



Appunti universitari
Tesi di laurea
Cartoleria e cancelleria
Stampa file e fotocopie
Print on demand
Rilegature

NUMERO: 2101A-

ANNO: 2017

A P P U N T I

STUDENTE: Perrone Davide

MATERIA: Meccanica del volo - Prof. Gili

Il presente lavoro nasce dall'impegno dell'autore ed è distribuito in accordo con il Centro Appunti.

Tutti i diritti sono riservati. È vietata qualsiasi riproduzione, copia totale o parziale, dei contenuti inseriti nel presente volume, ivi inclusa la memorizzazione, rielaborazione, diffusione o distribuzione dei contenuti stessi mediante qualunque supporto magnetico o cartaceo, piattaforma tecnologica o rete telematica, senza previa autorizzazione scritta dell'autore.

**ATTENZIONE: QUESTI APPUNTI SONO FATTI DA STUDENTIE NON SONO STATI VISIONATI DAL DOCENTE.
IL NOME DEL PROFESSORE, SERVE SOLO PER IDENTIFICARE IL CORSO.**

CORSO DI MECCANICA DEL VOLO

PROF. PIERO GILI

A.A. 2016/2017

corso di Laurea Magistrale in Ing. Aerospaziale

appunti delle lezioni-trascrizione registrazioni-
esercitazioni svolte-temi d'esame

$$M_{at} \approx -L_t l'_t \quad (\text{considero solo } L_t) \quad L_t = C_{Lt} \frac{1}{2} S_E \rho V^2 \quad C_{Lt} = \omega_{Lt} \alpha_{Lt}$$

con ω_{Lt} : coeff. ang. portanza.

$$\Rightarrow C_{M_{at}} = \frac{M_{at}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S c} = \frac{-C_{Lt} S_t V^2 \frac{1}{2} \rho l'_t}{\frac{1}{2} \rho V^2 S c} = -\omega_{Lt} \alpha_{Lt} \bar{V}'$$

$$C_{M_{at}} = -C_{Lt} \bar{V}' = -C_{Lt} \left(\bar{V} - \frac{S_t}{S} \frac{x_{ca} - x_{ce}'}{c} \right)$$

$C_{M_{at}}$ = contributo al momento di beccheggio del tail.

Le definitive, per VELOCITÀ COMPLETO si ha:

$$C_{M_{at}} = C_{M_{owb}} + C_{Lwb} \frac{x_{ca} - x_{ce}'}{c} - C_{Lt} \bar{V} + C_{Lt} \frac{S_t}{S} \frac{x_{ca} - x_{ce}'}{c} + C_{MP}$$

Rilazione del coeff. di momento di beccheggio con i vari contributi, per il velivolo completo.

Raccogliendo $\frac{x_{ca} - x_{ce}'}{c}$:

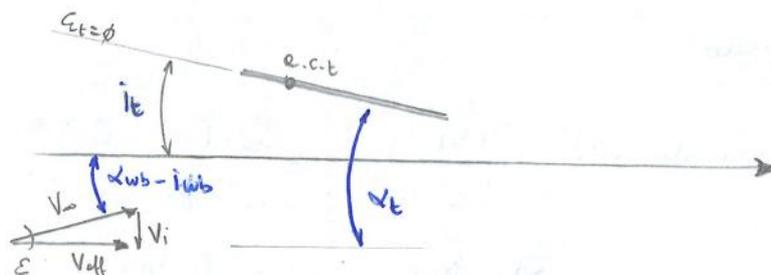
$$C_{M_{at}} = C_{M_{owb}} + \left(C_{Lwb} + C_{Lt} \frac{S_t}{S} \right) \frac{x_{ca} - x_{ce}'}{c} - C_{Lt} \bar{V} + C_{MP}$$

$$L = L_{wb} + L_t \Rightarrow C_L = C_{Lwb} + C_{Lt} \frac{S_t}{S}$$

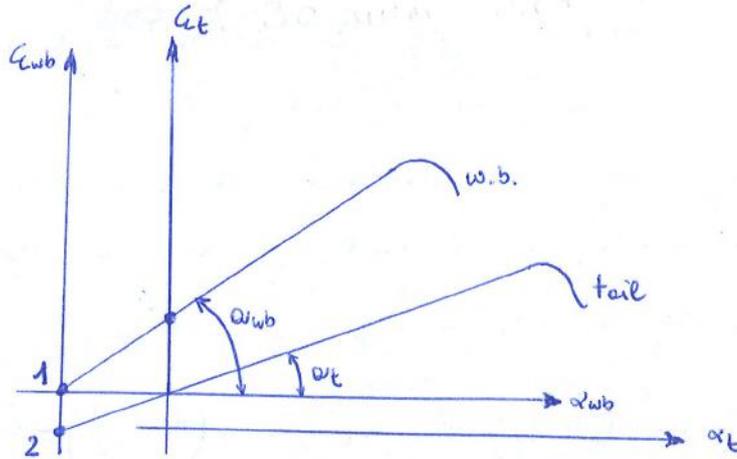
da cui:

$$C_{M_{at}} = C_{M_{owb}} + C_L \cdot \frac{x_{ca} - x_{ce}'}{c} - C_{Lt} \bar{V} + C_{MP}$$

Riprendendo lo scheme del tail:



Dopo quest'ultime relazioni, possiamo valutare come si distribuisce la portanza tra ala e coda. È chiaro che, ai fini dell'equilibrio e delle stabilità, le portanze si distribuiscono su ala, con un certo contributo, e su coda con relativo contributo.



La curva $C_L(\alpha)$ presenta un tratto "lineare" fino ad un certo α massimo (α aerodinamico, cioè mirato risp. a direzione di portanza nulla; α profilo simmetrico $C_L=0 \equiv$ coda). Ad α_{max} segue lo stallo. La pendenza del tail è α_t , mentre quella dell'ala fusoliera è α_{wb} . Si nota che $\alpha_{wb} > \alpha_t$ perché il tail ha un λ più basso, cioè pendenza minore. Si ha uno spostamento delle diraz. e portanze nulle, cioè uno spost. dell'origine dei due sist. cartesiani e cause dal "calceamento". Analizzando i singoli punti si ha:

2) $C_{L_t} = 0, \alpha_t = 0 \rightarrow C_{wb} \neq 0, \alpha_{wb} \neq 0$: ...

1) $C_{wb} = 0, \alpha_{wb} = 0 \rightarrow \alpha_t < 0 : C_{L_t} \neq 0$

tail parte, ala depresso e viewerso. Complementamente avremo portanze nulle nel mezzo.

Il coeff. sup. di Portanza del velivolo completo è definito come:

$$a = \frac{dC_L}{d\alpha} = \text{vicino da } * = \alpha_{wb} [1 + F] (> 0)$$

$F > 0$, ma molto minore di 1, ord. 10^4 .

Notiamo che a (velivolo completo) $> \alpha_{wb}$: non è strano, perché il tail comunque contribuisce alla portanza anche se il tail ha contributo opposto sul L , essendo depresso: ciò è necessario ai fini dell'equilibrio al beccheggio. 6

$$Q = a\alpha = a_{wb} (1+F) \alpha_{wb} - a_t \frac{S_t}{S} i$$

$$\alpha_{wb} = \frac{a\alpha + a_t \frac{S_t}{S} i}{a_{wb} (1+F)} = \alpha + \frac{a_t}{a} \frac{S_t}{S} i \quad (a)$$

Ritornando al C_{HG} :

$$C_{HG} = C_{Howb} + Q \frac{x_u - x_e'}{c} - Q_t \bar{V} + C_{HP} \quad (\text{pag 4})$$

2^a DOMANDA
1^o ES

$$C_{HG} = C_{Howb} + a\alpha \frac{x_u - x_e'}{c} - a_t \left[\alpha_{wb} \left(1 - \frac{\partial E}{\partial \alpha} \right) - i \right] \bar{V} + C_{HP} =$$

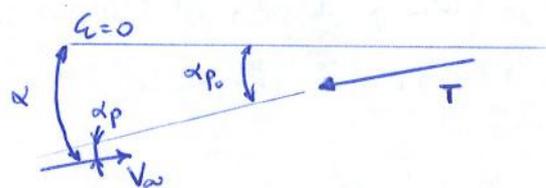
$$= C_{Howb} + a\alpha \frac{x_u - x_e'}{c} - a_t \bar{V} \left[\left(\alpha + \frac{a_t}{a} \frac{S_t}{S} i \right) \left(1 - \frac{\partial E}{\partial \alpha} \right) - i \right] + C_{HP}$$

Separiamo i termini $f(\alpha)$ da quelli non in funzione.

Valutiamo C_{HP} perché anche qui c'è un pezzo $f(\alpha)$.

$$\frac{\partial C_{HP}}{\partial \alpha} = \frac{\partial C_{HP}}{\partial \alpha_p} \cdot \frac{\partial \alpha_p}{\partial \alpha} = 1 \quad \text{cioè l'incidenza nell'asse del prop. varia come} \\ \text{varia } \alpha.$$

Immaginiamo il propulsore eccentricato in un punto



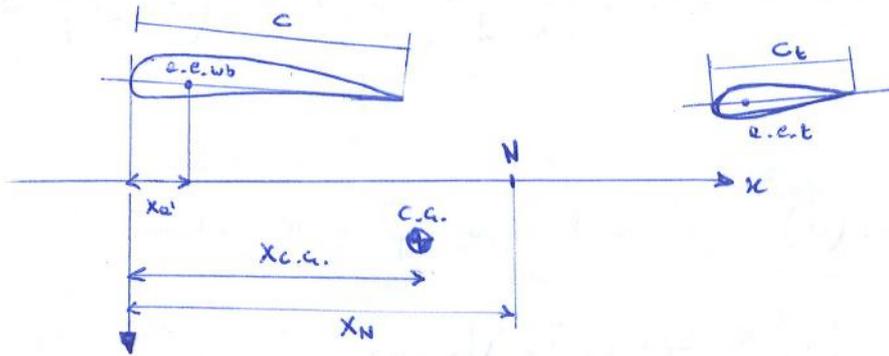
$$\alpha_p = \alpha - \alpha_{p_0}$$

$$\frac{\partial C_{HP}}{\partial \alpha_p} \alpha_p = \frac{\partial C_{HP}}{\partial \alpha} (\alpha - \alpha_{p_0}) = \frac{\partial C_{HP}}{\partial \alpha} \alpha - \frac{\partial C_{HP}}{\partial \alpha} \alpha_{p_0}$$

α_{p_0} esiste perché l'asse del prop. ovvero T è angolato rispetto ad $Q=0$ con angolo costante, (a meno di parlare di thrust-vectoring).

$$\frac{\partial C_{HP}}{\partial \alpha} \alpha_{p_0} \approx \text{cost}, \text{ non dipende da } \alpha. = C_{HP_0}$$

Ritorniamo alle relazioni del C_{HG} .



$x_{c.g.} < x_N$ affinché $C_{M\alpha} < 0$.

Se sostituiamo la relazione del punto neutro in $C_{M\alpha}$ si ha:

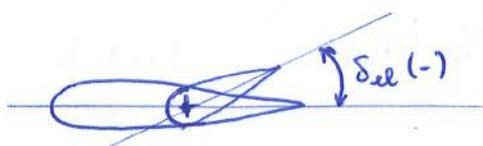
$$C_{M\alpha} = a \left[\frac{x_{c.g.} - x_N}{c} \right] \rightarrow \text{MARGINE STATICO}$$

Il numeratore deve avere segno negativo affinché $C_{M\alpha} < 0$: $x_{c.g.} < x_N$. Si spiega anche l'utilità di aver introdotto il S.R. in cui x è orientato verso destra per il centro body. Le code di contributo all'equilibrio annullano $C_{M\alpha}$.

Riprendendo le relazioni del $C_{M\alpha}$ del $C_{M\alpha}$ e intervenendo su termini di $C_{M\alpha}$ quali $C_{M\alpha 0}$, i , $C_{M\alpha}$ che possono determinare uno spostamento delle curve $C_{M\alpha}(\alpha)$ su o giù in modo da determinare nuovi α_{eq} , cioè equilibri in diverse condizioni di volo. Su alcuni velivoli si interviene sulla posizione del baricentro: cambio $x_{c.g.}$, $C_{M\alpha}$ varie, $C_{M\alpha} = \text{cost}$, trova diversi punti di equilibrio (inters. $C_{M\alpha}$ con α) ma varia anche il margine statico $\frac{x_{c.g.} - x_N}{c}$, quindi $C_{M\alpha}$ avere comporta una variazione dell'equilibrio.

Come è possibile variare le $x_{c.g.}$? 4 modi:

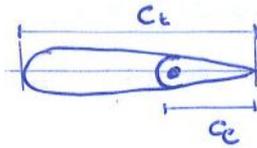
1) Aprire su $C_{M\alpha 0}$: ala con flap o elevatori (sup. mobili che può essere ruotate coerentemente o no sulle seriali).



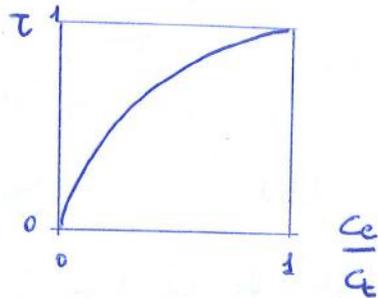
$$\delta_{el}(-) \Rightarrow C_{M\alpha}(+)$$

$\delta_{el}(-)$ determina un innalzamento negativo del profilo: profilo rovesciato tendente a profilo autostabile.

Si definisce:



L'andamento di $\tau(C_e/C_t)$:



$\frac{C_e}{C_t} = 1$: all moving tail

$C_e = C_t$: $\tau = 1$

Valori più usuali:

$0.4 < \frac{C_e}{C_t} < 0.5 \rightarrow \tau = 0.6$

In base alla superficie mobile, alla C_e risp. a C_t sono dedurre l'effetto su τ .

$$\tau = \frac{\partial \alpha_t}{\partial \delta}$$

$$\Delta \alpha_t = \tau \Delta \delta = \frac{\partial \alpha_t}{\partial \delta} \Delta \delta$$

$$\alpha_t = \alpha_{wb} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) - i \quad (\text{No equilibratore})$$

Con equilibratore:

$$\alpha_t = \alpha_{wb} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) - i + \tau \Delta \delta$$

$$C_{L_t} = a_{L_t} \alpha_t = a_{L_t} \left[\alpha_{wb} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) - i + \tau \Delta \delta \right]$$

$$C_L = (C_L)_{\delta=0} + \frac{\partial C_L}{\partial \delta} \delta = C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta} \delta \rightarrow \underline{\text{DERIVATA } C_{L\delta}}$$

Analogamente:

$$C_{M_G} = (C_{M_G})_{\delta=0} + \frac{\partial C_{M_G}}{\partial \delta} \delta = (C_{M_G})_{\substack{\delta=0 \\ \alpha=0}} + C_{M\alpha} \alpha + C_{M\delta} \delta$$

indicando:

$$C_{M\delta} \delta = \underline{\text{Elevator Power}}$$

indice e capacità del piano di coda a far variare C_{M_G} , ovvero se è efficace ad assicurare cond. di equilibrio diverse.

$$\Delta \delta(+): \Delta \alpha_t(+): \tau \Delta \delta(+): \Delta L_t(+): C_{M\delta} < 0 \text{ a picchiare}$$

VELIVOLO TUTT'ALA:

$$C_{L\delta} = \frac{\partial C_{Lwb}}{\partial \delta} \quad (\text{elwom } \delta)$$

Richiamando:

$$C_{H\alpha} = C_{H0wb} + C_L \frac{x_a - x_{a'}}{c} - C_{L\bar{V}} + C_{HP}$$

$$\star \frac{\partial C_{H\alpha}}{\partial \delta} = C_{H\delta} = \frac{\partial C_{H0wb}}{\partial \delta} + \frac{\partial C_L}{\partial \delta} \frac{x_a - x_{a'}}{c} - \frac{\partial C_{L\bar{V}}}{\partial \delta} + \frac{\partial C_{HP}}{\partial \delta} = 0$$

Quindi:

VEL. CONVENZ.

$$\frac{S \cdot l_t}{S \cdot c}$$

$$C_{H\delta} = \frac{S_t}{S} \omega_t \tau \frac{x_a - x_{a'}}{c} - \omega_t \tau \bar{V}$$

$$\Delta = - \underbrace{C_{\alpha} \omega_t \tau \bar{V}}_{(-)} + \underbrace{C_{\alpha} C_{L\delta} \frac{x_a - x_{a'}}{c}}_{(+, \text{piccolo})} \quad \Delta < 0, \Delta \neq f\left(\frac{x_a}{c}\right)$$

