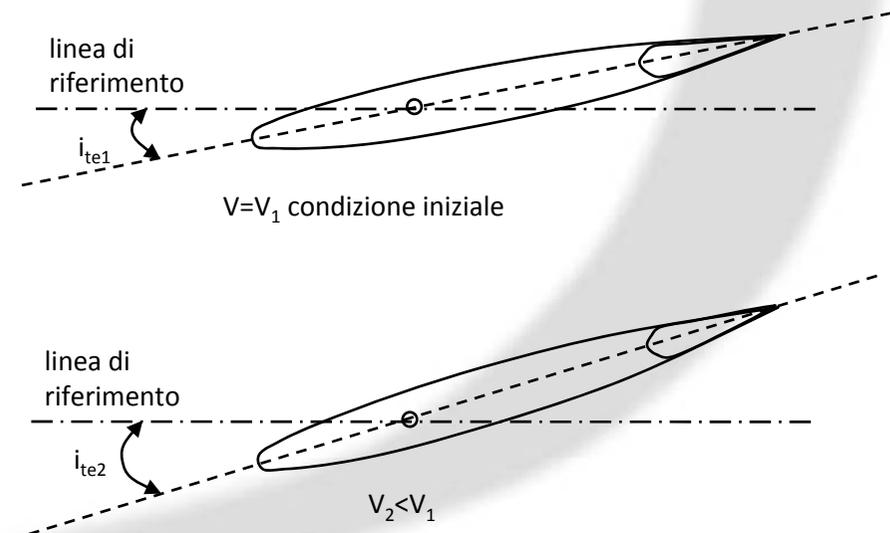


GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI STABILATORE - FUNZIONE DEL TAB

Eccentricità NULLA, $e=0$

Il tab ha anche un impiego diverso da 1) e 2), assume una funzione di comando dello stabilizzatore nei cambiamenti di condizioni di equilibrio (in manovra è poco usata tale funzione per i motivi che emergeranno più avanti). Si immagini di avere una condizione di volo equilibrata caratterizzata dalla velocità V_1 . Se si vuole portare il velivolo in una nuova condizione caratterizzata da una velocità V_2 , ad esempio minore di V_1 , il pilota deve variare l'angolo i_{te1} di una quantità Δi_{te} a cabrare.

Egli può operare tirando la barra, come sopra descritto, e successivamente azionando il comando del trim per azzerare il δ_T che si instaura a causa del cinematismo (G).



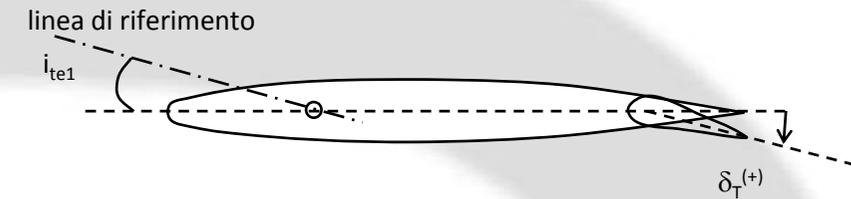
GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI Eccentricità NULLA, $e=0$ STABILATORE - FUNZIONE DEL TAB

Ma il pilota può anche agire sul comando del trim a cabrare. Cosa accade in tal caso? Consideriamo che il piano sia bloccato, se azioniamo il trim a cabrare, accade che il tab si deflette come nella figura, nella fase 1

Se si libera il piano (trascurando le forze di inerzia in questa analisi delle sole fasi iniziale e finale), esso si disporrà nel senso di accrescere i_t a cabrare per effetto del momento di cerniera introdotto dal tab.

Ma, nel mentre, il piano ruota a cabrare, il cinematismo stabilatore-tab richiama il tab, concordemente, a cabrare (cioè verso l'alto) fino ad annullare il δ_T (fase intermedia 2). Quando si raggiunge questa condizione di $\delta_T=0$ si ha la fase finale 3.

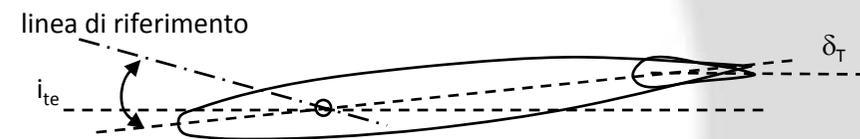
Per successivi spostamenti si hanno sempre condizioni di equilibrio (più o meno).



Fase 1 piano bloccato

i_{te} di equilibrio

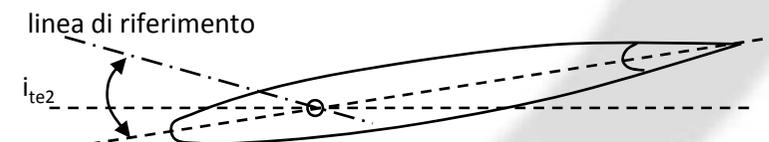
$\delta_T=0$ poi $\delta_T \neq 0$



Fase 2 piano libero

i_{te} cresce

δ_T decresce



Fase 3 piano libero trimmato

$i_{te2} = i_{te1} + \Delta i_{te}$

$\delta_T = 0$

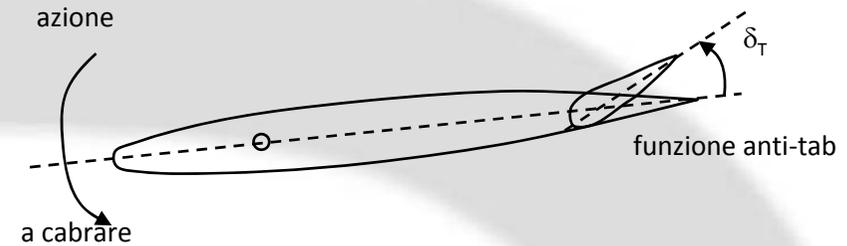
GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI STABILATORE - FUNZIONE DEL TAB

Eccentricità NULLA, $e=0$

Va subito precisato che, quando il tab si deflette verso l'alto azionato dallo stabilizzatore, cioè funziona da anti-tab, si dice 'a cabrare' perché esso aumenta la potenza di controllo, cioè agisce concordemente al movimento dello stabilizzatore che è a cabrare.

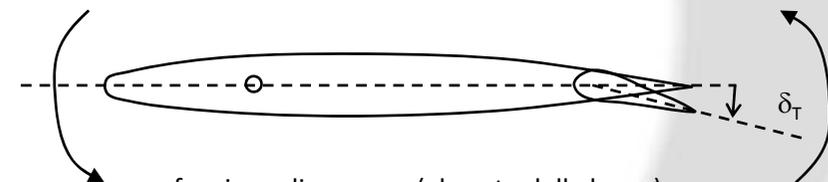
Quando, invece, il tab è usato per azionare (cambiare i_{te}) lo stabilizzatore a cabrare (aumento di i_{te} in senso antiorario, come è noto) esso deve deflettersi verso il basso per introdurre un momento di cerniera antiorario, come richiesto.

Nella realtà il suddetto passaggio dalla Fase 1 alla Fase 3 avviene gradualmente. Cioè nel mentre il tab inizia a spostarsi (di un infinitesimo $d\delta_T$, teoricamente) lo stabilizzatore inizia a ruotare (di un infinitesimo di_t). In pratica a causa di eventuali attriti nell'impianto del comando stabilizzatore, nonché di fenomeni di strato limite, è necessario superare un piccolo δ_T , diciamo δ_{Ta} , per essere efficace, cioè perché il piano ruoti.



Lo stabilizzatore comanda il tab

cabrare (i_{te} maggiore in senso antiorario)



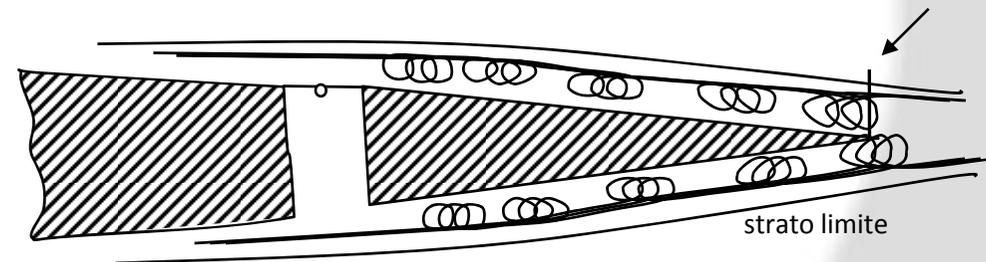
Il tab comanda lo stabilizzatore

GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI Eccentricità NULLA, $e=0$ STABILATORE - FUNZIONE DEL TAB

Tale δ_{Ta} dovrà essere abbastanza piccolo perché esso maschera la stabilità del velivolo, nel senso che per $\delta_T < \delta_{Ta}$ il velivolo non dà segno di risposta, non reagisce, come se fosse 'indifferente' (stabilità nulla...).

Quindi, si potrà verificare che la 'simmetria' aerodinamica del profilo si realizza anche con un $\delta_T \neq 0$ e $\delta_T \leq \delta_{Ta}$, cioè lo stabilizzatore sia trimmato con $\delta_T \leq \delta_{Ta}$ (momento netto di cerniera nullo).

Per ridurre il δ_{Ta} esistono alcuni espedienti fra i quali quello indicato in figura (applicato sul P68, P66...)



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI Eccentricità NULLA, $e=0$ STABILATORE - FUNZIONE DEL TAB

Quindi le funzioni del tab-stabilatore sono tre:

- 1) ANTI-TAB (Aletta Momento)
- 2) TRIM-TAB
- 3) TAB-GOVERNO (SERVO-TAB) o anche **Impianto di Comando Secondario**

Ora passiamo ad analizzare il comportamento dello stabilatore nei riguardi della STABILITA'



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI STABILATORE - COMPORTAMENTO PER LA STABILITA' Eccentricità NULLA, $e=0$

Poiché ogni variazione dell'assetto del velivolo provoca una variazione di carico sullo stabilizzatore applicata nel fuoco, e quindi sull'asse di cerniera, l'angolo di equilibrio i_{te} dello stabilizzatore non cambia quando si conferisce al velivolo in equilibrio una perturbazione statica $\Delta\alpha$. Ciò significa che la risposta stabilizzante dello stabilizzatore è la stessa sia a comando bloccato che a comando libero, poiché questo si comporta come se fosse bloccato.

Eccentricità POSITIVA, $e>0$ Cerniera dietro al fuoco

Se l'asse di cerniera fosse dietro il fuoco, l'angolo i_t aumenterebbe e, con la concomitante deflessione (cinematica) del tab (nella funzione anti-tab), comporterebbe una **risposta stabilizzante maggiore**; ma si è visto che **per ragioni di equilibrio** non conviene disporre l'asse di cerniera dietro il fuoco. Quindi si adotta generalmente $e=0$ (con stab. a com. libero uguale alla stab. a com. bloccato) oppure "e" poco (1-2%) positivo (Piper Cherokee)

Eccentricità NEGATIVA, $e<0$ Cerniera avanti al fuoco

Se l'asse di cerniera fosse avanti al fuoco ne scaturirebbe una riduzione di stabilità a comando libero, pertanto tale posizione viene scartata, confermando come posizione più opportuna quella in corrispondenza dell'asse dei fuochi. Inoltre, la posizione avanzata dell'asse di cerniera viene anche evitata per ragioni di bilanciamento massico del piano (asse avanti al fuoco richiede un peso maggiore...).

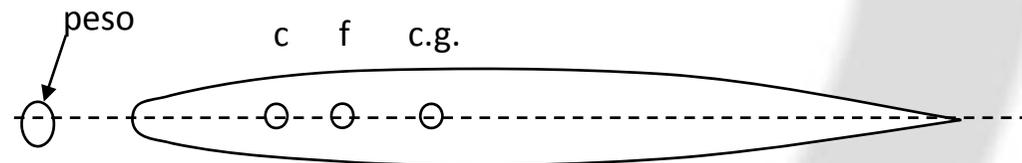
GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI STABILATORE - COMPORTAMENTO PER LA STABILITA'

PROBLEMA BILANCIAMENTO

Guardando le seguenti figure si capisce come, nel terzo caso, dovendo bilanciare tale piano staticamente e dinamicamente, l'asse del baricentro deve passare per l'asse di cerniera, almeno. Allora in tale caso sarebbe necessario mettere un peso avanti per bilanciare. Questa è una delle ragioni per cui l'asse di cerniera non va mai davanti al fuoco. Nel secondo caso si ha una riduzione delle masse di bilanciamento, alla meglio se $c \equiv c.g.$ non si usano masse. In più, per una perturbazione si potrebbe avere un ΔL nel fuoco tale da vincere l'azione del tab e far finire il piano al fondo corsa.

