Governo longitudinale a comandi liberi

Caso Stabilizzatore - equilibratore.

L'equilibrio del velivolo con un certo δ_{ee} dato dalla:

$$\delta_{ee} = \frac{\alpha_{0W} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{M0W}}{C_{M\delta}} - \frac{C_{M_{CL}}}{C_{M\delta}} C_{Le} = \delta_{e0} + \frac{d\delta_{ee}}{dC_{Le}} C_{Le}$$

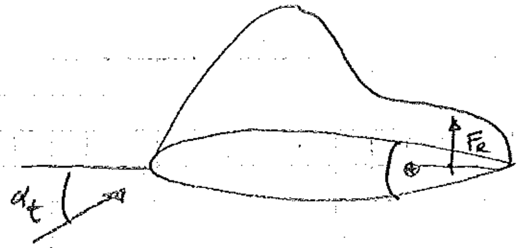
comporta in generale l'applicazione di uno sforzo da parte del pilota sul comando per contrastare (equilibrare) il momento aerodinamico intorno all'asse dell'equilibratore che sorge in quanto la condizione di equilibrio del velivolo non lo è anche per l'equilibratore.

Vediamo allora come si analizza l'equilibrio dell'equilibratore.

Fino ad ora abbiamo considerato il piano fisso, pur avendo gli dato la possibilità di cambiare configurazione. Infatti ai fini degli studi sulla stabilità a comandi bloccati, in corrispondenza di una perturbazione $\Delta\alpha_W$ veniva valutata la risposta del piano ΔC_{Lt} come se questo fosse bloccato. Adesso, invece, lasciando il piano libero di muoversi bisogna verificare se, in corrispondenza di una certa perturbazione $\Delta\alpha$ esso resta fermo, cioè non risente della perturbazione, oppure si muove.

Consideriamo un piano di coda simmetrico

Se fosse $\alpha_t = 0$ il piano, ovviamente, resterebbe fisso; se la corrente è invece orientata in modo che $\alpha_t \neq 0$ l'equilibratore, che è libero di muoversi, si disporrà secondo un angolo che annulla il momento delle parte di carico che spetta all'equilibratore rispetto al l'asse di cerniera.

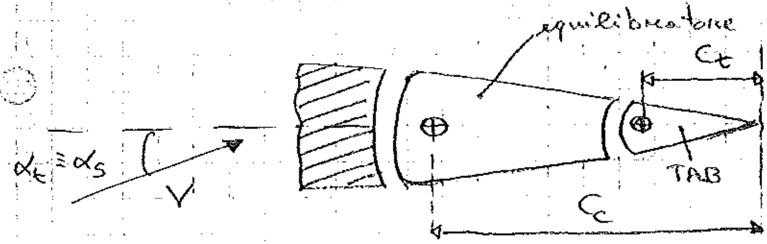


La parte mobile si muove (in questo caso verso l'al perché la risultante aerodinamica ad essa relativa non passa per l'asse di cerniera. In generale il piano si muove oppure no a seconda che la risultante aerodinamica dovuta ad α_t sia eccentrica o meno rispe all'asse di cerniera (se la risultante passa per l'asse di cerniera è come se il piano fosse fisso).

Bisogna quindi analizzare il Momento di Cerniera. Tale analisi è importante per lo studio delle cosiddette "qualità di volo" e cioè degli sforzi di barra, del gradiente degli sforzi di barra e di tutto ciò che attiene alla sensazione del pilota sul comando.

La trattazione è molto delicata perché i coefficienti di momento di cerniera che si introducono sono molto difficili da calcolare, specialmente nel campo non lineare e tra l'altro il campo di linearità è molto ristretto. Inoltre tali coefficienti sono fortemente legati alla geometria locale, al Re, al M e i campi di dominio in cui essi devono stare ~~stare~~ per rispondere a certi requisiti sono molto ristretti (ad esempio da una parte si richiedono coefficienti di momento di cerniera piccoli per limitare gli sforzi di barra, dall' altra essi non possono essere troppo piccoli altrimenti il pilota non sentirebbe la manovra). Queste difficoltà fanno sì che, durante le prove di volo, si introducano sulla parte mobile molti correttivi propri per mettere a posto i coefficienti di momento di cerniera perciò il progettista può dare solo indicazioni approssimative ma le conclusioni spettano alla galleria e alle prove in volo.

Il momento intorno all'asse di cerniera, di natura aerodinamica, è usualmente scritto:



HM (Hinge Moment) $= q \frac{M}{t} S_c c_c C_{he}$

dove:

S_c = Superficie dell'equilibratore (la "c" sta per control) dietro l'asse di cerniera

c_c = corda (media) dell'equilibratore dietro l'asse di cerniera.

C_{he} = coefficiente di momento di cerniera di equilibrio

Il C_{he} è dato da:

(2) $C_{he} = C_{h_0} + C_{h_\alpha} \alpha_s + C_{h_\delta} \delta_e + C_{h_{\delta_t}} \delta_t$

N.B. La (2) si riferisce ad un piano provvisto di TAB in cui "t" sta per tab; per non creare confusione si è posto $\alpha_t \equiv \alpha_s$

C_{h_0} = coefficiente di momento di cerniera del profilo originario (medio) dell'equilibratore per $\alpha_s = 0$ e $\delta_e = \delta_t = 0$. Esso è uguale a zero se il profil

è simmetrico.
Quindi per profilo simmetrico $C_{h_0} = 0$.

$$C_{h\alpha} = \left.\frac{\partial C_{he}}{\partial \alpha_s}\right)_{\delta_e, \delta_t \text{ fissati}} ; \quad C_{h\delta} = \left(\frac{\partial C_{he}}{\partial \delta_e}\right)_{\delta_s, \delta_t} ; \quad C_{h\delta_t} = \left(\frac{\partial C_{heo}}{\partial \delta_t}\right)_{\delta_e, \alpha_s}$$

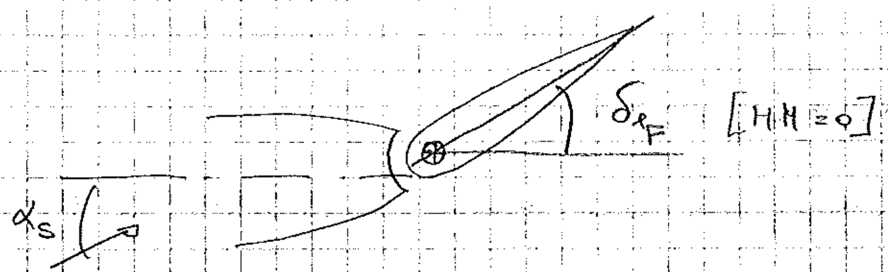
Per semplicità assumiamo $C_{h0} = 0$.
La condizione di equilibrio (aerodinamico) dell'equilibratore è:

$$C_{he} = 0$$

Se il velivolo è in una condizione di volo equilibrata e con l'equilibratore equilibrato esso è in una condizione (di volo) di equilibrio TRIMMATA.
Supponendo che il TAB sia assente la condizione $C_{he} = 0$ darà:

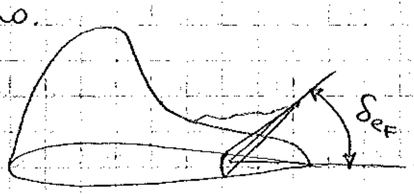
$$(3) \quad \boxed{\delta_{e_F} = -\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \alpha_s}$$

In generale i coefficienti $C_{h\alpha}$ e $C_{h\delta}$ sono dello stesso segno (negativi per le convenzioni in uso) perciò δ_{e_F} sarà a cabrare (verso l'alto, negativo) per α_s positivo. Il risultato è come in figura



In sostanza per un $\alpha_s > 0$ l'equilibratore tende a ruotare verso l'alto (a cabrare) in modo da ridurre α_s. Allo stesso tempo, per effetto del δ_e che si viene a creare nasce un momento che

tende a riportare l'equilibratore nella posizione neutra. Queste due opposte tendenze si fanno equilibrio quando il δ_e è diventato quello espresso dalla (3) perciò il momento di cerniera sarà, a tal punto, nullo.
Il δ_{eF} viene detto angolo di flottaggio ed indica l'angolo di cui ruota l'equilibratore per disporsi nel letto della corrente locale. In sostanza il profilo "non resiste all'angolo", tende ad annullare il carico che gli vogliamo attribuire e dunque a disporsi nelle condizioni di minor lavoro.