TUTT'ALA (No tail, solo wb)

$$C_{H\delta} = \frac{\partial C_{H0wb}}{\partial \delta} + \frac{\partial C_{Lwb}}{\partial \delta} \frac{x_a - x_{a'}}{c}$$

$$\Delta = C_{\alpha} \frac{\partial C_{H0wb}}{\partial \delta} \quad \Delta < 0, \Delta \neq f\left(\frac{x_a}{c}\right)$$

Dal sistema delle eq. di equilibrio possiamo ricavare anche la seguente relazione, ovvero $C_{\alpha eq} = f(\alpha_{eq})$: Domande 4 ES1

$$C_{\alpha eq} = - C_{H0} \frac{C_{L\delta}}{C_{H\delta}} + \underbrace{\left(C_{\alpha} - C_{H\alpha} \frac{C_{L\delta}}{C_{H\delta}} \right)}_{C_{\alpha eq}} \alpha_{eq} \quad : \quad \left. \begin{array}{l} C_{H\alpha} (-) \\ C_{H\delta} (-) \\ C_{L\delta} (+) \end{array} \right\} \rightarrow (-) C_{\alpha eq} < C_{\alpha}$$

moto ↙

$$C_{\alpha eq} = - C_{H0} \frac{C_{L\delta}}{C_{H\delta}} + C_{\alpha eq} \alpha_{eq}$$

da confrontare con: $C_L = C_{\alpha} \alpha + C_{L\delta} \delta$. Quest'ultima è una retta pendenza con pendenze C_{α} . La prima equazione invece è per equilibrio, con pendenza $C_{\alpha eq}$. Il segno del termine noto è:

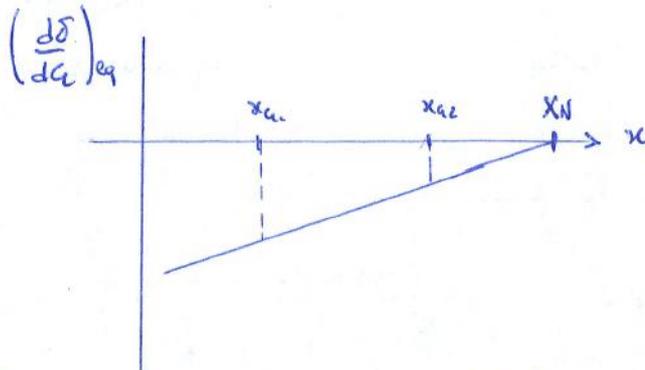
$$C_{H0} (+) \quad C_{L\delta} (-) \rightarrow (-) \cdot (-) \rightarrow (+) : \text{inters. amx } y > 0$$

Determinare la posizione del punto Neutro:

in modo classico:

Considero 2 posizioni di baricentro, rilevate per diversi q di volo, i valori di δ_{eq} . I q sono scelti in base alle velocità di volo: q elevato: α elevato, V piccola e viceversa. Si applica un potenziometro sull'asse di rotaz. equil.

Per 2 prove di volo e quindi 2 x_G differenti, posso ricavare un diagramma:



Per $\left(\frac{d\delta}{dq}\right)_{eq} = 0$, ovvero

quando $q_{in} = 0$ e $x_G = x_N$ ricavo punto neutro.

Il punto neutro dipende dalle caratteristiche geometriche del velivolo.

Relazione di δ in funz. di V : $\delta = f(V)$

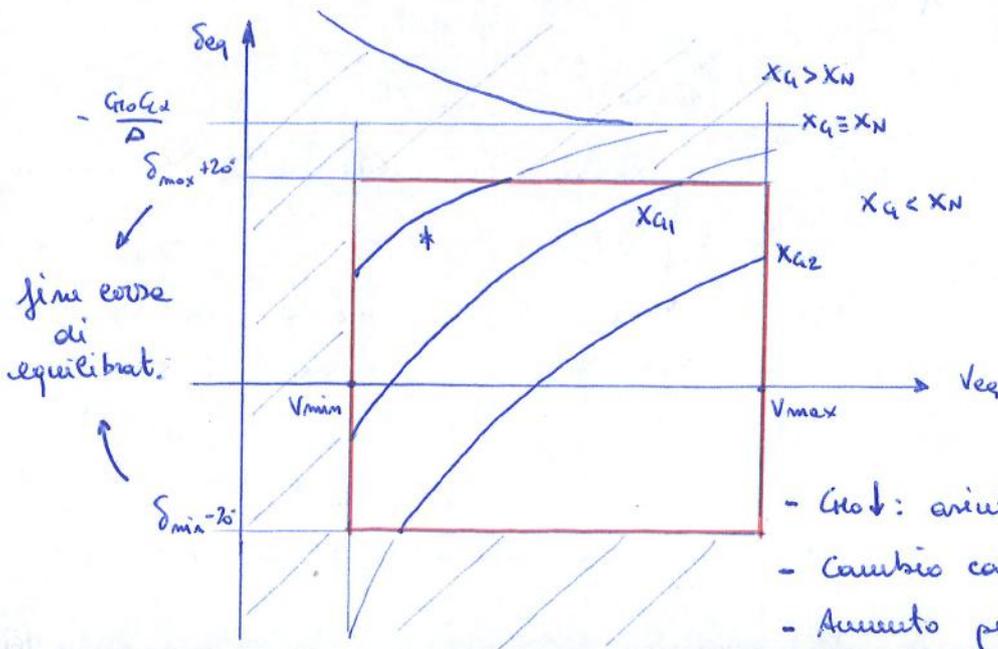
$$W = L = \frac{1}{2} \rho_0 V_{eq}^2 C_{eq} S$$

$$* \rho_0 V_{eq} = \rho V^2$$

$$\Rightarrow C_{eq} = \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_0 V_{eq}^2}$$

$$\delta_{eq} = - \frac{C_{no} C_x}{\Delta} - \frac{C_{in}}{\Delta} \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho_0 V_{eq}^2}$$

Diagramma:



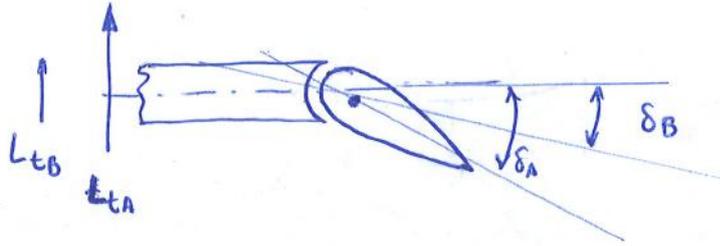
x_{G2} : Non rieso ad equil. a V_{min} perché ho bisogno di $\delta < \delta_{min}$. Rieso ad equil. alla V_{max} .

x_{G1} : Non rieso ad equil. alla V_{max} : $\delta > \delta_{max}$

*: Non ho equilibr.

RIMEDI:

- $C_{no} \downarrow$: anitoto al di sotto di $\delta = +20^\circ$
- Cambio calettamento: centro curva su $\delta = 0$
- Aumento piano orizzontale

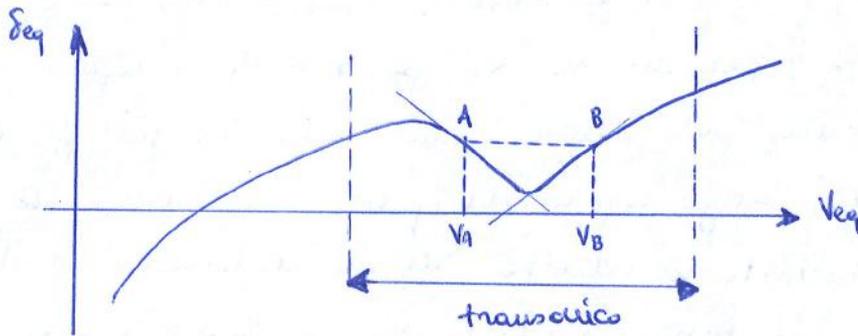


Se il pilota non fa nulla, il velivolo tenderà a picchiare: $L_{tB} < L_{tA}$ e la velocità aumenta.

Solo con curve e concavità vs bano ho speed-stability.

Perdite di Speed-Stability: fase transonica

Analisi delle curve in regime transonico:



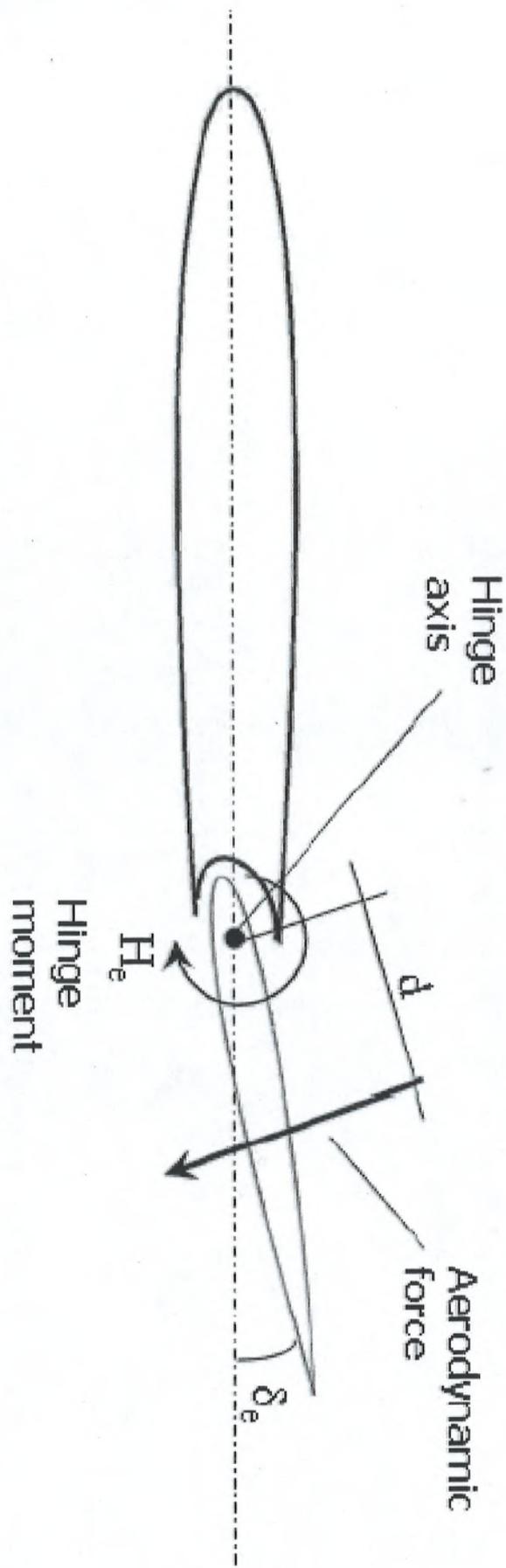
Dove perdiamo la concavità, perdiamo la Speed-Stability. Per motivi aerod. si modifica l'andamento delle curve di $\delta_{eq}(V_{eq})$.

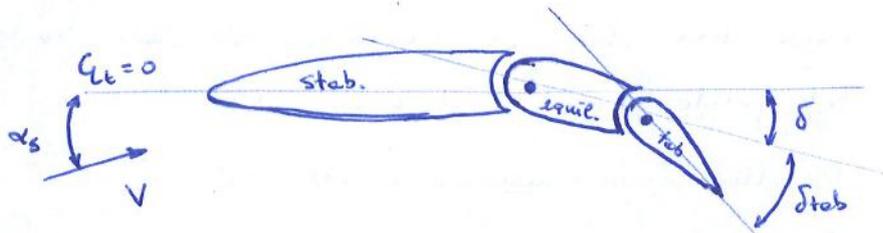
CONDIZIONI EQUIV. DI STABILITÀ STATICA LONGA:

$$C_{M\alpha} < 0 ; \quad \frac{d\delta_{eq}}{d\alpha_{eq}} < 0 ; \quad \frac{d\delta_{eq}}{dV_{eq}} > 0$$

baricentro ant. al punto neutro.

MOMENTO DI CERNIERA





Il profilo dell'equilibratore è simmetrico: $C_{Ht} = 0$ coincide con la corda.

δ : rotazione equilibratore risp. orizzontale

δ_{tab} : rotazione allette risp. equilibratore.

α_s : angolo risp. a V , perché: $\alpha_s = \alpha_t$ se $\delta = 0$, $\delta_{tab} = 0$

Cosa è TAB: può essere

- è un'altra {
- Correttiva (trim)
 - Servomotrice
 - Compensativa

Deriviamo:

$$C_H = b_0 + b_1 \alpha_s + b_2 \delta + b_3 \delta_{tab}$$

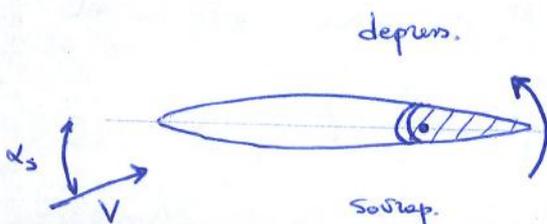
$b_0 = 0$ se profilo simmetrico, perché momento focale nullo perché il profilo è simmetrico.

L'intervallo di variazioni di α_s , δ , δ_{tab} deve essere limitato per poter linearizzare le derivate aerodinamiche, esse risultano costanti:

$$b_1 = \frac{\partial C_H}{\partial \alpha_s} = \text{cost} \quad b_2 = \frac{\partial C_H}{\partial \delta} = \text{cost} \quad b_3 = \frac{\partial C_H}{\partial \delta_{tab}} = \text{cost}$$

DERIVATE AEROD. b_1 b_2 b_3

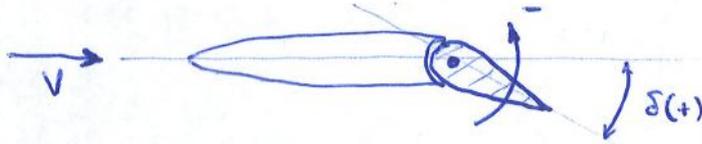
Quando varia α_s e δ , $b_1 < 0$: è causa della diff. di pressione, nasce un momento di segno (-)



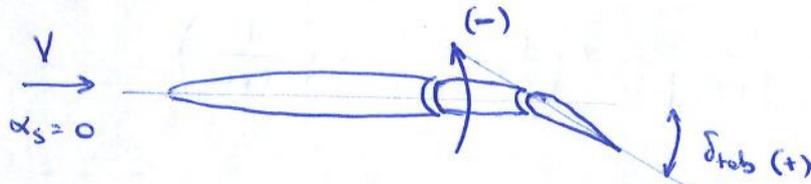
tale per cui $b_1 < 0$.

Momento picchiante

In questo caso $\alpha_s = 0$: nasce un momento negativo e $b_2 < 0$.



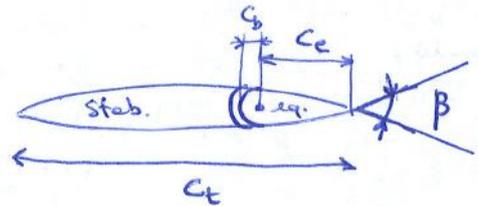
Per la tab: $\delta = 0$



$b_3 < 0$

Problema: trovare b_1, b_2, b_3 e realizzare un impennaggio con alette efficaci. Se trovo le soluzioni, può non essere più costante il valore di b_1, b_2, b_3 . Inoltre ai fini dell'efficacia delle alette è non trascurabile la viscosità e il lo strato limite. In molte b_1, b_2, b_3 vengono dati. I parametri che influenzano se queste 3 derivate aerod. sono:

- Tipo di profilo:
- Rapporto: $c_e / c_{tot} = c_e / c_t$
- forme becco equilibratore
- forme tra stab/equil. (se esiste)
- Angolo β
- Forme bordo uscite
- Re
- Ma



Esprimiamo il C_H con un'altra relazione:

$$C_H = C_{H0} + C_{H\alpha} \alpha + b_2 \delta + b_3 \delta_{stab}$$

Le due relazioni sono collegate perché:

$$\alpha_s = (\alpha_t)_{\delta=0} = \alpha_{wb} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) - i \quad \text{Sost. } \alpha_{wb} \rightarrow \text{molt} \rightarrow \text{roce. } i \rightarrow \frac{i}{1+F}$$

Consideriamo le II relaz. di C_H :

$$C_H = C_{H0} + C_{H2}\alpha + b_2\delta + b_3\delta_{tab} = 0$$

indichiamo $\delta = \delta_{float}$ e ricaviamo:

$$\delta_{float} = -\frac{1}{b_2} (C_{H0} + C_{H2}\alpha + b_3\delta_{tab})$$

Quindi, per memoria: in condizioni di comando liberi, $C_H = 0$ e $\delta = \delta_{float}$.