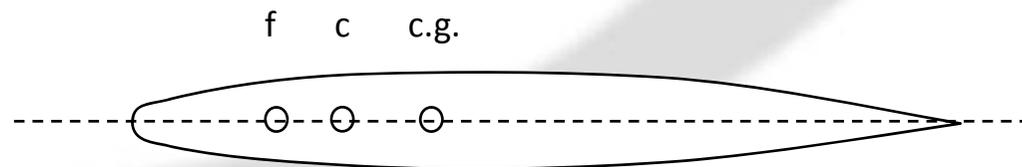
CASO 3 :

- Riduzione di stabilità a com. liberi
- Difficoltà di bilanciamento statico



CASO 2 - Più facile bilanciare ma:

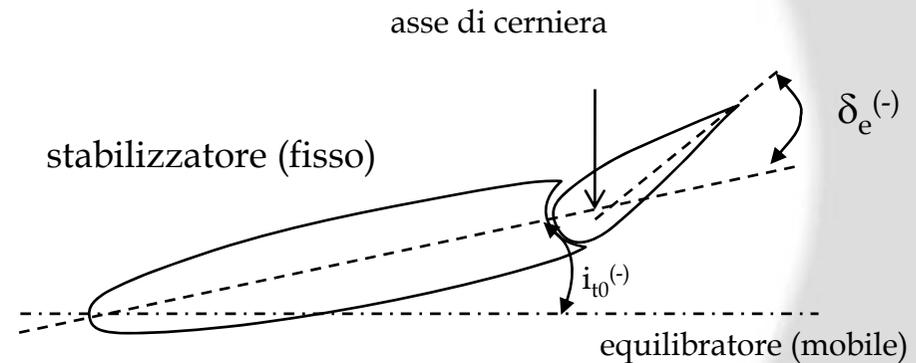
- Troppo stabile il velivolo
- Difficile equilibrare
- Con perturbazione forte finisce a fondo corsa (l'anti-tab non ce la fa)



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

L'equilibrio del velivolo con δ_{ee} data dall'equazione sotto, comporta in generale l'applicazione di uno sforzo da parte del pilota (o altro) sul comando, per contrastare (equilibrare) il momento aerodinamico (talora è presente anche un momento di diversa natura, per ora non necessario da definirsi) intorno all'asse di cerniera dello equilibratore.

$$\delta_{ee} = \frac{\alpha_{0w} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{m0w}}{C_{m\delta}} - \frac{C_{mCL}}{C_{m\delta}} C_{Le}$$



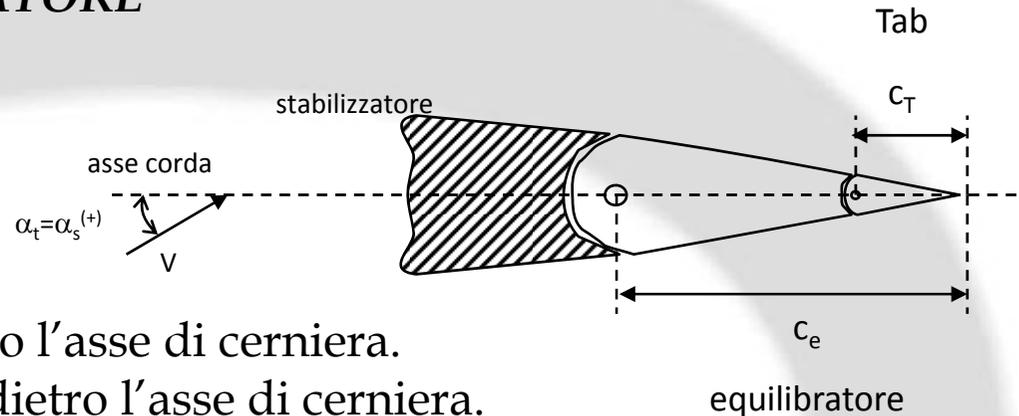
Pertanto non può essere studiata la stabilità a comando libero (la condizione di equilibrio del velivolo non è anche di equilibrio dell'equilibratore; si richiama che la stabilità è requisito dell'equilibrio). Vediamo dunque come si analizza l'equilibrio dell'equilibratore.



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

Equilibrio attorno alla cerniera

$$HM(\text{Hinge Moment}) = q\eta_t S_e c_e C_{he}$$



- S_e è la superficie dell'equilibratore dietro l'asse di cerniera.
- c_e è la corda dell'equilibratore (media) dietro l'asse di cerniera.

$$C_{he} = C_{h0} + C_{h\alpha}\alpha + C_{h\delta}\delta_e + C_{h\delta_T}\delta_T$$

- C_{h0} è il coefficiente di momento di cerniera del profilo originario (medio) dell'equilibratore, per $\alpha=0$ (ovviamente $\delta_e=\delta_T=0$).

$$C_{h\alpha} = \left(\frac{\partial C_{he}}{\partial \alpha} \right)_{\delta_e, \delta_T \text{ fissati}} ; \quad C_{h\delta} = \left(\frac{\partial C_{he}}{\partial \delta_e} \right)_{\alpha, \delta_T} ; \quad C_{h\delta_T} = \left(\frac{\partial C_{he}}{\partial \delta_T} \right)_{\alpha, \delta_e}$$

$$C_{he} = 0$$

Equilibratore equilibrato (velivolo trimmato).

Quindi è fondamentale per studiare il velivolo in condizioni di equilibrio trimmato



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

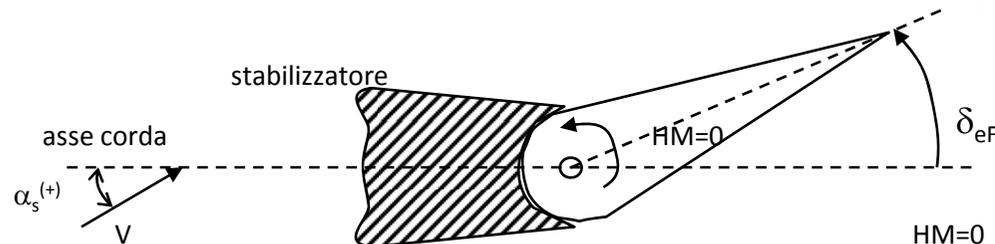
Equilibrio attorno alla cerniera

Ora esaminiamo il caso in cui il tab sia assente.

La condizione di equilibrio dell'equilibratore lasciato libero, senza sforzo, dà, senza tab:

$$C_{he} = C_{h0} + C_{h\alpha} \alpha + C_{h\delta} \delta_e + C_{h\delta_T} \delta_T = 0$$

$$\delta_{eF} = -\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \alpha$$



In generale $C_{h\alpha}$ e $C_{h\delta}$ sono dello stesso segno (negativo nella convenzione in uso in letteratura, vedi Perkins) per α positivo (come in figura).



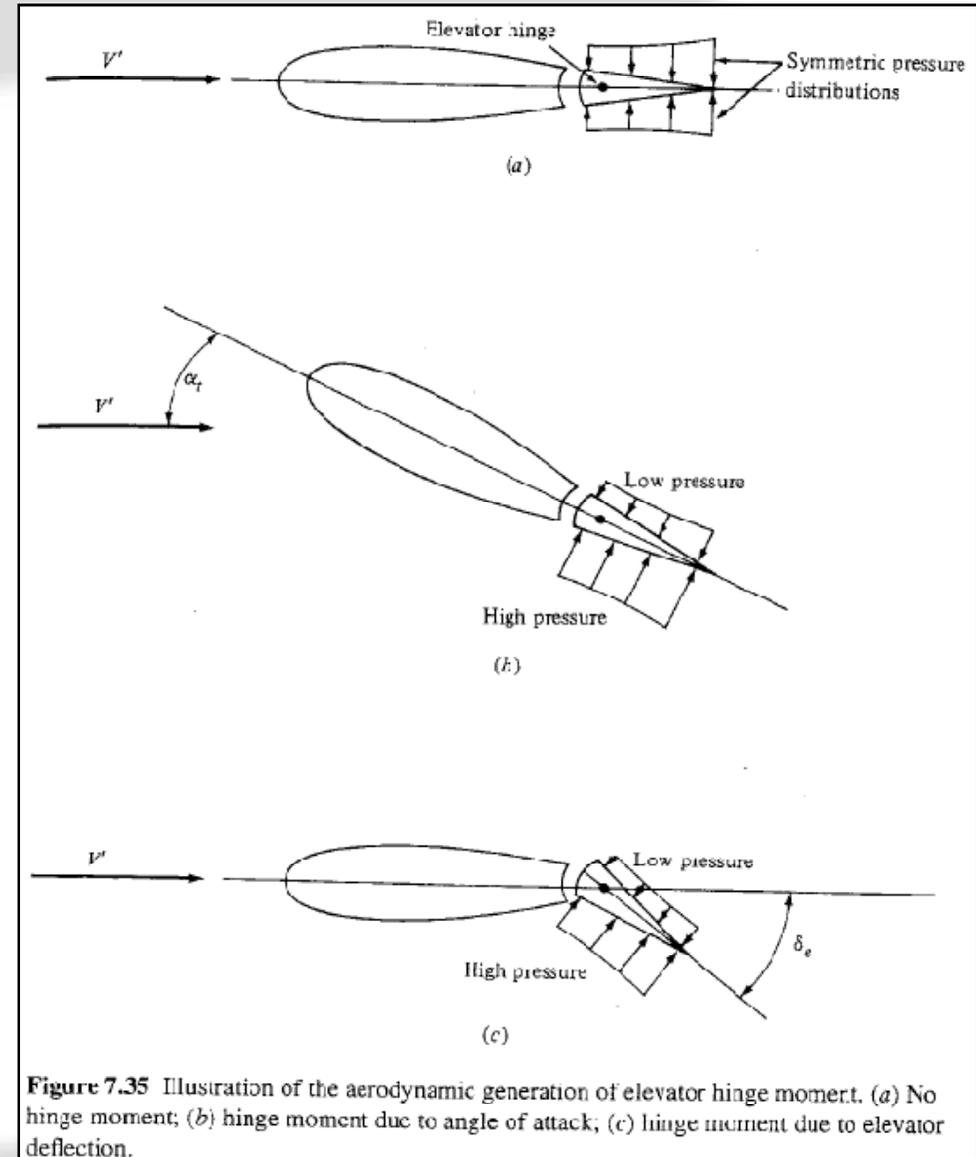
GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

Momento di cerniera

$$H \text{ (HingeMoment)} = q\eta_t S_e c_e C_h$$

$$C_h = \frac{H}{q\eta_t S_e c_e}$$

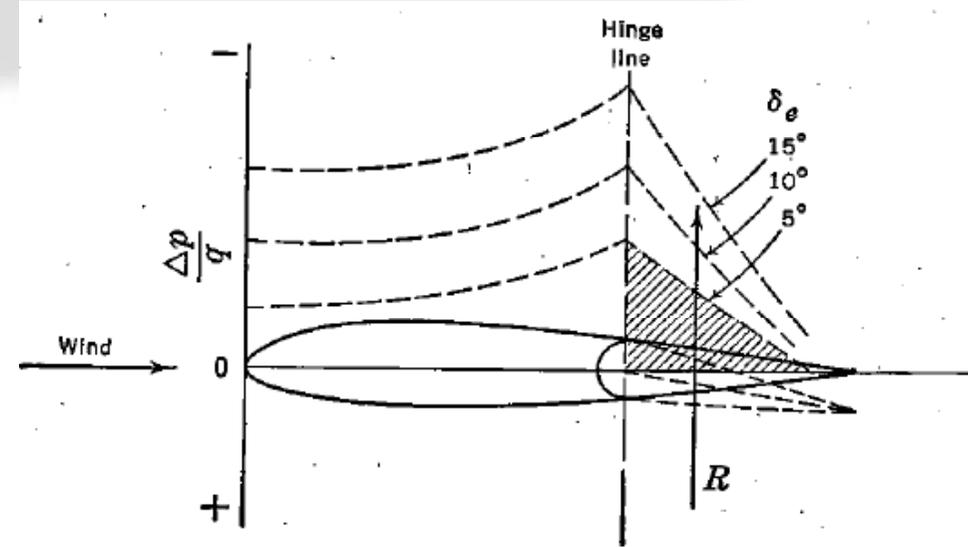
SI PUO' NOTARE CHE il momento (e quindi il coeff) di cerniera dovuta ad alfa e de SONO ENTRAMBI NEGATIVI (momento antiorario sulla cerniera)



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI

CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

Momento di cerniera



6-1. Pressure distribution due to control deflection.

