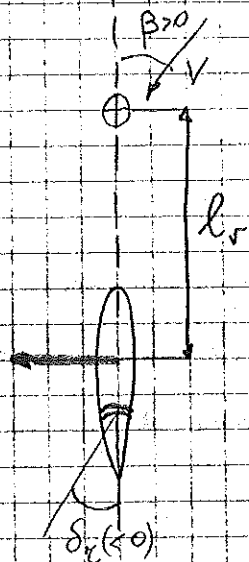


Lezione del 1° Aprile

Controllo direzionale

- Nelle lezioni precedenti abbiamo esaminato la stabilità direzionale e si è indicato con C_{ny} l'indice di stabilità direzionale. In questo caso, rispetto al caso longitudinale, cambiano gli angoli e la superficie di controllo che diventa l'impenneaggio verticale. Anche per la stabilità direzionale un ruolo fondamentale è svolto dalla posizione del baricentro; infatti tanto più è avanzata, la sua posizione tanto più risulta essere stabile direzionalmente il velivolo. Vediamo ora il controllo direzionale. A tal proposito introduciamo la definizione:

GOVERNO: Capacità del velivolo di contrastare angoli di side-slip o di derapata di una certa entità



Se infatti si vuole volare rispetto alla direzione della velocità con un angolo β è necessario azionare il timone in modo da annullare il carico in coda (in rosso nella figura) che nasce in quanto il velivolo è stabile perciò esso "naturalmente", tenderebbe ad annullare l'angolo β .

In sostanza l'angolo δ_c è quello necessario per

- annullare la forza rossa che nasce a causa della stabilità del velivolo. Si capisce, allora, che

ci sia un legame tra S_r e β : più grande è β , maggiore dovrà essere S_r ; tuttavia questo legame lineare si perde a forti β dove subentrano cause non lineari. Vediamo quindi il legame $S_r - \beta$.
 Il Perkins introduce il momento di imbardata:

$$N = -L_r \wedge l_r$$

che, in termini di coefficienti, assume la forma:

$$C_M = - \frac{C_{Lr} l_r S_r \rho v}{b S_w \eta_0} = - \frac{C_{Lr} l_r S_r}{b S_w} \eta_r \Rightarrow$$

ponendo:

$$\bar{V}_r = \frac{S_r l_r}{S_w b} = \text{rapporto volumetrico dell'impennaggio verticale}$$

$$C_M = - C_{Lr} \eta_r \bar{V}_r$$

Il segno "-" presente nella formula deriva dalle convenzioni; infatti un $\beta > 0$ genera un l_r rivolto verso sinistra (quindi < 0) al quale è dovuto un momento imbardante orario (quindi > 0). - Dalla formula si vede, appunto, che un $C_{Lr} < 0$ dà un $C_M > 0$.

N.B. Bisogna ricordare che l_r è perpendicolare alla direzione delle corrente mentre N è normale al piano. Tuttavia data la piccolezza degli angoli assumiamo $L_r \approx N_r \Rightarrow C_{Lr} \approx C_{Nr}$

La portanza che si sviluppa in coda è data da

$$C_{Lr} = a_r (\alpha_r + \tau_r \delta_r)$$

dove τ = indice di efficacia della parte mobile = $\frac{d\alpha_r}{d\delta_r}$ = variazione dell'asse di portanza della superficie

Poiché si vuole considerare solo l'effetto di δr sup-
poniamo $\alpha_r = 0 \Rightarrow$

$$C_{\dot{\alpha}r} = a_r z_r \delta r$$

Ne consegue che:

$$C_m = - \eta_r \bar{V}_r a_r z_r \delta r$$

perciò:

$$C_{m\delta r} = - \eta_r \bar{V}_r a_r z_r \equiv \frac{dC_m}{d\delta r}$$

Questo $C_{m\delta r}$ rappresenta una sorta di potenza
controllo del timone; infatti fornisce la varia-
zione di coefficiente di momento di imbardata per
variazioni dell'angolo di deflessione del timone.