Se l'equilibratore è libero di orientarsi, la distribuzione di punone determina una diminuzione della portanza rispetto alle condizioni con equilibratore non libero di orientarsi.

Indichiamo con apice "1" la situazione di comando libero.

$$C_L' = C_{L2}\alpha + C_{L5}\delta_{float} \rightarrow \text{sost. aff} \rightarrow \text{molt} \rightarrow \text{acc. } \alpha$$

$$C_L' = C_{L0}' + C_{L2}'\alpha$$

$$C_L' = -\frac{C_{L5}}{b_2} (C_{H0} + b_3\delta_{tab}) + (C_{L2} - \frac{C_{L5}C_{H2}}{b_2})\alpha$$

$$C_{L2}' = \frac{\partial C_L'}{\partial \alpha} = C_{L2} - \frac{C_{L5}C_{H2}}{b_2} = a'$$

N.B.:

$$C_{L5}: \text{piccolo}; \quad \frac{C_{H2}}{b_2} \approx 1;$$

$$C_{L2}' \approx C_{L2} \quad \text{ma} \quad \boxed{C_{L2}' < C_{L2}}$$

Dimostro che:

A comando liberi il velivolo diventa "meno portante."

VELIVOLO TUV'ATA:

Riprendiamo la relazione (o). Risulta che:

$$C_{H2} = b_1 \quad \text{perché non c'è il downwash factor in una curva della coda.}$$

$$a' = a \left(1 - \frac{C_{L5}b_1}{ab_2} \right)$$

↳ free elevator factor per tutt'ala.

FUOCO A COMANDI LIBERI (VEL. CONVENZ)

Sapendo che:

$$\frac{x_N}{c} = \frac{x_a}{c} + \frac{a_t}{a} \bar{V} \left(1 - \frac{\partial E}{\partial \alpha} \right) - \frac{1}{a} \frac{\partial C_{HP}}{\partial \alpha} \quad (\text{Relaz. } x_N \text{ a equ. bloccati})$$

Per comandi liberi: — free elev. factor

$$\frac{x_N'}{c} = \frac{x_a'}{c} + \frac{f a_t}{a'} \bar{V} \left(1 - \frac{\partial E}{\partial \alpha} \right) - \frac{1}{a'} \frac{\partial C_{HP}}{\partial \alpha}$$

Si verifica che $\frac{x_N}{c} > \frac{x_N'}{c}$, cioè il fuoco del velivolo a comandi liberi si trova in posizione anteriore risp. fuoco a comandi bloccati. La ritragg. di eq. a comandi liberi è più intuitiva in termini di escursione del baricentro. Dall'analisi dei singoli termini ci rendiamo conto di questo.

$$C_{H\alpha} = a \frac{x_a - x_N}{c} \quad \text{opp} \quad C_{H\alpha}' = a' \frac{x_a' - x_N'}{c}$$

$$\frac{x_a - x_N}{c} = \frac{C_{H\alpha}'}{a'} = \frac{1}{a'} \left(C_{H\alpha} - \frac{C_{H\delta} C_{H\alpha}}{b_2} \right) \quad (+)$$

$$\frac{x_a - x_N'}{c} = \frac{1}{a'} \left(a \frac{x_a - x_N}{c} - \frac{C_{H\delta} C_{H\alpha}}{b_2} \right) \quad (-) \quad (F)$$

Le trattazioni appena fatte riguardano un velivolo con trasmiss. di comandi meccanica classica insensibile per cui il pilota, se sta volando, e tiene i comandi, quindi equilibri "bloccato", in presenza di disturbo il velivolo, poiché è stat. stabile, ritorna nelle cond. di eq. iniziale. Se sullo stesso velivolo nelle stesse condizioni il pilota non tiene le cloche cioè l'equilibratore è "libero", all'arrivo del disturbo può succedere che: Se x_a è anteriore a x_N' , il velivolo è intrinsecamente stabile e torna nella posizione di equilibrio senza azione correttiva del pilota. Se tuttavia $x_N' < x_a < x_N$ allora non c'è stabilità intrinseca (c'è stab. a comandi bloccati, ma a com. libero). 25

Allora:

$$\begin{aligned} \frac{x_u - x_N'}{c} &= \frac{a}{a'} \frac{x_u - x_N}{c} + \underbrace{\omega_e \tau \bar{V}}_{\omega_e} \frac{C_{H\alpha}}{a' b_2} - \frac{C_{H\alpha}}{a' b_2} C_{L\delta} \frac{x_u - x_{e'}}{c} = \\ &= \frac{x_u}{c} \cdot \frac{1}{a'} \left(a - \frac{C_{H\alpha} C_{L\delta}}{b_2} \right) - \frac{a}{a'} \frac{x_N}{c} + \frac{x_{e'}}{c} \frac{C_{H\alpha}}{a' b_2} C_{L\delta} + \omega_e \frac{C_{H\alpha}}{a' b_2} \bar{V} = \\ &= \frac{x_u}{c} - \frac{1}{a'} \left(a \frac{x_N}{c} - \frac{C_{H\alpha} C_{L\delta}}{b_2} \frac{x_{e'}}{c} \right) + \frac{C_{H\alpha}}{a' b_2} \omega_e \bar{V} = \end{aligned}$$

Deriviamo:

$$\frac{x_{e'}}{c} = \frac{x_{e'} - x_N}{c} + \frac{x_N}{c}$$

da cui:

$$\begin{aligned} &= \frac{x_u}{c} - \frac{1}{a'} \left[a \frac{x_N}{c} - \frac{C_{H\alpha} C_{L\delta}}{b_2} \frac{x_N}{c} - \frac{C_{H\alpha} C_{L\delta}}{b_2} \frac{x_{e'} - x_N}{c} \right] + \frac{C_{H\alpha}}{a' b_2} \omega_e \bar{V} = \\ &= \frac{x_u - x_N'}{c} = \frac{x_u}{c} - \frac{a'}{a'} \frac{x_N}{c} + \frac{C_{H\alpha} C_{L\delta}}{a' b_2} \frac{x_{e'} - x_N}{c} + \frac{C_{H\alpha}}{a' b_2} \omega_e \bar{V} \end{aligned}$$

Ricordando che: $C_{L\delta} = \omega_e \tau \frac{St}{S} = \omega_e \frac{St}{S}$

$$C_{H\alpha} = b_1 \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right)$$

Risultate:

$$\frac{x_N'}{c} = \frac{x_N}{c} - \frac{C_{H\alpha} C_{L\delta}}{a' b_2} \left(\frac{x_{e'} - x_N}{c} + \frac{\omega_e \bar{V}}{C_{L\delta}} \right)$$

$$\frac{x_N'}{c} = \frac{x_N}{c} - \underbrace{\frac{\omega_e b_1}{a' b_2}}_{(-)} \underbrace{\left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right)}_{(+)} \left(\bar{V} - \frac{St}{S} \frac{x_N - x_{e'}}{c} \right)$$

termini interamente parametri geometrici, aerodinamici che è costante, definito il velivolo.

La posizione del fuoco del velivolo è più avanzata rispetto a canali eberi bloccati

Ricordiamo che nelle condizioni di comando liberi, l'equilibratore si dispone secondo l'angolo di libero orientamento tale da annullare il momento di curvatura. In tale condizione è come se il coeff. angolare di portanza fosse ridotto (e per minimamente). Se parliamo di velivolo tutt'ale, il free-elevator factor è dato dalla relazione $a' = \dots$.
 A rigore, per il tutt'ale si parla di free-elevator. Questo parametro nel velivolo convenzionale è maggiore risp. al tutt'ale ed esprime le perdite di efficacia del piano di coda.

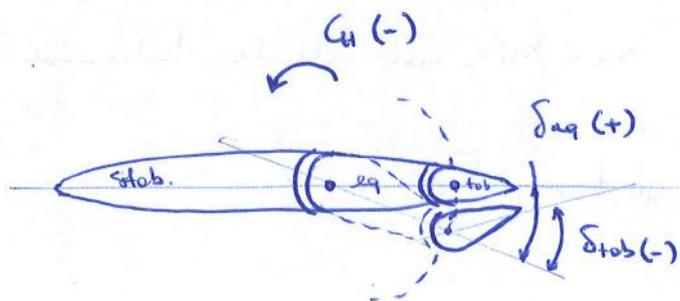
Si è già valutato il fuso nel caso di comando liberi: le posizioni di questo è più rispetto alle posizioni del fuso e comandi bloccati (vale sia per tutt'ale che convenzionali).
 La stabilità del velivolo si ripercute sulle manovrabilità del velivolo.

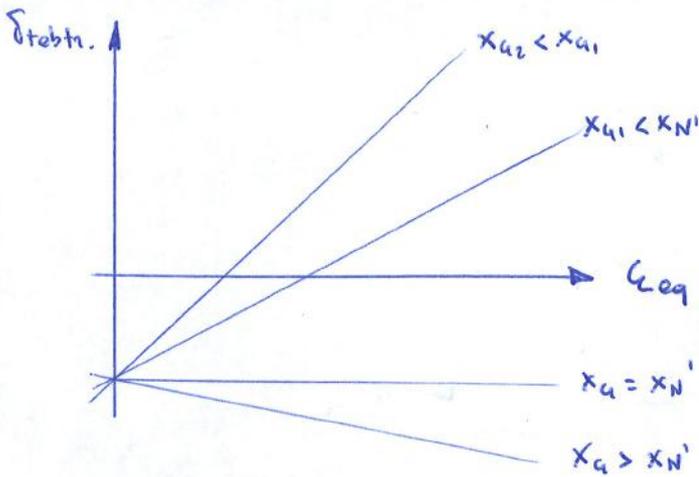
ALETTA CORRETRICE

Annulla lo sforzo di barra, cioè la forza che deve esercitare il pilota per tenere in equilibrio la barra. Viene anche chiamata TRIM-TAB: le interfacce di volo trimmate è proprio quelle tali per cui il pilota non agisce sulle barre per mantenere le posizioni dell'equilibratore. È un comando a discrezione del pilota.

Occorre annullare il momento di curvatura:

$$H = C_H S_C C_e \frac{1}{2} \rho V^2 = 0 \quad \text{Cond. di trimmaggio.}$$



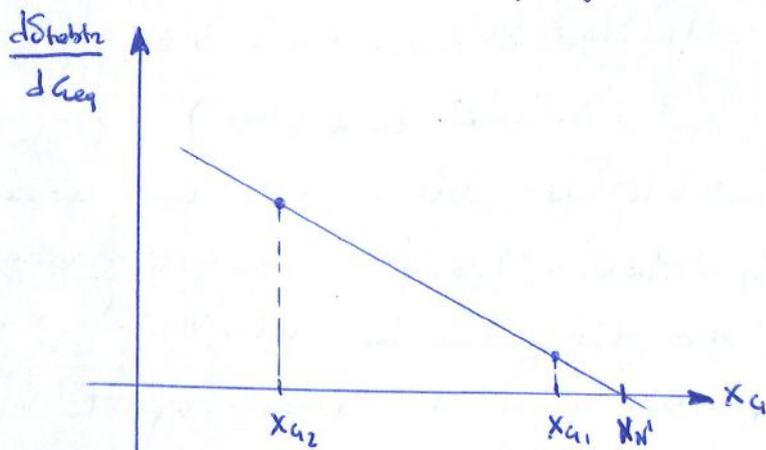


DETERMINAZIONE SPERIMENTALE DI $x_{N'}$

Nota v_{eq} (= v_{ind} senza errori) calcolata:

$$G_{eq} = \frac{W/S}{\frac{1}{2} \int_0^{\infty} v_{eq}^2}$$

Procediamo individuando 2 posizioni del baricentro:



Il punto neutro è determinato sperimentalmente dove la retta incontra l'asse delle ascisse.

Deve valutare l'intervallo di trimmabilità del sistema con altre esecuzioni.

Consideriamo le esecuzioni di G_{eq} e Δ_{stab} :

(faint handwritten notes)

ALETTA COMPENSATRICE

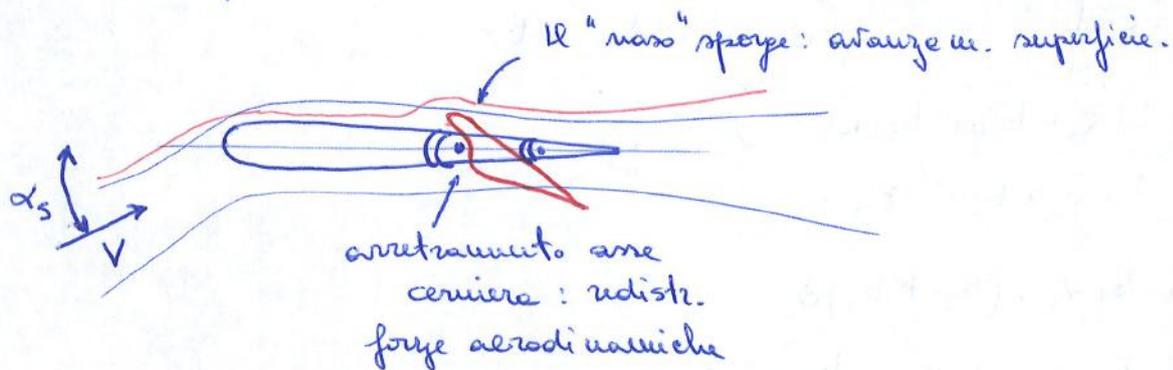
Serve a ridurre il momento di curvatura. Si ottiene una compensazione aerodinamica in questi modi:

- Avvicinamento asse di curvatura
- Avanzamento di parti di superficie mobile davanti all'asse di curvatura
- Allette compensatrice

Ma tra le tria-tab viene prima il comando lasciato a discrezione del pilota, stavolta l'allette è azionate da un comando nel momento in cui viene azionato l'equilibratore. Grazie alla compensazione, viene ridotto lo sforzo da parte del pilota.

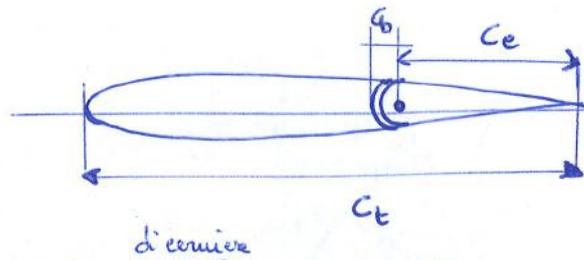
Questa "innovazione" deriva dall'aumento delle dimensioni e velocità dei velivoli dopo la WWII, perché il momento di curvatura H è funzione di l^3 e V^2 . Per velivoli con traccie di comando elastiche meccaniche invertibili è stato un grosso problema, e il superamento di ciò è riuscito grazie alle compensazioni aerodinamiche per mezzo di allette. Quindi lo sforzo di barra è ridotto ^{non} meccanicamente ma aerodinamicamente.

Come sui primi 2 metodi:



⇒ riduzione del termine in δ senza però cambiarlo di segno!

Arretramento asse di cerniere: schema:



Con l'arretramento dell'asse di cerniere si valuta l'andamento di b_1 e b_2 in funzione del rapporto c_g/c_e .

b_1 è il termine in α_3 : variazione di $C_H(\alpha_3)$

b_2 : variazione di $C_H(\delta)$

Il parametro che più influenza b_1 e b_2 è proprio c_g/c_e .

┌ Punto delle situazioni

- Definizione del comando longitudinale attraverso punti caratteristici:

- x_N a comandi bloccati
- x_N' a comandi liberi

L'ala tab è stata vista come correttiva e ora compensativa: finalità diminuire / diminuire il momento di curvatura / sfogo di barre. Ciò comporta delle posizioni limite del baricentro, Trim-Tab e Tab (collocate al trimming edge dell'equilibratore) vengono comandate dal pilota. I servocomandi, vent. presenti, modificano le percezioni: artificial-feel. In particolare le trim-tab è azionate dal pilota tramite "manopole", mentre le secche, le tab, si azionano indipendentemente dalla volontà del pilota, che muove solo l'equilibratore. In alcuni casi le stesse tab fanno da correttive che compens.

Ritorniamo alla compensazione con arretramento dell'asse di cerniere. Per α e δ costanti, gli andamenti di b_1 e b_2 sono lineari. L'andamento non è lineare più quando le superfici perdono di efficacia.