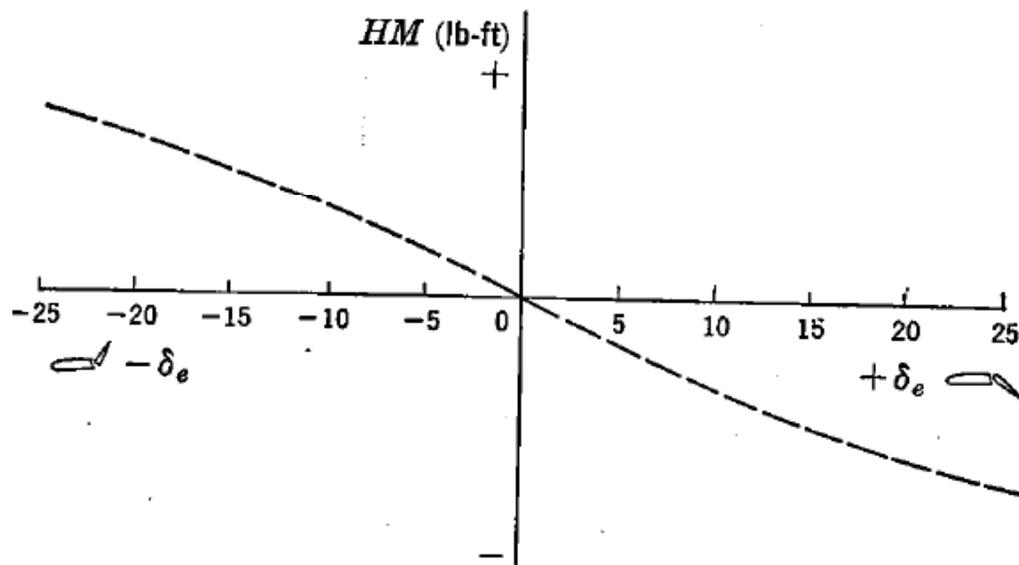


FIGURE 6-2. Hinge moment versus control deflection.

GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI

CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

Momento di cerniera

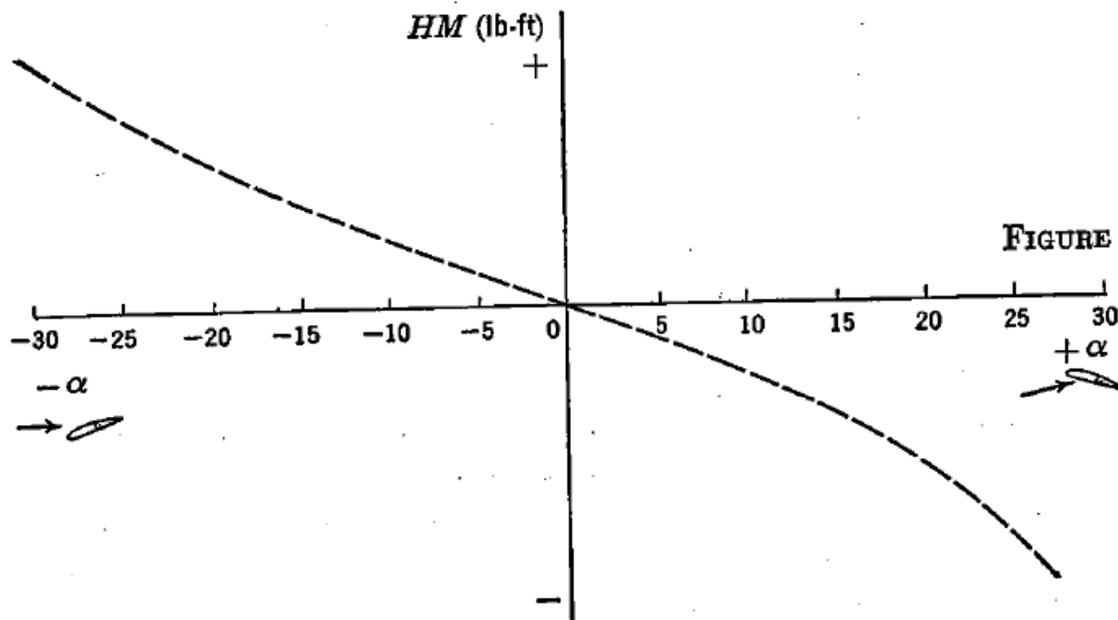


FIGURE 6-4. Hinge moment versus angle of attack.

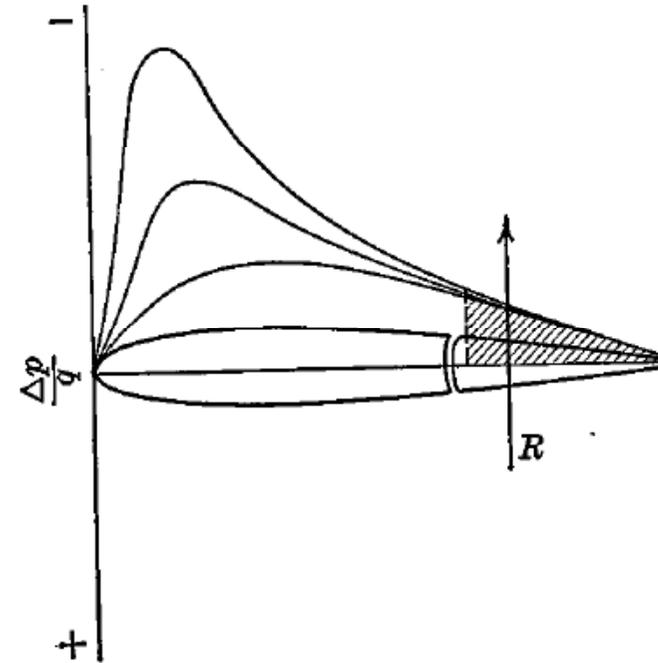


FIGURE 6-3. Pressure distribution due to angle of attack.

GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

Momento di cerniera
LINEARIZZATO

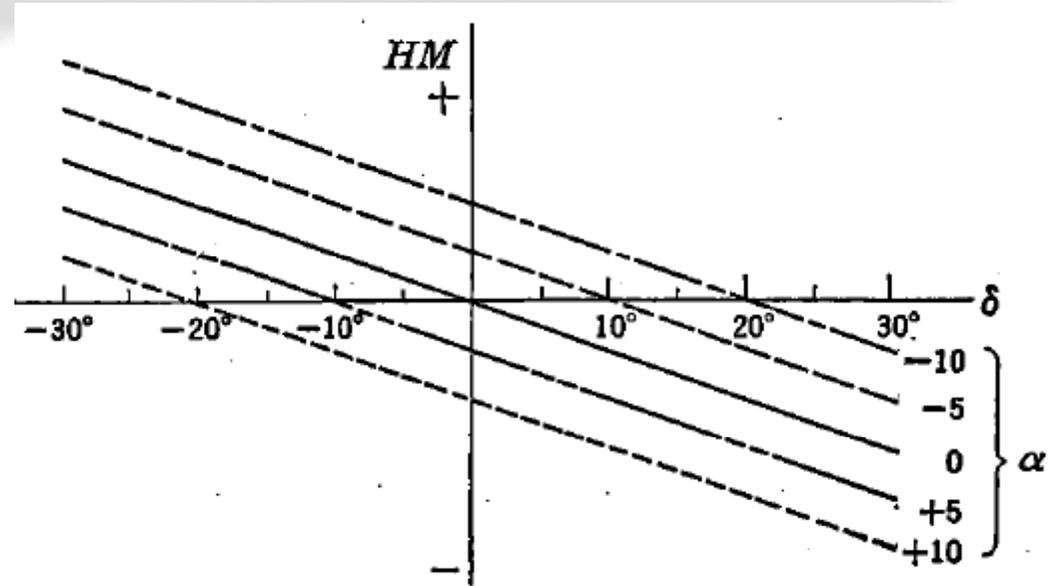


FIGURE 6-5. Typical hinge moment curves.

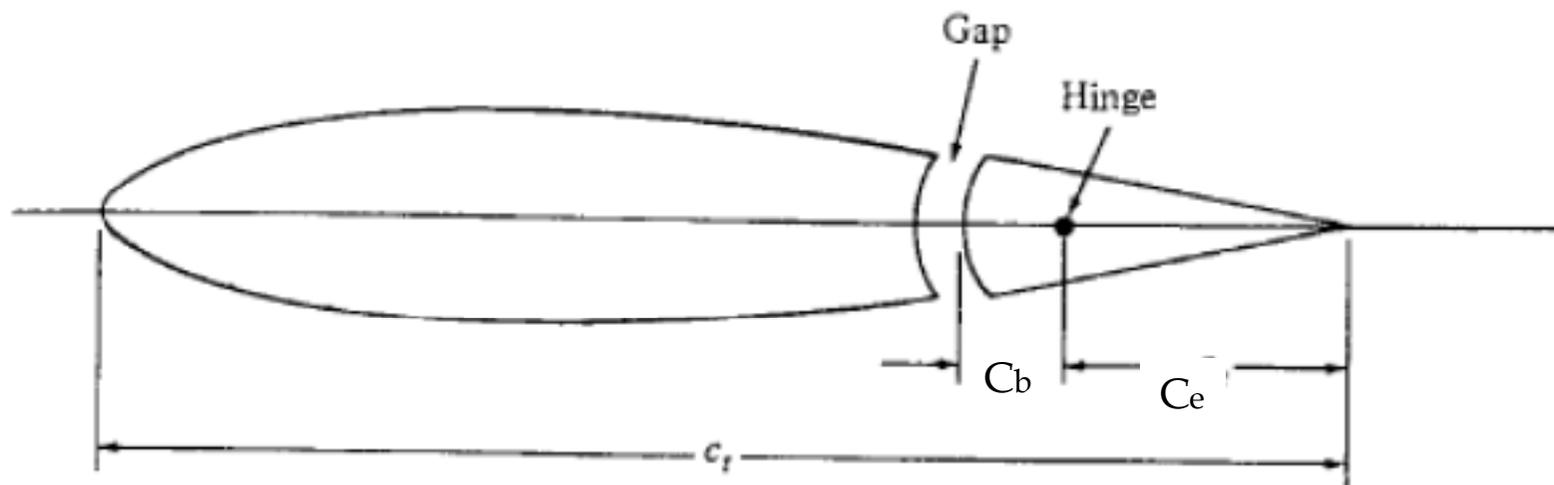
$$C_h = C_{h0} + C_{h\alpha} \alpha + C_{h\delta} \delta_e$$



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

Momento di cerniera

$$C_{he} = \frac{He}{q\eta_t S_e c_e}$$



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

Momento di cerniera

$$C_{he} = \frac{He}{q\eta_t S_e c_e}$$

$$C_{he} = C_{h\alpha} \alpha + C_{h\delta} \delta_e$$

$$\delta_{eF} = -\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \alpha$$

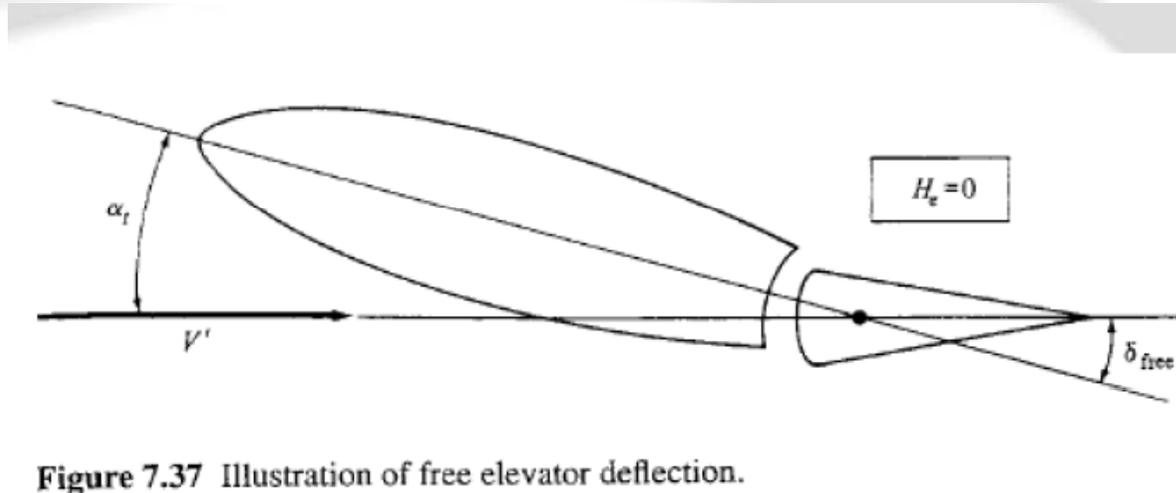


Figure 7.37 Illustration of free elevator deflection.