Il Perkins fornisce un valore medio di tale coe-
ficiente da assumere in fase di pre-progetto pari
a $C_{m\delta r} = +0.001$.

Poiché il valore medio dell'indice di stabilità di-
rezionale risulta $C_{my} = -0.001$ ne consegue
che per ogni grado di y (o di β in quanto $y = \beta$)
bisogna dare un 1° di timone per equilibrare il ve-
icolo. Infatti la "forza" con la quale il velivolo tende
ad annullare y (o β) è uguale a quella prodotta
dal timone nel creare y (o β) mediante δr .

In sintesi: per equilibrare x° di imbardata bis-
ogna dare x° di timone in quanto C_{my} e $C_{m\delta r}$ son-
no più o meno dello stesso ordine di grandezza.

Ne consegue che se la stabilità direzionale dimi-
nisce, a parità di $C_{m\delta r}$, diventerà minore la richiesta

di timone il che si inquadra nello slogan:
"più manovrabilità, meno stabilità".

Così come per l'impennaggio orizzontale, anche per quello verticale l'angolo δ_R è limitato. Solitamente $\delta_R \leq 30^\circ$ in quanto oltre tale valore l'efficacia del piano diminuisce. In effetti oltre i 15° τ_r diminuisce perciò il prodotto $\tau_r \delta_R$ presenterà un massimo intorno ai $20^\circ \pm 2^\circ$. Questi ultimi valori dipendono poi dal rapporto delle corde ($\frac{\text{corda timone}}{\text{corda impennaggio verticale}}$).

In ultime analisi dovendo progettare un impennaggio verticale si imporrà $\delta_R \leq 30^\circ$. E' consigliabile comunque non superare i 25° raggiungendoli 30° solo se la configurazione è tale da non abbassare troppo τ_r . Per sapere se la configurazione altera o meno il τ_r in modo marcato bisognerà ragionare in termini 3D tenendo soprattutto presente che il piano verticale ha allungamenti piccoli ($\approx 0(2)$) quindi il campo è fortemente 3D. In sostanza influisce molto la forma in pianta del piano in fatti ci sono configurazioni accettate anche con $\delta_{Rmax} = 30^\circ$ senza che si sia deteriorato eccessivamente il τ_r .

In fase di progetto preliminare $\delta_R = 25^\circ$ rappresenta un valore di sicurezza, fino al quale il τ_r varia di poco; infatti se fino a 15° $\tau_r = 0(1.6)$ da 15° a 25° il τ_r può scendere a 0.5.

Al fini del progetto del timone bisogna ricordare che il campo direzionale non è sciudibile da quello laterale. Infatti sia se si azionano gli alettori, sia se si considera il velivolo in moto di rollio con velocità angolare p , nasce un momento di imbardata che bisognerà considerare.

Ad esempio supponiamo di azionare gli alettori per eseguire una virata a sinistra. Ne consegue che si abbasserà l'alettore destro e si alzerà quello sinistro. Sulla semiala destra si avrà un incremento di resistenza indotta (per aumento del carico) e di resistenza parassita (soprattutto se ci troviamo a forti assetti perché il flusso può separare), rispetto alla semiala sinistra. Ne consegue che il velivolo tenderà ad imbarcare a destra. Per effetto di tale imbardata nascerà un angolo di sideslip ($\beta < 0$) da sinistra.

Se il velivolo è dotato di effetto diedro ~~per~~ ~~di~~ ~~la~~ corrente laterale proveniente da sinistra legata al β , farà sì che la semiala sinistra ~~tenderà~~ ~~ad~~ aumentare l'incidenza, ~~non~~ rispetto a quella destra. Ciò provocherà un momento di rollio che tenderà ad opporsi al momento di rollio prodotto dagli alettori. Per evitare questo effetto il velivolo dovrà essere dotato di una stabilità direzionale sufficiente a limitare il β prodotto dagli alettori.

