

Lezione del 4 Marzo

Facciamo ora una nuova trattazione, circa l'equilibrio del girolo, che ci consente di determinare il C_L di equilibrio al variare di $\alpha_w (= \alpha)$.

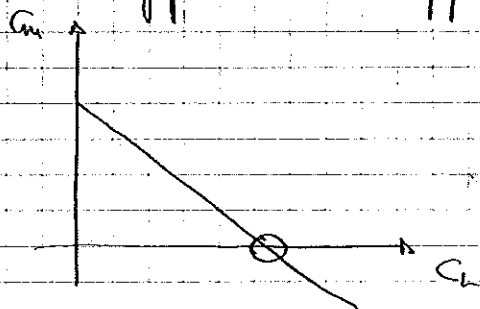
Partiamo dall'equazione del coefficiente di momento:

$$C_m = C_{mow} + X_a C_L - C_{Lt} \bar{V}_t' \eta_t$$

e ricaviamo, uguagliandola a zero, il C_{Lt} di equilibrio:

$$(1) \quad C_{Lte} = \frac{C_{mow} + X_a C_L}{\bar{V}_t' \eta_t}$$

dove il C_L è il C_L di equilibrio in quanto stiamo supponendo appunto ($C_m = 0$) condizioni di equilibrio.



Sostituendo l'espressione di C_{Lte} nell'espressione del C_L :

$$C_N \approx C_L = C_{LW} + \frac{S_t}{S_w} \eta_t C_{Lt}$$

si ottiene:

$$C_{Le} = C_{LW} + \frac{S_t}{S_w} \eta_t \left[\frac{C_{mow} + X_a C_{Le}}{\bar{V}_t' \eta_t} \right]$$

$$\text{Ma: } \bar{V}_t' = \frac{S_t}{S_w} \frac{l}{c}$$

$$C_{Le} = C_{LW} + \frac{S_t}{S_w} \eta_t \left[\frac{C_{mow} + X_a C_{Le}}{\frac{S_t}{S_w} \frac{l}{c} \eta_t} \right]$$

Perciò:

$$C_{Le} \left[1 - \frac{x_a c}{l} \right] = C_{LW} + C_{mow} \frac{c}{l}$$

$$C_{Le} \left(\frac{l - x_a c}{l} \right) = C_{LW} + C_{mow} \frac{c}{l}$$

$$Me: l - x_a c = l_t \Rightarrow$$

$$(2) C_{Le} = C_{LW} \frac{l}{l_t} + C_{mow} \frac{c}{l_t}$$

E' un equilibrio alla rotazione intorno al piano di coda

dove:

l = distanza tra i due fuochi

l_t = distanza tra il baricentro ed il fuoco del piano di coda.

Ricordando che $C_{LW} = a_w (\alpha_w + \alpha_{ow})$ si ha:

$$C_{Le} = a_w \alpha_w \frac{l}{l_t} + a_w \alpha_{ow} \frac{l}{l_t} + C_{mow} \frac{c}{l_t}$$

$$C_{Le} = a_w \frac{l}{l_t} \left[\alpha_w + \alpha_{ow} + \frac{C_{mow}}{a_w} \frac{c}{l_t} \right]$$

Quindi:

$$(3) C_{Le} = a_e (\alpha_w + \alpha_{oe})$$

con:

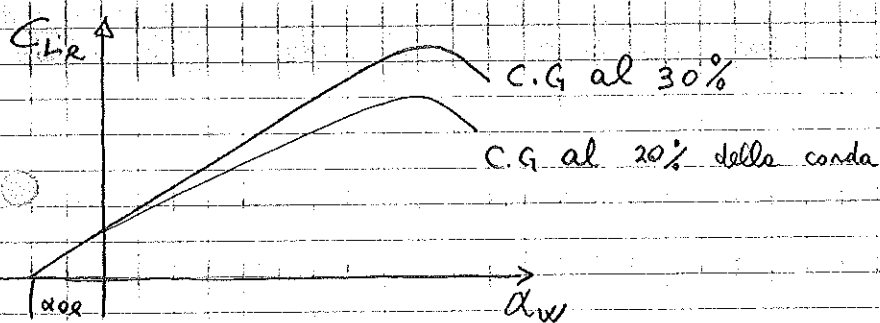
$$a_e = a_w \frac{l}{l_t}$$

$$(4) \alpha_{oe} = \alpha_{ow} + \frac{C_{mow}}{a_w} \frac{c}{l_t} = \alpha_{OWFT} \text{ nel caso di velivolo equilibrato.}$$

Osservazioni.

- Come si evince dalla (2) C_{Le} , per dato α_w (cioè per dato C_{LW}), dipende dalla posizione del baricentro che entra in l_t e non può essere diversa te perché quando si parla di equilibrio la posizione del baricentro è fondamentale.

Più avanti è il baricentro, più piccolo è il C_{Le} per dato angolo α e viceversa



All' avanzare del baricentro si riduce la pendenza della retta di portanza perché aumenta l_t e quindi diminuisce $\frac{l}{l_t}$. Finora questo aspetto non lo avevamo considerato per le rette di portanza esaminate in quanto esse erano relative ad un velivolo di fissata geometria, mentre, rispetto a quei casi, ci stessimo ora preoccupando di equilibrio.

- Conviene non spostare il C.G. davanti al fuoco dell'ala per non rendere il rapporto $\frac{l}{l_t} < 1$ e quindi ridurre il contributo dell'ala (C_{LW}) al C_{LR} . Finché $\frac{l}{l_t} \geq 1$ il contributo alare (C_{LW}) alla portanza totale rimane inalterato ($\frac{l}{l_t} = 1$) o viene amplificato ($\frac{l}{l_t} > 1$). Se invece $\frac{l}{l_t} < 1$, cioè il baricentro è davanti al fuoco, tale contributo si riduce. Inoltre dovrà sorgere, per garantire l'equilibrio, a causa della disposizione relativa C.G.-fuoco, una forza deportante sul piano di coda (deportante purché non si tenga in conto il Moto focale) in conseguenza della quale l'ala dovrà portare più ^{del} peso nella misura di quella aliquota che va a gravare sul piano di coda.

- Conviene tenere C_{m0} (che è negativo in generale per velivoli convenzionali) quanto più piccolo è possibile (in valore assoluto) per ridurre l'effetto sfavorevole sul C_{Lmax} (stallo) nonché sul C_{Lc} .

Il fatto C_{m0} fortemente negativo comporta $C_{m0} < 0$ (carico portante in coda) e questo non è desiderabile perché provoca una grossa resistenza indotta in coda ed inoltre aumenta la resistenza indotta dell'ala a causa del maggiore carico, rispetto al peso, che essa dovrà sopportare.

Un C_{m0} fortemente negativo fa sì che l'ala venga decurtata perché c'è un carico in coda sfavorevole. Questa situazione si aggrava se si consideri il FAP; infatti un flap deflesso incrementa il C_{m0} e ciò accentua gli aspetti negativi precedenti.

- L'angolo di portanza nulla α_{0z} dipende solo dalla geometria dell'ala e dal rapporto $\frac{c}{l}$, che pure è un parametro geometrico, e non dalla posizione del baricentro. Questo è logico essendo $C_L = 0$ in corrispondenza di α_{0z} ; infatti quando $C_L = 0$ è come se il baricentro non esistesse e le forze coinvolte non possono essere riferite a nessun centro di gravità.

In sostanza α_{0z} dipende dalle asimmetrie presenti e questo più C_{m0} è negativo tanto più α_{0z} è minore di α_{0w} .

- La pendenza della retta di portanza $a_z = a_w \frac{l}{l_T}$ è proporzionale alla pendenza della retta di portanza dell'ala a_w .

Quindi a_z e α_{0z} sono diversi da a e α_0 (pendenza della retta di portanza e angolo di portanza nulla del sistema) dati dalle formule

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

$$\odot \quad \alpha_0 = \frac{a_w}{a} \alpha_{0w} + \frac{a_t}{a} \frac{S_t}{S_w} (i_t - e_0)$$

Non dipendono
dalla posizione
del C.G.

Essi infatti, e differenza di a e α_0 , non dipendono da e e $\frac{de}{da}$, che sono termini puramente aerodinamici, né dei rapporti caratteristici $\frac{a_t}{a_w}$ e $\frac{S_t}{S_w}$ in quanto a_x e α_{0x} riguardano condizioni di equilibrio di forze indipendentemente dagli angoli di incidenza specifici di ala e coda (e e $\frac{de}{da}$ entrano in gioco quando consideriamo gli angoli grazie ai quali vengono prodotte le forze mentre qui stiamo solo parlando di forze)

- La curva $C_{L_e}(\alpha_w)$ va utilizzata solo per studi di stati di equilibrio, essendo appunto una curva di stati di equilibrio; quindi va utilizzata per problemi di prestazioni in volo non per analisi di stabilità.

Ad esempio la curva di Potenza necessaria in funzione della velocità $\Pi_m(v)$ va presa con riferimento alla curva $C_{L_e}(\alpha_w)$ e non ad una qualsiasi curva $C_L(\alpha)$ perché lungo la $C_{L_e}(\alpha_w)$ si ha l'equilibrio Portanza - Peso, Spinta - Resistenza che è alla base della curva $\Pi_m(v)$, o anche di quella $T_m(v)$.

La curva $C_{L_e}(\alpha_w)$ non va, invece, usata per analisi di stabilità. Infatti se, a partire da un C_{L_e} iniziale, si produce un ΔC_{L_e} si arriverà in una condizione caratterizzata da un $C_{L_e} + \Delta C_{L_e}$ che sarà ancora di equilibrio perciò il sistema

non avrà la tendenza a tornare nella situazione iniziale. In effetti se ci si sposta con un ΔC_e lungo la curva $C_e(\alpha_w)$ si disporrà, volte per volta, il piano di coda in modo che vi sia un C_{L_e} che garantisce l'equilibrio per cui il velivolo, spostato di ΔC_e dallo stato di equilibrio iniziale, non ~~potrà~~ disporre di un momento ristoratore evidenziando un comportamento che definiremmo neutro pur non essendolo.

- Per studi di stabilità va utilizzata la curva $C_n(\alpha_w)$ per la quale la pendenza è:

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

con $a > a_w$

Al contrario per la curva $C_{L_e}(\alpha_w)$ è invece:

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

con $a_e \gtrless a_w$ a seconda della posizione del baricentro; poiché solitamente $l_t < l$ in genere $a_e > a_w$ ma di poco.

Inoltre, la curva $C_n(\alpha_w)$ ha, al massimo, un solo stato di equilibrio al contrario di quella $C_e(\alpha_w)$ che è costituita solo da stati di equilibrio.

- Per un dato α_w il C_e è in generale diverso da quello dato dalla $C_n = a\alpha$ in quanto sono diversi gli angoli di portanza nulla α_0 e α_{0e} come se per denze a ed a_e .