Queste situazioni, con due δ positivi, comportano ulteriore sovrapposizione e quindi aumento del momento di curvatura. In questa situazione non abbiamo arretrato l'asse.

termine in δ è: $b_2 \left(1 + k \frac{b_3}{b_2}\right) \delta$ in questo caso $\delta_{tab} = + k \delta$, $k \neq 1$

$$b_2 > 0 \Rightarrow \frac{b_3}{b_2} < 0 \Rightarrow k \frac{b_3}{b_2} < 0 \text{ e } \left| k \frac{b_3}{b_2} \right| > 1 \text{ in che modo?}$$

$$|k b_3| > |b_2|$$

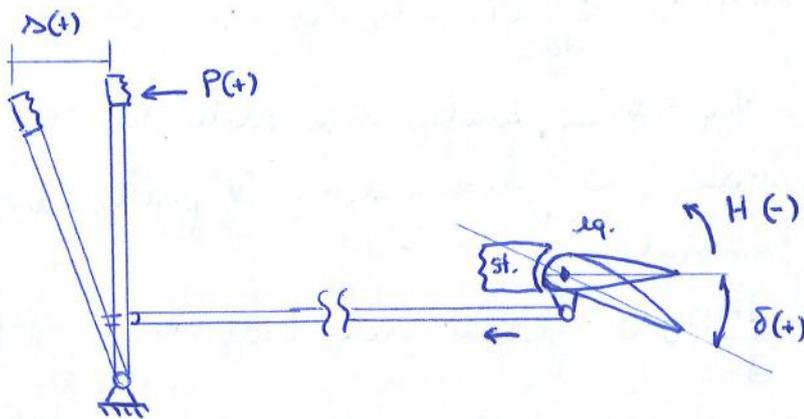
$$\text{Quindi } k > 0, b_2 > 0, b_3 < 0 : \left| b_2 \left(1 + k \frac{b_3}{b_2}\right) \right| < |b_2|$$

perché la () in δ è < 0 e il modulo è < 1 .

Ottengo la riduzione dei termini in δ , e mantenimento del requisito di stabilità del comando, $b_2 < 0$.

L'assetto risulta efficace con eccessivo arretramento dell'asse di curvatura.

TRASMISSIONE DI COMANDO



Lo sforzo di barra P è definito positivo e spingere. Questo determina uno spostamento $S(+)$ in avanti. L'equilibratore ruota di $\delta(+)$ e $H(-)$ e $G_H(-)$

elenco di requisiti:

- 1) **ISTINTIVITA'**: $\frac{d\delta}{dS} > 0$ perché il pilota spingendo le barre in avanti, il pilota istintivamente si aspetta una pieghiate:

Dimostriamo che il requisito 4 e 5 vengono soddisfatti se $x_G < x_{N'}$:

Diamo in condizione di solo trimmato, in equilibrio ed atmosfera in quiete (H_p):
 tolgo le mani dalle barre e non succede niente. Se atmosfera non in quiete (sempre), togliendo le mani dalle barre ed incontrando un disturbo succede che, il velivolo essendo staticamente stabile, surge attriti sulle trasmissioni di comando, rimane stabile, ma $x_G < x_{N'} (\neq x_N)$. Al contrario se ho le mani sulla barra, dato un disturbo, il velivolo torna in posizione se $x_G < x_N$.
 Se ho $x_N < x_G < x_{N'}$ allora devo separare i casi.

$$P = -G \cdot H = -G \cdot C_H S e c_e \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$C_H = C_{H0} + C_{H\alpha} \alpha_{eq} + b_2 \delta_{eq} + b_3 \delta_{tab} \quad (\text{rituale pernice})$$

$$C_H = 0 = C_{H0} + C_{H\alpha} \alpha_{eq} + b_2 \delta_{eq} + b_3 \delta_{tabtrim} \quad (\text{Velivolo trimmato})$$

$\delta_{tab} \rightarrow \delta_{tabtrim}$

Sottraendo membro e membro:

$$C_H = b_3 (\delta_{tab} - \delta_{tabtrim}) \quad \text{pag. 30}$$

$$\delta_{tabtrim} = -\frac{1}{b_3} \left(C_{H0} + \frac{C_{H\alpha} \alpha_{eq} - b_2 \alpha_{eq}}{\Delta} C_{H0} - \frac{a' b_2}{\Delta} \frac{x_G - x_{N'}}{c} \alpha_{eq} \right)$$

Sostituendo:

$$C_H = b_3 \delta_{tab} + C_{H0} + \frac{C_{H\alpha} \alpha_{eq} - b_2 \alpha_{eq}}{\Delta} C_{H0} - \frac{a' b_2}{\Delta} \frac{x_G - x_{N'}}{c} \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho V^2}$$

In P:

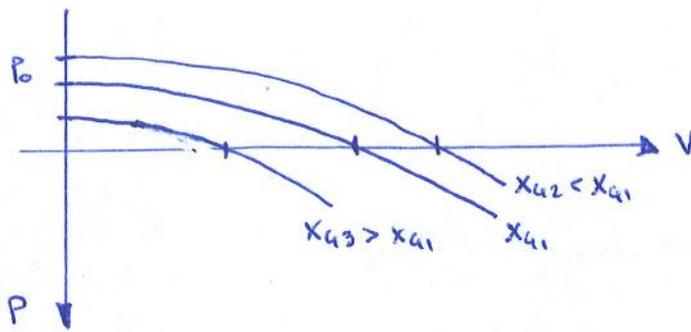
$$P = -G S e c_e \left(b_3 \delta_{tab} + C_{H0} + \frac{C_{H\alpha} \alpha_{eq} - b_2 \alpha_{eq}}{\Delta} C_{H0} \right) \frac{1}{2} \rho V^2 + G S e c_e \frac{W}{S} \frac{a' b_2}{\Delta} \frac{x_G - x_{N'}}{c}$$

$$P = P_0 + B \frac{1}{2} \rho V^2$$

Relazione quadratica in cui P_0 non dipende da V . Lo sforzo di barre in funzione della velocità ha un andamento parabolico.

$$P_0 = G S e c_e \frac{W}{S} \frac{a' b_2}{\Delta} \frac{x_G - x_{N'}}{c}$$

(+)
(-)
(-)
(-)



Diagr. per velocità
curve δ_{tab} .

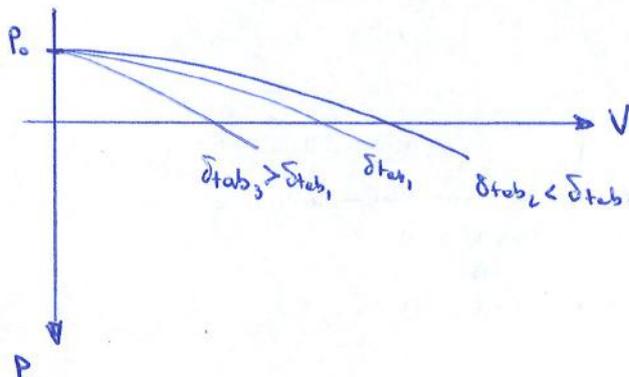
In questo caso esiste una V_{trim} per cui si soddisfa il Req. 4. $\frac{dP}{dV} > 0$ Req. 5 ok.
 $\Rightarrow (-) < 0$ per avere $B > 0$.

$P_0 = f(x_a)$ e $B = f(\delta_{tab})$. Cambiando la x_a , allora si sposta la curva.

Di conseguenza, anche la V_{trim} cambia.

Lasciando invariato P_0 , ma variando δ_{tab} , quindi considerando in velocità con elitte tab :

@ x_a



Riprendendo la relazione $P = P_0 + \frac{1}{2} B \rho V^2$ e derivando:

$$\frac{dP}{dV} \text{ (Req. 5)} = B \rho V: \text{ allora per una data } \delta_{tab} \text{ definite, } B = \text{cost}$$

Allora $\frac{dP}{dV}$ cresce con ρ e V : Se $\uparrow \rho \downarrow$ le curve si appiattiscono ed

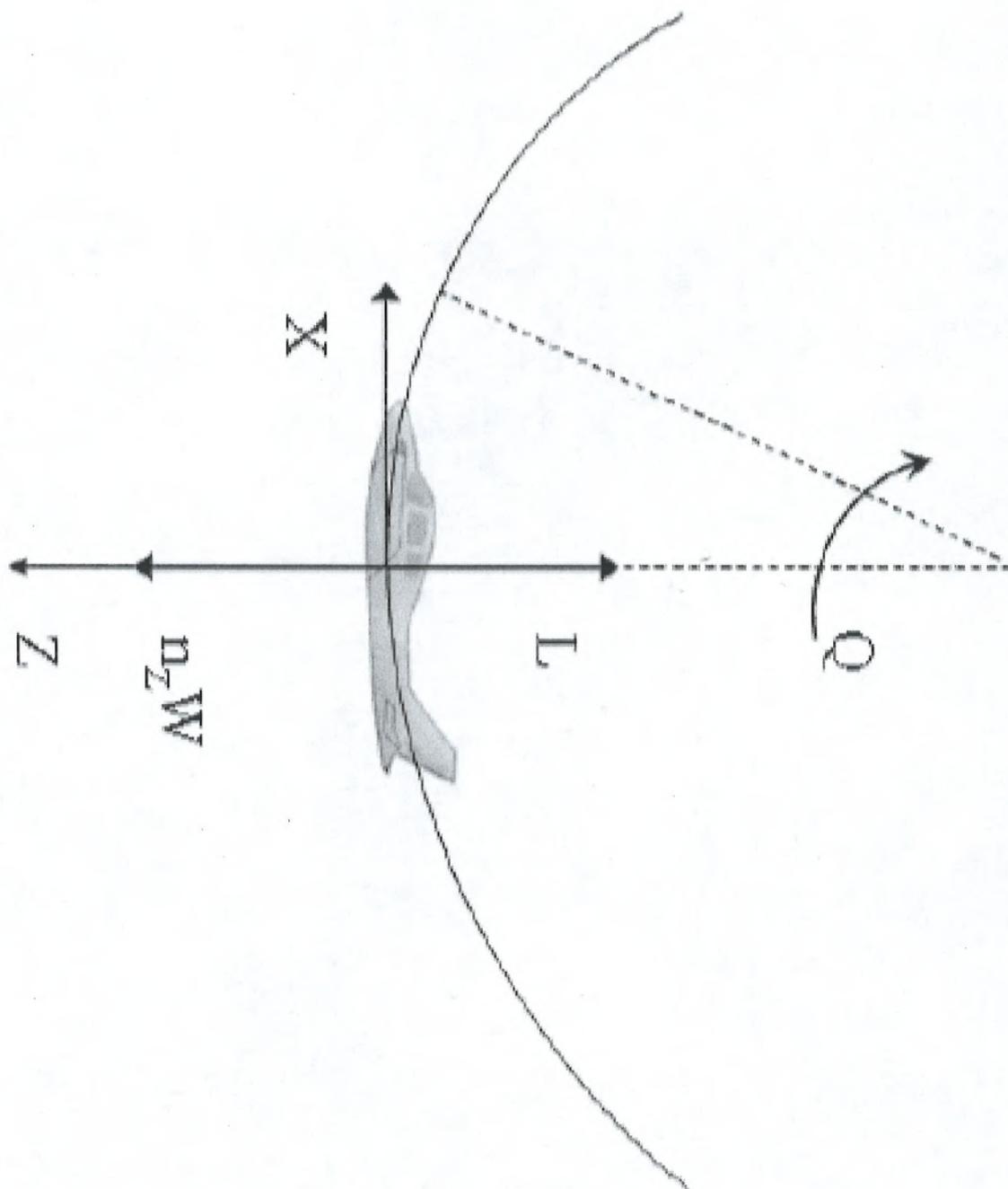
inoltre la curvatura aumenta con V .

La derivata impone segno e valore a $\frac{dP}{dV}$ e la sua validità in tutto l'intervallo di velocità.

N.B.

Essendo $P_0 = f(x_a)$, cambiando x_a si modifica P_0 , che è uno sforzo di barra per $V=0$ (fittizio). Nell'intervallo le velocità uniche è V_{trim} .

MANOVRA LONGITUDINALE



Le variaz. di δ e α in effetto secondario.

Quindi:

$$V = \text{cost} \quad \text{e} \quad \alpha = \text{cost} \Rightarrow m = \text{cost} \quad \text{e} \quad \gamma = \text{cost}$$

Nel moto ret. uniforme si ha: $\delta_{eq}, P_{eq} \rightarrow L = W$

$$\left. \begin{array}{l} \text{//} \quad \text{accelerato} \quad \text{//} \quad \text{//} \\ \delta_{eq} + \Delta\delta_{eq} \\ P_{eq} + \Delta P_{eq} \end{array} \right\} \rightarrow L = mW$$

Se cambia L , deve cambiare anche lo sforzo di barre del pilota.

$$\Delta m = m - 1$$

$$\left. \begin{array}{l} \Delta\delta_{eq} \\ \Delta P_{eq} \end{array} \right\} \propto \Delta m \quad \text{allora si definisce } m: \left\{ \begin{array}{l} \text{ELEVATOR ANGLE PER } g: \frac{\Delta\delta_{eq}}{\Delta m} \\ \text{STICK FORCE PER } g: \frac{\Delta P_{eq}}{\Delta m} \end{array} \right.$$

Se effettivamente le variazioni sono proporzionali al Δm , allora i gradienti legati al requisito delle "manovrabilità", nelle medesime condizioni, possono essere ritenuti costanti. I requisiti sono:

$$\left. \begin{array}{l} 6) \frac{\Delta\delta_{eq}}{\Delta m} < 0 \\ 7) \frac{\Delta P_{eq}}{\Delta m} < 0 \end{array} \right\} \text{REQ. MANOVABILITA'}$$

Il pilota vuole che, in moto accelerato, ci sia un diverso angolo dell'equilibratore rispetto a quello nel moto ret. unif. a pari velocità. Ed inoltre, al variare del fattore di contingenza in richiamata, ci deve essere un $\Delta\delta < 0$, cioè le barre e tirate a sé con sforzo negativo e motore l'equilibratore negativamente.

Il moto accelerato nel piano di simmetria implica un Δm e questo a sua volta un ΔG . Non solo, al Δm si associa anche un q (vel. di beccheggio) che determina ΔG :

$$q = (m-1) \frac{g}{V} = \frac{d\theta}{dt} = \dot{\theta} \neq 0$$



$\alpha \neq 0$ (per ciò detto prima).

$\frac{c}{2} = \tau^*$ tempo aerodinamico: per percorrere alla V la distanza $\frac{c}{2}$.

$C_{Lq} = \frac{\partial C_L}{\partial \hat{q}}$ $C_{Hq} = \frac{\partial C_{Hg}}{\partial \hat{q}}$ Adimensionali adms.