Infatti se il velivolo fosse infinitamente stabile l'angolo β non si instaurerebbe e quindi il velivolo rollerebbe senza imbardare. In definitiva per fare sì che il velivolo rolli adeguatamente sotto l'azione degli alettoni, ci senza che il contrasto legato all'effetto diedro sia eccessivo, si deve avere un adeguato livello di stabilità direzionale. Come criterio guida si deve cercare di avere:

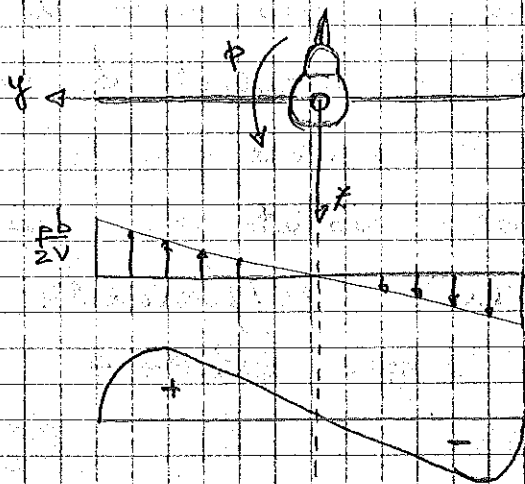
$$\frac{C_{L\beta}}{C_{my}} = \frac{1}{2}$$

Ora l'altro

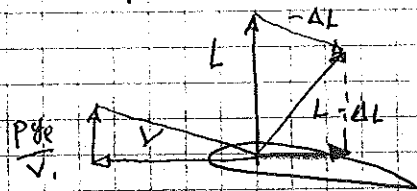
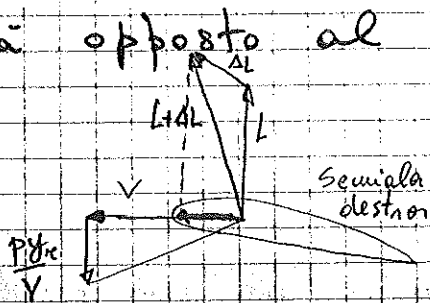
~~infatti~~ se $C_{my} = 0 \Rightarrow C_{L\beta} = 0$

Poiché l'effetto diedro viene dato ai velivoli solo per garantire che questi mantengano le ali livellate senza l'intervento del pilota (se nasce un angolo di sideslip $\beta < 0$ il velivolo, con le ali accidentalmente inclinate α_{sx} , tenderà per effetto diedro ad alzare quella sinistra e ad abbassare quella destra tendendo a livellarla) è bene che tale effetto sia presente in una piccola misura.

Vediamo ora il contributo delle velocità angolare di rollio sul moto di imbardata.



Supponiamo che il velivolo voli con velocità angolare $p > 0$. Per il principio di relatività di Galileo laddove l'ala si abbassa (ala destra) è come se la corrente la investisse verso l'alto perciò aumenta l'incidenza locale e quindi la portanza. Viceversa sulla semiala sinistra l'incidenza si riduce e quindi anche la portanza locale. Per effetto di questa asimmetrica distribuzione di portanza la semiala destra presenterà una resistenza indotta maggiore di quella sinistra perciò il velivolo tenderà ad imbardare. Il momento di imbardata prodotto sarà di segno concorde a quello di p e sarà chiaramente proporzionale a $\frac{p^2}{2V}$. Un secondo contributo al momento di imbardata dell'ala è dovuto alla rotazione della portanza conseguente alla variazione di incidenza (verso l'avanti per la semiala più portante, verso dietro per quella meno portante, ed il contributo al momento di imbardata sarà opposto al segno di p (in questo caso sarà < 0).



Le componenti "rose" sono dovute alla rotazione della portanza e sono loro che producono il momento imbardante di cui stiamo parlando.