Riepilogando:



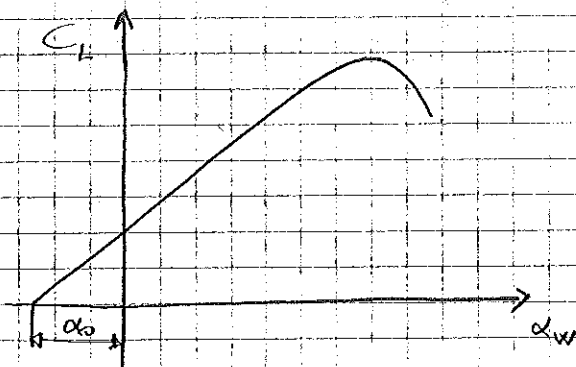
$$C_{Lw} = a_w (\alpha_w + \alpha_{0w})$$

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

α_{0p} = angolo di portanza nulla del profilo o dell'ala stessa.

VELI VOLO TOTALE

Studi di stabilità - [GEOMETRIA FISSA]

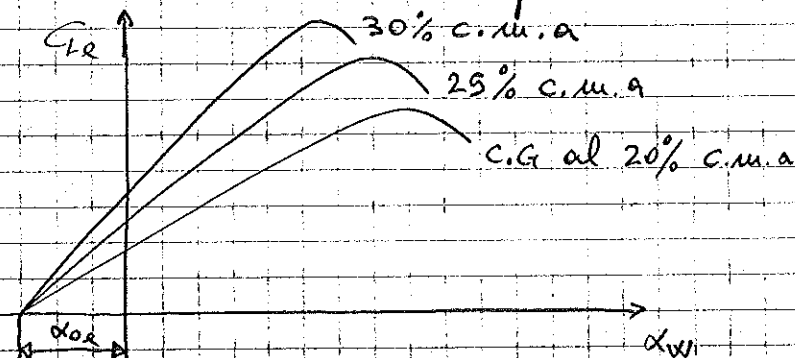


$$C_L = a (\alpha_w + \alpha_0)$$

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

$$\alpha_0 = \frac{a_w}{a} \alpha_{0w} + \frac{q + S_t}{a S_w} (i_t - \epsilon_0)$$

Equilibrio - Studi di prestazioni



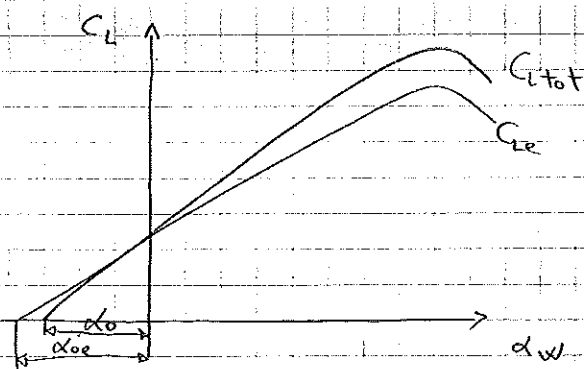
$$C_{Lc} = a_c (\alpha_w + \alpha_{0c})$$

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

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

Confrontando α_0 e α_{0c} si vede che essi hanno una struttura simile. Inoltre essendo $a > a_w \Rightarrow$

$\alpha_{0w} \frac{a_w}{a} < \alpha_{0w}$; solitamente è $i_t < 0$ e $C_{m0w} < 0$ quindi, per entrambi, i secondi termini sono ridotti: si ha relativamente piccoli rispetto ai primi perché α_0 e α_{0c} possono essere abbastanza prossimi quindi sovrapponendo le due curve (Nota che tale sovrapposizione non sempre ha senso perché C_{Lc} è funzione della posizione di C.G. mentre $C_{L \text{ totale}}$ non lo è):



Fino ad ora ci siamo sempre preoccupati dell'equilibrio di un velivolo trascurando gli effetti della propulsione e della fusoliera. Consideriamo ora il contributo della fusoliera. Essa, ai fini della stabilità, è solitamente sfavorevole nel senso che introduce un contributo instabilizzante. Analizzando l'indice di stabilità si vede che:

$$\frac{dC_{m}}{dC_L} = \left(\frac{dC_{m}}{dC_L} \right)_{\text{WING}} + \left(\frac{dC_{m}}{dC_L} \right)_{\text{Tail}} + \left(\frac{dC_{m}}{dC_L} \right)_{\text{Fusoliera}}$$

N.B. Un effetto è improprio, per la fusoliera, riferirsi a C_L perché la fusoliera introduce un momento che è funzione dell'angolo d'attacco e non del C_L del velivolo (o dell'ala) perciò bisognerebbe stabilire la correlazione tra angolo d'attacco e C_L del velivolo o dell'ala.

La formula precedente non è corretta in quanto esprime l'indice di stabilità come somma dei contributi delle singole parti pensate isolate mentre bisognerebbe aggiungerci un ulteriore termine derivante dall'interferenza tra esse e che può essere stabilizzante o instabilizzante. Da un punto di vista generale fusoliera grossa avanti e fusoliera grossa rispetto all'ala forniscono un contributo instabilizzante.

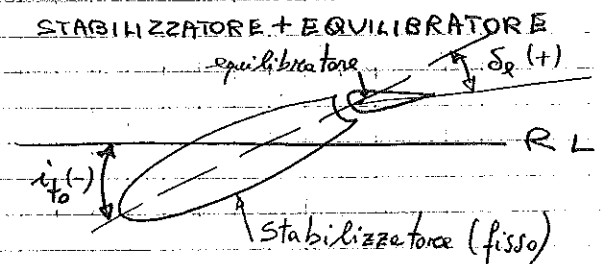
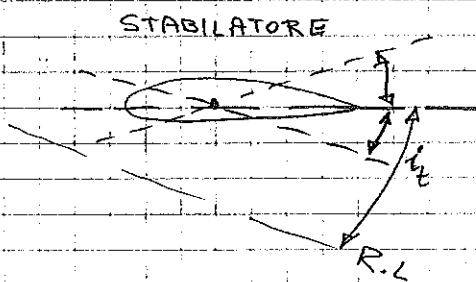
Si tratta comunque di un contributo di difficile valutazione che solo studi molto accurati consentono di stimare in modo preciso.

Riprendiamo adesso il discorso sull'impennaggio orizzontale interessandoci dell'angolo i_t necessario per l'equilibrio.

Abbiamo visto che esiste un angolo diedro longitudinale: $M_x = \alpha_{owb} - i_t$

con i_t calettamento dell'asse di portanza nulla del piano di coda rispetto a R.L.

Se si utilizza un piano di coda tutto mobile i_t segna rigidamente la rotazione del piano



Se invece il piano di coda è in parte fisso (Stabilizzatore) ed in parte mobile (equilibratore) l'angolo i_t ha espressione:

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

con:

i_{t0} = angolo di portanza nulla dell'impennaggio rispetto alla linea di riferimento e con $\delta_e = 0$

δ_e = angolo di deflessione dell'equilibratore (positivo quando esso è deflesso verso il basso)

$\tau = \frac{d\alpha_L}{d\delta_e}$ = indice di efficacia dell'equilibratore

α_L = angolo di portanza nulla dell'impennaggio (con $\delta_e \neq 0$)

Assumendo $\varepsilon = \text{costante}$ (cosa vera fino a $\delta_e = 15^\circ$ ^{poi risulta decrescente}) si ha che i_t risulta proporzionale a δ_e e si ottiene il seguente andamento

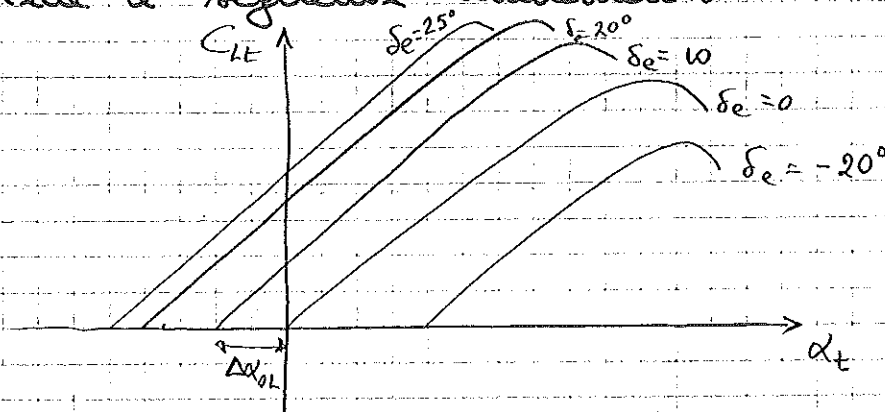


fig. 1

Nel diagramma è stato assunto $\alpha_{0L} = 0$ per $\delta_e = 0$ come è più usuale che accade.

Per effetto di uno spostamento dell'equilibratore $\Delta \delta_e$ si ha una variazione dell'asse di portanza nulla di un certo angolo $\Delta \alpha_{0L}$; l'entità di tale variazione è espressa proprio dal $\varepsilon = \frac{\Delta \alpha_{0L}}{\Delta \delta_e}$. In particolare $\varepsilon \delta_e$ fornisce di quanti gradi si è spostato l'asse di portanza nulla.

Si osserva, tuttavia, ^{in fig. 1} come al crescere di δ_e la variazione $\Delta \alpha_{0L}$ si riduce. Ciò è dovuto al fatto che man mano che l'equilibratore ruota verso il basso si stabilisce un campo di separazione sul dorso dell'ala, cioè della parte opposta al senso di rotazione; via via che l'equilibratore ruota verso il basso il punto di separazione avanza e si perde in circolazione per cui l'effetto benefico che l'aumento di δ_e ha sullo spostamento dell'asse di portanza nulla non si mantiene uniforme all'aumentare di δ_e ma si riduce. Le stesse motivazioni sono alla base delle vari-

zione di C_{Lmax} . Esso cresce con δ_e ma tale aumento, al crescere di δ_e diventa sempre meno marcato fino quasi ad annullarsi.

Assumeremo comunque $\alpha = \text{costante}$ nella trattazione.

Riprendiamo ora alcune relazioni che saranno utili per il discorso successivo.

$$C_{Lt} = a_t (\alpha_w - \epsilon + i_t) \quad \alpha_t = \alpha_w - \epsilon + i_t$$

esprimendo C_{Lt} in funzione di α_w :

$$C_{Lt} = a_t \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \alpha_w + a_t (i_t - \epsilon_0)$$

mentre in funzione di C_{Lw} è:

$$C_{Lt} = \frac{a_t}{a_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) C_{Lw} + a_t (i_t - \epsilon_0) \quad \Gamma_x = \alpha_w - i_t$$

L'espressione di C_{Lt} in funzione del C_L di tutto il velivolo è:

$$C_{Lt} = \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) C_L + a_t \alpha_{t0} = \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) C_L - \frac{a_t k}{a} \Gamma_x$$

$$k = \frac{1}{1 + \frac{a_t}{a_w} \frac{S_t}{S_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)} = 0.92$$

I 2 secondi termini evidenziati sono molto prossimi tra loro essendo k dell'ordine di 0.9.