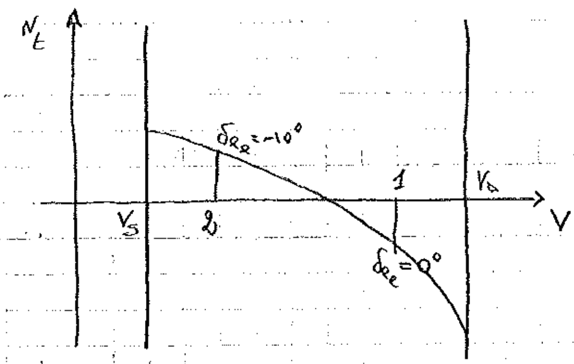
Se l'asse di cerniera viene arretrato fino alla retta di applicazione della risultante del carico aerodinamico (sull'equilibratore) dovuto ad α_s si ha che $C_{h\alpha}=0$ e $\delta_{eF}=0$ sempre che, nelle stesse condizioni, sia $C_{h\delta}\neq 0$.
Quindi ~~arretrando l'asse di cerniera~~ $\cancel{C_{h\alpha} \neq 0}$.
Vediamo ora il significato di δ_{eF} in relazione alla stabilità.
Introducendo una certa perturbazione il velivolo risponde con un ΔM derivante dalla coda e quindi con un ΔL_{tail} ~~su~~ sul quale ora agirà il δ_{eF}.
Se $C_{h\alpha}=0$ ($\Rightarrow \delta_{eF}=0$) in corrispondenza della perturbazione è come se il piano fosse bloccato; in tale caso l'indice di stabilità del velivolo a comandi liberi è uguale a quello a comandi bloccati proprio perché il piano (a comandi liberi) è aerodinamicamente

bloccato.

Se invece $C_{h\alpha} \neq 0$, in corrispondenza di una perturbazione $\Delta\alpha > 0$ l'equilibratore ruota verso l'alto, si crea un angolo di flottaggio δ_{eF} e l'indice di stabilità si riduce perché se l'equilibratore segue la corrente si perde una certa aliquota della forza che il piano è in grado di sviluppare per generare il momento stabilizzante.

Supponiamo che, per effetto di una perturbazione $\Delta\alpha$ applicata al velivolo (che si traduce in una perturbazione $\Delta\alpha_{tale}$ minore di $\Delta\alpha$ per effetto di ε) l'equilibratore si dispone a δ_{eF}; è evidente che, in tali condizioni, la risposta alla perturbazione sarà minore rispetto al caso $\delta_{eF} = 0$.

Supponiamo ~~una~~ di avere il velivolo equilibrato in una certa situazione 1 e di volerlo portare nella situazione



2. Nel passaggio se $\delta_{ee_1} = 0$ il $\delta_{ee_2} = -10°$ e ci sarà inoltre una variazione di assetto $\Delta\alpha$ a cui corrisponderà un certo δ_{eF}.

Se il $\delta_{eF} < \delta_{ee}$ relativo al C_{he} della nuova condizione di equilibrio allora il pilota dovrà supplire applicando uno sforzo di barra tale da portare l'equilibratore da δ_{eF} a δ_{ee_2}. Se invece risulta $\delta_{eF} = \delta_{ee}$ significa che l'equilibrio si realizza senza che il pilota ~~debba~~ debba applicare alcuno sforzo. In sostanza se arriva una perturbazione $\Delta\alpha$ che porta il velivolo dalla condizione 1 alla 2 il velivolo comunque rimane equilibrato nella nuova condizione perché il piano si è spostato autonomamente ed opportunamente di δ_{e_F}, senza che il pilota intervenga in alcun modo (e quindi senza sforzo da parte di esso). Perciò il velivolo non reagisce alla perturbazione ma rimane nella nuova condizione evidenziando un comportamento "indifferente" nei riguardi dell'assetto. In definitiva se $\delta_{e_F} = \delta_{e_e}$ il velivolo è neutro nei riguardi della stabilità statica a comandi liberi. Verifichiamolo. (In sostanza si annulla l'indice di stabilità)

Dovrà risultare che, a partire da una condizione di equilibrio trimmata, se $\delta_{e_e} = \delta_{e_F}$, una variazione di assetto $\Delta\alpha$ provochi una variazione ~~di~~ ~~assetto~~ ~~...~~ dell'angolo di flottaggio pari proprio alla variazione dell'angolo di equilibratore necessaria per equilibrare il velivolo al nuovo assetto cioè se:

$$\delta_{e_e} = \delta_{e_F} \quad \Rightarrow \quad \Delta\delta_{e_F}(\Delta\alpha) = \Delta\delta_{e_e}(\Delta\alpha)$$

Infatti:

$$\delta_{e_e} = \frac{\alpha_{0w} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{m_{0w}}}{C_{m_\delta}} - \frac{C_{m_{C_L}}}{C_{m_\delta}} C_{L_e}$$

perciò:

$$\Delta\delta_{e_e}(\Delta\alpha) = -\frac{C_{m_{C_L}}}{C_{m_\delta}} a \Delta\alpha =$$

$$= \frac{x_a - \frac{a_t}{a}\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\bar{V}_t'}{a_t \bar{V}_t' \tau} a \Delta\alpha$$

Uguagliando tale relazione alla variazione $\Delta\delta_{e_F}$:

$$\Delta\delta_{e_F} = -\frac{C_{h_\alpha}}{C_{h_\delta}} \Delta\alpha_S = -\frac{C_{h_\alpha}}{C_{h_\delta}}\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\Delta\alpha$$

si ha:

$$(3)\ \left[X_a - \frac{a_t}{a}\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\bar{V}_t'\right]\frac{a_t}{a_t} = -\tau\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\bar{V}_t'$$

Questa uguaglianza comporta l'annullarsi dell'indice di stabilità a comandi liberi. Infatti in corrispondenza della perturbazione $\Delta\alpha$ la rispos delle coda sarà:

$$(4)\ \Delta\alpha_s \equiv \Delta\alpha_t = \left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\Delta\alpha$$

Perciò:

$$(5)\ \Delta C_m = (X_a \Delta C_L) - \Delta C_{Lt}\bar{V}_t'\eta_t$$

ricordando che:

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

ed essendo: $i_t = i_{t_0} + \tau\delta_e$ con $\delta_e = \delta_{e_F}$ perché siam a $C_{he} = 0$ si ha:

$$(6)\ \Delta C_{Lt} = a_t\left[\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\Delta\alpha + \tau\Delta\delta_{e_F}\right]$$

con $\Delta\delta_{e_F} = -\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\Delta\alpha_s = -\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\Delta\alpha$

Sostituendo la (6) nella (5) ed esprimendo quest'ul ma non in termini finiti ma differenziali (ed ingloba do η_t in a_t):

$$\frac{dC_m}{d\alpha} = -a_t\bar{V}_t'\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) + a_t\bar{V}_t'\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\tau\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} + (a X_a)$$

Intanto: $C_L = a\alpha$ e

$$C_{m_{C_L}} = X_a - \frac{a_t}{a}\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\bar{V}_t' \equiv \frac{C_{m\alpha}}{a}$$

riunendo i contributi del velivolo parziale e la coda si ha:

(8) $$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{C.L.} = -\frac{a_t}{a}\bar{V}_t'\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)+\frac{a_t}{a}\bar{V}_t'\underbrace{\boxed{\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\tau\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}}}_{=-\frac{d\delta_{eF}}{d\alpha}}+x_a$$

Quindi l'indice di stabilità a comandi liberi, dato dalla (8) cambia in relazione a δ_{eF} in quanto:

$$\frac{d\delta_{eF}}{d\alpha}=\frac{d\delta_F}{d\alpha_s}\frac{d\alpha_s}{d\alpha}=-\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$$

Sempre dalla (8) è possibile osservare come la risposta del piano è composta di un primo termine stabilizzante (<0), uguale a quello precedentemente ottenuto a comando bloccato $\left[-\frac{a_t}{a}\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\bar{V}_t'\right]$ e di un secondo termine $\left[\frac{a_t}{a}\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\bar{V}_t'\tau\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\right]$ che riflette la condizione di comando libero. Tale contributo è in genere instabilizzante (>0) essendo $C_{h\alpha}$ e $C_{h\delta}$, in genere, sempre dello stesso segno.