Attenzione che dovremmo considerare più correttamente valori 3-D (cioè per la superficie di controllo 3D), piuttosto che valori bidimensionali.

$$C_{h\alpha} = \left(\frac{\partial C_{he}}{\partial \alpha} \right)_{2-D} \quad C_{H\alpha} = \left(\frac{\partial C_{He}}{\partial \alpha} \right)_{3-D}$$

COEFF. MOM CERNIERA

$$\frac{C_{H_\alpha}}{C_{H_\delta}} \approx 0.70 - 0.80$$

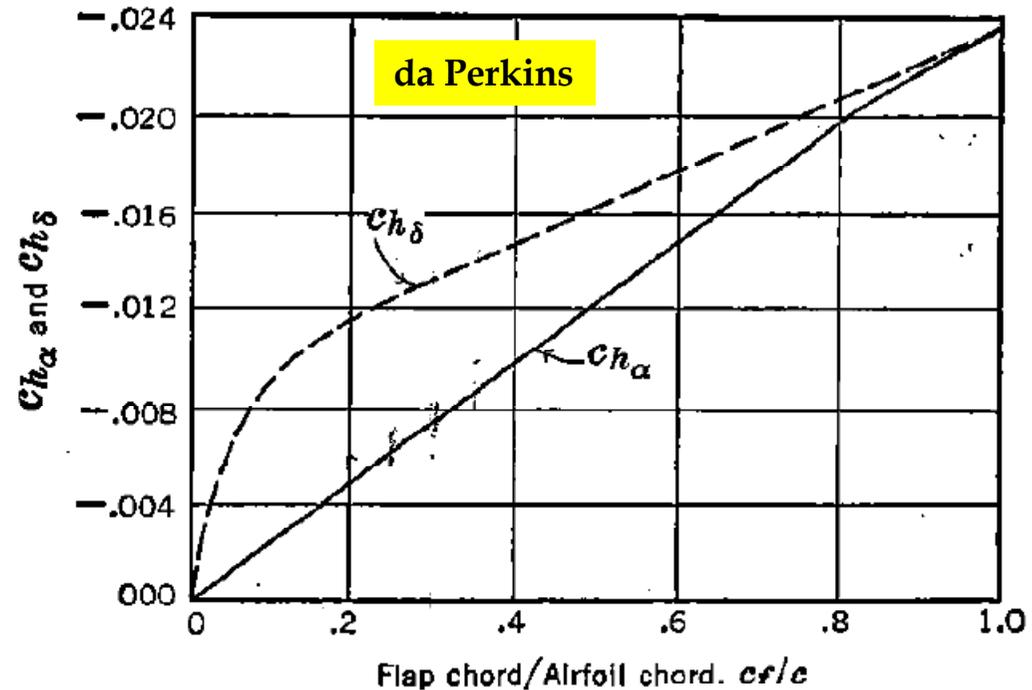
Possiamo facilmente vedere che come segno sono entrambi negativi.

I loro valori (e quindi il rapporto) dipendono principalmente dal rapporto della corda dell'equilibratore sulla corda del piano di coda).

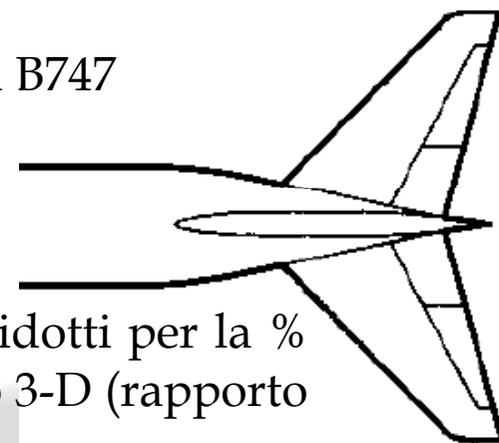
Tipicamente l'equilibratore si fa 0.30 - 0.35 della corda, quindi

$$C_{H_\alpha} \approx -0.008 \quad C_{H_\delta} \approx -0.013$$

Bisogna tener presente che i valori bidimensionali vanno ridotti per la % di apertura del piano coperta da equilibratore e per l'effetto 3-D (rapporto della pendenza retta portanza 3-D su quella 2-D).



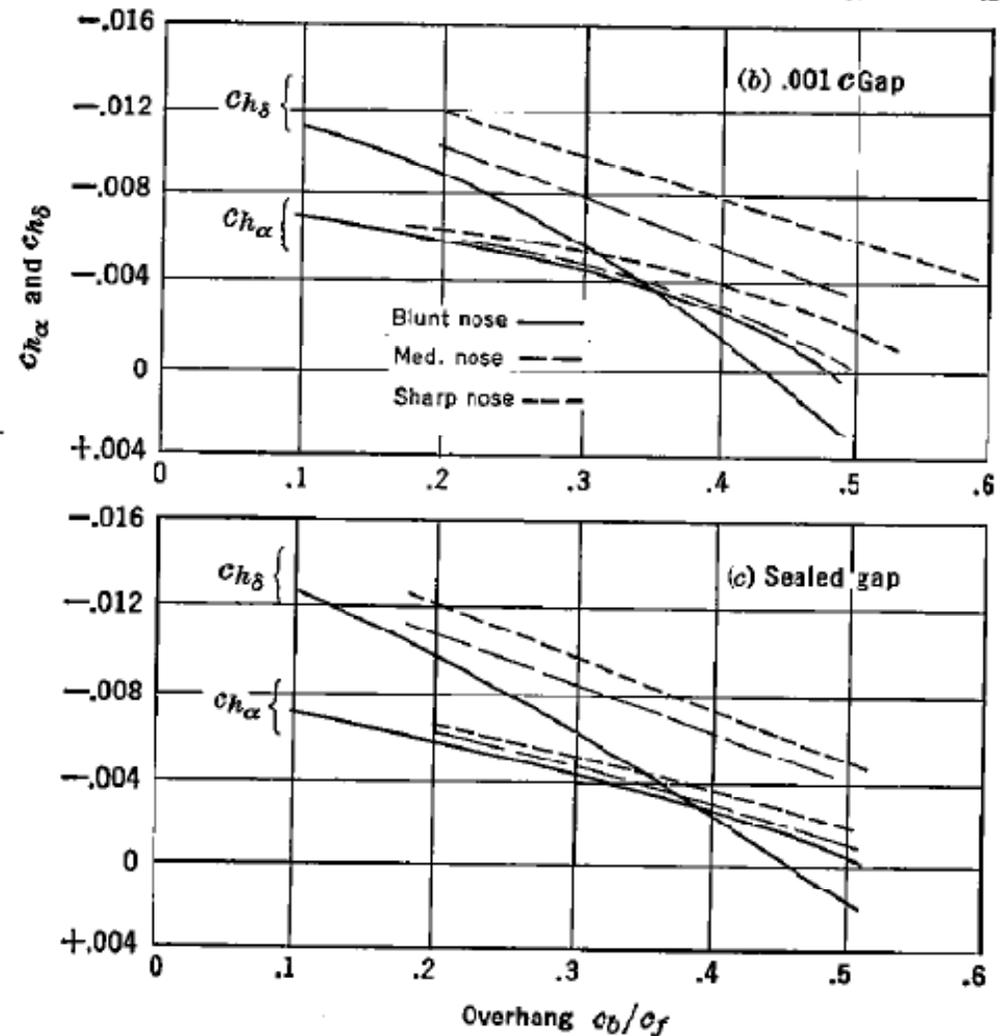
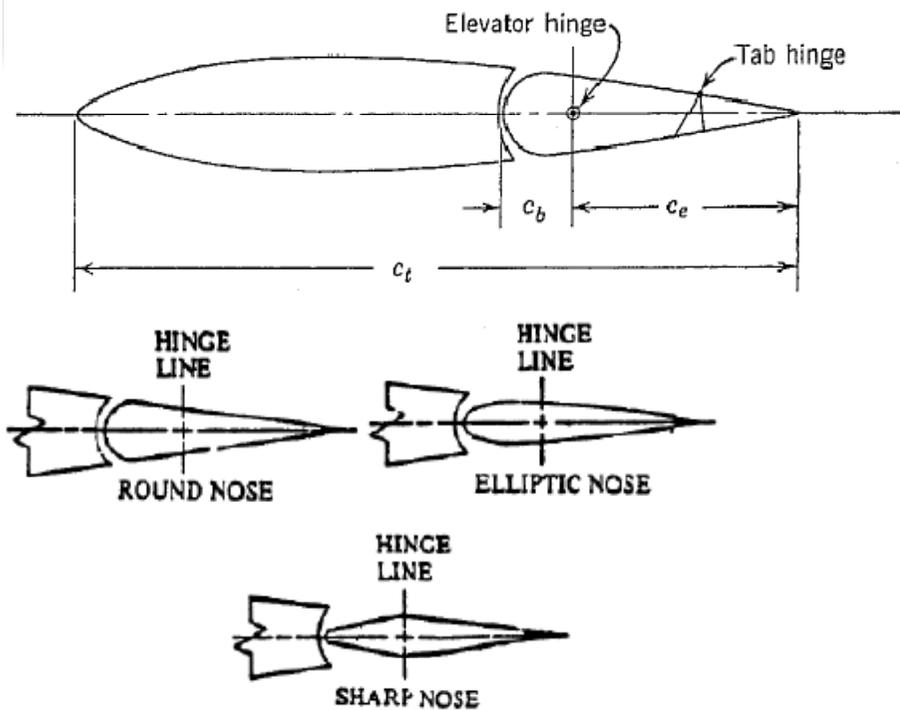
CODA del B747



MOM CERNIERA

Effetto importante è anche la
posizione della cerniera.

Tipicamente l'Overhang = c_b/c_e
è 0.10 - 0.20



Attraverso l'overhang si può ridurre di molto il valore delle due derivate.

Per velivoli con comandi meccanici e alte pressioni dinamiche (es. ATR72) si possono usare superfici di controllo con alto overhang (bilanciate aerodinamicamente).

MOM CERNIERA

Effetto importante è anche la posizione della cerniera.

Per superfici molto bilanciate tipicamente l'Overhang = c_b/c_e è 0.30 -0.40.

Il $C_{h\alpha}$ può addirittura cambiare segno.

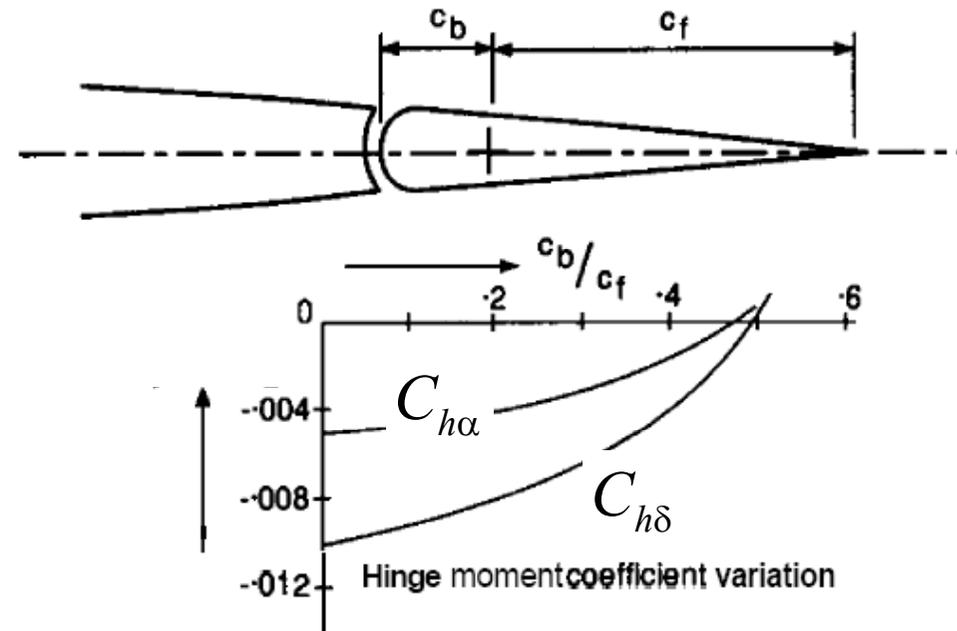
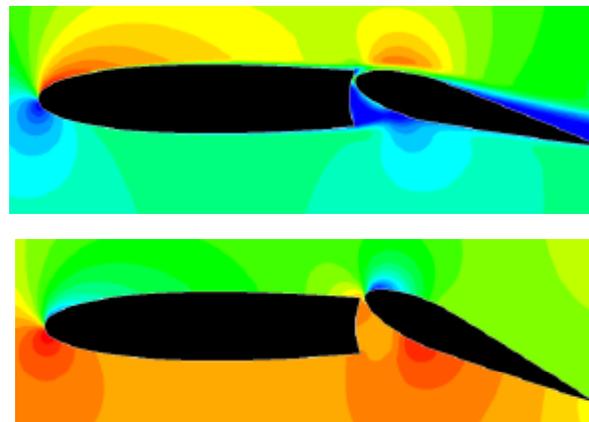