In 1ª approssimazione il Perkins pone:

$$C_m = -\frac{C_l}{8} \frac{pb}{2V}$$

Ne consegue che quanto più è veloce la velocità angolare di rollio e quanto più è alto il C_L al quale si esegue la rotazione, maggiore sarà il momento di imbardata in Verso.

8-3]

DIRECTIONAL CONTROL

331

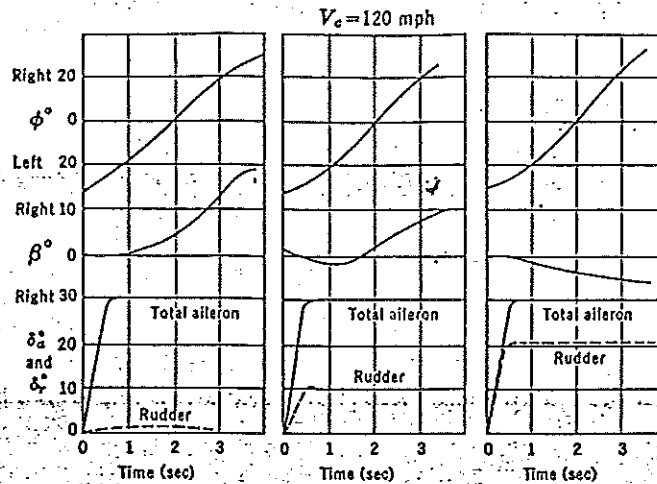


FIGURE 8-13. Typical time histories of abrupt aileron rolls (low speeds).

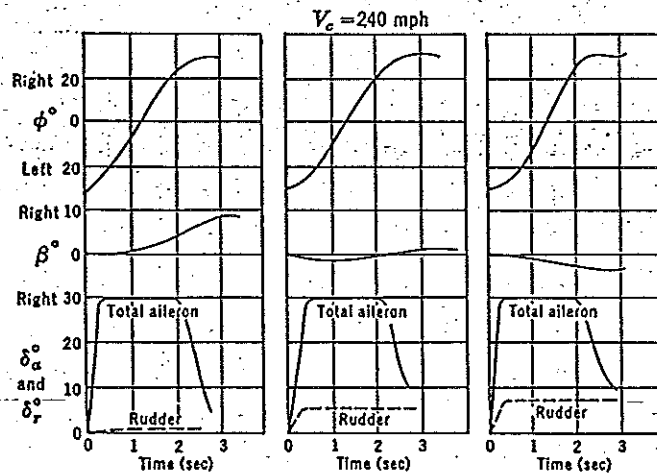


FIGURE 8-14. Typical time histories of abrupt aileron rolls (high speeds).

I diagrammi sovrastanti sono relativi ad una analisi di ciò che accade, per una brusca manovra degli alettoni, a 2 diverse velocità:

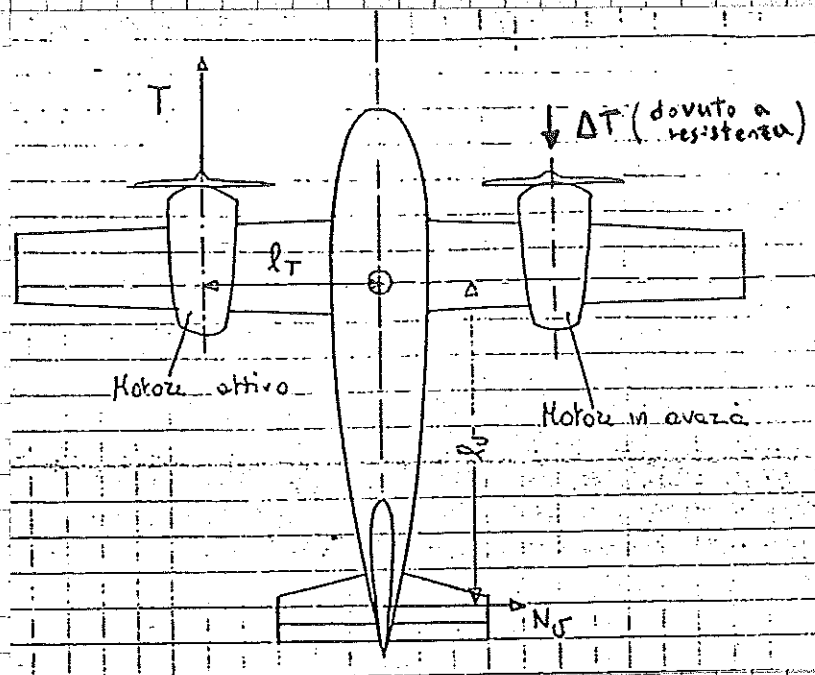
$V_c = 120 \text{ mph}$ assunta come bassa velocità