L'indice di stabilità a comando libero può essere così scritto:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{C.L.}=-\frac{a_t}{a}\bar{V}_t'\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\left(1-\tau\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\right)+x_a$$

e ricavandosi x_a dalla uguaglianza (3) si vede come essa si annulli. (c.v.d.)

Indicando con N_0' il punto neutro a comando libero e sostituendo $C_{m\delta}$ a $-a_t\bar{V}_t'\tau$ (a stretto rigore è $C_{m\delta}=-a_t\bar{V}_t'\tau k$ ma $k=0$ (.92)) la differenza tra i due punti neutri sarà:

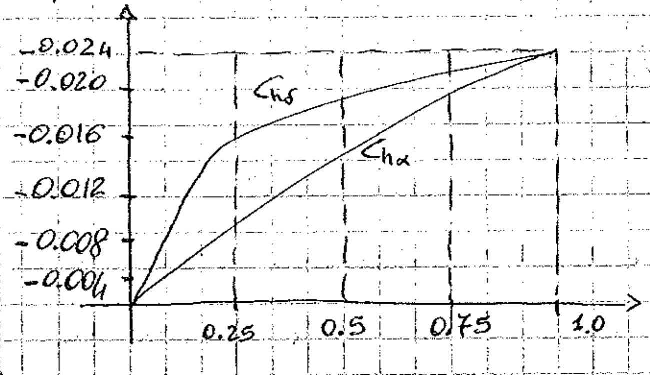
$$N_0-N_0'=\frac{C_{m\delta}}{a}\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$$

Generalmente $N_0-N_0'>0$, quindi il punto neutro a comandi liberi cade, in generale, più avanti rispetto a quello a comandi bloccati cioè a comandi liberi si perde in stabilità statica.

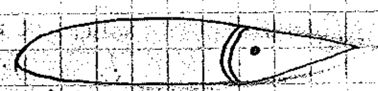
Ovviamente se $C_{h\alpha} = 0$ ($\Rightarrow \delta_{EF} = 0$) è come se il piano fosse bloccato e la differenza scompare.

Si tenga presente che un equilibratore più potente, cioè caratterizzato da una maggiore potenza di controllo $C_{m\delta}$, a parità di altri fattori, è più instabilizzante a comando libero; quindi quanto più forte è la potenza di controllo, tanto più si abbassa l'indice di stabilità a comandi liberi. Infatti se la potenza di controllo è forte l'equilibratore "flotta" di un angolo maggiore ma se δ_{EF} è grande si ha una riduzione di forza notevole. In questa ottica osserviamo che un equilibratore molto forte (τ forte, forte rapporto $\frac{C_e}{C_{tail}}$) può notevolmente abbattere la stabilità a comando libero soprattutto se esso ha un elevato rapporto $\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}$.

Pertanto nel progetto dell'impennaggio bisognerà fare in modo che tale rapporto sia adeguatamente basso in relazione al τ. La tecnica che consente ciò passa attraverso lo studio di $C_{h\alpha}$ e $C_{h\delta}$ in relazione alla geometria dell'equilibratore. L'andamento tipico di essi per un profilo simmetrico (NACA 0009), preso dal Perkins, in funzione del rapporto tra la corda dell'equilibratore e la corda di tutto il piano è:



$\frac{\text{corda equilibratore}}{\text{corda piano}} = \frac{C_e}{C_t}$

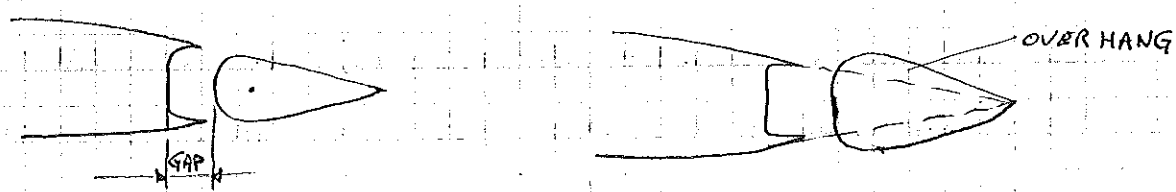


Il diagramma è valido quando l'asse di cerniera è del tipo mostrato in figura, cioè posto nella posizione data dal cinematismo di profili accoppiati parte fissa + parte mobile.

Si nota come il $C_{h\alpha}$ sia quasi lineare mentre il $C_{h\delta}$ risult essere maggiore di $C_{h\alpha}$ di almeno il 30% nelle zone di normal utilizzazione. Valori tipici

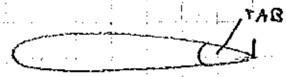
$$\frac{C_e}{C_t} = 0.3 \Rightarrow \begin{cases} C_{h\alpha} = -0.0075 \\ C_{h\delta} = -0.014 \end{cases}$$

Se si arretra l'asse di cerniera rispetto alla posizione normale che scaturisce dal cinematismo dei profili accoppiati (parte fissa - parte mobile) il $C_{h\alpha}$ e il $C_{h\delta}$ si riducono secondo leggi che dipendono dal tipo di profilo, dalla configurazione del contorno e del GAP

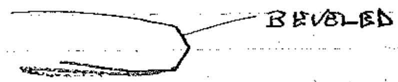


In alcuni casi la parte di profilo dell'equilibratore è diversa dal profilo madre rispetto al quale il profilo dell' equilibratore risulta più sporgente - Questo accorgimento viene adottato per compensare lo strato limite che us sce sul profilo madre e che, nella parte terminale, tende ad ingrossarsi e a rendere inefficace l'equil bratore per piccole deflessioni δ_e.
Se, infatti, l'equilibratore fosse completamente immerso n la scia del profilo madre (stabilizzatore) esso, per fare sentire il proprio effetto, dovrebbe prima uscire dalla z na stagnante dello strato limite. In tale situazione il pilota, effettuando piccoli movimenti della barra, non sen tirebbe la risposta del velivolo - Non si può dire che il velivolo non è stabile ma è come se ci fosse un mascheramento della stabilità (quando il velivolo è

stabile appena il pilota tocca la barra il velivolo deve dare una risposta, se non c'è risposta il velivolo resta nella posizione di equilibrio di partenza). Tale situazione, nel gergo dei piloti, viene denominata "sciapuio della barra".



Nel caso dei velivoli Partenavia il piano di coda era tutto mobile ed era dotato, nella parte terminale, di una piccola aletta (TAB) che, trovandosi all'ultimo 10% del piano, risentiva in maniera molto accentuata degli effetti dello strato limite per cui gli effetti del TAB erano molto ridotti in corrispondenza di piccole deflessioni. Per ovviare a questo inconveniente il TAB fu dotato di un dentino che offriva poca resistenza, essendo immerso nello strato limite, ma che già in corrispondenza di piccole deflessioni del TAB ne fuoriusciva creando quella resistenza che "avvertiva" il piano che qualcosa dietro si stava muovendo e che quindi doveva cambiare la distribuzione di portanza su tutto il piano.