Caso dello stabilizzatore

Dall'equazione del momento riferita al rilievo totale ($C_{mo} = C_{mo0} + C_{mq} C_h$) si ottiene, uguagliandola a zero, :

$$C_{mo0} = -C_{mq} C_h$$

Del resto abbiamo visto che:

$$C_{mo0} = C_{mo0r} + a_t V_t k \Gamma_x$$

per cui uguagliando:

$$C_{mow} + a_t \bar{V}_t' K I_R = -C_{m_c} C_L$$

si ottiene:

$$C_{mow} - a_t \bar{V}_t' K (i_t - \alpha_{ow}) = -C_{m_c} C_L$$

$$(2) \quad i_{te} = \alpha_{ow} + \frac{C_{mow}}{a_t \bar{V}_t' K} + \frac{C_{m_c} C_L}{a_t \bar{V}_t' K}$$

avendo posto il pedice "e" perché siamo in equilibrio
da (2), ponendo:

$$C_{m_i} = -a_t \bar{V}_t' K = \text{"Potenza di controllo del piano di coda"}$$

si può scrivere:

$$(3) \quad i_{te} = \alpha_{ow} + \frac{C_{mow}}{-C_{m_i}} + \frac{C_{m_c} C_L}{-C_{m_i}}$$

espressione questa che fornisce l'angolo di calotta
to del piano di coda per l'equilibrio

N.B. Sue Perkins al posto di C_{m_i} si trova più in
generale $C_{m_i} = -a_t \bar{V}_t' \tau K$; ~~perché~~ quando il pia
no di coda è tutto mobile $\tau=1$ perché l'asse di
portanza nulla varia esattamente come varia i_t

Posto:

$$i_{teo} = [i_t]_{C_L=0} = \alpha_{ow} + \frac{C_{mow}}{a_t \bar{V}_t' K}$$

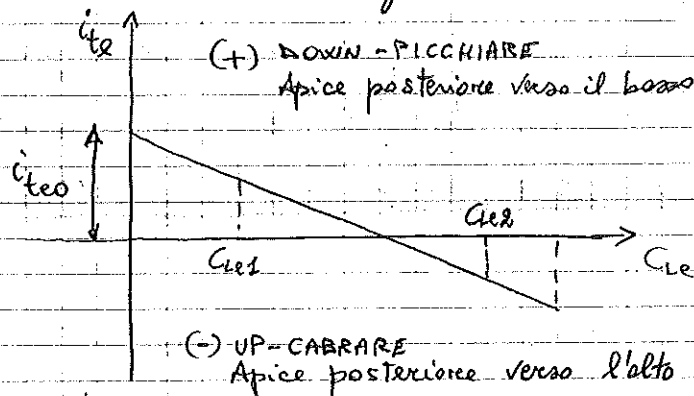
si ha:

$$(4) \quad i_{te} = i_{teo} - \frac{C_{m_c} C_L}{C_{m_i}} = i_{teo} + \frac{di_{te}}{dC_L} C_L$$

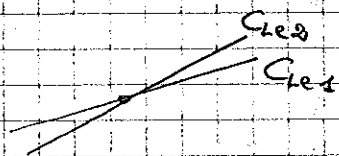
$$\text{N.B.} \quad C_{m_i} = \frac{dC_{m_i}}{di_t} = \frac{dC_{mow}}{di_t} < 0$$

Infatti dando ad i_e una variazione positiva, cioè ruotando l'apice posteriore verso il basso (a picchiare) ne risulta un ΔM a picchiare, cioè < 0 secondo le convenzioni fatte. Ecco perché tale C_{M_i} è negativo.

Dalla (4) si evince che, a meno di i_{teo} , l'angolo di calottamento di equilibrio del piano i_{te} è proporzionale a C_{Le} ed ha quindi, in funzione di C_{Le} , un andamento del tipo:



La curva ha pendenza negativa perché $\frac{di_{te}}{dC_{Le}} = -\frac{C_{M_{C_{Le}}}}{C_{M_i}} < 0$ essendo $C_{M_{C_{Le}}} < 0$ e $C_{M_i} < 0$, avendo ipotizzato il v. libero stabile. In tale ipotesi, dunque, al crescere di C_{Le} l'angolo i_{te} deve crescere in senso negativo (verso l'alto) cioè il piano si deve deflettere con l'apice posteriore verso l'alto.



Introducendo l'angolo diedro longitudinale di equilibrio

$$I_{L_2} = \alpha_{eq} - i_{te}$$

e sostituendo in questa espressione la (3) si ha:

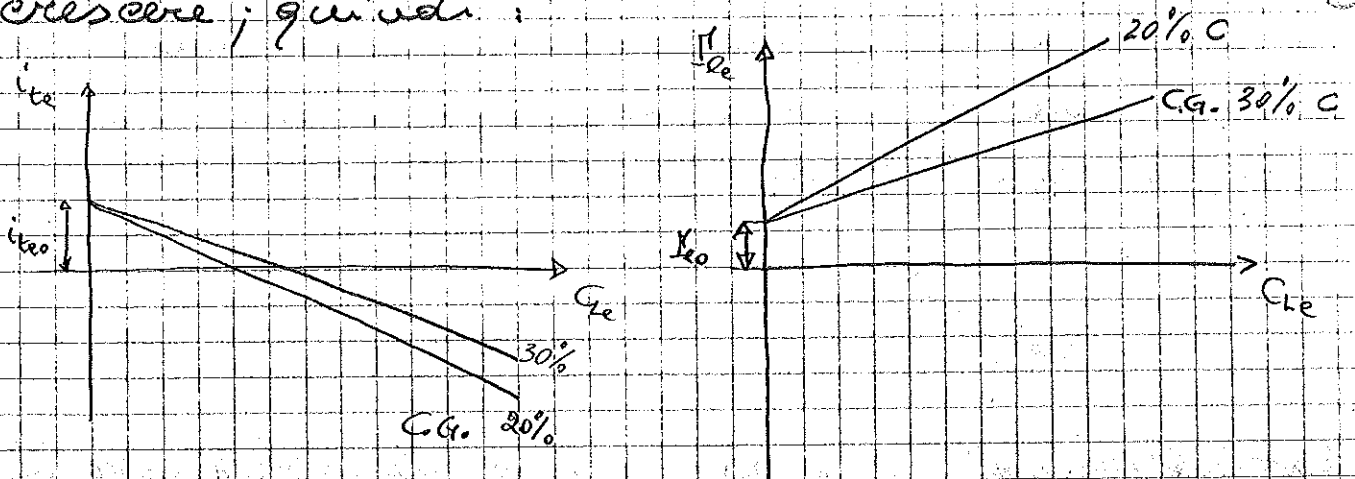
$$I'_{\alpha_e} = \cancel{\alpha_{\text{ow}}} - \cancel{\alpha_{\text{ow}}} + \frac{C_{\text{uow}}}{C_{\text{mi}}} + \frac{C_{\text{mcl}}}{C_{\text{mi}}} C_{\alpha_e}$$

$$(5) I'_{\alpha_e} = I'_{\alpha_{e0}} + \frac{C_{\text{mcl}}}{C_{\text{mi}}} C_{\alpha_e}$$

$$\text{con: } I'_{\alpha_{e0}} = \left[I'_{\alpha_e} \right]_{C_{\alpha_e}=0} = \frac{C_{\text{uow}}}{C_{\text{mi}}} \quad (6)$$

La (6) ci dice che l'asimmetria del velivolo per $C_{\alpha_e}=0$ è funzione della asimmetria alare (C_{uow}). Inoltre quanto più l'ala è asimmetrica, cioè pueri più è forte C_{uow} (in negativo perché è generalmente negativa) tanto più forte deve essere l'angolo diedro iniziale $I'_{\alpha_{e0}}$.

Dalla (5) si vede che al crescere di C_{α_e} , che deve muoversi verso l'alto, cioè crescere in senso negativo e quindi deve aumentare l'angolo diedro longitudinale I'_{α_e} . Inoltre I'_{α_e} è sempre maggiore di zero in quanto $I'_{\alpha_{e0}}$ è maggiore di zero e poi, al crescere di C_{α_e} , I'_{α_e} deve crescere; quindi:



Circa l'effetto della posizione del baricentro si deduce che all'avanzare del C.G. il velivolo diventa sempre più stabile perciò si deve deflettere verso

l'alto e l'apice posteriore sempre di più cioè i_{te} deve diventare sempre più negativa.

- N.B. Non è corretto parlare di i_{te} negativo o positivo per cui si intenderà:

i_{te} negativo $\Rightarrow$ a cabrare i_{te} positivo $\Rightarrow$ a picchiare

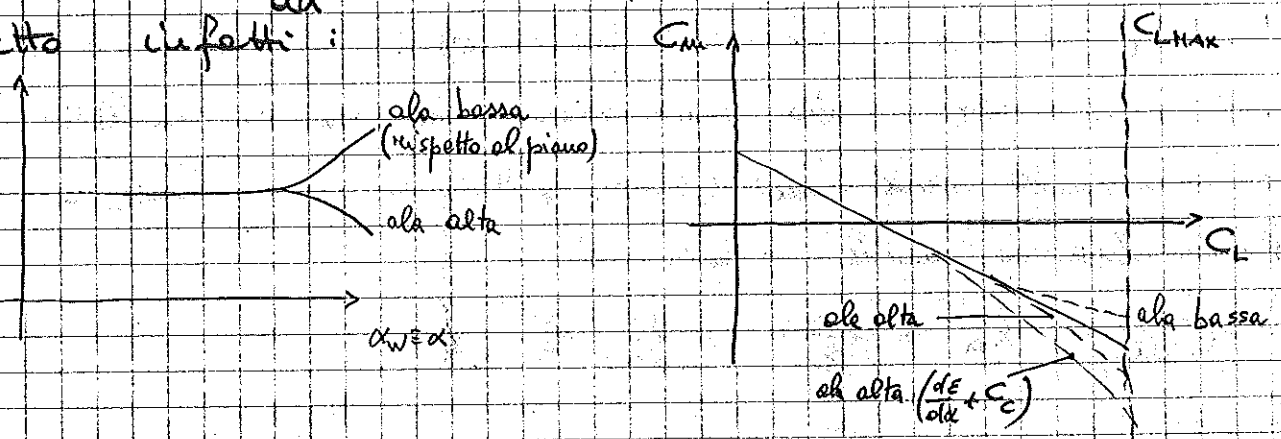
Riassumendo: all'aumentare della stabilità, cioè all'avanzare del baricentro, si richiede un maggior angolo i_{te} e maggiore diedro $\Delta\theta$. Se C.G. finisce in N_0 qualunque angolo è di equilibrio come deve risultare essendo nullo l'indice di stabilità.

- Per $C_{Le} = 0$ $i_{te} \geq 0$ a seconda che $\frac{C_{mow}}{C_{mi}} \leq \alpha_{ov}$ (ricorda la (3), e che $C_{mi} < 0$ e $C_{mow} < 0$).

Può esistere un $i_{te} = 0$ nel caso di $C_{Le} > 0$. È molto utile perché, nel campo degli assetti di crociera, è estremamente conveniente mantenere il piano a piccoli calceamenti ($i_{te} \approx 0$) al fine di ottenere minore resistenza aerodinamica.

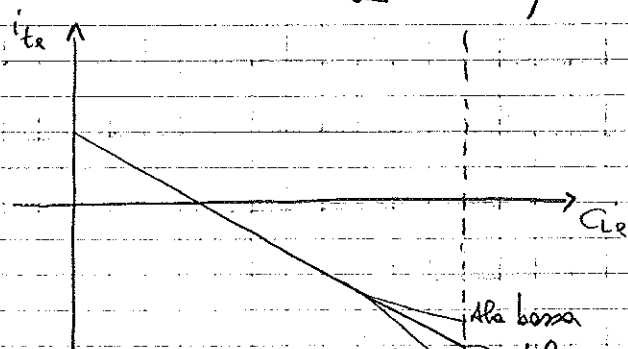
- Riprendiamo ora il discorso sulle cause di non linearità.