$V_c = 240 \text{ mph}$ assunta come alta velocità

Da corrispondenze di $V_C = 120 \text{ mph}$ si osserva che il velivolo rolla nel verso determinato dalla deflessione istantanea (0.5 s) degli alettoni; se non "diamo piede" si sviluppa un angolo β di $15 \div 20$ dovuto al momento di imbardata inverso. Se invece si deflette di 10° il timone l'angolo β è ridotto; con $\delta_r = 20^\circ$ la deflessione del timone è eccessiva in quanto β cambia segno e pas. dal lato opposto.

Ripetendo le stesse analisi ma a velocità alta ($V_C = 240 \text{ mph}$) si osserva che già 5° di timone sono sufficienti ad annullare β . Questo succede perché il momento di imbardata inverso dipende dall'assetto. A $V_C = 240 \text{ mph}$ ci si trova ad un assetto (C_{L_1}) quattro volte inferiore rispetto al caso precedente e quindi il momento di imbardata inverso è meno pronunciato perciò si richiede minore controllo.

Nel caso di velivoli plurimotori, un altro aspetto importantissimo di cui tenere conto nella progettazione dell'impermeaggio verticale è il controllo in condizioni di avaria di una unità propulsiva. Supponiamo, a tal proposito, di avere un bimotore con un motore in avaria. ~~Si presenta~~ Nascerà un'imbardata dal lato del motore morto che dovrà essere bilanciata dall'imp. vaggio verticale.



Il momento di imbardata che nasce per effetto dell'avanzata è: $T l_T$

Tralasciando altri contributi tale momento dovrà essere bilanciato da $N_r l_r$ perciò:

$$(1) \quad T l_T = N_r l_r$$

che è la equazione di equilibrio all'imbardata considerando solo le forze T e N_r .

Essendo N_r proporzionale alla pressione dinamica q_r ed esprimibile come:

$$N_r = q_r S_r C_{N_r}$$

Se il momento $T l_T$ fosse costante, ossia se la spinta T non fosse funzione della velocità, avremmo che la velocità minima alla quale si può verificare la condizione di equilibrio (1), dipenderebbe solo dal massimo coefficiente di portanza esprimibile dal piano. Tale velocità si indica con V_{rec} = velocità minima di controllo.

ed è la velocità minima alla quale è possibile il controllo in condizioni di potenze esigue.

○ metrica, quindi con un motore in avaria. Tuttavia la spinta T , sia per elica che per un gett, aumenta al ridursi della velocità (ferma restando la manetta) per cui la V_{he} sarà più grande di quella relativa al caso precedente in cui avremo supposto $T = cost$.

Nel caso dell'elica è possibile far comparire la potenza una volta che l'elica resta innanzi al punto di vista.

○ qualitativo. Quando si scrive, però, l'equilibrio (1) bisognerebbe considerare che il propulsore in avaria genera, sulla semicela su cui è montato, una resistenza aggiuntiva, ancora più esasperata se il propulsore fosse ad elica. Quindi nell'equilibrio bisognerebbe aggiungere anche un termine ΔT_L che nel caso dell'elica ^{in quanto essa al decollo ha poco piccolo} non sarebbe trascurabile a meno che questa non

○ sia dotata di messa in bandiera automatica.