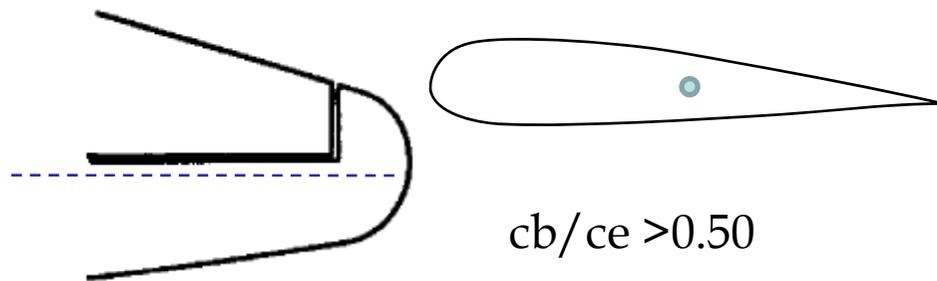
Figure 2 The set-back hinge



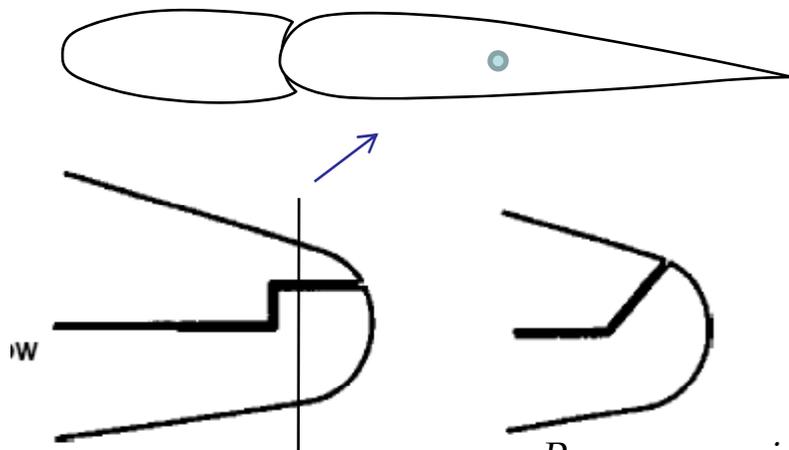
MOM CERNIERA

Altro modo è usare l'**HORN BALANCE**

L'Horn fa variare sensibilmente il coeff di cerniera. Nella zona esterna il coeff di mom cerniera diviene addirittura positivo.

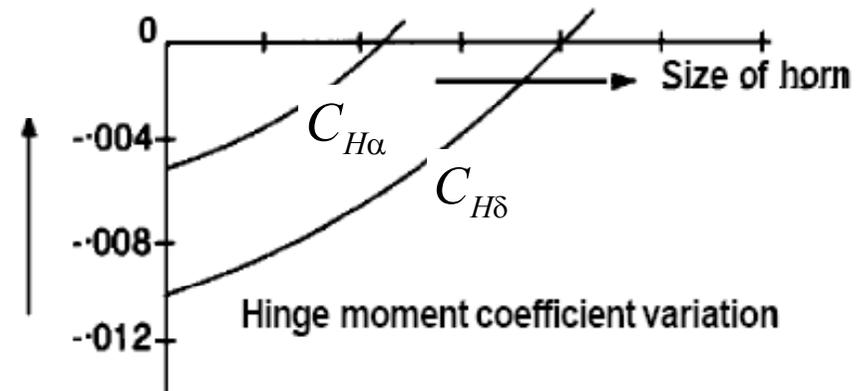


Unshielded horn balance



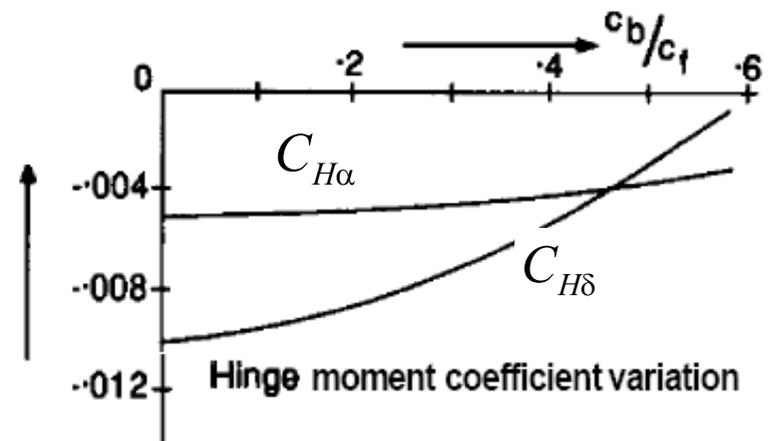
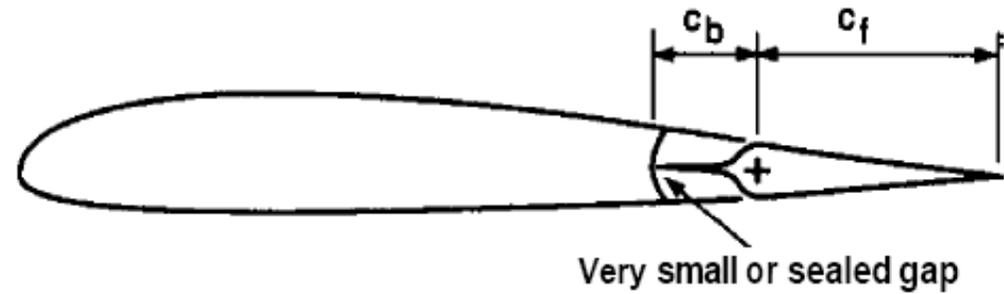
Shielded horn balances

Per non peggiorare troppo l'aerodinamica



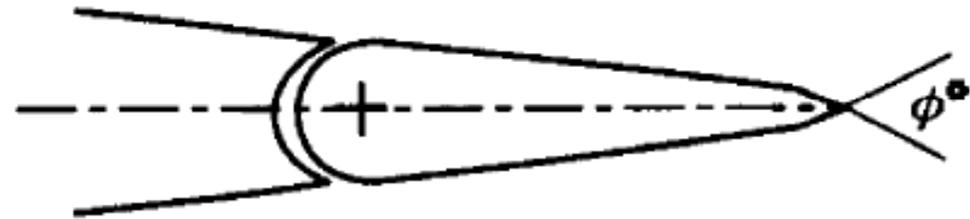
MOM CERNIERA

Westland-Irving
INTERNAL BALANCE

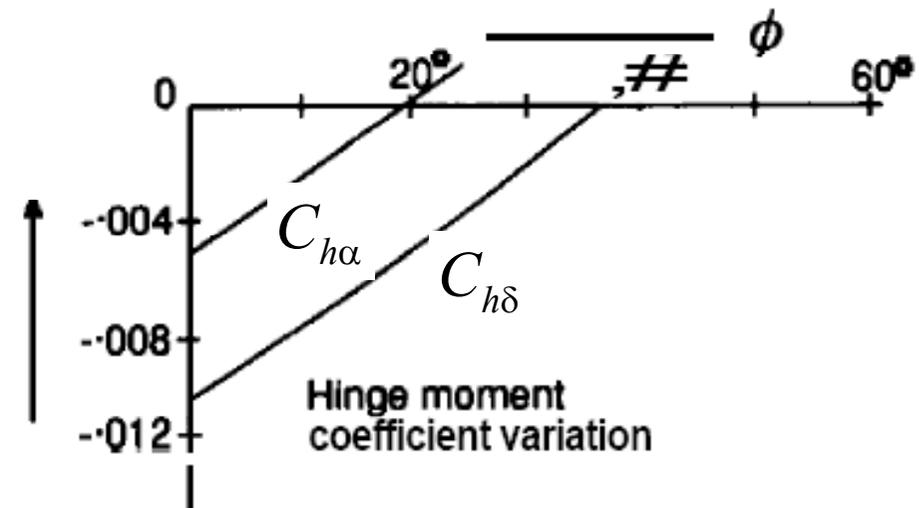


MOM CERNIERA

BEVELLED TRAILING EDGE



Bevelled trailing edge



MOM CERNIERA

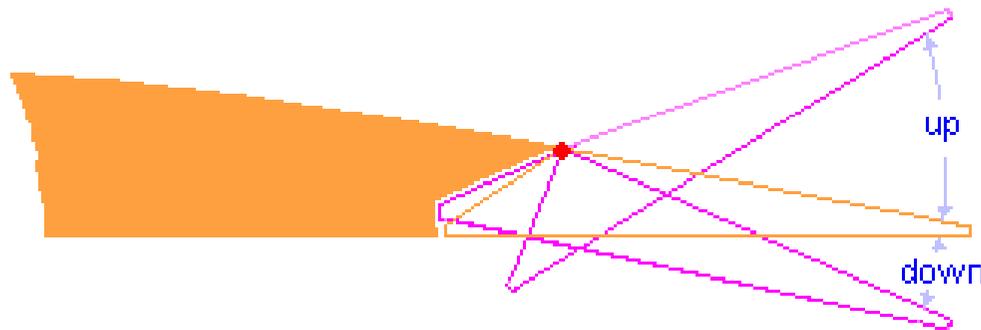
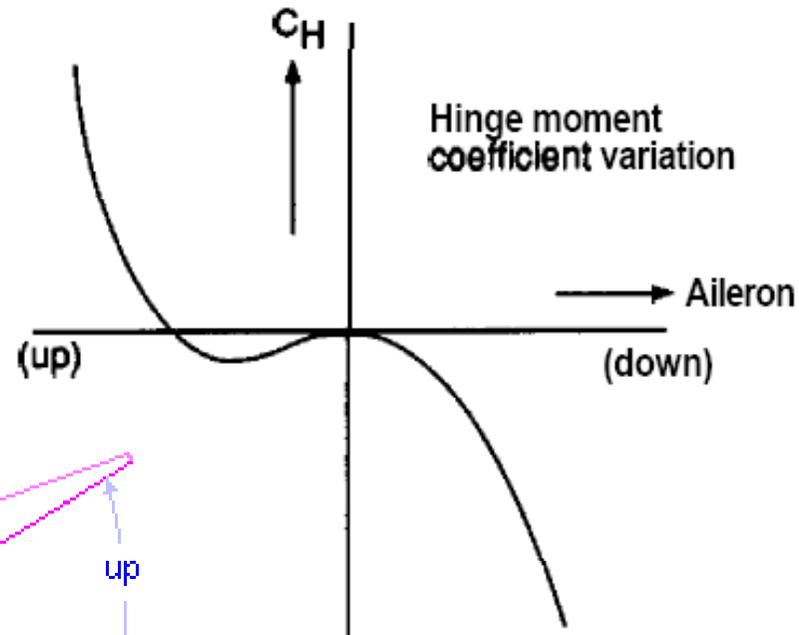
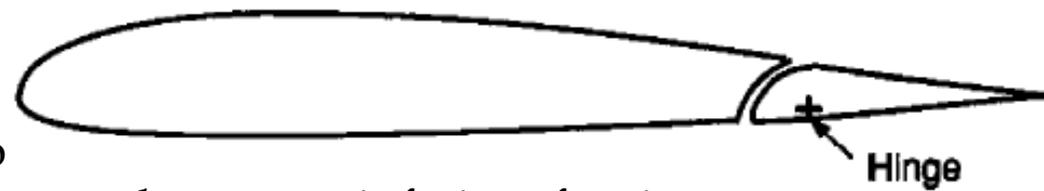
FRISE AILERON

Per piccole deflessioni verso l'alto

La resistenza aerodinamica della parte che sporge inferiore fornisce

Un momento di segno opposto che è addirittura più alto di quello naturale dovuto alla