La derivata $\frac{dC}{d\alpha}$ non è sempre costante al variare dell'assetto infatti:



Si nota il contributo alla stabilità fornito, per ala alta rispetto alla fusoliera, dalle forze parallele (C_c).

Per la configurazione ad ala alta rispetto al piano ci sono dunque due contributi non lineari mentre per ala bassa ~~che~~ ne è uno solo visto che, per essa, il contributo "pendolare" è praticamente nullo. Dunque se l'ala è alta rispetto al piano $C_{m\alpha}$ cresce negativamente con l'assetto, il contrario accade per ala bassa. Rispetto al caso lineare, quindi, per un'ala alta ad alti angoli è necessario un'ite maggiore (in senso negativo cioè a cabrare) perciò si dovrà deflettere maggiormente il piano essendo aumentate le stabilità del velivolo. Limitatamente a questi effetti si ha che l'andamento di ite in funzione di $C_{L\alpha}$ è:



Nel caso di ala alta l'intercetta è maggiore perché ci sono gli effetti congiunti di $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ e della stabilità pendolare.

Altro possibile contributo non lineare è rinvenibile in a_t e a_w . Questi parametri si riducono ad elevati angoli. La riduzione di a_t si riflette soprattutto sul $C_{m\dot{\alpha}}$ ($= -a_t \bar{V}_t' K$) e sul $C_{m\alpha}$.

Ricordiamo le relazioni:

$$C_{m\alpha} = x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \bar{V}_t'$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = x_a - \frac{\bar{a}}{1+\bar{a}} \frac{l}{c}$$

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

Poiché C_{mc} è composto della somma di due termini di cui uno solo dipende da a_t in modo pratico
 ○ mentre diretto, risulta che il rapporto $\frac{C_{mc}}{C_{mi}}$
cresce al decrescere di a_t . Ciò si può chiaramente
 riscontrare analizzando tale rapporto che si può por

$$\frac{C_{mc}}{C_{mi}} = \frac{X_a}{a_t \bar{V}_t' k} + \frac{q_t S_t}{q_w S_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{da} \right) \frac{l}{\epsilon(\bar{a}+1)} \cdot \frac{1}{q_t \bar{V}_t' k} \approx \frac{n}{a_t} + m (>0)$$

dove il circa si riferisce al termine $\bar{a}$, piccolo rispe
 to all'unità, termine che contiene a_t .

○ D'altra parte anche il termine $\frac{C_{mon}}{C_{mi}} (>0)$ cresce
 al ridursi di a_t ; ne risulta una non linearità in
 i_{te} (vedi (2)) ed un i_{te0} minore; perciò, in definiti
 aumentano le deflessioni del piano a cabrare al cres
 cere di C_{te} .

Dunque già nel caso lineare a forti onetti si possono ot
 tenere i_{te} molto negativi (o cabrare) che portano a
 coefficienti di portanza del piano molto grandi in
 ○ valore assoluto (il piano in tali condizioni è dep
 tante) come si rileva dall'espressione di C_{lt} .

Se a questo si aggiungono gli effetti della riduzio
 ne di a_t e di i_{te0} la situazione, a forti onetti,
 risulta ulteriormente esasperata e potrebbe addirittura
 portare allo stallo del piano di coda (sarebbe uno
 stallo per incidenza negativa troppo forti).

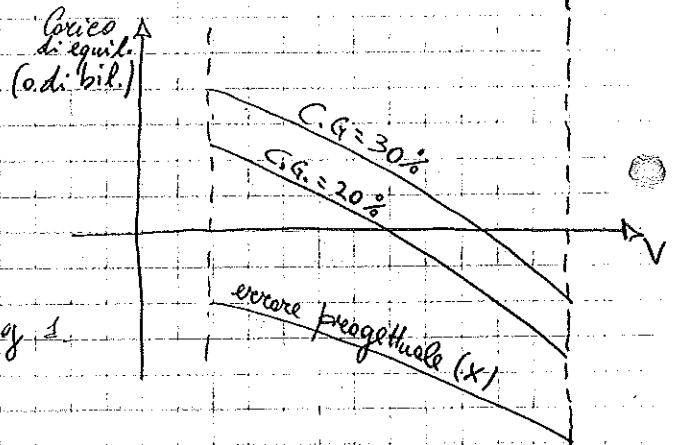
In definitiva la trattazione ^{lineare} fatta va rivista

○ in corrispondenza di elevata incidenza mentre
 resta valida finché è applicata a coefficienti

di portanza di salita $q^{\uparrow} (= 0(1))$, dopo di che esse
 soffre di approssimazioni per le non linearità
 che nascono. (*) Questo perché si è ragionato con riferimento al $C_{L\alpha}$
 e non al $C_{L\alpha}$ per stabilire le non linearità.

Il ragionamento precedente, puramente matematico,
 va però applicato controllando l'effettivo valore
 del $C_{L\alpha}$ per controllare se si è fuori del campo
 lineare $C_{L\alpha}(\alpha_t)$ (*). A tale scopo ricordiamo
 l'espressione dei carichi di bilanciamento equili-
 brio e di $C_{L\alpha}$

$$C_{L\alpha} = \frac{C_{muov}}{\bar{V}_t' \eta_t} + \frac{x_a C_{L\alpha}}{\bar{V}_t' \eta_t}$$



Al ridursi delle velocità (equivalevolmente al crescere
 di $C_{L\alpha}$) si hanno carichi di equilibrio maggiori
 (più positivi) e quindi $C_{L\alpha}$ maggiori. All'avanzare
 della posizione del baricentro x_a diventa più piccolo
 il carico di equilibrio decresce e si riduce più
 di il corrispondente $C_{L\alpha}$.

N.B. Si potrebbe avere anche la situazione (x) per
 la quale, all'aumentare della velocità, il car-
 co si riduce algebricamente ma cresce in valo-
 re assoluto partendo da un valore iniziale
 già negativo. Questo si verificherebbe se $x_a < 0$,
 cioè $C_{L\alpha}$ davanti al fuoco dell'ala relativo percu-
 le. Tuttavia, per velivoli ben fatti, la situa-
 zione è sempre del 1° tipo cioè il baricen-
 tro, nella sua posizione più avanzata non si

trova mai davanti al fuoco del velivolo parziale
per evitare che si parli da carichi negativi già
○ alla velocità di stallo e che quindi tali carichi
in crociera, siano ancora più negativi (si tratterebbe di un errore progettuale).

Da quanto detto si deduce che, a piccoli angoli di volo
(C_L piccoli) C_{LTr} è piccolo, viceversa a forti C_L
nel caso di baricentro massimamente arretrato
(X_a forte ≈ 0.25 tipicamente) con profilo alare poco
curvo (C_{muov} piccolo dell'ordine di -0.02), si

○ hanno forti C_{LTr} (in tali condizioni il centro
di bilanciamento ha valori positivi notevoli) forti
colormente se il valore di coda è piccolo e $\frac{1}{4}$

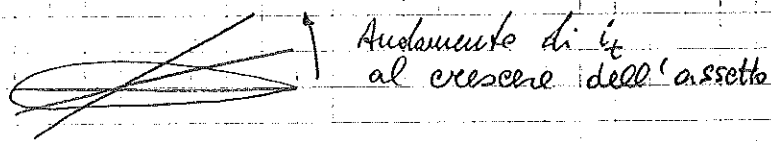
Ma valori forti di C_{LTr} portano nella zona in cui
la pendenza α_t diventa più bassa e questo comporta una riduzione della potenza di controllo del
piano di coda. A sua volta una minore potenza di

controllo del piano comporta la richiesta di maggiore
○ re allettamento del piano stesso (maggiore i_t) per
si sposta nel campo di non linearità. Non si può
escludere il caso (velivolo mal dimensionato) che il
 C_{LTr} risulti maggiore di quello che il piano può "fornire"
gicamente" dare (Si ricordi che il piano ha basso
allungamento e lavora a Reynolds pari a circa la
metà di quello caratteristico dell'ala, per non parlare
degli effetti del M ...). In tale caso non si

○ può raggiungere il C_{LTr} massimo di cui l'ala
è capace.

Soltamente, però, i carichi in coda non sono

mai molto elevati in quanto il funzionamento del piano è del tipo:



Al crescere dell'assetto, se mantenessi fisso il piano il suo angolo di attacco diventerebbe molto forte (con conseguenti C_{L_t} molto elevati). Agendo invece su i_t nel modo illustrato si riduce l'angolo d'attacco di esso; in sostanza ruotando il piano lo si svincola dall'assetto del velivolo per cui può essere messo nell'assetto di migliore funzionamento aerodinamico; ovviamente si dovrà verificare, tramite la curva $C_m(C_n)$ che tale assetto si compatibilisce con l'equilibrio.

Nel caso di piano di coda = stabilizzatore + equilibratore la situazione è diversa perché una parte del piano (stabilizzatore) è costretta a seguire il velivolo per cui, per un piano di questo tipo, la potenza di controllo è sicuramente minore di uno stabilizzatore.

Ettavia, qualunque sia la configurazione del piano orizzontale, un progetto ben fatto deve garantire che questo non andrà mai a lavorare a coefficienti di portanza così grandi da inficiare la costanza di q_t .

Ad esempio se fosse:

$C_{m_{max}} = 0$; baricentro molto arretrato ($x_a \approx 0.3$)

$$C_{L2} = 1.5 ; \quad \bar{V}_t^1 = 0.3 ; \quad \eta_t = 1$$

si avrebbe un :

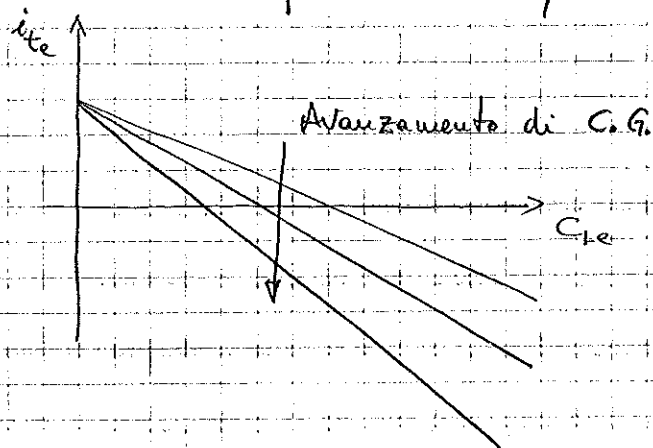
- $C_{L2} \approx 1.5$ ma nessun piano di coda darà mai un tale C_{L2} visti i suoi bassi allungamenti, i piccoli Re e spessori percentuali oltre alla simmetria del profilo. In generale se x_a non è molto grande cioè il baricentro non è molto arretrato (valori usuali di $x_a =$ (al massimo) $0(0.2)$), tenendo conto di $C_{m0} < 0$ si avrà, per un piano di coda simmetrico $C_{L2max} = 0(1.1)$, perciò si lavora da un $C_{Lmax} \approx 0.7 \div 0.8$ e la variazione di q_t è molto modesta.