Il dispositivo deve essere automatico perché quando nasce l'avaria il pilota, più di ogni cosa, dovrà equilibrare il velivolo all'imbardata oltre a controllare il rollio prodotto dall'effetto diedro; in sostanza egli non ha il tempo di manovrare l'eventuale comando per la messa in bandiera dell'elica.

Un ulteriore motivo per il quale l'elica offre un

○ elevato ΔT è che essa, ferma a basso passo può essere fatta funzionare da un'elica resistenza molto all'aria che la trascina

Le norme prescrivono che se l'elice è sprovvista del dispositivo di messa in bandiera automatico, essa deve restare al passo che ha nel momento di cui insorge l'avaria e questo è particolarmente critico in fase di decollo in cui il passo è ridotto.

Nel caso del motore a getto la cosa sarà meglio in quanto esso genera una resistenza aggiuntiva minore per cui il ΔT è ridotto o addirittura trascurabile se è presente la messa in bandiera automatica.

Bisogna, poi, considerare che la fascia d'ala che si trova dietro un elice ferma lavorerà ad una pressione dinamica molto bassa ($\gamma < 1$), con tendenza a stallare, a differenza di ciò che accade sull'altra ala dove dietro l'elice rotante c'è una pressione dinamica molto elevata ($\gamma > 1$) in virtù dell'accelerazione che il flusso subisce. Tutto ciò provoca un momento di rollio notevolissimo che il pilota dovrà contrastare con gli alettori.

Tale condizione sarà poi una condizione di progetto degli alettori che dovranno essere in grado di equilibrare la tendenza al rollio del velivolo.

Quindi un velivolo senza la messa in bandiera automatica è più critico al controllo, in caso di avaria di un propulsore, di uno che invece la presenta anche se tale dispositivo è molto costoso e quindi innalza il prezzo del nostro velivolo.

Si osserva che, nel bilancio (1), se si sposta verso l'esterno il motore, quindi aumenta L_T , dovrà

○ necessariamente aumentare anche S_r per garantire l'equilibrio. ^{Essi facendo} ~~Quattro~~, pure guadagnando sul peso dell'ala che ora sarà più leggera strutturale avendo centrifugato il motore, si perde il guadagno in W perché dovrà aumentare S_r e quindi la coda sarà più pesante. Questo con una coda più pesante si sposta dietro il baricentro e ciò comporta una riduzione di

○ margine di stabilità cui soprattutto un eventuale incremento di S_r comporta un aumento di area parasita e quindi salgono i consumi e si riducono le prestazioni. C'è un ulteriore proble-

ma. Se, per un motivo qualsiasi, bisogna incrementare la spinta al decollo bisognerà aumentare il diametro dell'elica. Tuttavia poiché la

vorremo fissare quella che deve essere la minima distanza elica - fusoliera ecco che un elica con diametro maggiore comporta una centrifugazione del motore per cui sale il momento imbarcato $T L_T$. Ne consegue che se si vuole una grossa spinta è più conveniente aumentare la potenza del motore che il diametro dell'elica. Da quanto detto si capisce che velivoli

STOL avranno grosse derive, con conseguente
○ riduzione delle prestazioni. Per essi si cerca di far salire il z per migliorare la eventuale

situazione di avaria.

In aggiunta a tutto ciò bisogna omettere che il velivolo deve essere in equilibrio sia alla rotazione che alla traslazione perciò è necessario bilanciare la forza laterale N_r . A tale scopo si potrebbe mettere il velivolo in sideslip, o in un certo β in modo da bilanciare N_r con la devianza. Questa soluzione non è tra le migliori perché angoli $\beta \neq 0$ rispetto alla fusoliera producono zone di separazione che aumentano il coefficiente di resistenza il che è ovviamente indesiderato soprattutto tutto nel caso di avaria di una unità propulsiva ed in fase di decollo; si tratta quindi di un accorgimento da utilizzare, al limite, solo con piccoli valori di β ($\approx 10^\circ \div 20^\circ$).