Ne risulta un $C_{h\delta}$ positivo per bassi δ



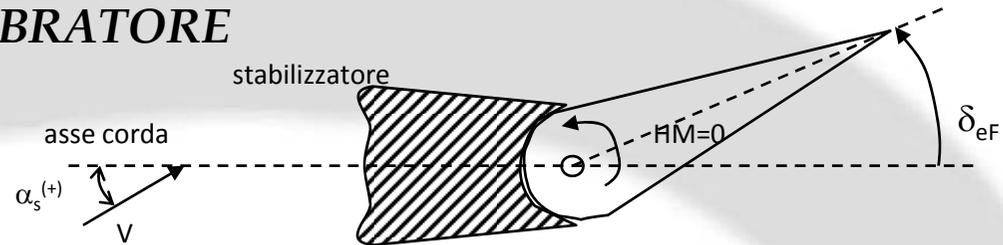
GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

Momento di cerniera

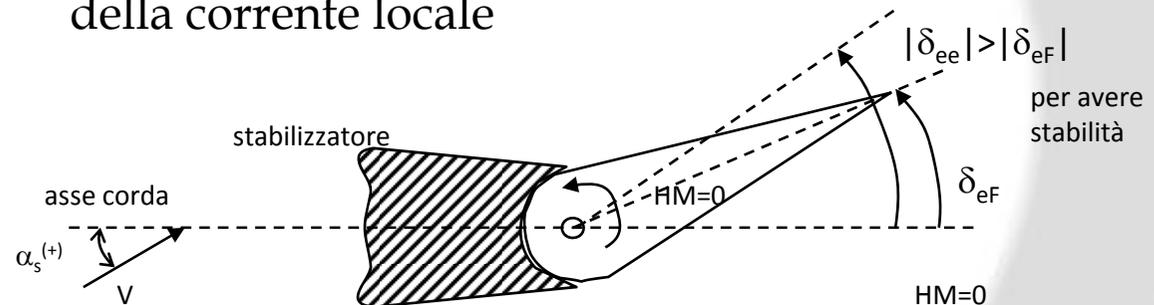
$$C_{he} = \frac{He}{q\eta_t S_e c_e}$$

$$C_{he} = C_{h\alpha} \alpha + C_{h\delta} \delta_e$$

$$\delta_{eF} = -\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \alpha$$



Il δ_{eF} viene detto angolo di 'flottaggio' dal termine inglese 'float', ovvero angolo di **sbandieramento**, per indicare che l'equilibratore si dispone nel 'letto' della corrente locale



Se tale angolo risulta minore del δ_{ee} , relativo al C_{Le} che determina l' α considerato (δ_e di equilibrio), il pilota dovrà supplire con uno sforzo di barra per portare l'equilibratore da δ_{eF} a δ_{ee} . Se risulta $\delta_{eF} = \delta_{ee}$ non ci sarà bisogno dell'intervento del pilota, in tal caso il velivolo sarà equilibrato e trimmato, cioè sarà in una condizione di equilibrio trimmata. Solo in tal caso, potendo lasciare libero il comando, si potrà parlare di verifica di stabilità statica del velivolo (a comando libero).

GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

Allora introduciamo la perturbazione, piccola, in α , cioè diamo un $\Delta\alpha$ al velivolo e vediamo quale risposta esso dà. Ci sarà la risposta del velivolo parziale e la risposta dell'impennaggio orizzontale. La risposta del velivolo parziale è evidentemente la stessa studiata nel caso del comando bloccato. La risposta della coda è :

$$\Delta\alpha_s = \Delta\alpha_t = \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\Delta\alpha \quad \Delta C_{L_t} = a_t \left[\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\Delta\alpha + \tau\Delta\delta_{eF} \right]$$

$$\Delta C_m = -\Delta C_{L_t} \bar{v}_t' \eta_t \quad \text{In termini non finiti, ma differenziali, (inglobando } \eta_t \text{ in } a_t \text{):}$$

$$\left. \frac{dC_m}{d\alpha} \right|_{tail} = -a_t \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) + a_t \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}$$

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{c.l.} = -\frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) + \frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} + x_a \quad \text{Eq. 110}$$

$$\frac{d\delta_{eF}}{d\alpha} = \frac{d\delta_{eF}}{d\alpha_s} \frac{d\alpha_s}{d\alpha} = -\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad \text{Eq. 111}$$

GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

Dalla Eq. 110 si vede che la risposta del piano è composta di un primo termine stabilizzante, uguale a quello precedentemente ottenuto a comando bloccato, e di un secondo termine, riduttivo della stabilità, che riflette la condizione di comando libero.

$$\left. \frac{dC_m}{d\alpha} \right|_{tail} = -a_t \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + a_t \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}$$

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{c.l.} = -\frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + \frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} + x_a \quad \text{Eq. 110}$$

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{c.l.} = -\frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \right) + x_a \quad \text{Eq. 112}$$

$$N_0 - N_0' = -\frac{C_{m\delta}}{a} \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (\text{gener.} > 0) \quad \text{Eq. 113}$$



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{c.l.} = x_a - \frac{a_t}{a} \frac{\bar{v}_t'}{v_t'} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \right)$$

$$N_0' = x_{ac_wb} + \frac{a_t}{a} \frac{\bar{v}_t'}{v_t'} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \right) \quad \text{Punto Neutro COM LIBERI}$$

$$N_0 = x_{ac_wb} + \frac{a_t}{a} \frac{\bar{v}_t'}{v_t'} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad \text{Punto Neutro COM BLOCCATI}$$

$$N_0 - N_0' = -\frac{a_t}{a} \frac{\bar{v}_t'}{v_t'} \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) = -\frac{C_{m\delta}}{a} \cdot \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (\text{gener.} > 0)$$

il punto neutro a comandi liberi, quindi cade in generale più avanti, cioè si perde in stabilità statica.



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{c.l.} = x_a - \frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \right) = x_a - \frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot F$$

$$F = \left(1 - \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \right) \quad \text{Fattore riduzione termine stabilizzante coda}$$

$$N_0' = x_{ac_wb} + \frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot F \quad \text{Punto Neutro COM LIBERI}$$

$$N_0 - N_0' = -\frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) = -\frac{C_{m\delta}}{a} \cdot \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (\text{gener.} > 0)$$

Si osservi che un equilibratore più 'portante' ($C_{m\delta}$ più forte, per esempio aumentando la corda), a parità di ogni altra cosa, è più instabilizzante a comando libero. Si osservi anche che un equilibratore molto efficace (τ forte, alto rapporto) può notevolmente abbattere la stabilità a comando libero se ha un elevato rapporto $\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}$



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

$$N_0' = x_{ac_wb} + \frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot F$$

Punto Neutro COM LIBERI

$$N_0 - N_0' = -\frac{a_t}{a} \bar{v}_t' \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) = -\frac{C_{m\delta}}{a} \cdot \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (\text{gener.} > 0)$$

Tutto ciò conduce alla osservazione che, se le due derivate di mom cerniera sono tali che il loro rapporto è alto (ad esempio basso overhang) la stabilità a comandi liberi potrà essere molto degradata, se non addirittura negativa.

E' quindi evidente che si possa agire sui sistemi visti prima, sia per agire sugli sforzi di barra (vedremo dopo), sia per agire sull'effetto dei comandi liberi sulla stabilità.

Pertanto nel progetto dell'impennaggio bisognerà curare che tale rapporto sia adeguatamente basso in relazione al τ .



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI

CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

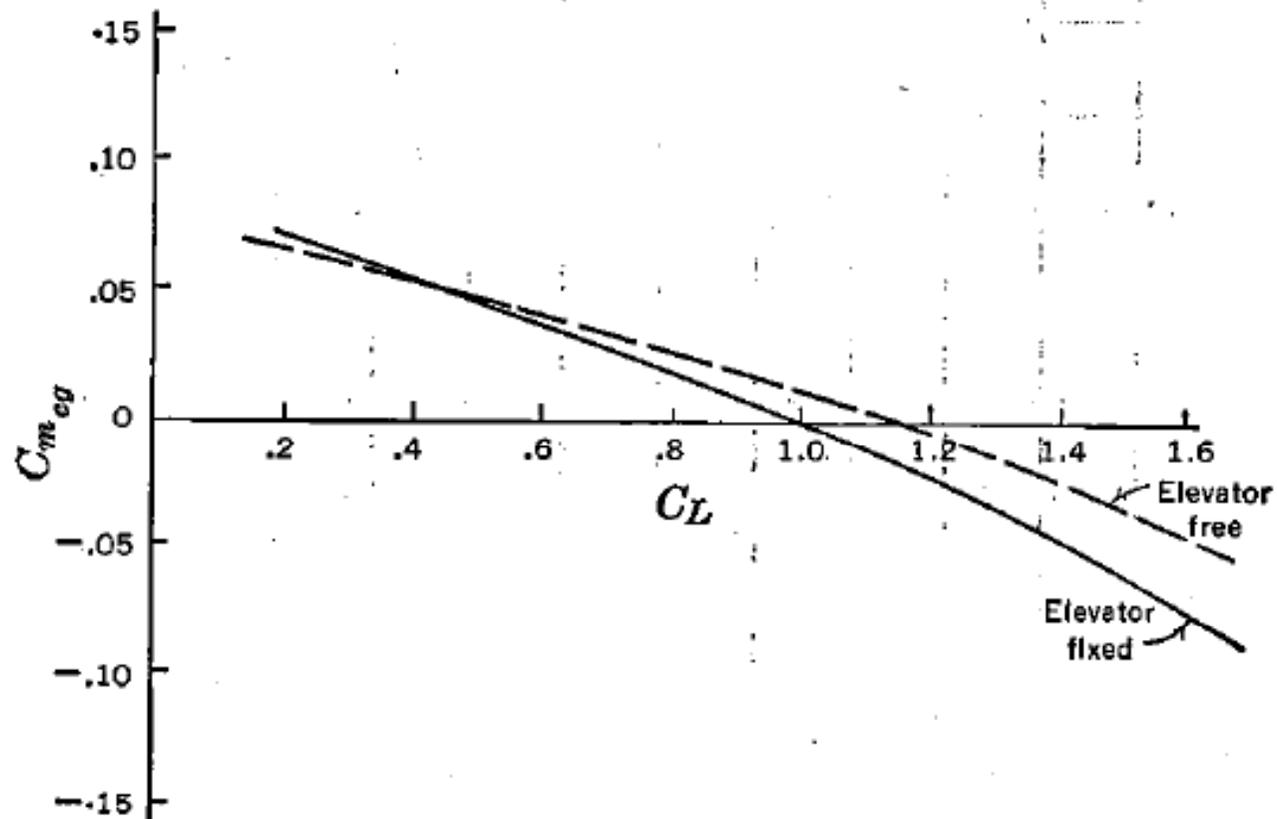
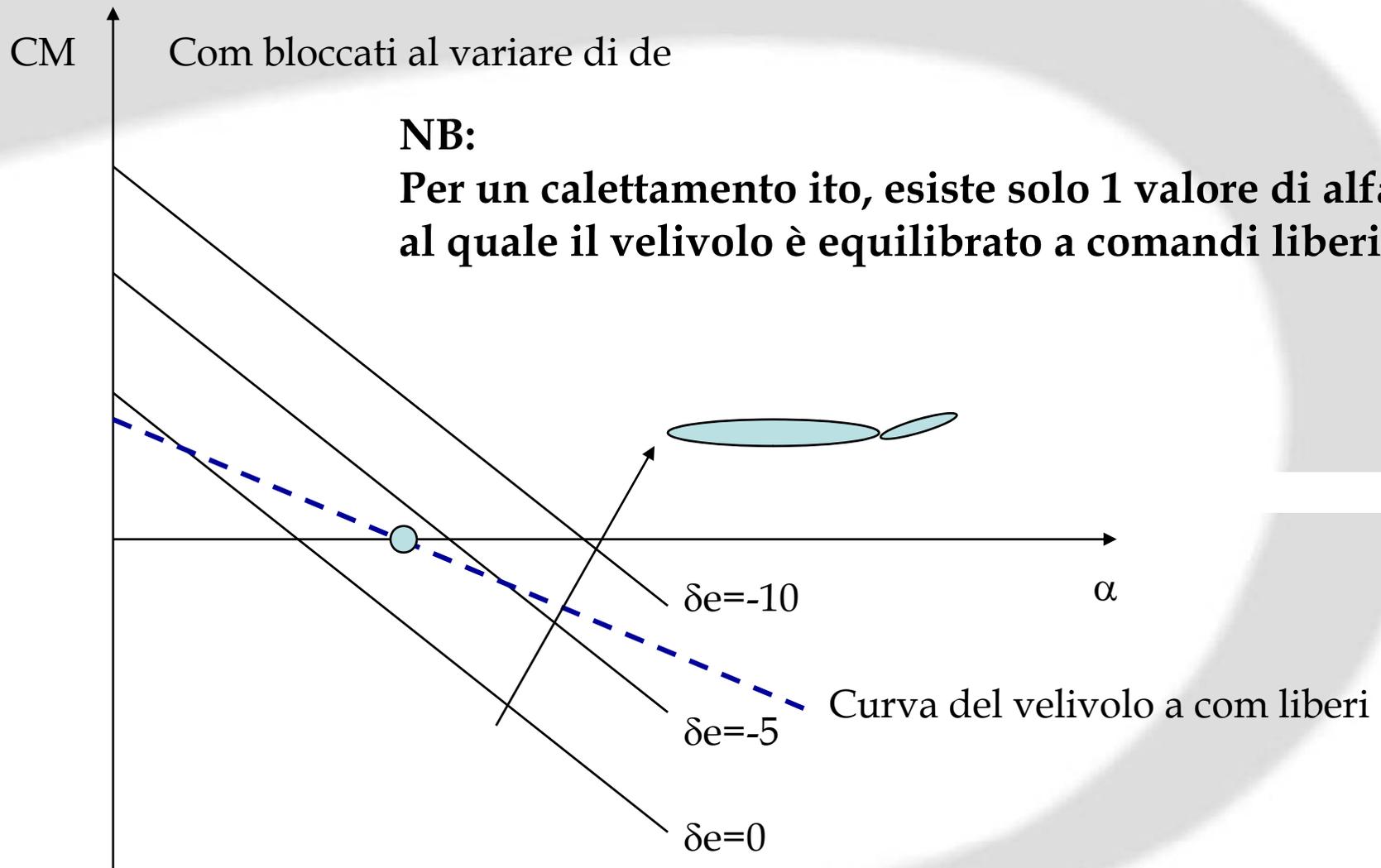


FIGURE 6-15. Typical reduction of stability due to freeing elevator.