Ne sintesi : il piano di coda tutto mobile, oltre ad avere una potenza di controllo maggiore rispetto al stabilizzatore - equilibratore, ha anche la capacità di mantenerla pressoché costante anche a forti assetti del velivolo.

- Il C_{Lmax} è, poi, fondamentale ai fini della velocità di stallo V_s . Si osserva infatti dal diagramma dei carichi di bilanciamento che alla V_s potrebbe essere richiesto un elevato valore di tale carico se il baricentro è molto arretrato. Se però il velivolo non è in grado di produrre una elevato C_{L2} si potrebbe avere la ~~situazione~~ che non è possibile arrivare alla velocità di stallo ma bisogna fermarsi ad una velocità maggiore con conseguente spreco del C_{Lmax} utilizzabile dall'ala.

Viceversa la posizione avanzata del baricentro è critica nei confronti del C_L ma piuttosto rispetto al

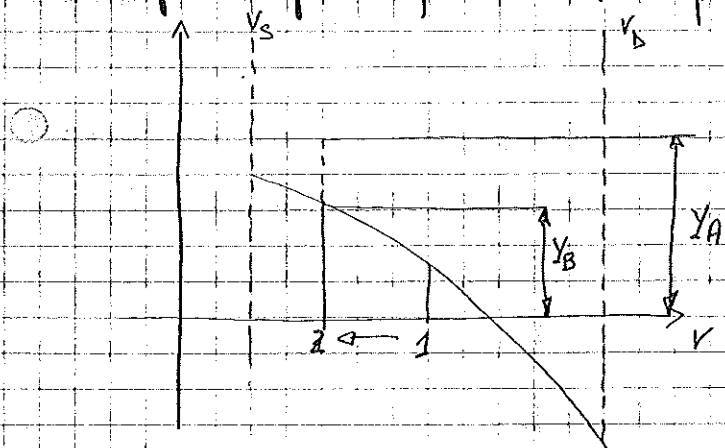
l'angolo i_e che bisogna dare al piano e quindi rispo-
to all'escursione del piano stesso - Si vede in fatti
dalle fig. 1 che ^{con} un baricentro molto avanzato
possono essere richiesti carichi in coda molto negativi
e quindi elevati i_e a cabrare. Tuttavia con il pia-
tutto mobile ci si rende indipendenti dall'assetto del
velivolo e quindi la situazione suddetta non costitui-
sce un limite nel senso che, comunque svenzi il
baricentro, è sempre possibile dare al piano l'angolo
 i_e necessario per l'equilibrio.



Le uniche limitazioni a cui è soggetto uno stabile-
re sono, invece, quelle relative alle dimensioni
della barra, all'escursione angolare o lineare di
questa che potrebbe non consentire il raggiungimento dei
angoli i_e necessari, anche agli sforzi di barra.

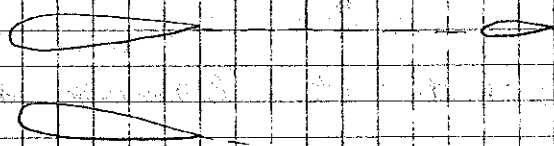
A questo punto possiamo rispondere al quesito: perché
al crescere dell'assetto (al decrescere della velocità) bis-
ogna deflettere il piano verso l'alto (o meglio tirare
la barra a cabrare) con conseguente riduzione
del carico, in apparente contraddizione con il dia-
gramma dei carichi di equilibrio per il quale al cre-
scere dell'assetto bisognerebbe avere carichi in coda

sempre più positivi (a picchiare)?



La sostanza passando dalla condizione 1 alla 2 di minore velocità il carico di equilibrio cresce mentre bisogna dare al piano una rotazione a cabrare che comporta una riduzione del carico, perché? Ebbene per avere una minore velocità bisogna disporre il velivolo ad un angolo più forte; se non si agisse sul piano questo non consentirebbe di raggiungere la nuova condizione di equilibrio 2 perché, essendo per ipotesi il velivolo stabile, il piano esplicherebbe una portanza (Y_A) maggiore di quella che la nuova condizione di equilibrio gli richiede (Y_B) e che tenderebbe a riportare il velivolo nella condizione di equilibrio iniziale. Per evitare che sorga questo momento restauratore si deve ridurre il carico in coda della quantità $(Y_A - Y_B)$ deflettendolo verso l'alto introducendo così una deportanza.

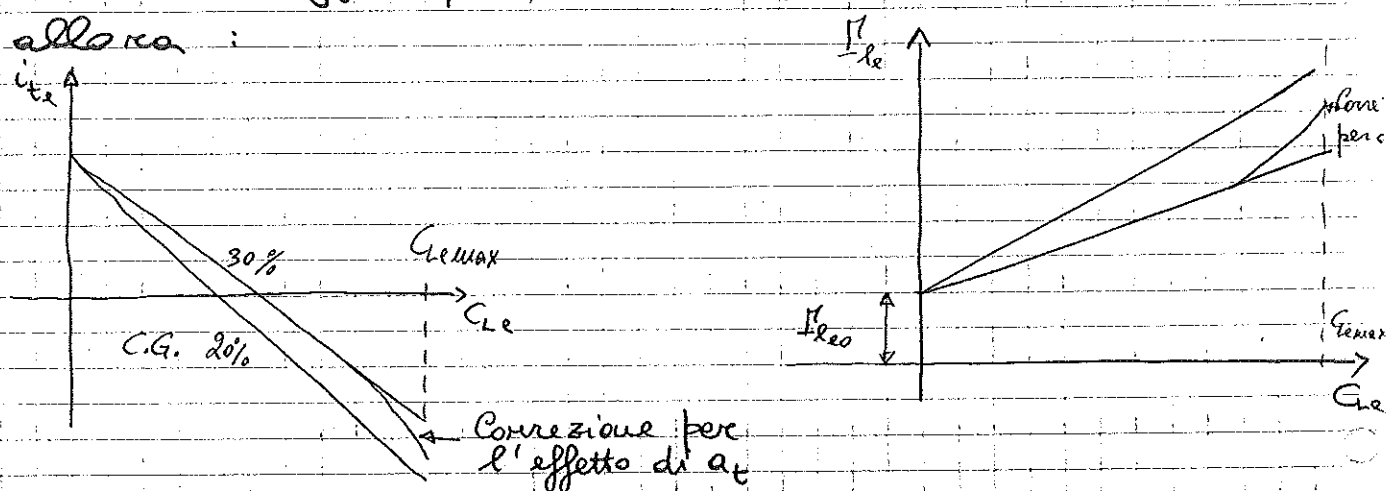
La situazione può essere chiarita con uno schema grafico



Condizione 2 con piano ruotato a cabrare
EQUILIBRIO
Condizione 2 con piano supposto bloccato

Se si dà al velivolo un assetto maggiore per raggiungere una condizione di minore velocità e non si cambia la geometria del piano, su di esso si genera un incremento di portanza ΔP dovuto all'aumento dell'angolo d'attacco. Per annullare questo ΔP , che tenderebbe a portare il velivolo nella condizione 1, bisogna ruotare il piano e cabrare.

Ora possiamo concludere la trattazione ^{sulla} non linearità. Poiché la non linearità è limitata e gli alti assetti il valore di i_{teo} possiamo ritenere invariato dalle cause di non linearità viste (questo va a correggere quanto detto prima su i_{teo}) - Risultato allora:



Si deve osservare che a forti assetti anche a_w si riduce anzi si può dire che, se da una parte a_w si riduce sicuramente e sensibilmente (a C_{Lmax} $a_w = 0$) non deve necessariamente associare a tale riduzione quella di a_t perché questa è legata al C_t che non necessariamente deve essere alto, come prima detto. La riduzione di a_w aumenta il gradiente $C_{L\alpha}$, aumenta la stabilità (cioè il contributo stabilizzante del piano di coda) in quanto:

$$C_{m_{ca}} = x_a - \frac{\bar{a}}{1+\bar{a}} \frac{l}{c} \quad \bar{a} = \frac{a_t S_t}{a_w S_w} \left(1 - \frac{dc}{da}\right)$$

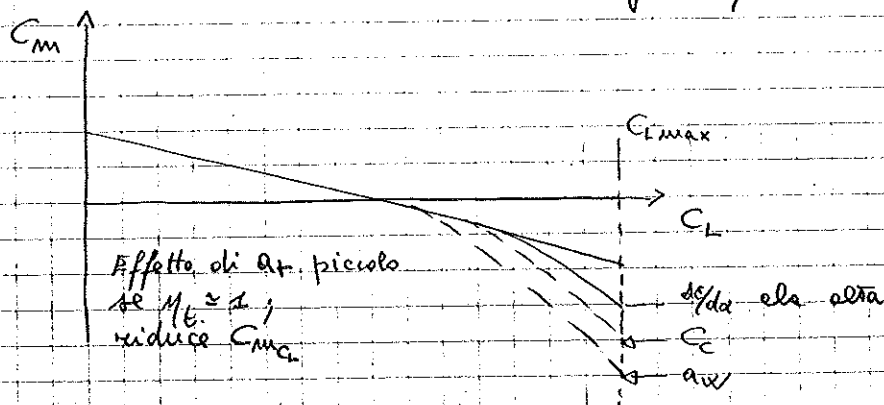
Aumenta inoltre $\frac{dite}{dC_L}$ visto che:

$$C_{m_{max}} + i_{te} = i_{teo} - \frac{C_{m_{ca}}}{C_{mi}} C_{Le} = i_{teo} + \frac{dite}{dC_L} C_{Le}$$

Il fatto che la stabilità ^{del p.o.} aumenti lo si può dedurre anche ricordando che:

$$C_m = C_{m_{ow}} + x_a C_L - C_{Lt} \bar{V}_t' \eta_t$$

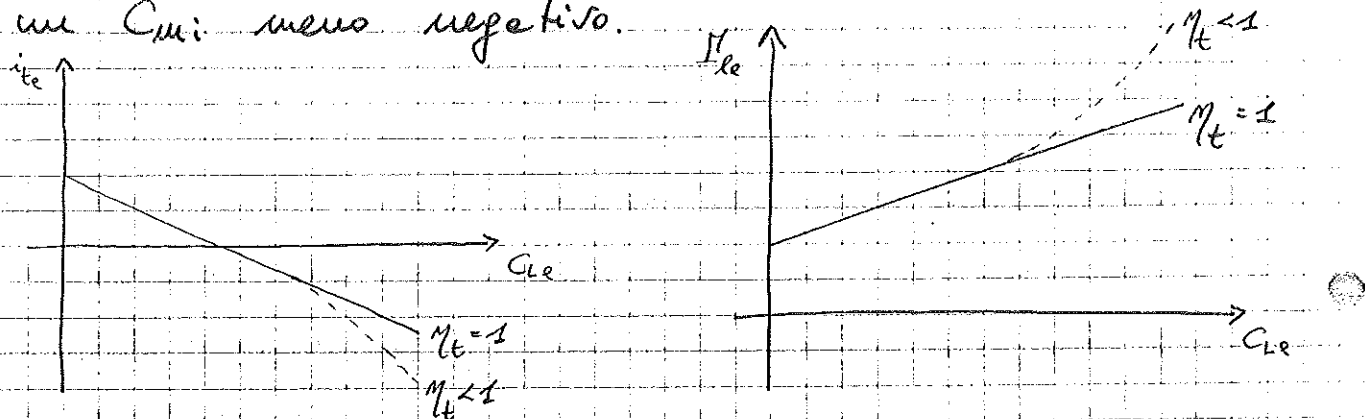
In fatti applicando una perturbazione Δx_w ne risulta un ΔC_L piccolo se a_w è ridotto, quindi il ΔC_{Lt} di $a_t \Delta x_w \left(1 - \frac{dc}{da}\right)$ acquista maggior peso stabilizzante. Si può anche applicare la perturbazione ΔC_L ne risulta un Δx_w tanto più grande quanto più è piccolo a_w e si arriva alle stesse conclusioni di sopra. Allora, ai forti assetti, la curva $C_m(C_L)$ è più pendente verso il basso per quanto riguarda a_w .