Esprimiamo:

$C_{L_t} = \alpha_t \omega_t : \Delta C_{L_t} = \omega_t \Delta \alpha_t = \omega_t q \frac{l'_t}{V}$

$\Delta C_{L_t} = \omega_t \frac{l'_t}{V} q \frac{c/2V}{c/2V} = \omega_t \frac{l'_t}{V} \hat{q} \frac{2V}{c}$ (**)

↓
Esprime la variazione del coeff. di portanza del tail per effetto di q .
Il contributo del velivolo è:

$\frac{S_t}{S} \Delta C_{L_t} = (\Delta C_L)_{tail} \leftarrow$ di tutto il velivolo

$(\Delta C_L)_{tail} = 2 \omega_t \frac{l'_t}{c} \frac{S_t}{S} \hat{q} = 2 \omega_t \bar{V}' \hat{q}$

$\frac{\partial C_L}{\partial \hat{q}} = C_{Lq} = 2 \omega_t \bar{V}'$ (+) definita da geometrie del velivolo.
↑
del velivolo

Ora:

$(\Delta M_G)_{tail} =$ variaz. mom. di beccheggio dovute al tail =
 $= - \Delta L_t \cdot l'_t$ $(\Delta L_t + : \Delta M_G -)$

$\frac{\Delta L_t}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = (\Delta C_L)_{tail} = \Delta C_{L_t} \frac{S_t}{S}$

Quindi:

$(\Delta C_{Hq})_{tail} = - \frac{\Delta L_t l'_t}{S c \frac{1}{2} \rho V^2} = - \frac{\Delta C_{L_t} S_t l'_t}{S c} = - \Delta C_{L_t} \bar{V}'$ (**)

$(\Delta C_{Hq})_{tail} = - \omega_t l'_t \hat{q} \frac{2}{c} \bar{V}'$

$$\mu = \frac{w/g}{\frac{c}{2} \rho}$$

Si nota che $\mu \uparrow : z \uparrow : \rho \downarrow$
PAR. MASSA

Allora $\Delta G = 2 \hat{q} \mu$

$$\Delta G = n (G)_{n=1} - (G)_{n=1} \rightarrow \Delta G = (G)_{n=1} (n-1) = 2 \hat{q} \mu$$

$$\Rightarrow \hat{q} = \frac{(G)_{n=1} (n-1)}{2 \mu}$$

$$\frac{\hat{q}}{n-1} = \frac{(G)_{n=1}}{2 \mu} \Rightarrow \hat{q} = \frac{(G)_{n=1}}{2 \mu} (n-1)$$

N.B. Infatti:

$$L = w + \Delta L \quad \text{con} \quad L = n w \quad \text{e} \quad \Delta L = (n-1) w$$

$$\text{divido } \frac{1}{2} \rho v^2 \Rightarrow \Delta G = (n-1) (G)_{n=1}$$

Inoltre:

$$q = (n-1) \frac{\rho}{v}$$

$$\hat{q} = \frac{q c}{2 v} = \frac{n-1}{v} \rho \frac{c}{2 v} = \frac{(n-1) \rho c}{2 v^2} \quad \text{con} \quad v^2 = \frac{w}{(G)_{n=1} \frac{1}{2} \rho S}$$

$$\hat{q} = \frac{(n-1) \rho c (G)_{n=1} \rho S}{4 w} \quad \text{con} \quad \mu = \frac{w/g}{\frac{c}{2} \rho}$$

$$\hat{q} = \frac{(G)_{n=1}}{2 \mu} (n-1)$$

Riprendiamo le relazioni

$$\Delta G = G_\alpha \Delta \alpha + G_\delta \Delta \delta + \left(\frac{\partial G}{\partial \hat{q}} \hat{q} \right) \rightarrow G_q$$

$$\Delta G = G_\alpha \Delta \alpha + G_\delta \Delta \delta + \frac{G_q}{2 \mu} (G)_{n=1} (n-1) = \underbrace{(G)_{n=1} (n-1)}_{\Delta G}$$

$$C_{\delta} C_{H\alpha} - C_{H\delta} C_{\alpha} = -\Delta$$

$$\frac{\Delta \delta}{\mu - 1} = - \frac{(C_{\alpha})_{u=1}}{\Delta} C_{H\alpha} \left(\frac{C_{Hq}}{2\mu} \frac{C_{\alpha}}{C_{H\alpha}} + 1 - \frac{C_{\alpha}}{2\mu} \right) = - \frac{(C_{\alpha})_{u=1}}{\Delta} \left[\frac{C_{Hq} C_{\alpha}}{2\mu} + C_{H\alpha} - \frac{C_{\alpha} C_{H\alpha}}{2\mu} \right]$$

$$= \mu \left[C_{H\alpha} \left(1 - \frac{C_{\alpha}}{2\mu} \right) + \frac{C_{\alpha} C_{Hq}}{2\mu} \right]$$

$$C_{H\alpha} = C_{\alpha} \frac{x_u - x_w}{c}$$

$$\frac{\Delta \delta}{\Delta \mu} = - \frac{C_{\alpha}}{\Delta} \left(1 - \frac{C_{\alpha}}{2\mu} \right) \left[\frac{x_u - x_w}{c} + \frac{C_{Hq} 2\mu}{2\mu(2\mu - C_{\alpha})} \right] \cdot (C_{\alpha})_{u=1} \quad \text{CODA}$$

CONTRIBUTO DELL'ALA IN C_{α} E C_{Hq}

Se il solido è tutt'ala ci sono le derivate C_{α} e C_{Hq} . ^{una prima cosa} Devono capire anche come usare aerodinamicamente questo contributo.

Le derivate aerodinamiche sono necessari per ottenere un modello matematico del solido.

Sappriamo di avere un'ala, in vista asimmetrica:

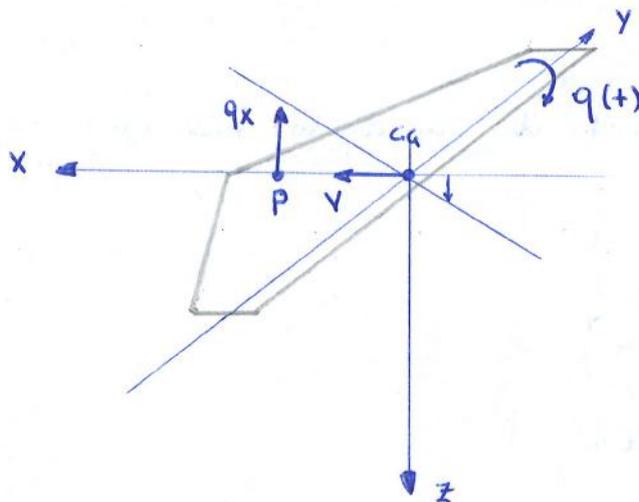


Fig. A.

Ala Delta (vel. tutt'ala)

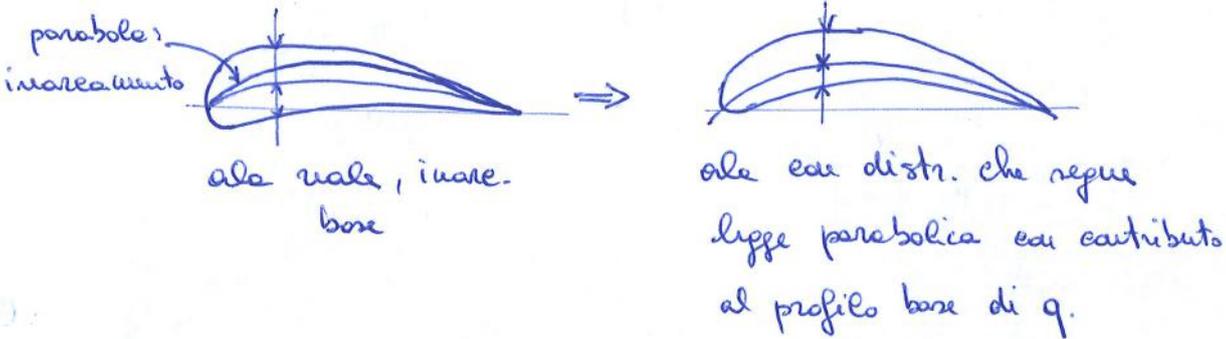
V: velocità dell'ala.

q: velocità di beccheggio

In P generico su x, si ha per effetto di q, una componente di velocità

Assumi se incurviamo le laminae con legge parabolica z , allora le 2 situazioni coincidono. Questo risultato si può utilizzare in 2 modi:

Sperimentale: considerare ale con incremento reale più legge parabolica. Oppure utilizzando l'aerodinamica teorica si costruisce il profilo:

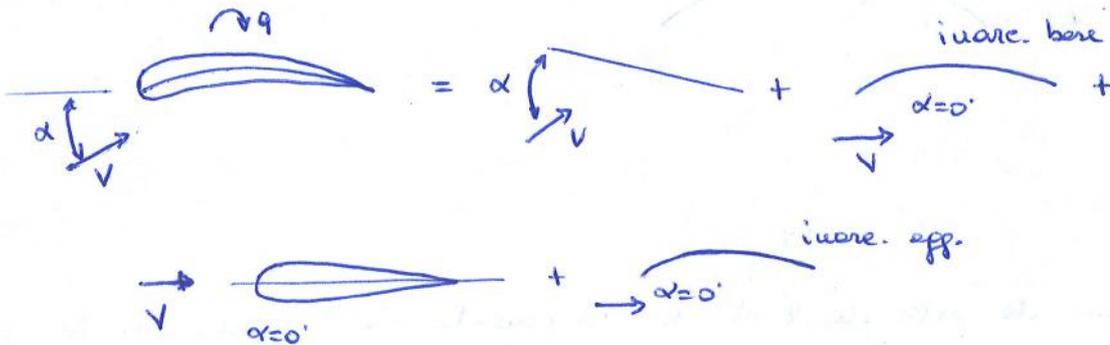


Effettivamente in galleria, testando il profilo, ho un'ale con incremento modificato: al variare di V non varia C_{mq} :

$$C_{mq} = \frac{(C_{mq})_{curv. \text{ app.}} - (C_{mq})_{base}}{\hat{q}} = \frac{\Delta C_{mq}}{\Delta \hat{q}}$$

Posso valutare il contributo dell'ale al C_{mq} , con curv. app.

È l'equivalente di ciò che in aerodinamica:



Se l'incremento ha legge z , parte in effetto dovuta a \hat{q} .

In fig. A l'ale è animata da $V+q$, mentre in fig B l'ale laminae è animata solo da V , ma se è incurvata con legge parabolica z , allora l'effetto di \hat{q} è analogo a le situaz. coincidente.

L'ale dà un contributo a C_{mq} , C_{mq} molto importante se è poco allungata.

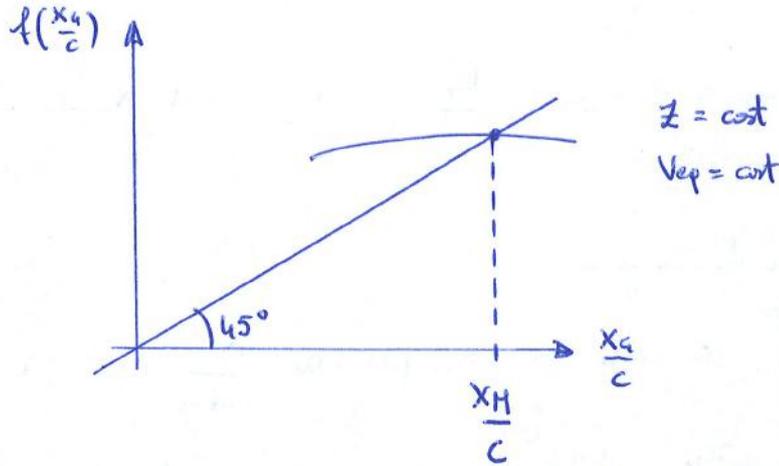
Ad esempio l'ale delta*. L'ale di un aliante, fortem. allungata, produce una variaz. di velocità locale dovuta a q molto contenuto. *Concorde-EFA

Il requisito non solo da un segno al grad, ma anche un valore: all' aumentare di z , cambia μ , il grad. non rende sotto al limite.

II) $C_{Hq}, C_{q} = f(x_H)$

definisco $f\left(\frac{x_H}{c}\right) = \frac{x_H}{c} - \frac{C_{Hq}}{2\mu - C_q}$ derivata da [...] = 0.

$\frac{x_H}{c} = f\left(\frac{x_H}{c}\right)$: vario le x_H finché la funzione non è uguale a x_H .



Indichiamo il margine di manovra a condizioni bloccate:

$$K_H = \frac{x_H - x_H}{c} \cdot 100$$

Definiamo $P =$ stick force.

Si è detto che C_H dipende da: b_1, α_s : la sua variazione in volo accelerato

\bar{e} : $\Delta C_H = b_1 \alpha_s = b_1 \Delta \alpha_t$

$\Delta \alpha_t = \frac{q \ell_t'}{V} \rightarrow$ Moto curvo, richiamato: effetto di q .

con $\alpha_s =$ incidenza misurata risp. $C=0$.

$$\Delta C_H = b_1 \frac{q}{V} \frac{c}{2} \frac{\ell_t'}{c} = 2 b_1 \frac{\ell_t'}{c} \hat{q}$$

Una nuova derivata aerodinamica \bar{e} :

$$\frac{\Delta C_H}{\Delta \hat{q}} = C_{Hq} = 2 b_1 \frac{\ell_t'}{c} \quad (\text{adimensionata})$$

si valuta semplicemente considerando le pers. dell'impennaggio orizzontale.

Ricordando che:

$$c'_{12} = a' = c_{22} - \frac{c_{12} c_{21}}{b_2}$$

$$\frac{\Delta c_{11}}{m-1} = \frac{1}{2\mu c_{22}} \left[(2\mu - c_{21}) c_{12} + c_{11} c_{22} \right] (c)_{m=1} + a' \frac{b_2}{c_{22}} \frac{\Delta \delta}{m-1}$$

$$c_{11} = 2 b_1 \frac{d'_t}{q} = f\left(\frac{x_H}{c}\right)$$

PUNTO DI MANOVRA A COM. LIBERI

Approssimazione:

I) $c_{21}, c_{11}, c_{12} \neq f\left(\frac{x_H}{c}\right)$

$$\frac{\Delta \delta}{m-1} = - \frac{c_{22}}{\Delta} \left(1 - \frac{c_{21}}{2\mu}\right) (c)_{m=1} \frac{x_H - x_H'}{c}$$

$$\frac{\Delta c_{11}}{m-1} = (c)_{m=1} \left\{ \left[\frac{c_{12}}{c_{22}} \left(1 - \frac{c_{21}}{2\mu}\right) + \frac{c_{11}}{2\mu} \right] - \frac{a' b_2}{\Delta} \left(1 - \frac{c_{21}}{2\mu}\right) \frac{x_H - x_H'}{c} \right\}$$

$$\frac{\Delta c_{11}}{m-1} = - (c)_{m=1} \left(1 - \frac{c_{21}}{2\mu}\right) \frac{a' b_2}{\Delta} \left[- \frac{c_{12}}{c_{22}} \frac{\Delta}{a' b_2} - \frac{c_{11}}{2\mu} \frac{\Delta}{a' b_2} \cdot \frac{2\mu}{a' b_2} + \frac{x_H - x_H'}{c} \right]$$

il valore di x_H per il quale $\frac{\Delta c_{11}}{m-1} = 0$ lo si trova annullando $\{ \dots \} = 0$

$$\frac{c_{12}}{c_{22}} + \frac{c_{11}}{2\mu - c_{21}} = \frac{a' b_2}{\Delta} \frac{x_H - x_H'}{c}$$

Definiamo il punto di manovre e comandi liberi: $M' \rightarrow X_H'$

$$\frac{x_H'}{c} = \left(\frac{x_H}{c}\right)_{\frac{\Delta c_{11}}{m-1} = 0} = \frac{x_H}{c} + \frac{\overset{(-)}{\Delta}}{\underset{(-)}{a' b_2}} \left(\overset{(-)}{\frac{c_{12}}{c_{22}}} + \overset{(-)}{\frac{c_{11}}{2\mu - c_{21}}} \right) \rightarrow \text{sost. in } \frac{\Delta c_{11}}{m-1}$$

$$\frac{\Delta c_{11}}{m-1} = - \frac{a' b_2}{\Delta} \left(1 - \frac{c_{21}}{2\mu}\right) (c)_{m=1} \frac{x_H - x_H'}{c}$$

Alcune considerazioni su $\frac{dP}{dm}$:

• $\frac{dP}{dm} \neq f(V)$ ma c'è sempre la quota: $\left| \frac{dP}{dm} \right| \downarrow : \neq \uparrow$ (contenuto in μ)

Il valore del gradiente dipende anche dal tipo del velivolo:

• velivolo aerobatico: $\frac{dP}{dm} = 1 \text{ Kg/g}$

• Velivolo da trasporto: $\frac{dP}{dm} = 4 \text{ Kg/g}$

Varie molto di più sul velivolo da trasporto. Le eccezioni il fattore di contingenza non supera 1 sul velivolo da trasporto. Invece per un pilota aerobatico n varie continuamente.

Per soddisfare il requisito non è pensabile di variare le geometrie, ma ad esempio si può agire sul punto di manovra:

$$X_H = f(C_{Hq}) \rightarrow C_{Hq} = f(b_1) \rightarrow b_1 = f(\alpha_s)$$

Si agisce sulle derivate, ma in particolare su X_H legato a X_N .

Poiché siamo in condizioni di comando elastico reversibile, c'è un feedback diretto alle barre del pilota dalle superfici di comando. Nel caso di trasmissione mediante attuatori meccanici, il feedback alle barre è comunque riprodotto mediante l'"artificial feel".

Noi studiamo il caso delle trasmissioni meccaniche elastiche reversibili e per soddisfare il requisito della manovrabilità abbiamo due modi:

- con artifici \rightarrow interventi su car. aerodin., derivate, masse su trasmissione.
- Senza artifici \rightarrow requisito soddisfatto già in fase di progetto.

ARTIFICIO PER SODDISFARE $\frac{dP}{dm}$:

q : velocità di beccheggio $\rightarrow \Delta m \rightarrow$ RICHIAMATA $-\Delta P$

b : braccio forza.

mng : forze per $\Delta m \neq 0$.