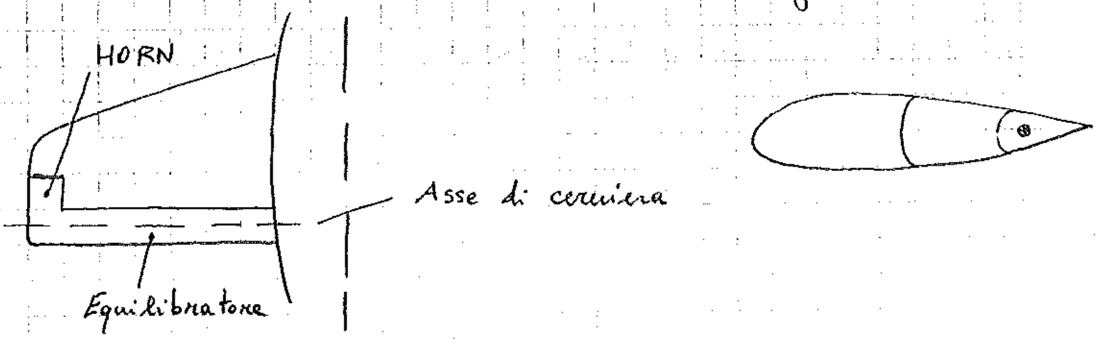


Un altro espediente che si può adottare consiste nell'ingrossare la parte terminale del piano (equilibratore) e farla terminare in modo tozzo; ciò determina, ad esempio nel caso di piano deflesso verso l'alto, una tendenza del flusso ad accelerare sulla parte terminale e quindi determina una piccola ~~deflessione~~ depressione che attira ulteriormente la parte terminale verso l'alto favorendone il movimento.
(Bordo di uscita BEVELED)
In sostanza con questo accorgimento si agisce sul coefficiente di momento di cerniera attenuandolo (per

attenua gli sforzi).

Un altro trucco consiste nel chiudere il condotto che forma tra stabilizzatore ed equilibratore in modo da evitare che il flusso passi da sotto a sopra e faccia distaccare il flusso sulla parte dorsale. Questo accorgimento si utilizza soprattutto per gli alettoni ma è applicabile anche al piano di coda. In questo modo si agisce, in pratica, sulla distribuzione di pressione a monte dell'asse di cerniera, il che si riflette sui coefficienti di momento di cerniera.

Uno degli espedienti più usuali sui piani di coda di carattere tridimensionale, è il seguente:



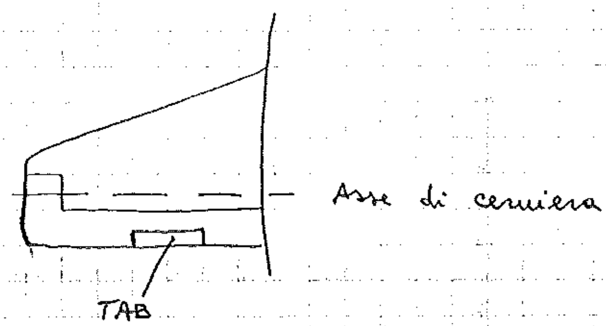
All'estremità l'equilibratore finisce più avanti rispetto al resto del piano; in questo modo quando l'equilibratore viene deflesso l'HORN si dispone esternamente al profilo madre per cui ~~un~~ si crea un'accelerazione del flusso che, a parità di asse di cerniera, aiuta a deflettere e quindi ad attenuare localmente il coefficiente di momento di cerniera senza dover arretrare l'asse di cerniera.

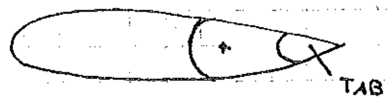
Questo sistema inoltre ha il vantaggio di poter alloggiare, nella parte anteriore, una massa di bilanciamento che, essendo abbastanza lontana dall'asse di cerniera, introduce un momento di inerzia consid revole grazie al quale si riducono i fenomeni di "flutter" e si bilanciano aerodinamicamente le parti mobili. In effetti l' HORN consente di ridurre il peso dell' equilibratore perché le masse bilancianti, che pure sono necessarie al bilanciamento dinamico della parte mobile, e che senza di esso avrebbero notevole peso, con l' HORN possono essere più piccole perché collocabili a una distanza maggiore dall' asse di cerniera.

Altra soluzione è quella di dotare il piano mobile di turbolatori che servono ad energizzare localmente la corrente ed evitare che il piano stalli a certe incidenze. (Adottati sul P-68 turbina).

Lezione del 13 Marzo

In relazione al funzionamento del piano di coda tradizionale (stabilizzatore + equilibratore) introduciamo un'altra superficie che assume la denominazione di TAB



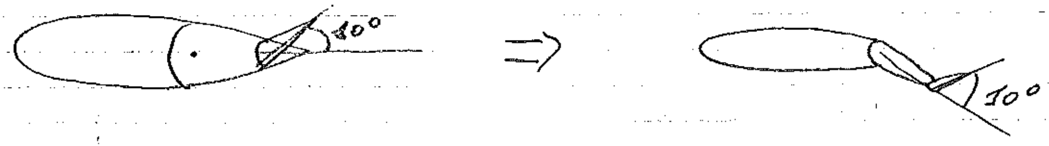


e che si trova nell'ultima parte del piano di coda (verso il bordo di uscita) occupandone una certa superficie.
Tale aletta ha molteplici funzioni, la prima è quella di TRIMMAGGIO (dall'inglese "to trim" che significa regolare, compensare) cioè di annullamento degli sforzi di barra per il pilota. Infatti se non ci fosse questa aletta, poiché è sempre presente un coefficiente di momento di cerniera diverso da zero, durante il volo il pilota dovrebbe applicare costantemente uno sforzo di barra, mentre tramite il TAB tali sforzi sono annullati in quanto si annulla il coefficiente di momento di cerniera.
Ricordiamo che il coefficiente di momento di cerniera

(1) $C_{he} = C_{h\alpha}\alpha_s + C_{h\delta}\delta_e + C_{h\delta_t}\delta_t$

in cui l'ultimo termine ($C_{h\delta_t}\delta_t$) costituisce proprio il contributo dovuto al TAB ed in cui δ_t ne è la deflessione.
L'espressione sopra scritta è frutto di una linearizzazione che però diventa poco attendibile quando si introduce il TAB. Tuttavia, nell'ipotesi di piccole deflessioni del TAB ($O(10^\circ)$) continueremo a ritenerla valida.

Vediamone il funzionamento.
Se con un comando si agisce sull'aletta TAB deflettendola verso l'alto si introduce un coefficiente di momento di cerniera che sposta l'equilibratore verso il basso



perciò la condizione di equilibrio dell'equilibratore sarà individuata da un certo δ_e a picchiare.
Viceversa se si vuole l'equilibratore a cabrare bisogna deflettere il TAB di un angolo δ_t verso il basso, o meglio in senso orario.
Dunque è possibile spostare l'equilibratore agendo sul TAB anziché sul comando diretto dell'equilibratore, che è legato allo sforzo di barra. Quando il δ_e (deflessione dell'equilibratore) che scaturisce dalla deflessione del TAB corrisponde al δ_{e_e} (di equilibrio) richiesto per avere equilibrio con quella assegnata deflessione δ_t del TRIM (intendendo che il TAB funziona da TRIM) il piano si ferma avendo raggiunto una condizione di equilibrio con sforzo nullo da parte del pilota perché la posizione raggiunta è di equilibrio per l'equilibratore oltre che di equilibrio per il velivolo. Si parla di condizione di volo trimmata intendendo di essere riusciti ad equilibrare sia il velivolo sia l'equilibratore ($\Rightarrow$ sforzo di barra nullo). L'angolo δ_t necessario per equilibrare l'equilibratore è:

$$C_{h_e} = 0 \Rightarrow (2)\ \delta_t = -\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta_t}}\alpha_s - \frac{C_{h\delta}}{C_{h\delta_t}}\delta_e$$

Se nella (2) mettiamo $\delta_e = \delta_{e_e}$ si equilibra anche il velivolo e si ottiene il volo trimmato.

Bisogna osservare che il δ_{e_e} risulta diverso a seconda che il TAB sia deflesso o meno. In assenza di deflessione del TAB per avere un certo C_{L_e} (di equilibrio) c'è bisogno di un determinato δ_{e_e} mentre con il TAB deflesso quindi per avere anche lo sforzo di barra nullo, c'è bisogno di un δ_{e_e} maggiore. In sostanza l'effetto del δ_t è quello di ridurre l'indice di efficacia globale del piano. Vediamo perché.