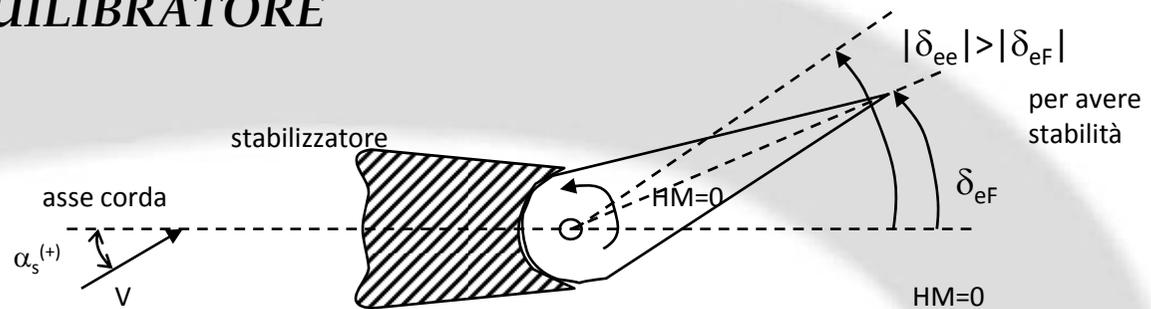


GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI

CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE



Ora c'è da osservare che l'assunzione $\delta_{eF} = \delta_{ee}$ equivale ad affermare che il velivolo realizza il δ_{ee} , cioè il proprio equilibrio alla rotazione (l'equilibrio alla traslazione si intende realizzato con un corrispondente valore di C_{LW}) a qualunque assetto, indipendentemente dall'azione del pilota, cioè anche in assenza dello stesso.

Cosa significa ciò? Significa che se interviene, a partire da una condizione di equilibrio trimmata, una causa perturbatrice che sposta l'assetto del velivolo di $\Delta\alpha$, questo non 'reagisce', ma permane nella nuova condizione di equilibrio perché questa è di equilibrio trimmato.

Il velivolo, dunque, se risulta $\delta_{ee} = \delta_{eF}$, può assumere qualunque assetto di equilibrio trimmato senza l'aiuto del pilota: esso è 'indifferente' nei riguardi dell'assetto.

Siamo in presenza di un velivolo 'neutro' nei confronti della stabilità a comandi liberi (stabilità nulla).



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

Dovrà risultare che a partire da una condizione di equilibrio trimmata, $\delta_{ee} = \delta_{eF}$, una variazione di assetto $\Delta\alpha$ provochi una variazione dell'angolo di flottaggio pari proprio alla variazione dell'angolo di equilibratore necessaria per equilibrare il velivolo nel nuovo assetto. Dimostriamolo analiticamente:

$$\begin{cases} \delta_{ee} = \delta_{eF} \\ \Delta\delta_{eF}(\Delta\alpha) = \Delta\delta_{ee}(\Delta\alpha) \end{cases} \quad \delta_{ee} = \frac{\alpha_{0w} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{m0w}}{C_{m\delta}} - \frac{C_{m_{CL}}}{C_{m\delta}} C_{Le}$$

$$\Delta\delta_{ee} = -\frac{C_{m_{CL}}}{C_{m\delta}} a\Delta\alpha = \frac{x_a - \frac{a_t}{a} \overline{v_t}' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)}{\tau a_t \overline{v_t}'} a\Delta\alpha$$

Ma ricordiamo che :

$$\frac{d\delta_{eF}}{d\alpha} = \frac{d\delta_{eF}}{d\alpha_s} \frac{d\alpha_s}{d\alpha} = -\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad \text{Eq. 111}$$

$$\left[x_a - \frac{a_t}{a} \overline{v_t}' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \right] \frac{a}{a_t} = -\tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \overline{v_t}' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$$

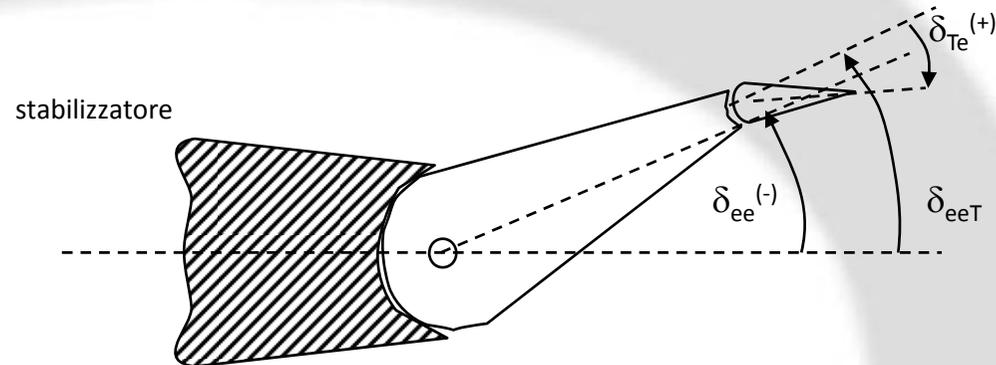
tale relazione comporta l'annullarsi dell'indice di stabilità a comandi liberi (vedere l'Eq. 110), CVD.



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE - IL TRIM-TAB

Ma come si fa a trimmare il velivolo ? (Cioè ad equilibrare a sforzo=0 il comando?)
Si introduce il **TRIM-TAB**.

$$\delta_{TT} = -\frac{C_{h0}}{C_{h\delta_T}} - \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta_T}} \alpha_s - \frac{C_{h\delta}}{C_{h\delta_T}} \delta_e$$



dove, come al solito, il primo pedice T si riferisce al tab, e con il secondo pedice T si è inteso indicare la condizione di trimmaggio. Se l'angolo δ_e che si realizza è quello necessario ad equilibrare il velivolo, il δ_{TT} sarà detto δ_{Te} (trimmaggio ed equilibrio alla rotazione):

$$\delta_{Te} = -\frac{C_{h0}}{C_{h\delta_T}} - \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta_T}} \alpha_s - \frac{C_{h\delta}}{C_{h\delta_T}} \delta_{eeT} \quad \text{Eq. 118}$$

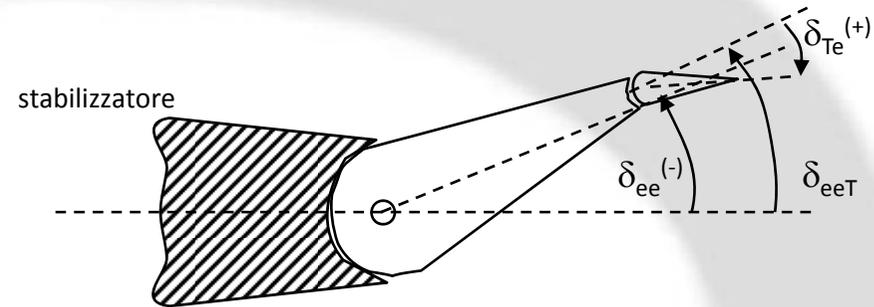


GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI

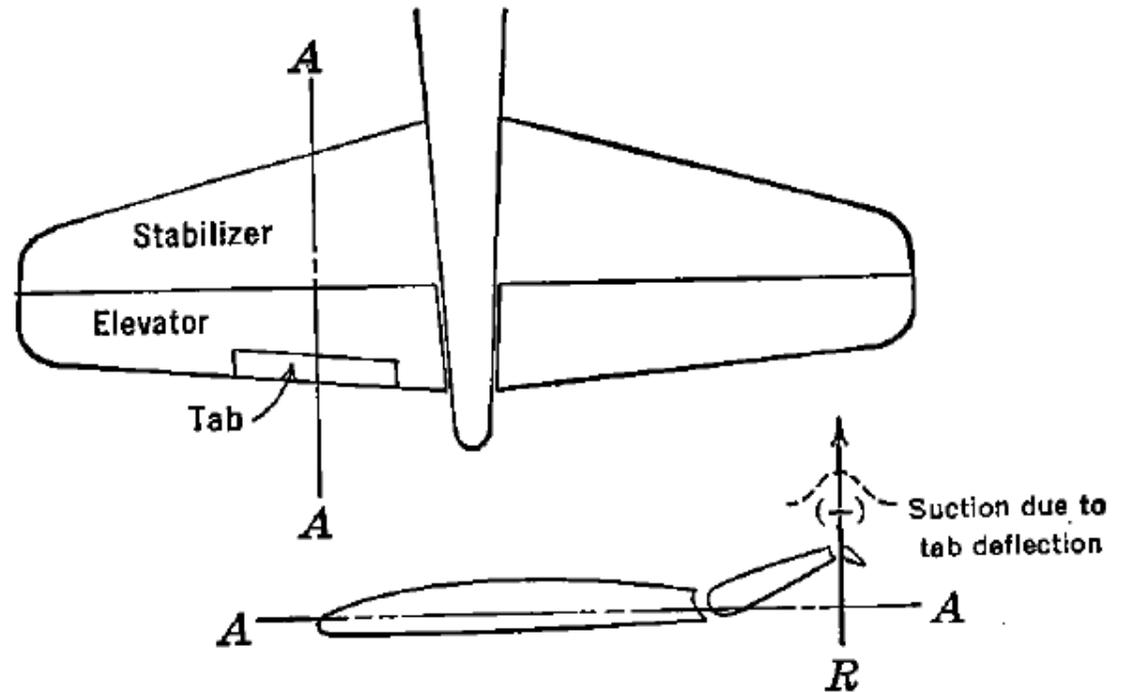
CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE - IL TRIM-TAB

Ma come si fa a trimmare il velivolo ? (Cioè ad equilibrare a sforzo=0 il comando?)
Si introduce il **TRIM-TAB**.

$$\delta_{TT} = -\frac{C_{h0}}{C_{h\delta_T}} - \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta_T}} \alpha_s - \frac{C_{h\delta}}{C_{h\delta_T}} \delta_e$$

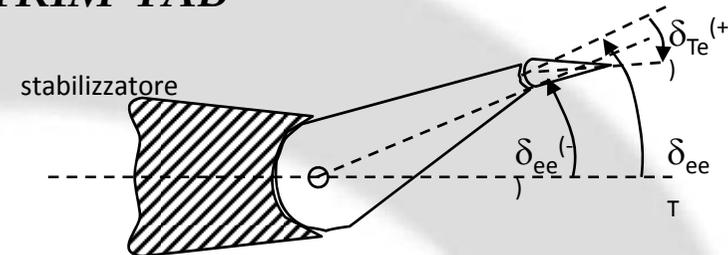


$$\delta_{Float} = -\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta_c}} \alpha - \frac{C_{h\delta t}}{C_{h\delta_c}} \delta_t$$