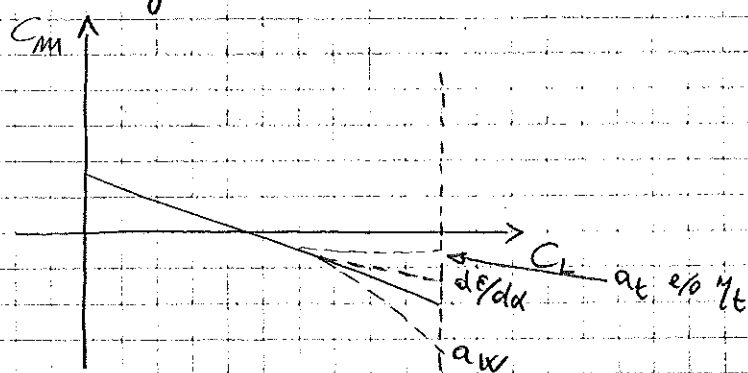
Nota

Si ricordi che in a_t è inglobato η_t , di cui dovree uno tenere conto. Tuttavia η_t dipende molto dalla configurazione, dai piccoli o forti assetti, dall'efficienza del propulsore (qui omessa). In generale si può dire che (in assenza di effetti del propul

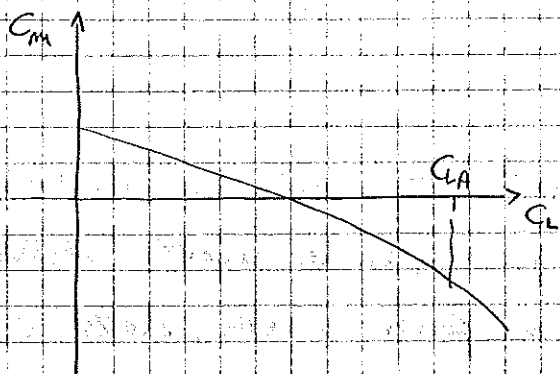
sonce) le possibilità di avere notevoli abbassamenti di η_t sono relativi alle configurazioni ad ala bassa, in quanto a forti essetti il piano può andare nella scia dell'ala (cosa da evitare). Se dunque per ala bassa si riduce η_t ai forti essetti, la relativa curva i_{te} sarà più pendente per effetto di un C_{mi} meno negativo.



Per l'ala bassa rispetto al piano il C_{mi} ha quindi il seguente andamento:



Nota



In genere siamo portati a parlare di stabilità qualunque sia l'assetto in cui ci troviamo; in realtà non è strettamente necessario cominciare a parlare di stabilità, o anche di stabilità C_{mi} , in cam

non lineare. Infatti per parlare di stabilità bisogna prima garantirsi l'equilibrio, cioè avere equibrio
 breata il velivolo e poi si parla di stabilità. Ne viene di conseguenza che l'indice di stabilità va calcolato a $C_L = C_{Leq}$. Matematicamente bisogna considerare $\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{C_L=C_{Leq}}$

Ricordiamo allora che nel caso di ala alata, a forti angoli, aumenta in senso negativo la pendenza della curva $C_m(C_L)$ per effetto del $d\epsilon/d\alpha$. Nelle nostre trattative, in tali condizioni, avevamo affermato che aumentava la stabilità ma tale affermazione è concettualmente sbagliata perché nella zona in cui $C_m(C_L)$ non ha andamento lineare (forti angoli) solitamente non si ha equilibrio per cui per $C_L = C_{LA}$ è concettualmente sbagliato parlare di stabilità perché non c'è equilibrio. Inoltre nel campo non lineare non si può scrivere l'espressione di $C_m(C_L)$ o $C_m(\alpha_w)$ secondo la formula:

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

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

perché le formule lineari che legano C_L agli angoli possono non valere più se la non linearità di $C_m(C_L)$ è dovuta ad q_w o q_t o $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ [$C_{Lw} = q_w(\alpha_w + \alpha_{0w})$;

$$C_{Lt} = q_t(\alpha_w - \epsilon + i_t) ; C_{Lt} = q_t \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \alpha_w + q_t(i_t - \epsilon_0) ;$$

$$\epsilon = \frac{d\epsilon}{dC_{Lw}} C_{Lw} = \epsilon_0 + \frac{d\epsilon}{d\alpha_w} \alpha_w$$

Si possono scrivere solo le:

$$C_m = C_{m_{c.a.}} = C_{m_{ow}} + x_a C_{LW} - C_{Lt} \bar{V}_t \eta_t \quad e$$

$$C_m = C_{m_{ow}} + x_a C_L - C_{Lt} \bar{V}_t' \eta_t$$

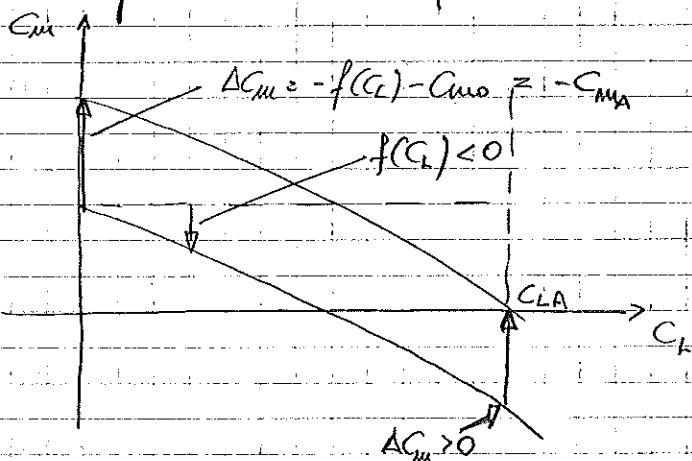
per il C_m , mentre per C_L si può scrivere:

$$C_L = C_{LW} + \frac{S+}{S_w} \eta_t C_{Lt}$$

Scriviamo allora il C_m nella forma:

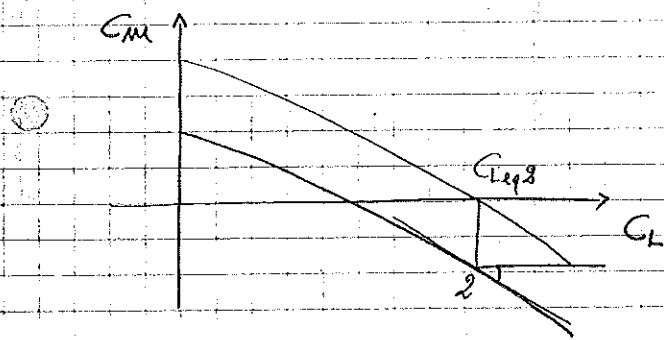
$$C_m = C_{m0} + f(C_L)$$

dove $f(C_L)$ interpreta la variazione con C_L e, nel campo lineare, si identifica con $C_{mL} C_L$.



Poiché C_{m0} non risente degli effetti non lineari dovuti ad q_t , a_w , $\frac{d\epsilon}{dx}$, η_t , ipotizzando che $C_{m_{ow}}$ non cambi a forti assetti (cosa non sempre vera anche perché sono coinvolti Re e M) si può dire che l'indice di stabilità può essere calcolato per ogni C_L quindi anche per $C_L = C_{LA}$. Infatti il C_L di equilibrio, pari a 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}). La variazione ΔC_m si realizza con una variazione dell'angolo i_t e cabrare (per il piano

stabilizzatore + equilibratore si realizza con una variazione dell'angolo δ_2). Ovviamente questo accorgimento è utilizzabile solo se la traslazione si ripercuote uniformemente su tutta la curva in modo che il gradiente della curva (cioè l'indice di stabilità) resti inalterato nella traslazione. In tali condizioni si può calcolare l'indice di stabilità qualunque sia l'assetto. Ad esempio per calcolare l'indice di stabilità nella condizione 2 bisogna



considerare la curva che passa per CG_2 , ma nel ci assicura che tale curva in CG_2 abbia la stessa pendenza

e quindi lo stesso indice di stabilità della curva originaria, specialmente se ci si trova a forti assetti. Ad esempio per ali a freccia a forti assetti il CG_{MO} è molto variabile, estolirittura da picchiante

può diventare cabrente -

Al di fuori di tali casi comunque l'analisi rigorosa deve essere fatta in termini di α_w ; cioè bisogna scrivere il $CG_M(\alpha_w)$ e le curve $CG_w(\alpha_w)$, $CL(\alpha_w)$, e procedere allo stesso modo precedentemente indicato, calcolando l'indice di stabilità $\frac{dCG_M}{d\alpha_w}$ a $CL = CL_1$ senza pretendere di pervenire a formule semplici.

Caso stabilizzatore - equilibratore

In questo caso si ha che:

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

introducendo il δ_e di equilibrio la relazione:

$$i_{te} = \alpha_{ow} + \frac{C_{uow}}{-C_{ui}} + \frac{C_{uq}}{-C_{ui}} C_{te}$$

diventa:

$$1) \quad \delta_e = \frac{\alpha_{ow} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{uow}}{C_{us}} - \frac{C_{uq}}{C_{us}} C_{te}$$

con:

$$C_{us} = \frac{dC_u}{d\delta_e} = -a_t \bar{V}_t' k \tau (< 0) \quad \text{Potenza di controllo del profilo di coda}$$

Maggiori sono a_t , $\bar{V}_t'$ e τ più efficace risulta il piano ai fini del controllo in corrispondenza di una variazione di 1 grado del suo allettamento.

N.B. La potenza di controllo C_{us} è analoga al C_{ui} ; infatti due termini coincidono se si osserva che $\tau = 1$ nel caso dello stabilizzatore.

Essendo:

$$I_{t0} = \alpha_{ow} - i_{t0}$$

l'angolo di corno relativo a $\delta_e = 0$ (profilo neutro) [da non confondersi con I_{t0} (di equilibrio)], si può porre la

1) nella forma:

$$\delta_e = \frac{I_{t0}}{\tau} - \frac{C_{uow}}{C_{us}} - \frac{C_{uq}}{C_{us}} C_{te}$$

per cui, in campo lineare si può scrivere:

$$2) \quad \delta_e = \delta_{e0} + \frac{d\delta_e}{dC_{te}} C_{te}$$

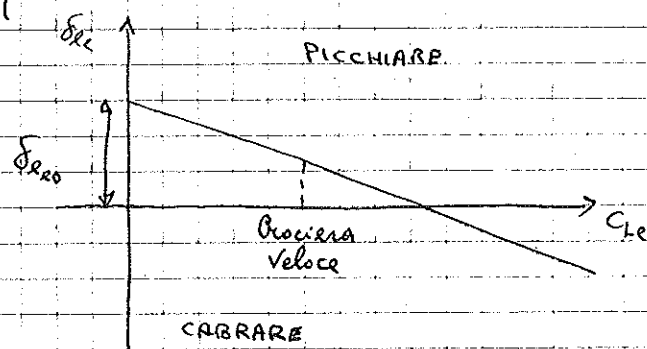
$$\text{con:} \quad \delta_{e0} = \frac{I_{t0}}{\tau} - \frac{C_{uow}}{C_{us}}$$

Si può osservare l'analogia tra la 2) e la formula relativa allo stabilizzatore; infatti compare $C_{m\dot{\alpha}}$ al posto di $C_{m\dot{\alpha}}$, δ_e al posto di i_t mentre è presente $\frac{I_{x_0}}{z}$ al posto di α_{ow} .