Ricordiamo che τ risulta un indice della variazione dell'asse di portanza nulla determinata dalla deflessione dell'equilibratore ($\tau = 1$ per lo stabilizzatore). Ovviamente anche il TAB introduce una variazione di τ e quindi con TAB deflesso ci sarà un τ diverso rispetto a quello di TAB neutro. Tuttavia il TAB introduce una variazione di asse di portanza nulla (e quindi di τ) opposta a quella introdotta dall'equilibratore; ne consegue che la variazione di τ prodotta dalla deflessione dell'equilibratore con TAB neutro è maggiore di quella prodotta se il TAB è anch'esso deflesso. Di conseguenza il C_{m_δ} complessivo sarà minore se $\delta_t \neq 0$ perciò il δ_{e_e} necessario per equilibrare il velivolo, pari a:

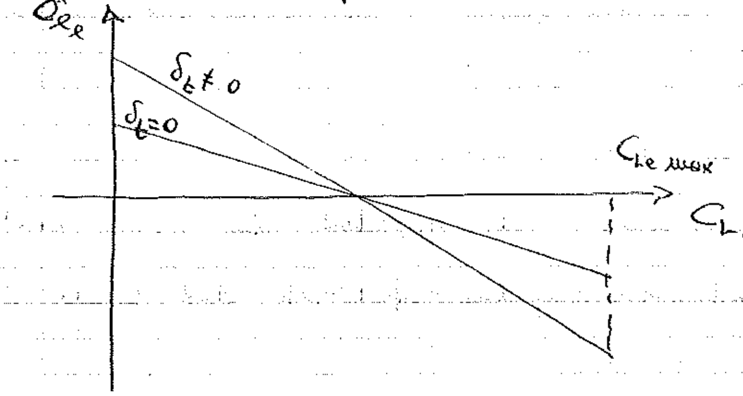
$$\delta_{e_e} = \frac{\Gamma_{e_0}}{\tau} - \frac{C_{m_{0\alpha}}}{C_{m_\delta}} - \frac{C_{m_{C_L}}}{C_{m_\delta}} C_{L_e}$$

sarà maggiore (in valore assoluto).

Infatti la pendenza della curva $\delta_{e_e}(C_{L_e})$, pari a:

$$\frac{d\delta_{e_e}}{dC_{L_e}} = -\frac{C_{m_{C_L}}}{C_{m_\delta}}$$

se C_{m_δ} diminuisce, diminuisce (aumenta in valore assoluto) percui si avrà un andamento:



Ad esempio per avere equilibrio a 100 nodi si ha che $\delta_{e_e} = -10°$ senza TAB e $\delta_{e_e} = -12°$ con il TAB deflesso.

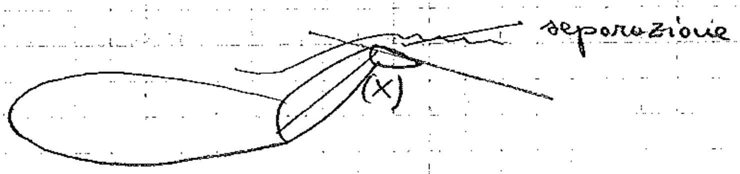
Per quanto detto, come si vedrà meglio più avanti, il piano di coda stabilizzatore-equilibratore deve avere una superficie maggiore rispetto ad un piano tutto mobile.

N.B. Il TAB in genere occupa il 5÷10% della corda del piano e la variazione di τ è legata al rapporto $\frac{C_{sup.\,mobile}}{C_{sup.\,fissa}}$. Ne consegue che la variazione di τ indotta dal TAB è piccola, ma non trascurabile.

Bisogna osservare che ~~a~~ tutti i coefficienti fino ad ora introdotti sono di carattere 3D e quindi dovremo tenere conto di fattori come l'apertura del TAB, del piano e della sua forma in pianta.

Da quanto detto scaturisce un'importante conclusione: al crescere di δ_t cresce il δ_{e_e} di equilibrio e anche al crescere del δ_{e_e} di equilibrio è richiesto un δ_t maggiore!

Tuttavia quando il δ_t assume valori molto grandi ($O(20°)$) per effetto dello strato limite esso diventa solo parzialmente efficace in quanto possono nascere delle zone di separazione.



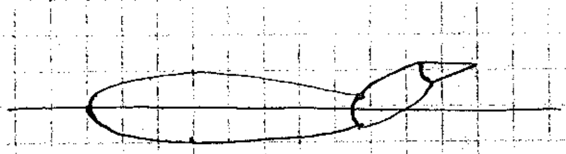
Dimostrando anche in corrispondenza di forti deflessioni del TAB ($20° \div 40°$) l'effetto di questa separazione non è così influenzante in senso negativo come si potrebbe pensare in quanto nella regione opposta (X) si verifica un aumento di pressione che controbilancia la separazione in quanto la regione (X) è lontana dall'asse di cerniera e quindi il suo contributo al $C_{h\delta t}$ notevole.

Con l'introduzione del TAB ci sarà anche un diverso angolo di flottaggio, dato da:

$$\delta_{F} = -\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\alpha_S - \frac{C_{h\delta t}}{C_{h\delta}}\delta_t$$

legato anche alla deflessione del TAB.

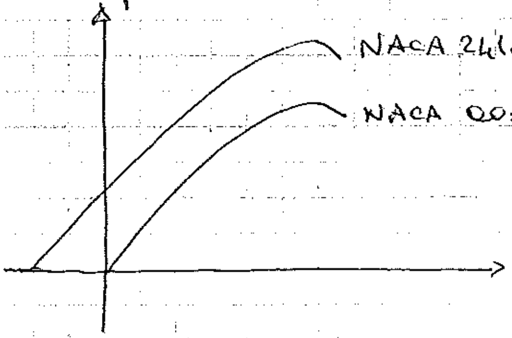
In particolare se supponiamo di volare in una configurazione siffatta:



introducendo una perturbazione $\Delta\alpha$ l'angolo di flottaggio che ne scaturisce sarà maggiore data la presenza del TAB e quindi l'indice di stabilità minore.

In definitiva il TAB influenza, in senso negativo, l'i dice di stabilità

A questo punto è esaurita la trattazione sul TRIM-TA
Per inciso osserviamo che lo stabilizzatore
(lo stabilatore nel caso di piano tutto mobile) non neces
sariamente è simmetrico. Infatti tali elementi sono
simmetrici quando non c'è esigenza di avere forti
valori di deportanza in coda. Quando invece nasce
questo bisogno il piano di coda è asimmetrico e
rovesciato in modo da avere una maggiore efficacia
fin da piccoli assetti, nonché un C_{Lmax} maggiore
rispetto al caso simmetrico.

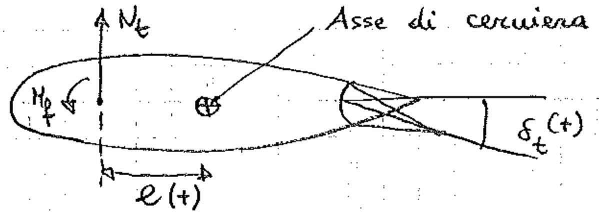


Si osserva come per il NACA 2412 l'α_{ZR} < 0 ⇒ calettando il piano a 0° si ha un $i_{t_0} \neq 0$ perché i_t è riferito alla r.p.n. del profilo stesso.

Esistono tra l'altro casi in cui il piano di coda è
disposto non rovesciato, ma sono casi rari che si
verificano per velivoli con baricentro molto arretrato
(ad es. gli alianti).

Caso dello stabilatore

In questo caso è fondamentale sapere in quale punto della corda lo stabilatore è incernierato



Consideriamo le tre eventualità $e>0$; $e<0$; $e=0$

1) Caso $e>0$

In questo caso l'asse di cerniera, eccentrico rispetto all'asse dei fuochi (per semplicità supporremo paralleli tra essi), si trova dietro a quest'ultimo. Inoltre supponiamo che la superficie sia libera di ruotare, cioè non è presente sforzo sulla barra. È facilmente intuibile che affinché sia garantito l'equilibrio alla rotazione, lo stabilatore deve essere dotato di un'aletta (TAB) in grado di generare un momento rispetto all'asse di cerniera in grado di compensare il momento di N_t.