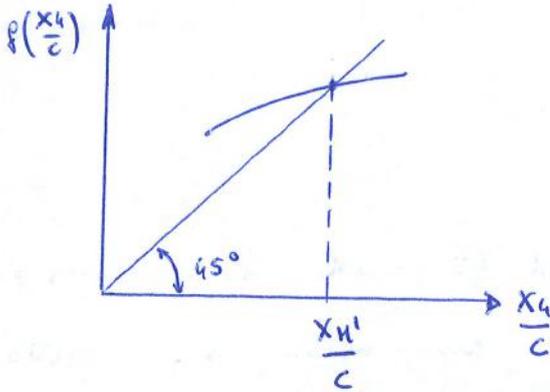
\dot{q} : accelerazione attorno asse di beccheggio: moto vario.

$$\frac{\Delta C_H}{m-1} = \frac{\partial C_H}{\partial m} = - \frac{a_1 b_2}{\Delta} \left(1 - \frac{C_q}{2m} \right) (h)_{m=1} \left[\frac{x_q}{c} - g \left(\frac{x_q}{c} \right) \right]. \text{ Allora: la posizione}$$

$$\left(\frac{x_q}{c} \right) \frac{\Delta C_H}{\Delta m} = 0 = g \left(\frac{x_q}{c} \right) = \frac{x_H'}{c} = \left(\frac{x_q}{c} \right) \frac{dP}{dm} = \phi$$

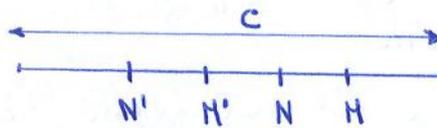
N.B. $C_q = 2a_2 \bar{V}'$ (trave)

Si risolve:



individuare il punto di tangenza
→ risolvere $\frac{dP}{dm}$;

RIASSUMENDO:



POSIZIONE LIMITE x_q
POSTERIORE

C.G. ANTERIORE A TUTTI I PUNTI:

- $x_q < x_N \rightarrow \frac{d\delta}{dV} > 0 \Rightarrow 1/2$ SENSIBILITA': $\frac{d\delta_{eq}}{dV_{eq}} > 0$
 - $x_q < x_{N'} \rightarrow \frac{dP}{dV} > 0 \Rightarrow 4) 5)$
 - $x_q < x_H \rightarrow \frac{d\delta}{dm} < 0 \Rightarrow 6)$
 - $x_q < x_{H'} \rightarrow \frac{dP}{dm} < 0 \Rightarrow 4)$
- } \Rightarrow MANOVRAABILITA'

Requisiti:

1) INSTANTIVITA': $\frac{d\delta}{ds} > 0$

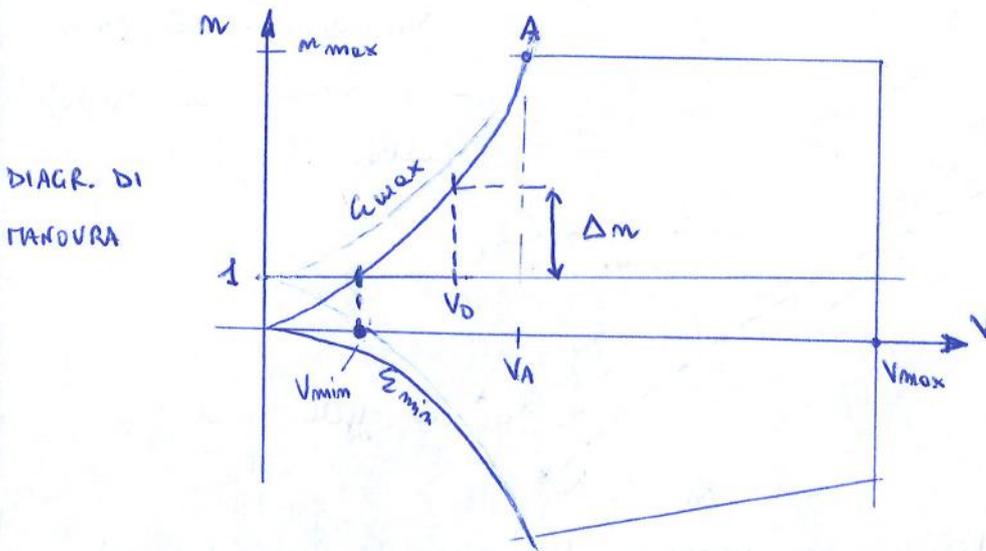
3) STABILITA': $b_2 < 0$ (del comando: equilibrato. tende vs pos. neutra)

4) TRIMMABILITA': $V_{eq} = V_{trim}$ surge alette

5) $1/2$ SENSIBILITA': $\frac{dP_{eq}}{dV_{eq}} > 0$

I requisiti sono limitati in un intervallo. Questi sopra solo per pos. limite posteriore

Ovviamente dobbiamo avere sufficiente δ per raggiungere i vari punti dell'inviluppo di volo.



Per $m=1 \rightarrow$ V.R.U.O.

$V_{min} \rightarrow C_{Lmax}$

$V_{max} \rightarrow$ tipo velivolo e ripolamento, struttura

A \rightarrow da V_{min} e V_A lo stallo limite m .

Il $\Delta\delta$ per assicurare l'equilibrio è limitato ^{anteriore} al C_{Lmax} (V_{min}).

In V_0 ho bisogno di un $\Delta\delta$ che dipende da $\frac{dP}{dm}$ e dal $\frac{d\delta}{dm}$.

In V_0 devo comunque riuscire a far stallare il velivolo con $m > 1$, e $\Delta\delta_0 > (\Delta\delta)_{V_{min}}$

"Alle V_0 in volo orizzontale, serve un $|\delta|$ inferiore, ma devo poter raggiungere i limiti del diagramma di manovra. È probabile che questa situazione sia più grave riguardo il $\Delta\delta$ necessario. Cioè se sono al limite dell'escursione di δ_{eq} non è detto che riesce a raggiungere il punto D pur con un $q < q_{max}$. Cioè potrebbe avvenire che, alle V_{min} : $|\delta_{eq}| < |\delta_0|$

ESERCITAZIONE 1.

Coefficienti aerodinamici e punto neutro

0. Tracciare le curve $C_{H\alpha} - C_{wb}$ per il solo esempio ala-fusoliera per le 5 posiz. $\frac{x_G}{c}$

1. Tracciare su un unico diagramma con ascissa α_{wb} , le due curve relative a C_L e $C_{L_{wb}}$. = 0,205 - 0,285 - $\frac{x_G}{c}$
0,365 - 0,445 -
0,525
N.B. Consideriamo il fattore di induzione pari a 0.75.
2. Ricavare il C_{M_G} in funzione di α per le seguenti cinque posizioni del baricentro del velivolo: $x_G/c = 0,205$, $x_G/c = 0,285$, $x_G/c = 0,365$, $x_G/c = 0,445$, $x_G/c = 0,525$ e valutare i corrispondenti valori di C_{M_α} .
3. Determinare la posizione del punto neutro del velivolo completo e discutere le condizioni di stabilità.
4. Determinare l'incidenza di portanza nulla ($C_L = 0$) del velivolo completo.

Determinazione delle condizioni di equilibrio

1. Su un diagramma avente ascissa α , riportare le curve C_L e $C_{L_{eq}}$ punteggiando quest'ultima con i valori δ_{eq} , per le due posizioni estreme del baricentro $x_G/c = 0,205$ e $x_G/c = 0,365$ (quelle effettivamente realizzabili).
2. Tracciare il diagramma δ_{eq} , $C_{L_{eq}}$ per le seguenti posizioni del baricentro $x_G/c = 0,205 - 0,285 - 0,365 - 0,445 - x_N/c - 0,525$.
3. Per la posizione del baricentro $x_G/c = 0,285$ tracciare le curve $C_L(\alpha, \delta)$ e $C_{M_G}(\alpha, \delta)$ e verificarne la congruenza nelle condizioni di equilibrio $(\alpha_{eq}, \delta_{eq})$.

Derivate aerodinamiche di manovra e trimmaggio

Per tutte le posizioni del baricentro precedentemente considerate:

1. Calcolare le derivate C_{L_δ} e C_{M_δ} e valutare percentualmente il contributo del termine in C_{L_δ} ai valori di C_{M_δ} . P. 13 OK
2. Tracciare le curve (δ_{eq}, V_i) . P. 16 OK
3. Calcolare la posizione del punto neutro x_N/c a comandi liberi. OK
4. Tracciare le curve $(\delta_{tab_{trim}}, C_{L_{eq}})$ e $(\delta_{tab_{trim}}, V_{i_{eq}})$ per le seguenti posizioni del baricentro: $x_G/c = 0,205 - 0,285 - 0,365 - 0,445 - 0,525$. OK

Politecnico di Torino



Dipartimento di ingegneria Meccanica e Aerospaziale

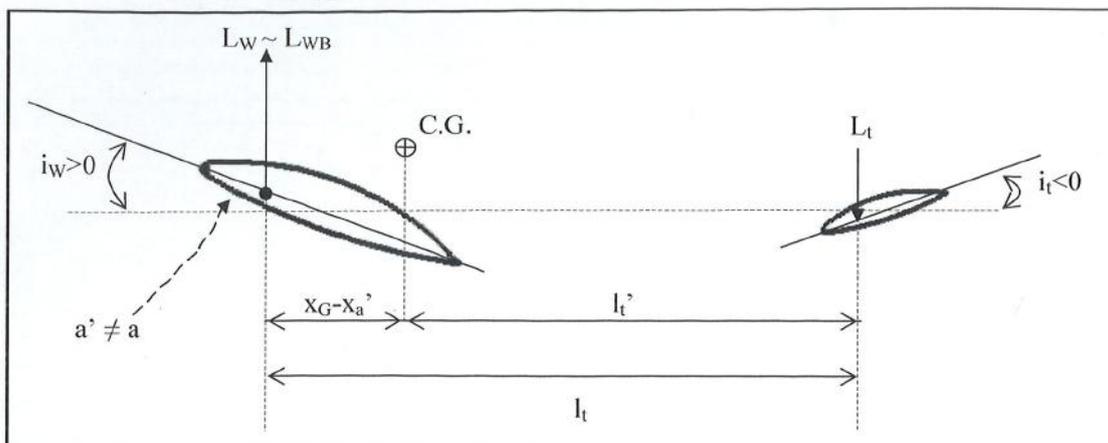
**Corso di
MECCANICA DEL VOLO**

Anno Accademico 2016/2017

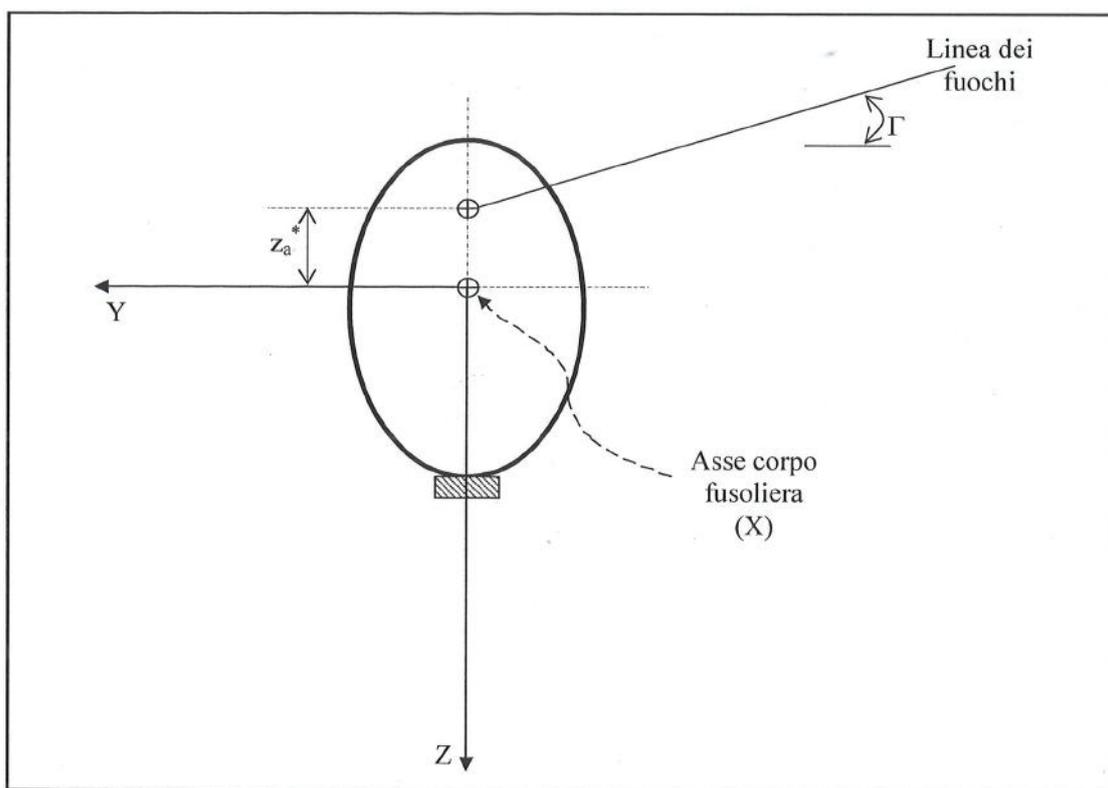
Di seguito vengono fornite le viste (trattico in scala 1:50 circa) e i dati relativi all'aliante monoposto d'addestramento N° 73. Sono inoltre riportati alcuni richiami teorici utili allo svolgimento dell'esercitazione relativa a questo velivolo.

Velivolo completo		
<i>Peso a vuoto</i>	(Empty weight)	$W_e = 190 \text{ Kg}$
<i>Peso totale</i>	(Total weight)	$W = 246 \div 300 \text{ Kg}$
<i>Carico alare</i>	(Wing loading)	$\frac{W}{S} = 19.5 \div 23.8 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^2}$
<i>Posizioni estreme del baricentro riferite alla corda media aerodinamica c</i>		$\frac{x_G}{c} = 0.365 \div 0.205$
		$\frac{z_G}{c} \approx 0$ (si trascura il wing drag term)

Ala (wing)		
<i>Apertura</i>	(Wing span)	$b = 15 \text{ m}$
<i>Superficie</i>	(Wing surface)	$S = 12.6 \text{ m}^2$
<i>Allungamento</i>	(Wing aspect ratio)	$A = 17.85$
<i>Coeff. di portanza massimo</i>	(Wing max lift coefficient)	$C_{L_{\max w}} = 1.35$
<i>Calettamento</i>	(Wing setting)	$i_w = 8.5^\circ$ (tra direzione di portanza nulla ala e asse longitudinale X) wb
<i>Coefficiente di momento focale</i>	(Zero lift moment coefficient)	$C_{M0_w} = -0.109$ ($0^\circ \leq \alpha_w \leq 10^\circ$)
<i>Coefficiente di resistenza</i>	(Zero lift drag coefficient)	$C_{D0_w} = 0.0076$ (Per $C_{L_w} = 0$)
<i>Curva interpolatrice della polare</i>	$C_D = C_{D0} + K * C_L^x$	$C_{Dw} = 0.0076 + 0.0199 * C_{Lw}^{2.35}$ ($0.15 < C_{Lw} < 1.3$)
<i>Diedro</i>	(Wing dihedral)	$\Gamma = 1.5^\circ$
<i>Freccia della linea dei fuochi</i>	(Sweep of quarter-chord line)	$\Lambda = -1.37^\circ$
<i>Coefficiente angolare di portanza</i>	(Wing lift curve slope)	$a_w = \frac{C_{l\alpha}}{1 + \frac{C_{l\alpha}}{\pi\lambda}} = 5.615 \text{ rad}^{-1} = \omega b$
<i>Corda della sezione di mezzeria</i>	(Wing root centerline chord)	$c_r = 1.20 \text{ m}$
<i>Corda di estremità</i>	(Wing tip chord)	$c_t = 0.48 \text{ m}$
<i>Rapporto di rastremazione (ala monotrappia)</i>	(Wing taper ratio) (straight tapered wing)	$r = \frac{c_t}{c_r} = 0.4$
<i>Posizione del fuoco del profilo di mezzeria rispetto al riferimento X, asse corpo fusoliera</i>		$z_a^* = -0.36 \text{ m}$
<i>Profilo alare, costante lungo tutta la superficie</i>	(Wing section)	Wortman FX-61184