- L'angolo diedro longitudinale di equilibrio, I_{x_e} , rimane comunque invariato e pari a:

$$I_{x_e} = I_{x_{e0}} + \frac{C_{m\dot{\alpha}}}{C_{m\dot{\alpha}}}$$

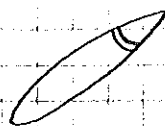
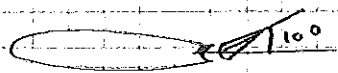
N.B. Attenzione a non confondere il diedro I_{x_0} , relativo a $\delta_e = 0$ (profilo neutro) con il $I_{x_{e0}}$ (di equilibrio). Il diagramma che illustra l'andamento di δ_e in funzione di C_{L_e} è analogo a quello relativo a i_t ed è quindi caratterizzato anch'esso da pendenza negativa.



Nell'espressione di δ_{e0} si riconosce un termine positivo dato da $\frac{I_{x_0}}{z}$. A tale proposito va ricordato che $I_{x_e} > 0$ in quanto deve essere $C_{m\dot{\alpha}} > 0$ affinché ci possa essere equilibrio; ne consegue che anche I_{x_0} è maggiore di zero e tale positività è tanto maggiore quanto più è forte (in senso negativo) $C_{m\dot{\alpha}}$. In termini "cozzi" quanto più è curvo il profilo alare tanto più negativamente bisogna disporre il piano di coda (cioè più negativo deve essere i_{t0}).

Va osservato che, in crociera, conviene avere deflessioni

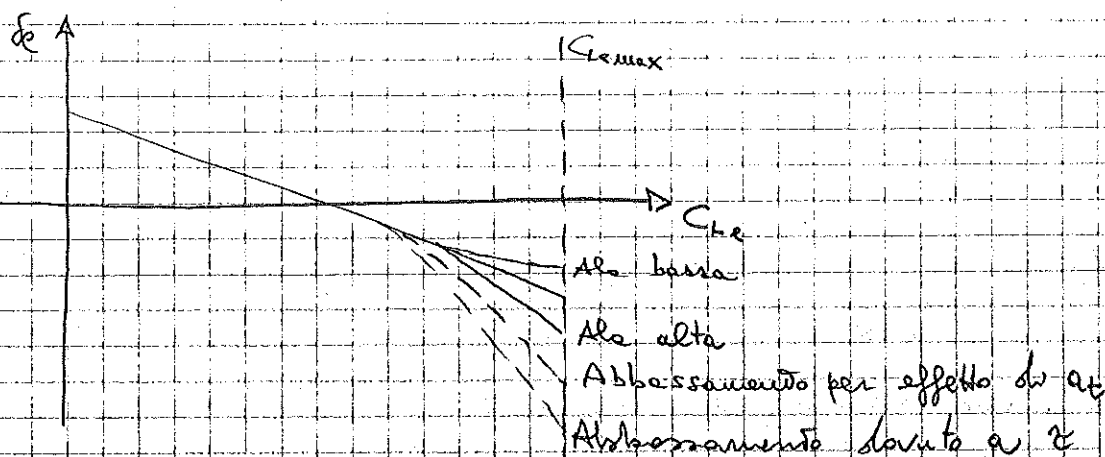
δ_e dell'equilibratore inulle o comunque piccole per mettere il piano nelle condizioni di funzionare meglio dal punto di vista delle resistenze aerodinamiche. Ad esempio se in crociera $\delta_e = 10^\circ$ ciò significa che si è sghemmato il cabottamento del piano di coda (sarebbe sghemmato l'ip) in quanto il piano avrebbe dovuto essere disposto come segue:



Disposizione corretta.

in modo da tenere δ_e più vicino possibile alla condizione di "zero".

Nel caso del piano di coda stabilizzatore + equilibratore la trazione sulle sue linee è sostanzialmente analoga a quella fatta ~~per~~ per lo "stabilizzatore" anche se si arricchisce di elementi nuovi.



Anche per questo tipo di piano a forti assetti (elevati C_L) e ancora nel campo lineare sono richiesti forti angoli δ_e negativi (a cabrare). Al crescere dell'assetto le richieste di δ_e maggiori diventano più marcate nel caso di ala alta per gli effetti di

- non linearità già visti in precedenza - La tendenza si accentua notevolmente se si tiene conto anche
- degli effetti della riduzione che a_t subisce all'aumentare dell'assetto - Per il piano stabilizzatore equibrateore subentra però un effetto nuovo: fino a δ_e intorno ai 15° quanto detto resta valido in quanto τ si mantiene costante - Oltre tale valore τ decresce fino ad annullarsi per δ_e dell'ordine di $30^\circ \div 35^\circ$ (da ciò consegue anche che il prodotto $\tau \delta_e$ assume un valore massimo intorno ai 20°). Ricordando poi che la
 - potenza di controllo del piano di coda è data,

$$C_{m\delta} = -a_t \bar{V}_t' k \tau$$

se diminuisce τ , diminuisce $C_{m\delta}$ quindi aumenta il termine $\frac{C_{m\delta}}{C_{m\delta}}$, perciò cresce (in senso negativo) la

pendenza della curva $\delta_e(C_{m\delta})$. Il discorso fatto lo si può giustificare anche dal punto di vista fisico

se diminuisce la potenza di controllo del piano

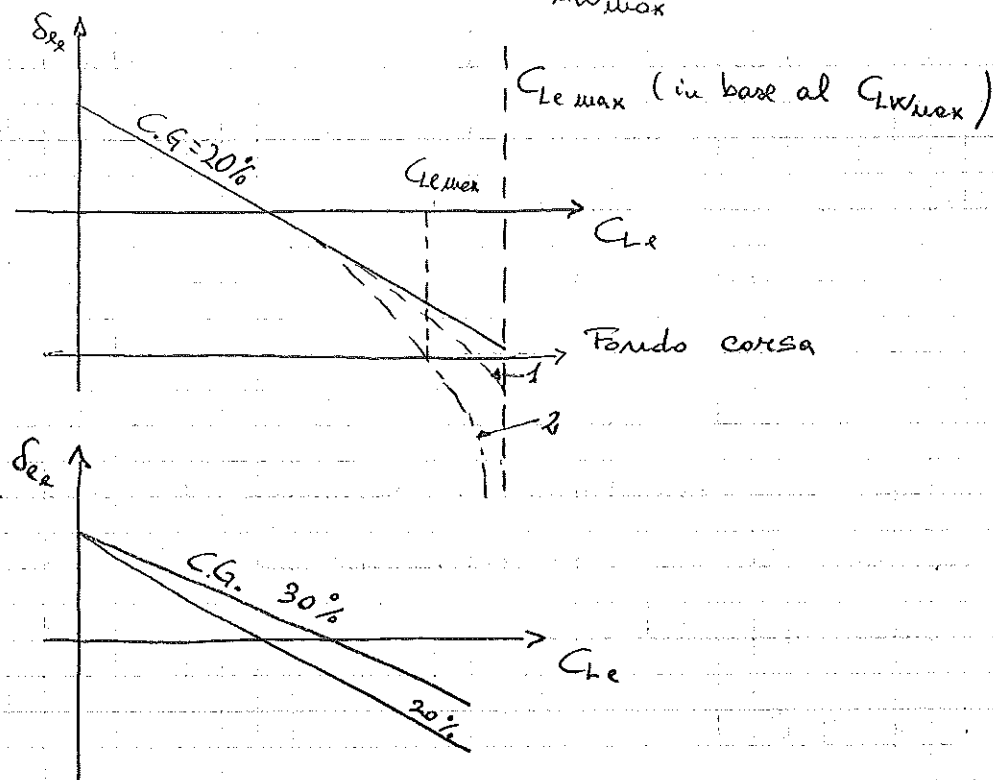
- di coda saranno necessarie deflessioni δ_e dell'equibrateore maggiori.

In definitiva per il caso che si sta considerando la riduzione di $C_{m\delta}$ può provenire sia dalla riduzione di a_t

che da quella di τ (si ricordi però che se i $C_{L\alpha}$ non sono molto elevati a_t lo si può considerare costante) anche se gli effetti legati al τ possono essere più intensi di quelli legati ad a_t .

- Comunque la riduzione della potenza di controllo può richiedere un δ_e sempre più grande a esborare per cui

se il fondo corsa è, ad esempio, a 25° si potrebbe rinunciare al $C_{LW_{max}}$ di cui l'ala è capace



Si può osservare dalle figure che se ci si trova nel caso 1 è ancora possibile incrementare il C_D oltre 25° (si aumenta il fondo corsa) per raggiungere il $C_{L_{max}}$ in quanto la curva ancora interseca la verticale per $C_L = C_{L_{max}}$ anche se in tali condizioni potrebbero sorgere sforzi di barra proibitivi. Se però la riduzione di τ è drastica (caso 2 in cui ad 25° il $\tau \approx 0$ per cui $C_{Wg} \approx 0$ e, analiticamente, la retta $C_L = C_{L_{max}}$ diventa un asintoto verticale per la curva $C_D(C_L)$) la riduzione di $C_{L_{max}}$ è inevitabile. Questo è aggravato ulteriormente in decollo ed in atterraggio dove ho elevati $C_{W_{max}}$.

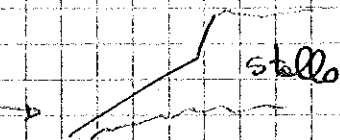
In sintesi si può dire che a causa degli effetti di non linearità di cui sopra può accadere che non si riesce a raggiungere il $C_{L_{max}}$ di cui il velivolo potenziale è capace per deficienze del piano di coda

Se il velivolo è ad alta quota tali mancanze possono essere notevolmente accentuate e, per bilanciarlo, può convenire aumentare il volume del piano di coda in quanto tale rimedio potrebbe influire negativamente sui consumi, sulla velocità di salita, sulla manovrabilità oltre che sul carico alare.

Se il velivolo è ad alta quota si possono tollerare maggiormente gli scostamenti delle caratteristiche aerodinamiche del piano viste sopra e fatto però che a fermi esser il piano non code della scia nel qual caso si abbia te notevolmente $a_t = a_{t0}$ e la potenza di controllo $C_{m\delta}$.