Il momento "bilanciante" si otterrà deflettendo il tab così come mostrato in figura.

Da un punto di vista analitico l'angolo δ_t necessario per ottenere tale equilibrio si ottiene imponendo l'equilibrio alla rotazione del piano. Infatti:

$$M_{HH} = C_h \, q_T \, S_T \, c_T = 0$$

N.B. Si usa la "T" grande al posto della "t" minuscola per non creare confusione con la "t" di tab.

Intanto l'equilibrio in termini di coefficienti è:

$$C_h = 0$$

Risulta, dalla figura, che:

(2) $C_h = C_{N_t} \dfrac{e}{C_T} - C_{M_F}$

Essendo:

(3) $C_{M_F} = C_{M_{F0}} + C_{M_{F\delta}} \delta_t \qquad \left(C_{M_{F\delta}} = \dfrac{dC_{M_F}}{d\delta_t} < 0 \right)$

~~per~~ si ha:

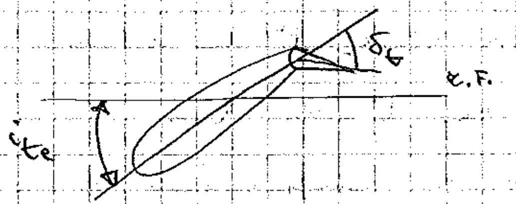
(4) $\delta_t = \dfrac{C_{N_t}}{C_{M_{F\delta}}} \dfrac{e}{C_T} + \delta_{t0}$

dove si è posto:

(5) $\delta_{t_0} = -\dfrac{C_{M_{F0}}}{C_{M_{F\delta}}}$

Al ridursi della velocità di volo cresce il $C_{N_t} = C_{N_{te}}$ (ricorda che $C_{N_{te}} \simeq C_{L_{te}}$ e che $C_{L_{te}} = \dfrac{C_{M_{0W}} + x_a C_{Le}}{\bar{V}_t' \eta_t}$ e $x_a > 0$). Ne consegue che anche il δ_t cresce (δ_t a picchiare) se V si riduce nel caso di $e > 0$. Tuttavia al ridursi della velocità l'angolo di calettamento i_{te} ($= \alpha_{0W} + \dfrac{C_{M_{0W}}}{-C_{M_i}} + \dfrac{C_{M_{CG}}}{-C_{M_i}} C_L$) decresce (a cabrare) con l'assetto.

Si vede quindi che δ_t risulta in opposizione con l'angolo i_{te} perciò si riduce l'efficacia del piano (Ricorda che all'aumentare dell'assetto l'estremità posteriore del piano deve andare sempre più verso l'alto affinché l'angolo diedro longitudinale cresca). La situazione è particolarmente aggravata nel caso di baricentro avanzato. In sintesi se V diminuisce la situazione, nel caso di $e > 0$, si presenta come in figura comportando una diminuzione della potenza di controllo del piano.



2) Caso $e<0$

Vediamo ora cosa succede per eccentricità negativa. Il discorso fatto in precedenza è ancora valido solo che, essendo $e<0$, si giungerà ad un risultato opposto: δ_t e i_t varieranno concordemente al variare di V. Tutto l'eccentricità negativa non si applica per motivi di instabilità statica e non di equilibrio (come nel caso di $e>0$). Infatti ogni variazione di assetto del velivolo comporta una variazione di carico sullo stabilizzatore, applicata nel fuoco, perciò se α aumenta di $\Delta\alpha$ la portanza in coda aumenta di ΔL_t. Se, per $e>0$ (Fuoco davanti alla cerniera) per effetto di ΔL_t nasce un momento che tende ad aumentare i_t (cioè l'angolo di attacco di coda) e accoppiato alla deflessione del tab si ha un effetto stabilizzante.

Viceversa per $e<0$ (Fuoco dietro all'asse di cerniera) il momento dovuto a ΔL_t sarà un momento che tende a ridurre i_t e quindi la portanza in coda (portanza necessaria a far picchiare il velivolo per ~~riportandolo~~ riportarlo nelle condizioni iniziali). Quindi nel caso di $e<0$ si ha una riduzione di stabilità statica a comandi liberi.

In sostanza, per ragioni di equilibrio non conviene $e>0$ mentre per ragioni di instabilità non conviene $e<0$ ne consegue che <u>lo stabilizzatore si costruisce con $e=0$</u>. In tale caso al variare dell'assetto $C_{h\alpha}=0$, l'angolo di flottaggio è uguale a zero, l'indice di stabilità a comandi bloccati o liberi è uguale. Prima di parlare del caso $e=0$ facciamo una breve osservazione sull'instabilità dinamica.

Abbiamo parlato del fatto che, nel caso di $e>0$, per un aumento $\Delta\alpha$ dell'angolo di attacco i_t aumenta; tuttavia trovandoci nelle condizioni di comandi liberi il "tail" arriverebbe a fondo corsa e, in linea di principio, si verificherebbe un fenomeno di instabilità dinamica. Infatti la coda, essendo a fondo corsa svilupperebbe una portanza a picchiare tanto forte da far picchiare più del dovuto il velivolo. In questo caso si viene a generare un fenomeno opposto a quello iniziale e cioè si ha una diminuzione di α anzichè un aumento (In pratica il "tail" ha invertito l'angolo d'attacco). Ovviamente se il nuovo $\Delta\alpha$ è <0 il "tail" andrà a fondo corsa dalla parte opposta e così via indefinitamente.

3) Caso $e=0$

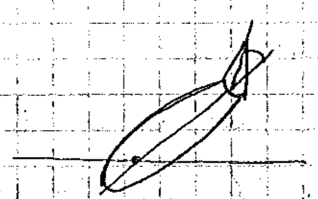
Questa è la soluzione che si adotta con asse di cerniera disposto tipicamente al 25% della corda (e coincidente con il fuoco). Essendo $e=0$ si osserva che la (4) diventa

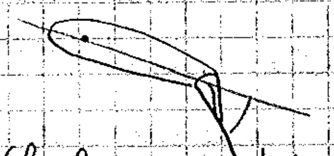
$\delta_t = \delta_{t0} = cost$

ne consegue che solo se il profilo è asimmetrico si avrà un $\delta_t \neq 0$. Esso viene usato ~~per~~, in posizione rovescia, per dotare di un più elevato C_{Lmax} il piano rispetto al profilo simmetrico.

In ~~ef~~ sostanza per $e=0$ il piano non ha bisogno del tab nella funzione vista per $e>0$ (servo-tab). Il tab, tuttavia, è ugualmente richiesto per introdurre uno sforzo di barra (più o meno) crescente con la rotazione dello stabilatore.