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE - IL TRIM-TAB

$$\delta_{ee} = \frac{\alpha_{0w} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{m0w}}{C_{m\delta}} - \frac{C_{m_{CL}}}{C_{m\delta}} C_{Le}$$



si deve subito osservare che se il δ_{ee} è ottenuto con trimmaggio, cioè δ_{eeT} , esso non coincide con il δ_{ee} dato dalla Eq. 87 a causa della riduzione della efficacia dell'equilibratore dovuta al tab che si deflette in opposizione, come si vede dalla seguente figura (tipica, in generale); per C_{Le} grandi si ha:

$$|\delta_{ee}| < |\delta_{eeT}| \quad \text{deflessione equilibratore con tab deflesso per trimmarlo}$$

$$i_t = i_{t0} + \tau \delta_{eeT} + \tau_T \delta_{Te} \quad \text{..... e dopo vari passaggi matematici:}$$

osserviamo che l'indice effettivo dell'efficacia dell'equilibratore 'trimmato', in condizione di equilibrio trimmato, è:

$$\tau_e = \tau \left(1 - \frac{\tau_T C_{h\delta}}{\tau C_{h\delta_T}} \right)$$

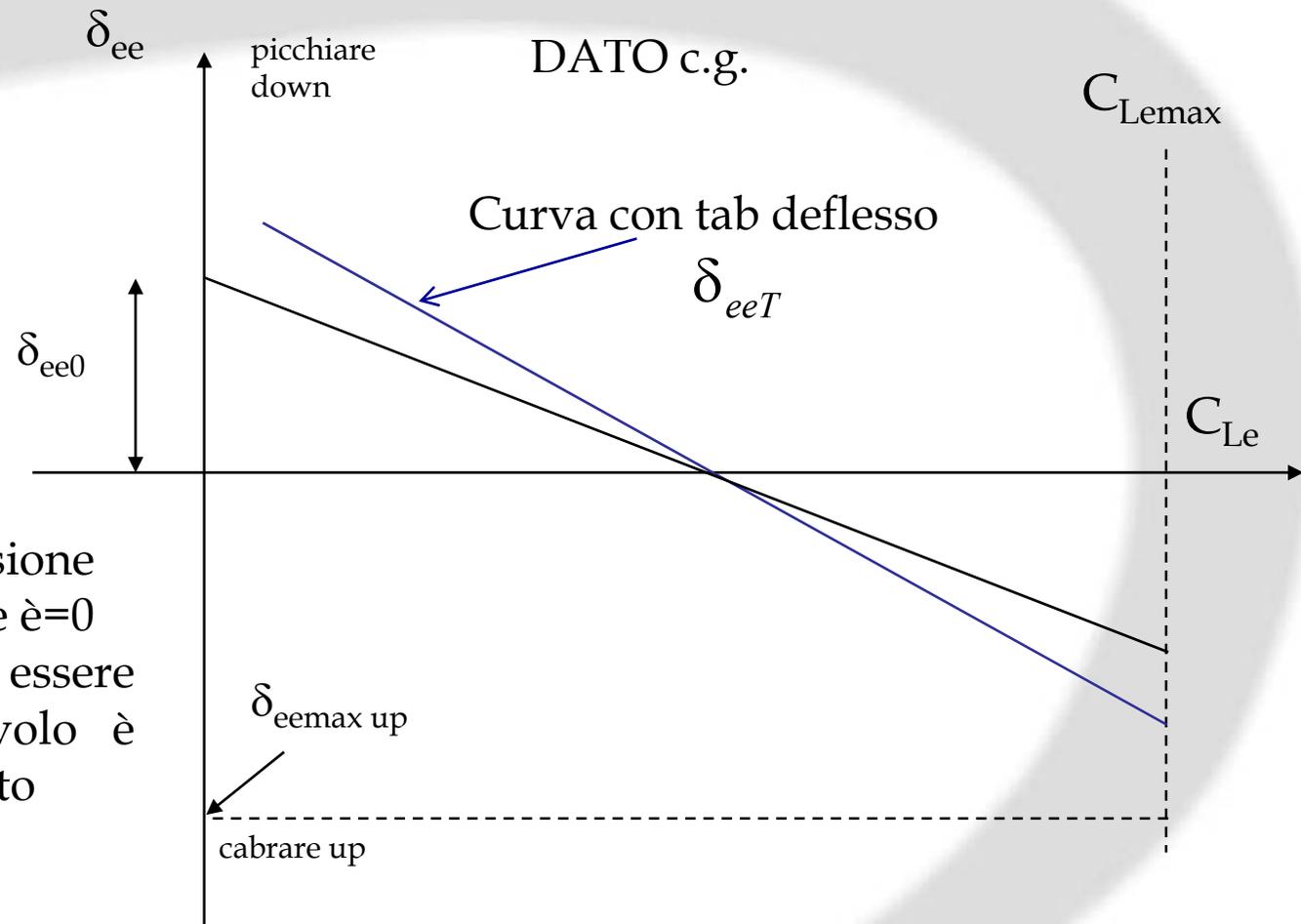
da cui si evince che $\tau_e < \tau$,



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI

CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE - IL TRIM-TAB

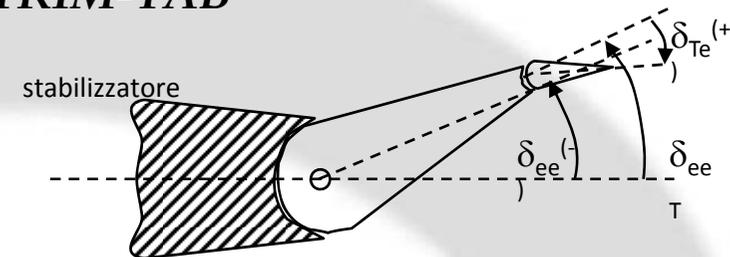
$$|\delta_{ee}| < |\delta_{eeT}|$$



Ovviamente, se la deflessione necessaria ad un certo C_{Le} è = 0, anche il tab non deve essere deflesso perché il velivolo è automaticamente trimmato

**IN FASE PROGETTO
PUO' COMPLICARE IL PROBLEMA DELL'EQUILIBRIO AD ALTI C_{Le}**

GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE - IL TRIM-TAB



FUNZIONI DEL TAB (di un equilibratore):

- 1) SERVO-TAB cioè come BILANCIAMENTO AERODINAMICO (aiuta a muovere la superficie se lo si fa deflettere leggermente in modo discorde dalla sup. mobile (equilibratore).
- 2) ANTI-TAB (se voglio invece aumentare il momento di cerniera in casi in cui è invece molto basso e non tende a far tornare rapidamente la superficie di controllo in caso di disturbo dato dal pilota, ad es. sul rudder). In tal caso faccio, come nello stabilizzatore un cinematismo tale che il tab si deflette automaticamente in modo concorde.
- 3) TRIM-TAB (se si vuole annullare lo sforzo, il pilota agisce sulla deflessione del tab fino ad annullare il mom di cerniera)
- 4) TAB-GOVERNO, cioè, come nello stabilizzatore, come superficie di comando secondaria.



GOVERNO E STABILITA' a COMANDI LIBERI

CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE - IL TRIM-TAB

CONDIZIONI DI NON LINEARITA'

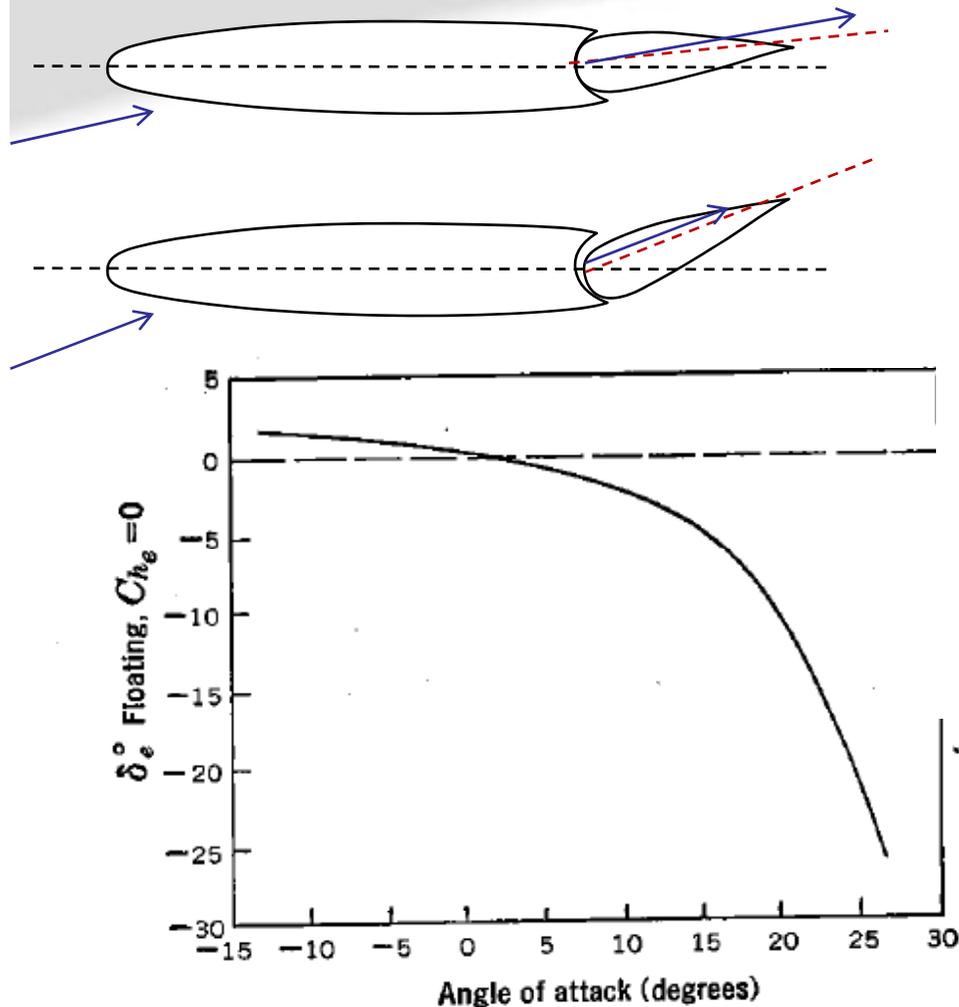


FIGURE 6-11. Elevator floating angle versus angle of attack. Velivoli - 2011

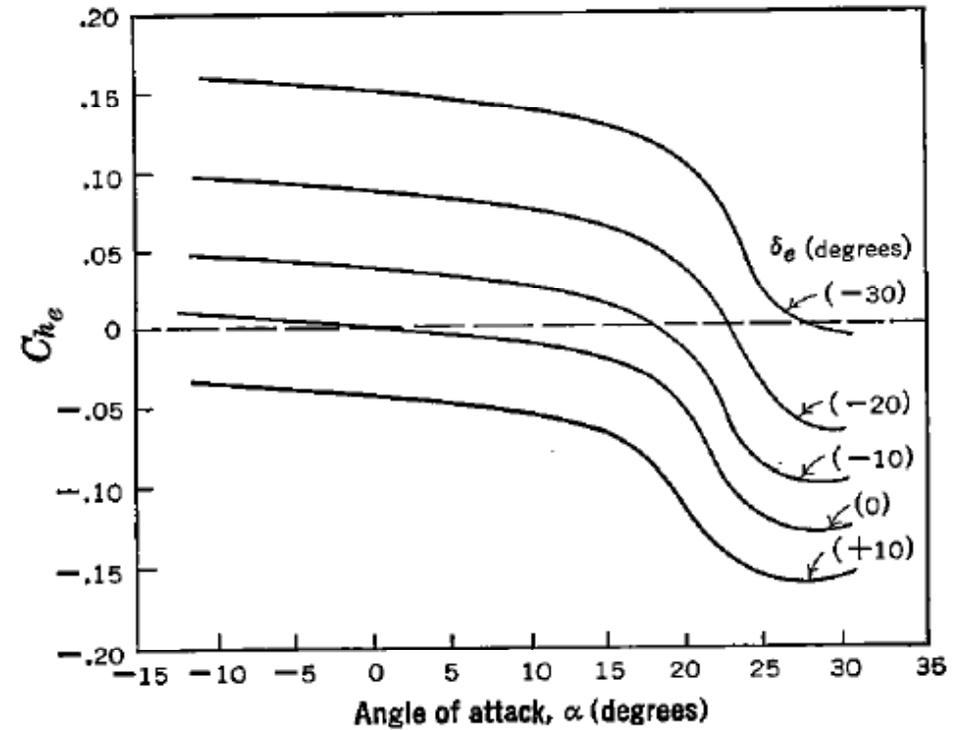


FIGURE 6-10. Typical elevator hinge moment curves.