Si può rimediare a tale problema spostando la curva $\delta_{e2}(C_{L2})$ più in alto, partendo cioè da un valore δ_{e0} maggiore agendo non su C_{m0} , che è un fatto dell'ala, ma colettando il piano più negativamente (i_{t0} maggiore in valore assoluto) $\left[\delta_{e0} = \frac{\alpha_{av} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{m0}}{C_{m\delta}} \right]$

Tale situazione però può produrre un ulteriore problema in quanto un piano eccessivamente colettato in negativo ~~per~~ con l'alterare dell'equilibrio può facilmente andare in stallo producendo così una brusca riduzione di a_t , $C_{m\delta}$ ecc. Un tale



accorgimento va quindi utilizzato solo se per potere raggiungere $C_{L_{max}}$ bisogna ritoccare di pochi gradi il colettamento.

(se per $\delta_{e2} = -25^\circ$ ed $i_{t0} = -5^\circ$ non si raggiunge il $C_{L_{max}}$ si può provare con $i_{t0} = -2^\circ$ o con $i_{t0} = -10^\circ$)

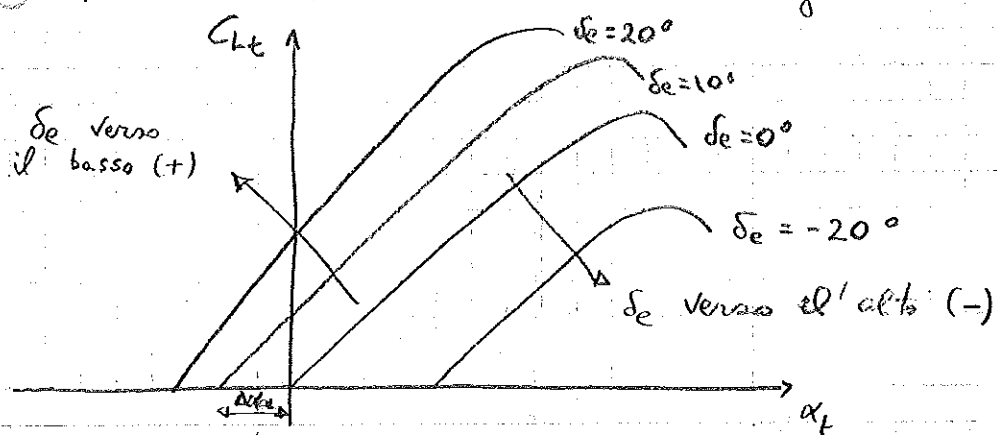
L'effetto della posizione del baricentro è lo stesso
rispetto per lo stabilizzatore. In particolare il barice-
tro avanzato peggiora l'eventuale deficienza del
piano di coda al contrario di una posizione ar-
retrata dello stesso che invece migliora le cose.
Quindi per il piano di coda tradizionale (stabilizza-
tore - equilibratore) le limitazioni più grosse derivano
dal C.G. avanzato. La posizione arretrata può
essere critica in quanto richiede elevati G_{te} che
perde del piano di coda che potrebbero non essere
raggiungibili dello stesso anche se queste condi-
zione si verifica raramente.

Circa gli effetti di non linearità dovute ad a_t in
questo caso essi possono essere più nocivi ~~che~~ rispe-
to allo stabilizzatore in quanto il piano è ora con-
posto da una parte fissa ed una mobile e che
può agire sfavorevolmente sullo stesso limite.

Lezione del 11 Marzo

La volta scorsa abbiamo visto che per un piano di tipo

- tradizionale era valido il seguente diagramma:



Inoltre si è osservato come il $\Delta \alpha_{0L}$ non risulti semp

- costante producendo una progressiva diminuzione di α al crescere della deflessione verso il basso. Così l'altera deflessione di δ_e verso l'alto comporta una riduzione dell'angolo d'attacco verso δ_e verso il basso lo aumenta. Tuttavia ai forti angoli di attacco si va incontro anche alla riduzione di α_t che comporta una perdita di efficacia del piano di coda. Questo diventa un problema quando, nel caso di C.G. molto arretrato, s

- richiede al piano di coda un elevato C_{Lt} . In particolare con C.G. molto arretrato e C_{muov} piccolo ($\approx 0.002 \pm 4$) il piano di coda dovrà esprimere un forte C_{Lt} , in corrispondenza di elevati assetti, e a tale valore il piano potrebbe non essere in grado di giungere ma non per mancanza di escursione bensì per limiti fisiologici quali i suoi bassi allungamenti, piccoli Re , spesso piccoli. tuali piccoli.

- Viceversa anche la posizione avanzata del baricentro può essere critica ~~non~~ ma questa volta per i limiti d'escursione del piano. Va inoltre ribadito che and

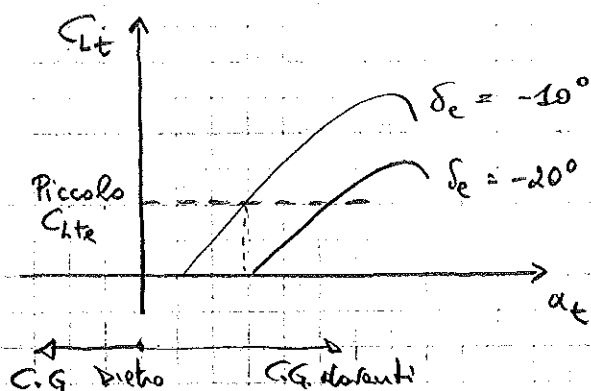
η_t può ridursi notevolmente a valori inferiori di 1 e il piano di coda finisce in scia.
 Con riferimento al caso stabilizzatore + equilibratore si è visto che:

$$\delta_{e_e} = \frac{\alpha_{ow} - i_{t_0}}{c} - \frac{C_{uav}}{C_{u\delta}} - \frac{C_{u\alpha}}{C_{u\delta}} C_t$$

con $I_{l_0} = \alpha_{ow} - i_{t_0}$ = angolo diedro per $\delta_e = 0$
 da non confondersi con $I_{l_{eq}} = I_l$ di equilibrio a $C_{he} = 0$ (introdotta nel caso dello stabilizzatore) = $\frac{C_{uav}}{C_{u\delta}}$
 Si vede che:

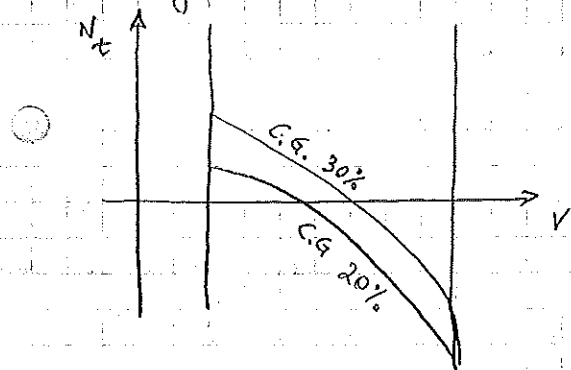
$$I_{l_0} \neq I_{l_{eq}}$$

Inoltre si deduce come, ai forti angoli del velivolo, sono richiesti forti δ_e a cabrare e tanto più forti quanto più C.G. è avanzato.



Si può osservare come, essendo i_{t_0} piccolo (ordine di pochi gradi $2^\circ - 3^\circ$) a forti α_w il piano fornirà un piccolo C_{Lte} per cui la pendenza α_t resta più o meno inalterata (cioè costante) salvo che in caso di C.G. molto avanzato, quindi di δ_e molto forti. In questo caso infatti il $C_{L_{tmax}}$ come si osserva in figura, viene molto ridotto; tuttavia con C.G. molto avanzato il carico in coda, quindi C_{Lt} , a bassa velocità è ridotto e ciò rende quindi

meno grave la suddetta deficienza portante del piano



Insomma se C.G. è molto avanti $C_{L_{max}}$ è molto abbattuto ma per fortuna in tali condizioni ^{anche} il carico di equilibrio in coda è piccolo cioè il piano lavora a C_L piccoli.

Viceversa se C.G. è arretrato si richiede meno δ_{se} e più C_L (p carico) e le due circostanze sono ancora favorevoli e convergenti.

○ Osservazione.

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

○ volo. Allora potremmo domandarci perché non si usa lo stabilizzatore sempre. Innanzitutto adottandolo nascono cause reali sforzi di barra, cioè si sorge un problema di carattere aerelastico legato alla dinamica del moto dello stabilizzatore intorno all'asse di cerniera. Infatti tale tipo di piano ha un elevato momento di inerzia intorno a tale asse e si è osservato che nasce un fenomeno di vibrazioni di piano, non smorzate, a causa del quale la velocità di

○ instabilità dinamica (di conto periodico) del velivolo diventa bassa. Immaginiamo tale piano libero di ruotare con tutte le sue inerzie; se esso anche in

vibrazione le energie in gioco sono molto forti e diventa difficile smorzare l'energia vibratoria che si sviluppa; molti relatori si sono persi proprio a causa di tale fenomeno.

In effetti si è visto che, oltre i 200 nodi, non è conveniente adottare tale piano proprio a causa del fenomeno di corto periodo. Tuttavia lo stabilizzatore è abbastanza diffuso sui cacciatorpediniere per i quali esso rende necessario avendo $\bar{V}_t$ piccolo in quanto il piano è vicino all'ala. Ma essi sono dotati di un comando asservito irreversibile realizzato in modo da bloccare il piano impedendone le vibrazioni.

Come riferimento al piano di coda tradizionale va detto che si può limitare l'inconveniente della non linearità di τ rettificando il piano (e quindi i_{t_0}) a seconda delle esigenze. Per gli altri alette si incrementa il diedro I_{t_0} aumentando l'angolo di colettamento i_{t_0} a cabina il che sposta verso l'alto il δ_{e_0} e fa rientrare la curva $\delta_{e_2}(C_{e_2})$ nel range desiderato. Dunque in decollo ed in atterraggio ci sarà un i_{t_0} diverso dall'crociera e la stessa crociera potrebbe avere due diversi i_{t_0} (crociera "lenta", crociera "veloce"). Tale espediente ~~è~~ adottato per il forte peso della non linearità dovuta alla variazione di τ , fa sì che l'escursione di δ_e sia sempre limitata nei 15° circa.

Ciò che l'escursione δ_e la condizione di atterraggio è particolarmente gravosa. In fatti il $C_{m_{ow}}$ è il più forte dunque δ_{e_2} diventa più negativo; allo stesso tempo

l'effetto del downwash si riduce a causa dell'effetto suolo - In sostanza, essendo $\frac{d\delta_e}{dx}$ molto piccolo, così come è piccolo l' δ_e (nei calcoli progettuali lo si assume nullo) si ha che l' δ_e non aiuta più il δ_{ee} (Sloegen i Meno e, più δ_{ee}) - Infatti sia δ_e che δ_{ee} introducono sul piano una variazione di carico verso il basso ed è ovvio che se manca uno si deve supplire con l'altro - Allora, a causa di δ_e piccolo, si ha un aumento di C_{mq} e quindi delle pendenze $\frac{d\delta_e}{d\delta_{ee}}$ perciò bisognerà dare più δ_{ee} - Intanto il δ_{ee} è forte perché c'è il flap ebbor to ($\approx C_{max}$ forte) perciò potremmo incappare in una incapacità del piano di equilibrare il velivolo in atterraggio (tale situazione si aggrave, poi, se il C.G. è avanzato). Si vedrà come tale condizione sarà una delle situazioni più gravi di progetto del piano orizzontale.