Infatti ogni variazione di calettamento (o assetto) i_t del piano di coda provoca variazioni di portanza applicate nel fuoco che, per $e=0$, coincide con l'asse di cerniera. Pertanto il momento di cerniera introdotto da una variazione di i_t è nullo e quindi il pilota non avverte nessuna reazione sulla barra e la sposta senza alcuno sforzo. Questo significa che il pilota non è in grado di "sentire" l'entità della manovra che sta attuando, con evidente pericolosità della sua azione (l'assetto del piano può non essere di equilibrio ma il pilota non se ne accorge, non capisce a quale assetto si trovi il piano). In questo caso si può quindi affermare che il velivolo è stabile ma, a comandi liberi può assumere qualunque configurazione senza che il pilota se ne accorga; ciò non è molto diverso dal dire che il velivolo è "indifferente".
In base alle considerazioni viste lo sforzo di barra non può essere arbitrario ma deve rispondere a determinati requisiti regolamentari. Allora anche il piano con $e=0$ dovrà essere dotato dell'aletta tab che dovrà deflettersi nel verso tale da introdurre un momento di cerniera in contrasto con l'azione (il momento) del pilota: verso l'alto se l'azione è a cabrare e viceversa. L'aletta, in tale funzione, viene detta aletta di momento o "anti-tab" e si muoverà come illustrato


Velivolo a cabrare
(stabilatore a picchiare)


Velivolo a picchiare
(stabilatore a cabrare)

Il rapporto cinematico $G = \frac{\Delta\delta_t}{\Delta i_t}$ è un fondamentale parametro di progetto del piano. Essendo $\Delta\delta_t$ e Δi_t concordi si ha $G>0$; questo significa che le deflessioni coniugate di i_t e δ_t sono tali da esaltare le caratteristiche di portanza max del piano (più elevato C_{Lmax}). In sostanza si può dire che "δ_t aiuta i_t", nel senso che all'i_t di uno stabilizzatore privo di tab, si aggiunge il δ_t del tab. Ne consegue una maggiore potenza di controllo del piano poiché per un Δi_t a cabrare si ha una deflessione (cinematica) $\Delta\delta_t$ ugualmente a cabrare per cui la r.p.n. del profilo (o del piano) varia dell'angolo:

$$\Delta i_t + \tau_t \Delta\delta_t = \Delta i_t (1 + \tau_t G)$$

dove τ_t = indice di efficacia del tab.
Ricordando la definizione di potenza di controllo

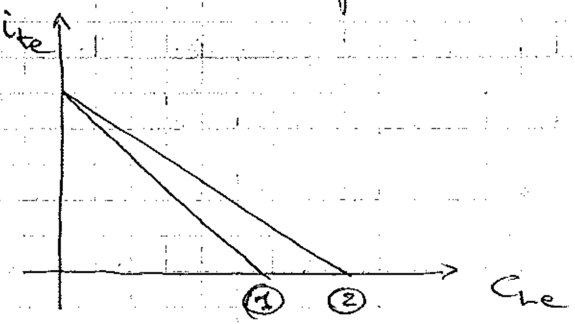
$$(7)\quad C_{mi} = -a_t \bar{V}_t' k (1 + \tau_t G)$$

si vede che, essendo $G>1$, il tab accresce l'"autorità" del piano già di per sé maggiore di quella di un piano stabilizzatore e equilibratore.
Il termine $(1+\tau_t G)$ è quello che interpreta l'aumento di potenza; infatti solitamente $G \geq 1$ e τ_t è dell'ordine di 0.2 (con tab esteso a tutto il piano e corda del 50%); quindi con $G=2$ si ha che la potenza di controllo aumenta del 40%!
Ovviamente questo discorso può portare ad uno sforzo eccessivo, quindi l'aumento di potenza di controllo

può avvenire fino a che esso è compatibile con lo sforzo max del pilota.

Comunque grazie alla maggiore potenza di controllo si ha che uno stabilatore richiede una minore superficie di un corrispondente stabilizzatore-equilibratore.

In generale lo stabilatore munito di aletta anti-tab rappresenta il piano con potenza di controllo maggiore perciò si possono ridurre gli angoli di equilibrio richiesti e la curva $i_{te} - C_{Le}$ risulterà "attenuata" rispetto al caso in cui non c'è tab.



① Stabilatore con tab
② " senza tab

Trimmaggio

L'aletta tab assume anche un'altra funzione, quella di trimmaggio; in tale funzione l'aletta è detta trim-tab. Il verbo "to trim" significa eliminare l'eccesso di qualcosa in tal senso ci si riferisce all'eliminazione dell'eccesso di momento ~~~~ rispetto alla condizione di equilibrio $M=0$ (affinché l'aereo sia trimmato occorre che il momento intorno al baricentro sia nullo). Lo stesso termine viene usato anche per indicare una condizione di volo con sforzo nullo su uno (o su tutti) i comandi principali di volo, quindi una condizione di equilibrio del velivolo con l'aggiunta della condizione di sforzo nullo sul comando, cioè comando in

equilibrio. In tal senso il termine trim si riferisce all'eccesso di sforzo sul comando e tale condizio è anche di equilibrio.
Quindi "velivolo trimmato" può significare semplicemen velivolo equilibrato o, più in generale, velivolo equilib to e con sforzo nullo sul comando.
Nota. Il 2° significato di velivolo trimmato è più ge rale perché ingloba in sé anche il 1° infatti se il velivolo non fosse equilibrato ($M=0$) non potremm lasciare la barra (sforzo nullo).
In pratica vige usualmente la seconda accezione. Per evitare confusione si userà il termine "trimmato" tutte l volte in cui ci si riferisce ad una condizione di equilib con sforzo nullo, mentre una dizione del tipo "condizi ne di equilibrio" non implica necessariamente un equi librio con sforzo nullo sul comando.
Vediamo ora come funziona il tab dello stabilizzato re in aggiunta alla funzione anti-tab vista prim
Assumiamo per ora lo stabilizzatore con profilo simmetri co. Essendo opportuno incernierare lo stabilizzatore sull' asse dei fuochi il δ_t è nullo per ogni assetto perché il piano resta simmetrico.
Nota. Se il profilo dello stabilizzatore è asimmetrico le piccole differenze sul coefficiente di momen focale può essere aggiustata con un certo δ_t necessario ad annullare il momento di cerniera.
Comunque, per ogni assetto, il piano dovrà assumere il calettamento richiesto i_{te} dal C_{Le} di volo, e tale calettamento gli sarà fornito dal pilota. Vediamo com

Immaginiamo che sussista una data condizione di equilibrio trimmato con un certo i_{te} ed un $\delta_t = 0$; se il pilota vorrà cambiare velocità dovrà cambiare l'angolo i_{te} della quantità Δi_{te} - Se fa questo operando sulla barra il tab si defletterà di $G\Delta i_{te}$ introducendo un momento di cerniera, in contrasto con il movimento del piano, che bilancia lo sforzo del pilota quando si sarà realizzato l'angolo richiesto dalla nuova condizione di equilibrio.

Per annullare lo sforzo, cioè per trimmare il piano, ovvero il piano, si dovrà eliminare il δ_t senza che venga alterato l'angolo i_{te} di equilibrio della nuova condizione. Per fare ciò il velivolo è dotato di un impianto indipendente del comando longitudinale, detto impianto del trim (o di compensazione longitudinale). Il pilota agisce sulla ruota del trim e riduce a zero il δ_t che si era instaurato a seguito del Δi_{te}, mentre mantiene la barra "quasi" fissa, ovvero i_{te} quasi immutato. Quando δ_t si è azzerato lo sforzo diventa nullo ed il pilota può lasciare la barra. Abbiamo usato il termine "quasi" fissa perché al ridursi di δ_t l'angolo i_{te} deve aumentare leggermente per recuperare la perdita dell'effetto di δ_t (che, come si è visto, è concorde con i_{te}).

In pratica i_{te} deve aumentare perché al ridursi di δ_t si riduce la potenza di controllo C_{mi} perché si riduce G per effetto del trim che agisce in opposizione al cinematismo che dà G.

Quindi in condizione di equilibrio trimmato si ha
$C_{mi} = -a_t \bar{V}_t' K$ in quanto $G = 0$.

In condizione di ~~equilibrio~~ volo equilibrato ma non trimmato vale la (7) e quindi C_{m_i} è più alto. Del resto condizioni di volo prolungato e non trimmato non esistono perciò per C_m si assume la formula (8):

$$(8)\ C_{m_i} = -a_t \bar{V}_t' k \overset{G=0}{\Longleftarrow} C_{m_i} = -a_t \bar{V}_t' (1+\tau_t G) K$$

In condizioni di volo manovrato, $n \neq 1$, il pilota applica uno sforzo alla barra per contrastare i_{te} a causa dell'anti-tab. Se mantiene lo sforzo per tutta la durata della manovra (come in genere accade) il C_{m_i} è dato dalla (7) ed è maggiore. Se il pilota trimma la manovra (non si può parlare di equilibrio perché in manovra non c'è equilibrio), nel senso che aziona il trim per annullare (o ridurre) lo sforzo, come può accadere in una lunga virata corretta di regime, C_{m_i} è dato dalla (8).