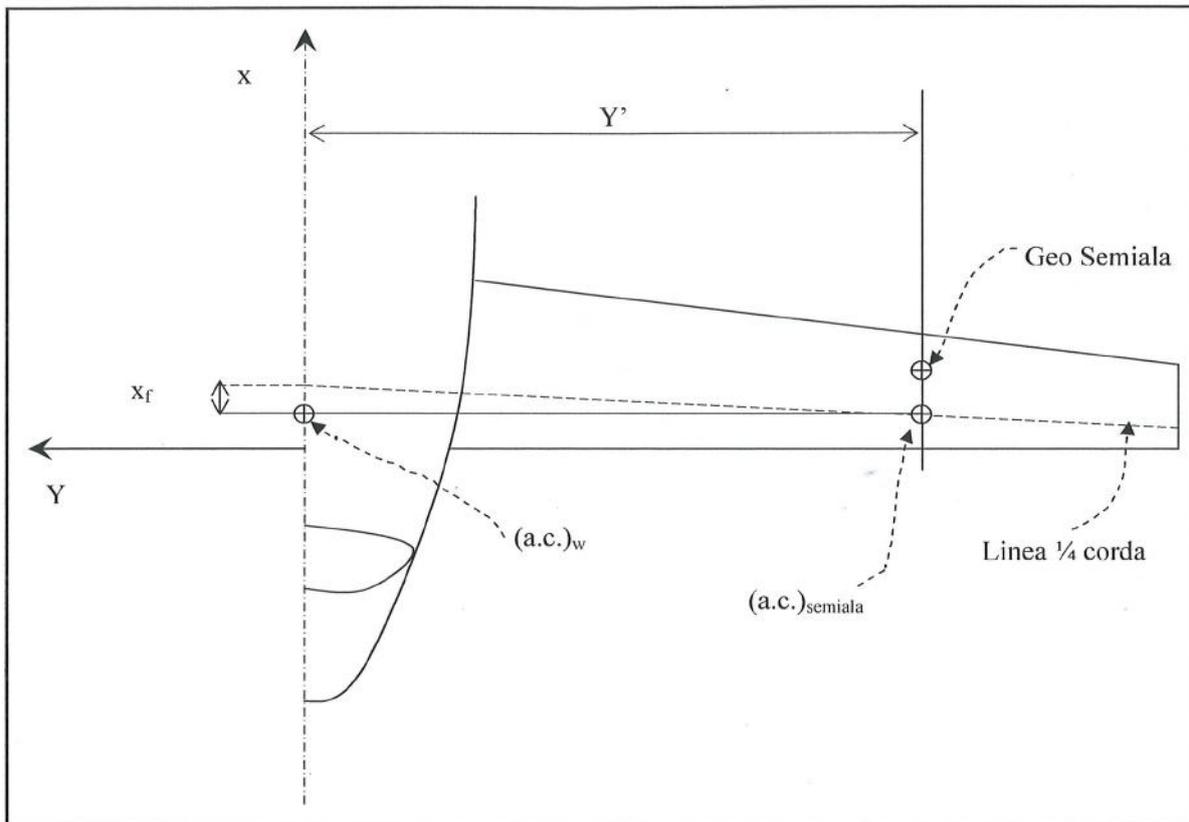
N.B. i_w e i_t sono volutamente esagerati



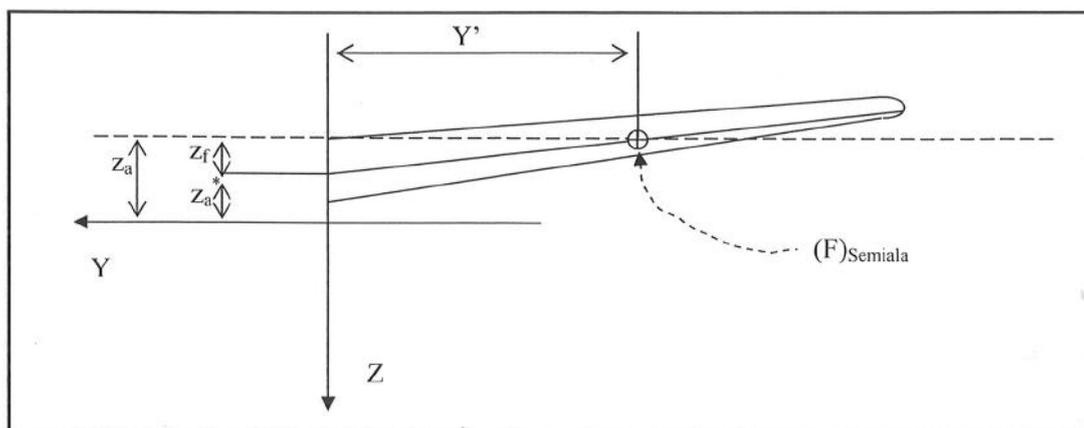
L'asse X è conveniente sia prossimo alla direzione di momento nullo sulla fusoliera

Breve richiamo sul calcolo della posizione del fuoco dell'ala

Se l'ala è trapezia, pluritrapezia o ellittica con profilo costante, il $C_{l\alpha}$ è costante lungo l'apertura e quindi il fuoco si trova sulla corda baricentrica (si parla ovviamente di baricentro geometrico).
 Per ali trapezie o pluritrapezie la corda media aerodinamica coincide con la corda baricentrica; non è così per ali ellittiche.



L' $(a.c.)_w$ si trova sulla congiungente dei fuochi delle due semiali nel piano Z-X .



Report teorico-sperimentali (Data Sheets)

La fusoliera può essere assimilata ad un corpo fusiforme che, immerso in una corrente, è soggetto a forze aerodinamiche che, come per l'ala, si possono ridurre ad una portanza, una resistenza e un momento di beccheggio, limitandosi al piano longitudinale. Tuttavia, quando si analizzano ala e fusoliera insieme, non basta considerare il principio di sovrapposizione degli effetti, poiché si manifestano fenomeni di interferenza in grado, addirittura, di stravolgere i risultati della sovrapposizione. L'ala, infatti, influenza il campo di flusso attorno alla fusoliera e viceversa. Gli effetti dell'aggiunta della fusoliera all'ala possono essere ridotti ai quattro di seguito riportati:

- spostamento in avanti del centro aerodinamico ;
- incremento del coefficiente angolare di portanza ;
- incremento del coefficiente di momento di beccheggio C_{m_0} ;
- diminuzione dell'incidenza complessiva rispetto a quella dell'ala isolata, a causa del raddrizzamento dei filetti fluidi.

Nell'analisi in questione, l'ultimo effetto viene ritenuto trascurabile. L'incremento del coefficiente angolare di portanza è valutato sommando i coefficienti angolari di ala e fusoliera isolate, riportando quest'ultimo alla superficie di riferimento S:

$$C_{L_{a_{wb}}} = C_{L_{a_w}} + C_{L_{a_{fus}}} \frac{S_f}{S}$$

I rimanenti due effetti sono valutati sperimentalmente mediante i diagrammi riportati in *report* sperimentali della NASA, poiché non è possibile una trattazione analitica di tali effetti.

In figura si trova diagrammato il termine Δx_a dello spostamento del centro aerodinamico. Il punto neutro del velivolo è definito come il punto nel piano di simmetria per il quale il coefficiente di momento di beccheggio risulta indipendente dalla variazione dell'angolo di incidenza. Il valore dello spostamento, dovuto alla presenza della fusoliera, di tale punto è dato in funzione delle dimensioni e della posizione della fusoliera stessa rispetto all'ala. Altri parametri, comunque, hanno influenza su questo spostamento, tra i quali i più importanti sono il volume della fusoliera posto davanti all'ala e il coefficiente angolare di portanza dell'ala: essi fanno sì che il punto neutro si sposti ulteriormente in avanti. Anche la configurazione del velivolo influisce significativamente: si riscontrano variazioni pari a circa il 5% al di sopra o al di sotto del valore ottenuto per ala bassa e ala alta, rispettivamente. In conclusione, il gran numero di parametri da cui la grandezza dipende porta ad una inaccuratezza dei valori forniti dalle curve di ± 0.01 volte la corda media geometrica dell'ala.

Il diagramma riporta risultati validi sia per la fusoliera che per le gondole motrici: il velivolo in esame presenta una "fusoliera a nacelle" non tradizionale, ma assimilabile ad una gondola motrice, per cui è attendibile l'utilizzo di tali dati.

Note le caratteristiche geometriche del velivolo in questione, si effettua un procedimento iterativo che prevede, in prima battuta, la ricerca della curva da utilizzare in base al parametro $\frac{l_N}{l}$ (distanza dalla prua della fusoliera del quarto anteriore della corda di radice dell'ala sulla lunghezza della fusoliera), e poi l'interpolazione sull'ascissa $\frac{c_{radice}}{l}$. Ricavata l'ordinata, si risale, infine, al valore di Δx_a , che andrà sommato algebricamente alla posizione del centro aerodinamico dell'ala isolata.

In ordinata è riportato il termine $-\Delta h_n \left(\frac{S\bar{c}}{wc^2} \right)$ dove i termini sono:

$-\Delta h_n$ = spostamento del punto neutro dovuto alla presenza della fusoliera espresso come frazione della corda media aerodinamica.

S = superficie alare in pianta

\bar{c} = corda media geometrica

w = massima larghezza della fusoliera (o nacelle)

c = corda di radice

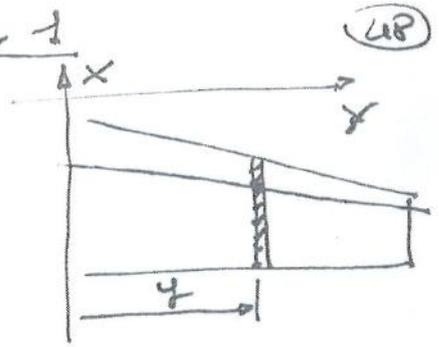
Nella figura sottostante viene diagrammato ΔC_{m_0} , incremento al coefficiente di momento di beccheggio ad incidenza di portanza nulla, da attribuire alla presenza della fusoliera. I dati presentati si riferiscono a corpi caratterizzati da una sezione trasversale circolare o quasi e con l'ala posizionata a metà della fusoliera. È necessario, pertanto, tener conto di effetti addizionali dovuti a diverse posizioni alari: occorre sommare al valore ottenuto dal diagramma un termine dell'ordine di 0.004, con segno positivo per ala alta e negativo per ala bassa.

Il procedimento di interpolazione che porta a ΔC_{m_0} è analogo a quello seguito per lo spostamento del fuoco. Il valore ottenuto verrà sommato algebricamente al coefficiente di momento di beccheggio per incidenza di portanza nulla dell'ala isolata, dando origine al termine $C_{m_{0_{wb}}}$ del coefficiente di momento di beccheggio complessivo del velivolo.

28/10/2016

$$M_D = \frac{1}{2} \rho V^2 c \int_0^{b/2} c_{mo} c^2 dy$$

↓
della sezione
(profilo)



(48)

$$M_D = \frac{1}{2} \rho V^2 c_{mo} c \int_0^{b/2} c^2 dy$$

$$M_D = C_{MO} \frac{1}{2} \rho V^2 S c \rightarrow$$

$$2 c_{mo} \int_0^{b/2} c^2 dy = C_{MO} S c \Rightarrow c = c_{mo} = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c^2 dy$$

$$\Rightarrow c_{mo} = C_{MO} \quad (\text{cioè } c = c_{mo})$$

2/11/2016

0.) Tracciate le curve $C_{Ma} - C_{Lwb}$ per il solo complesso ala-fusoliera per le 5 posizioni del $\frac{z_a}{c} = 0.205, 0.285, 0.365, 0.445, 0.525$.

$$C_{Ma} = C_{M0wb} + C_{Lwb} \left(\frac{z_a - z_{a'}}{c} \right)$$

$$C_{M0wb} = -0.125 ; \quad z_{a'} = 0.216$$

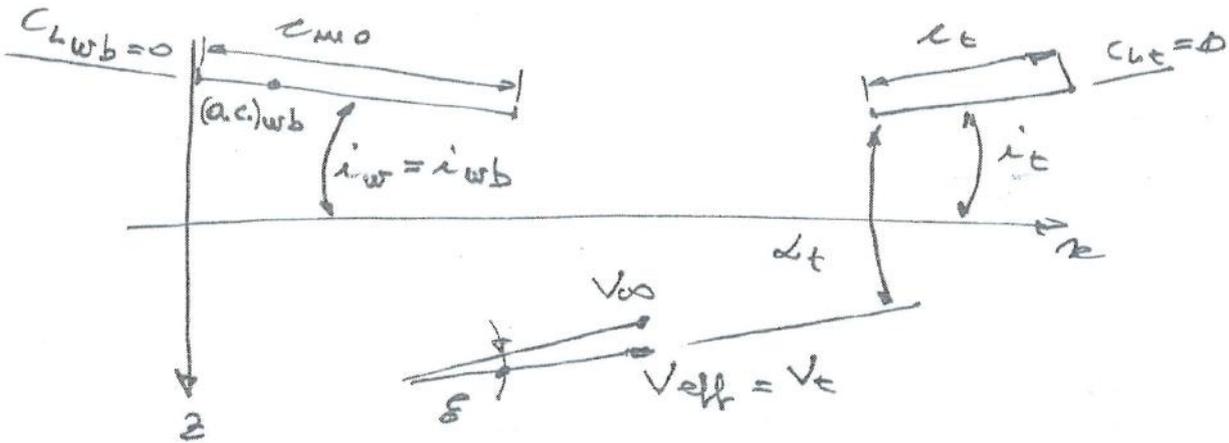
$$C_{Lwb} = a_{wb} \alpha_{wb} ; \quad C_{Lwb}^{MAX} = 1.35 \Rightarrow \alpha_{wb}^{MAX} = \frac{C_{Lwb}^{MAX}}{a_{wb}}$$

$$= \frac{1.35}{5.615} = 0.24 \text{ rad} = 13.8^\circ$$

$$C_{Ma} = -0.125 + C_{Lwb} \left(\frac{z_a - 0.216}{c} \right)$$

Velivolo completo

(50)



$$V_t = \alpha_{wb} - (i_{wb} - i_t) - \delta$$

$$\delta = \delta_0 + \frac{\partial \delta}{\partial \alpha} \alpha_{wb} ; \text{ alla non regolata } \Rightarrow \delta_0 = \phi$$

$$\alpha_t = \alpha_{wb} - i_{wb} + i_t - \delta_0 - \frac{\partial \delta}{\partial \alpha} \alpha_{wb} ; \alpha_t = \alpha_{wb} - i - \alpha_{wb} \left(\frac{\partial \delta}{\partial \alpha} \right) = \alpha_{wb} \left(1 - \frac{\partial \delta}{\partial \alpha} \right) - i$$

$$i = i_{wb} - i_t + \delta_0 = i_{wb} - i_t = 10.5^\circ = 0.183 \text{ rad}$$

$$C_{Lwb} = a_{wb} \alpha_{wb} ; C_{Lt} = a_t \alpha_t$$

$$C_L = C_{Lwb} + \Delta C_{Lt} = a_{wb} \alpha_{wb} + a_t \alpha_t \frac{S_t}{S} = a \cdot \alpha$$

$$C_L = (1+F) a_{wb} \alpha_{wb} - a_t \frac{S_t}{S} i ; \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = a = a_{wb} (1+F)$$

$$\alpha = \alpha_{wb} - \frac{a_t}{a} \frac{S_t}{S} i = \alpha_{wb} - (\alpha_{wb}) F = \phi$$

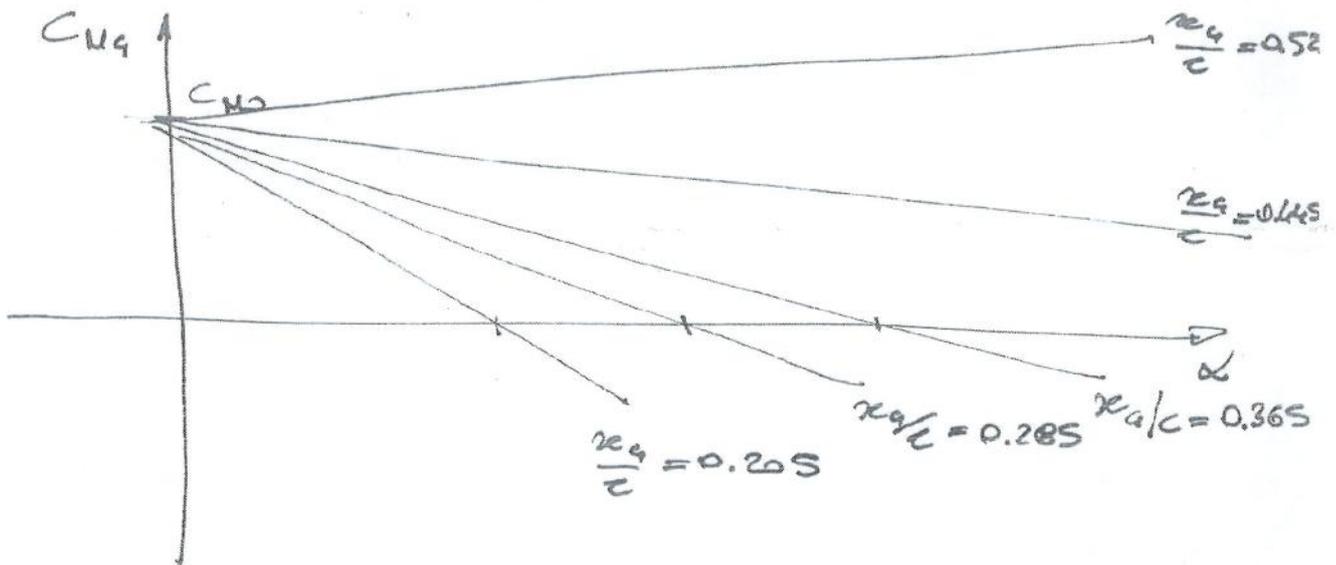
$$F = \frac{a_t}{a_{wb}} \frac{S_t}{S} \left(1 - \frac{\partial \delta}{\partial \alpha} \right) = 0.08$$

$$a = (1+F) a_{wb} = 6.0642 \text{ rad}^{-1}$$

$$(C_L)_{\alpha_{wb}=0} = -a_t \frac{S_t}{S} i = -0.11$$

$$(\alpha_{wb})_{C_L=0} = \frac{a_t}{a} \frac{S_t}{S} i = 1.04^\circ$$

(52)



3) Posizione del punto centro

$$C_{M_{H_2}} = q \left(\frac{x_{ca} - x_{ca'}}{c} \right) - a t \bar{V} \left(1 - \frac{dF}{d\alpha} \right) = \Phi = 0$$

$$\frac{x_H}{c} = \frac{x_{ca'}}{c} + \frac{a t}{a} \bar{V} \left(1 - \frac{dF}{d\alpha} \right) = 0.512$$

4) $(\alpha_{wrb})_{C_L=0} = \frac{a t}{a} \frac{5 t}{6} i = 1.04^\circ$

$$i = 10.5^\circ$$

$$(\alpha_t)_{C_L=0} = (\alpha_{wrb})_{C_L=0} \left(1 - \frac{dF}{d\alpha} \right) - i = -9.72^\circ$$

$$\frac{L_t}{L_{wrb}} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 S t a t \alpha_t}{\frac{1}{2} \rho V^2 S a_{wrb} \alpha_{wrb}} = \frac{S t a t \alpha_t}{S a_{wrb} \alpha_{wrb}} = -1$$

(54)

$$C_{L\delta} = a_t z \frac{\delta t}{s} = 0.36 \text{ rad}^{-1}$$

$$\frac{\delta t}{s} = \frac{1.6}{12.6} = 0.127$$

$$C_{M\delta} = C_{L\delta} \left(\frac{x_{ca} - x_{ca'}}{c} \right) - a_t z \bar{V}$$

$$a_t = 4.729 \text{ rad}^{-1}$$

$$z = \frac{x_{ca}}{\delta} = 0.6$$

$$C_{M\delta} < \phi ; \quad \frac{x_{ca'}}{c} = 0.216$$

$$\bar{V} = 0.505$$

Equilibrium:

$$C_{M_{eq}} = \phi \begin{cases} C_{L_{eq}} = C_{L\alpha} \alpha_{eq} + C_{L\delta} \delta_{eq} \\ 0 = C_{M0} + C_{M\alpha} \alpha_{eq} + C_{M\delta} \delta_{eq} \end{cases}$$

$$\delta_{eq} = - \frac{C_{L\alpha} C_{M0} + C_{M\alpha} C_{L_{eq}}}{\underbrace{C_{L\alpha} C_{M\delta} - C_{M\alpha} C_{L\delta}}_{\Delta < \phi \neq f\left(\frac{x_{ca}}{c}\right)}} = - \frac{C_{M0} C_{L\alpha}}{\Delta} - \frac{C_{M\alpha} C_{L_{eq}}}{\Delta}$$

$$\alpha_{eq} = \frac{C_{L\delta} C_{M0} + C_{M\delta} C_{L_{eq}}}{C_{L\alpha} C_{M\delta} - C_{M\alpha} C_{L\delta}} = \frac{C_{L\delta} C_{M0}}{\Delta} + \frac{C_{M\delta}}{\Delta} \cdot C_{L_{eq}}$$

$$\Delta = C_{L\delta} C_{L\alpha} \left(\frac{x_{ca} - x_{ca'}}{c} \right) - C_{L\alpha} a_t \bar{V} ; \quad a_t = a_t z$$

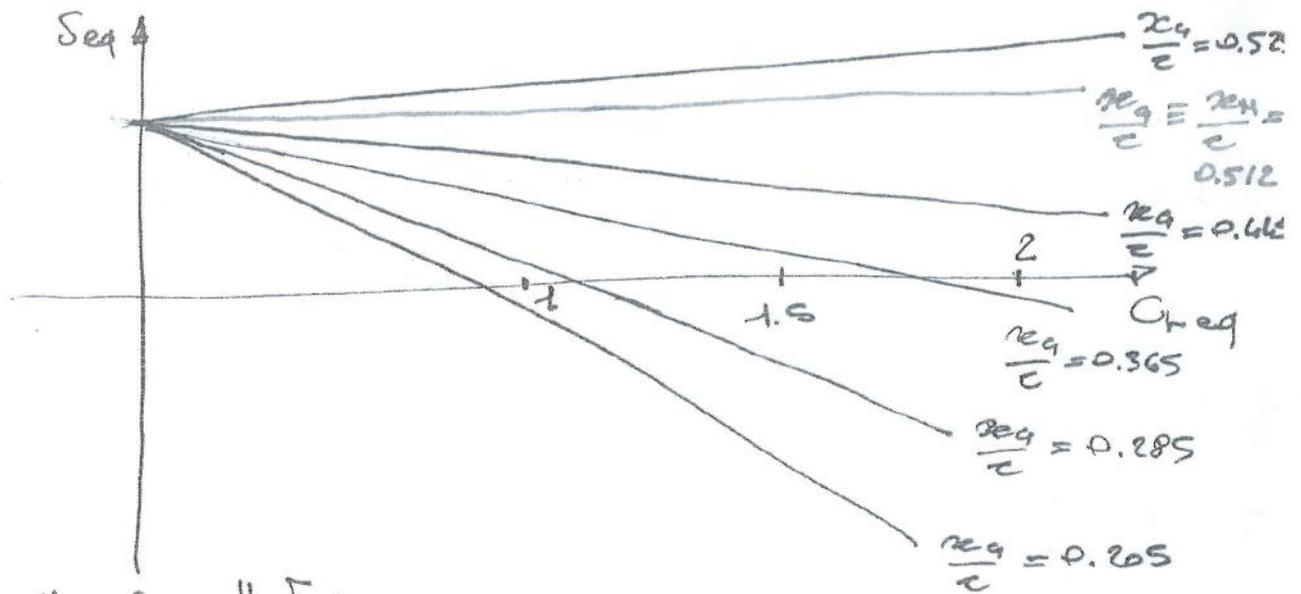
$$= -0.0394$$

$$C_{L_{eq}} = - \frac{C_{L\delta}}{C_{M\delta}} C_{M0} + \frac{\Delta}{C_{M\delta}} \alpha_{eq}$$

δ (rad)	0	(-5°) -0.087	(5°) 0.087
α [rad]	$C_L(\delta=0^\circ)$	$C_L(\delta=5^\circ)$	$C_L(\delta=5^\circ)$
0			
0.1			
0.2			

51
 costrui-
 re con
 le fig.
 di pag.
 (53)

56



Per "centrare" δ_{eq}

$$\delta_t = \alpha \omega b \left(1 - \frac{J_E}{J_A} \right) - i \omega b + i_t + \zeta \delta_{eq}$$

$$\delta_t = \alpha \omega b \left(1 - \frac{J_E}{J_A} \right) - i \omega b + i_t + \Delta i_t + \zeta \delta_{eq} + \zeta \Delta \delta$$

\uparrow \uparrow
 correzione spostam.
 dell'escurs.
 equil.

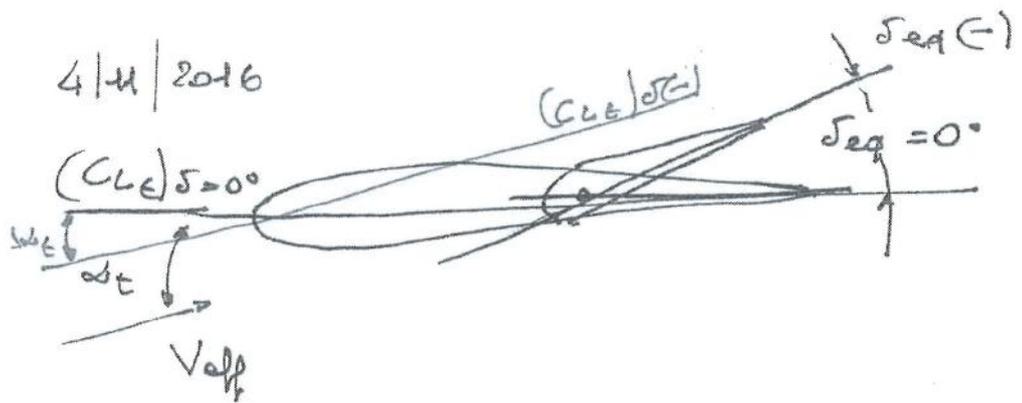
$$\Delta \delta = - \frac{\Delta i_t}{\zeta}$$

$$\Delta i_t = - \Delta \delta \zeta$$

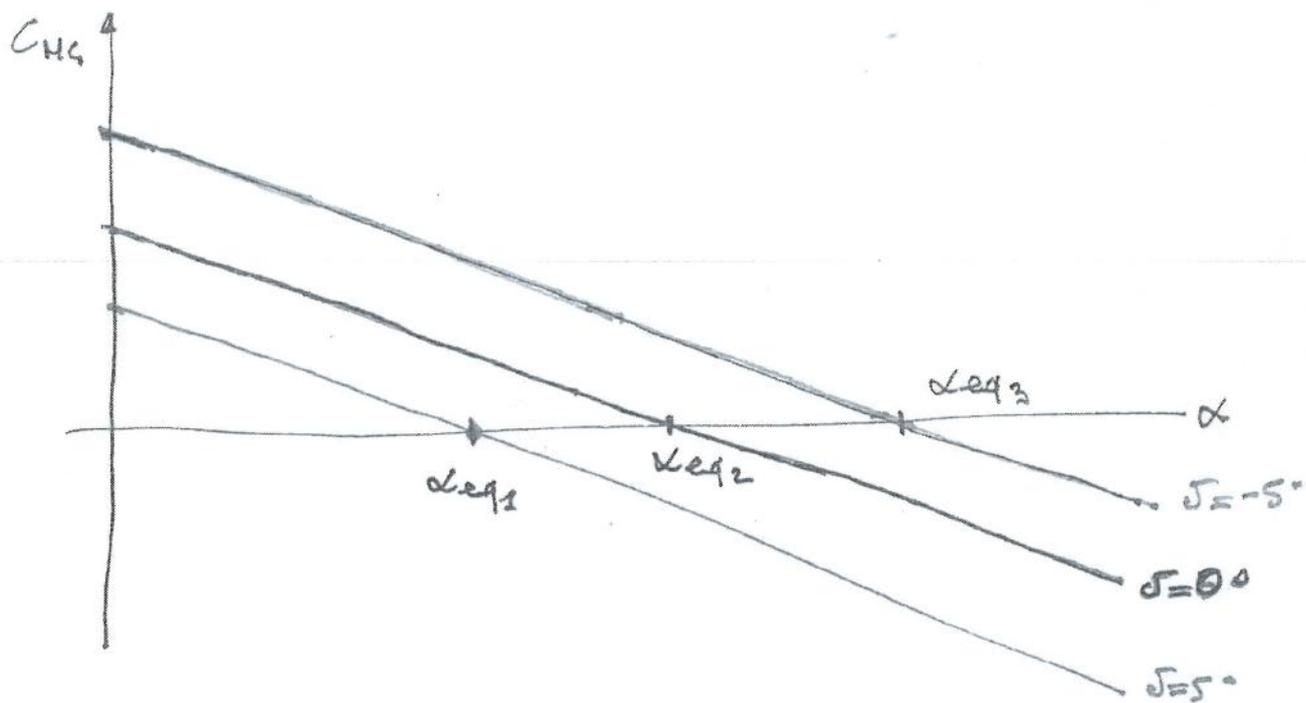
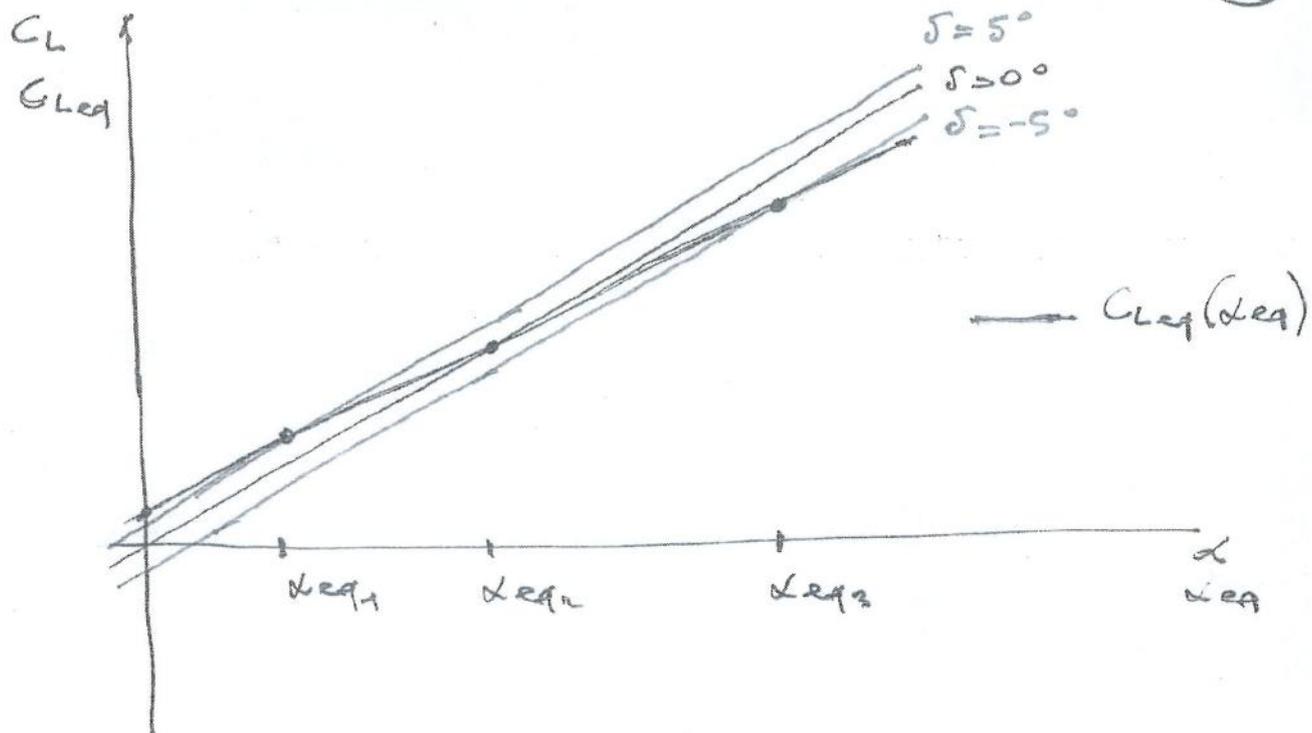
+ (-)

prelet δ_{eq} sia
 "centrato" to bisogno, ad es.
 di $\Delta \delta = 4^\circ \Rightarrow \Delta i_t = -(4 \cdot \zeta)^\circ$

4/11/2016



58



60

Valori minimi funz. del $C_{L_{Max}}$ e W

- $\frac{\alpha_9}{\tau} = 0.205 \rightarrow W_{Max} = 300 \text{ kg} \begin{matrix} (W_{ew} + 110) \\ (-190 + 110) \end{matrix}$
- $\frac{\alpha_9}{\tau} = 0.285 \rightarrow W_{uniform.} = 273 \text{ kg}$
- $\frac{\alpha_9}{\tau} = 0.365$ e più orientate $\rightarrow W_{min} = 246 \text{ kg}$

$$V_{MIN} = \sqrt{\frac{2 W/S}{\rho_0 C_{L_{Max}}}}$$

α_9 / τ	$W [N]$	$V_{min} [m/s]$	$V_{HE} [m/s]$
0.205	2963	16.8	62.5
0.285	2678	16.03	"
0.365	2413	15.2	"
0.445	"	"	"
0.512	"	"	"
0.525	"	"	"

$$\delta_{eq} = - \frac{C_{L2} C_{W0}}{\Delta} - \frac{C_{L2}}{\Delta} \frac{(\alpha_9 - \alpha_H)}{\tau} \cdot 2 \cdot \frac{W}{S} \frac{1}{\rho_0} \cdot \frac{1}{V_i^2}$$

α_9 / τ	0.205	0.285	0.365	0.445	0.512	0.525
V_i	δ_{eq}					
V_{min}						
⋮						
⋮						
62.5						