Riassumendo:

<u>VOLO TRIMMATO</u> (equilibrato; non equilibrato (manovra

$$C_{m_i} = -a_t \bar{V}_t' K$$

<u>VOLO NON TRIMMATO</u> (equilibrio, non equilibrio (manovra))

$$C_{m_i} = -a_t \bar{V}_t' k (1+\tau_t G)$$

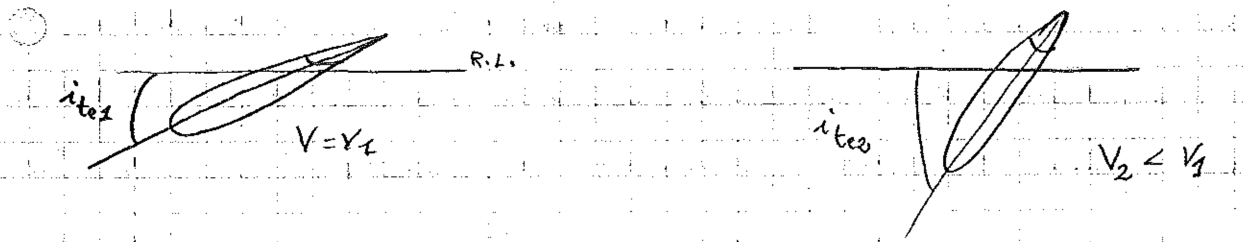
In sintesi i punti chiave di funzionamento del tab sono:

a) anti-tab: per generare sforzo da parte del pilota

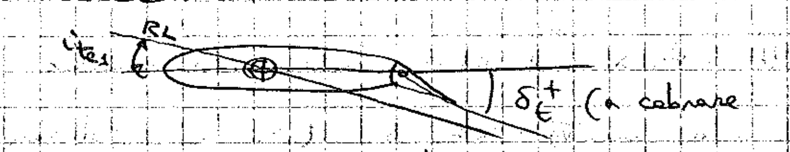
b) trim-tab: ~~serve~~ ~~per~~ ~~azio~~ viene azionato dal pilota per annullare lo sforzo di barra, portandolo a zero il δ_t.

Il tab ha anche un terzo impiego: assume la funzione di comando dello stabilizzatore nei cambiamenti di condizioni di equilibrio (ma tale funzione è poco usata in manovra).

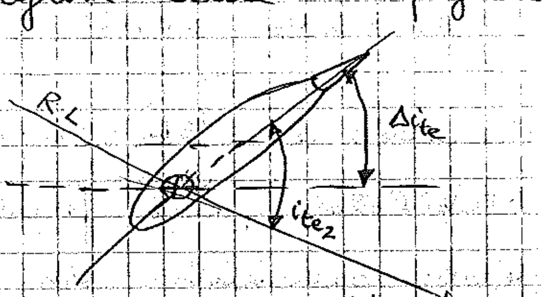
Supponiamo di avere una condizione di equilibrio caratterizzata di velocità V_1; se si vuole portare il velivolo alla velocità $V_2 < V_1$, il pilota dovrà variare i_{te} di una quantità Δi_{te} a cabrare



Per passare da i_{te1} a i_{te2} il pilota può azionare la barra e quindi successivamente il trim per azzerare il δ_t che si instaura a causa del cinematismo G. Tuttavia il pilota può anche agire sul comando del trim a cabrare: vediamo cosa succede in questo caso. Supponiamo che il ~~cabrare~~ piano sia bloccato, se azioniamo il trim a cabrare (ove cabrare si riferisca all'intero velivolo) il tab si deflette come in figura nella FASE 1.



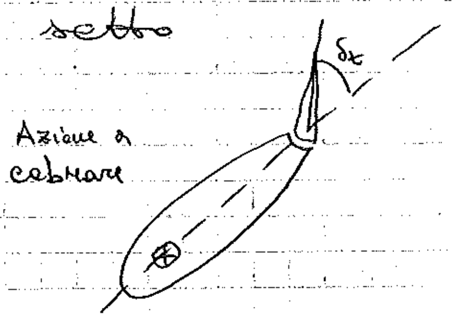
FASE 1 Piano bloccato
i_{te} di equilibrio, $\delta_t = 0$ poi $\neq 0$



FASE 2: Piano libero trimmato
$\delta_t = 0$, $i_{te2} = i_{te1} + \Delta i_{te}$

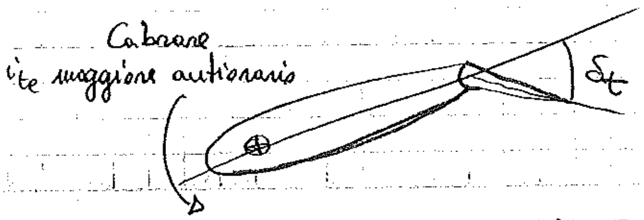
Per effetto del δ_t^+ nasce un momento di cerniera (indotto appunto dal tab) e quindi se si libera il piano (trascurando le forze di inerzia essendo questa una analisi delle sole fasi iniziali e finali), per effetto del momento suddetto nascerà un Δi_{te} a cabrare il cinematismo stabilatore-tab richiama il tab stesso nel verso concorde a quello del piano (e cioè a cabrare!) pertanto l'aletta si muove con il bordo di uscita verso l'alto fino ad annullare il δ_t; quando il $\delta_t = 0$ si ha la fase finale 2.

Chiariamo subito un fatto: abbiamo parlato di tab a cabrare sia quando il suo bordo di uscita si abbassa (fase 1) sia quando si alza per riportarsi in posizione neutra (fase 2). Per precisare questa apparente contraddizione riferiamoci alle figure ~~sotto~~



Funzione di Anti-Tab (FASE 2)

STABILATORE COMANDA IL TAB



Funzione governo (al posto della barra) (FASE 1)

TAB COMANDA LO STABILATORE

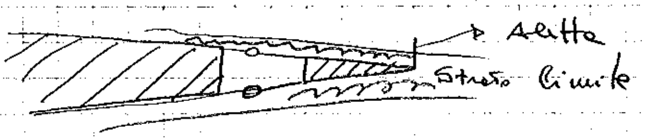
Quando il tab si deflette verso l'alto, azionato dallo stabilatore, cioè funziona da anti-tab, si dice a cabrare perché aumenta la potenza di controllo (agisce concordemente allo stabilatore che è a cabrare). Se invece il tab è ~~azionato~~ usato per azionare lo stabilatore (ovvero cambiare i_{te}) a cabrare deve deflettersi verso il basso in modo da introdurre un momento che facc aumentare i_{te} in senso antiorario.

Nella realtà il passaggio dalla FASE 1 alla FASE 2 avviene in modo graduale. Cioè mentre il tab inizi a spostarsi (di un infinitesimo δ_t, teoricamente) lo stabilizzatore inizia a ruotare (di un infinitesimo di

In pratica però a causa di eventuali attriti della trasmis-ne nonché per fenomeni di strato limite, è necessar superare un piccolo δ_t, diciamolo δ_{ta}, per avere effi cia (cioè affinché il piano ruoti).

Tale δ_{ta} dovrà essere abbastanza piccolo perché esso "maschera" la stabilità del velivolo, nel senso che per $\delta_t < \delta_{ta}$ il velivolo non dà segno di risposta come se fosse indifferente (stabilità nulla). A causa di ciò potrebbe verificarsi che lo stabilizzatore sia trim mato con un $\delta_t \neq 0$ ma $\leq \delta_{ta}$.

Per ridurre δ_{ta} si adottano alcuni espedienti tra i quali quello in figura:



cioè un'aletta viene disposta in modo che fuoriesca dallo strato limite (la sua lunghezza tipica si aggira intorno agli 1 ÷ 2 cm)

In sintesi le funzioni del tab sono:

1) anti-tab (più importante)
2) trim-tab
3) funzione governo. In tale funzione il tab governo viene detto anche impianto di comando secondario

per distinguerlo da quello principale relativo alle bar
Per finire osserviamo che si possono stabilizzare valori
sempre con il tab in condizione pendre e questo
garantisce una migliore efficienza aerodinamica