Un'altra soluzione è quella di inclinare il velivolo in modo che una componente della portanza vada a bilanciare N_r . Ad esempio se il motore attivo è il sinistro, per equilibrare N_r , che è rivolta verso destra, bisognerà inclinare il velivolo abbassando la semiala del motore funzionante. Per regolare tale angolo non può essere maggiore di 5° : in tal modo non si perde molto per quanto riguarda l'equilibrio verticale (portanza-peso) mentre la componente orizzontale che così si crea può essere in grado di bilanciare la N_r .

Con l'altro questo angolo di inclinazione fissato al limite la potenza installabile. Infatti una grossa

potenza installata richiede, in caso di avaria, una N_r molto elevata. Per garantire l'equilibrio alla traslazione potremmo essere costretti a dover inclinare l'asse più di 5° ma ciò non è consentito. Ne consegue che se non si vuole varare la geometria del velivolo bisognerà necessariamente ridurre la potenza installata. In sostanza $W \cdot \sin 5^\circ \approx W \cdot 5^\circ$ (diciamo W per dire portanza) dà il massimo carico N_r che si può avere in coda e quindi limita la potenza dei motori installabili.

Bisogna, poi, considerare che si può avere una diversa V_{mc} a seconda che l'avaria riguardi il motore destro oppure quello sinistro in quanto il velivolo è comunque asimmetrico in virtù del fatto che le 2 eliche hanno ~~la~~ lo stesso verso di rotazione e ci sono, inoltre, sempre delle asimmetrie ~~fabbricative~~ costruttive. Delle 2 V_{mc} va considerata la più grande e si definisce motore critico quello che genera la V_{mc} maggiore.

STABILITÀ DIREZIONALE A COMANDI LIBERI

In analogia a quanto accaduto per la stabilità ~~dire~~ longitudinale anche qui il timone, lasciato libero di "flottare", altera la stabilità direzionale così come l'equilibratore libero avrà effetti sulla stabilità longitudinale.

L'angolo di flottaggio del timone può essere espresso

in termini dei 2 coefficienti $C_{H\alpha_r}$ e $C_{H\sigma_r}$ ed ha l'espressione:

$$\delta_{rf} = - \frac{C_{H\alpha_r} \alpha_r}{C_{H\sigma_r}}$$



Se il timone flottante cambia l'angolo di attacco effettivo del piano verticale che sarà ora:

$$\alpha_r = \varphi + \tau_r \delta_{rf} - \sigma$$

E' ovvio che se il timone "flotta" nella direzione della corrente, ossia si dispone nel letto della corrente, il momento ristoratore dovuto all'impennaggio verticale sarà minore per cui la stabilità di direzione a comandi liberi sarà minore di quella a comandi bloccati.

Il coefficiente di momento di imbardata ristoratore sviluppato dal piano verticale sarà:

$$C_m = - \alpha_r \bar{V}_r \eta_r (\varphi + \tau_r \delta_{rf} - \sigma)$$

Sostituendo l'espressione di δ_{rf} :

$$C_m = - \alpha_r \bar{V}_r \eta_r \left(\varphi - \sigma + \tau_r \frac{C_{H\alpha_r} \alpha_r}{C_{H\sigma_r}} \right)$$

per cui il contributo alla stabilità direzionale del piano sarà:

$$(C_{m\dot{\varphi}})_{\text{Free Rudder}} = -a_5 \bar{V}_0 \frac{m}{V} \left(1 - \tau_r \frac{C_{har}}{C_{h\dot{\sigma}_r}} \right) + \Delta_2 C_{m\dot{\varphi}}$$

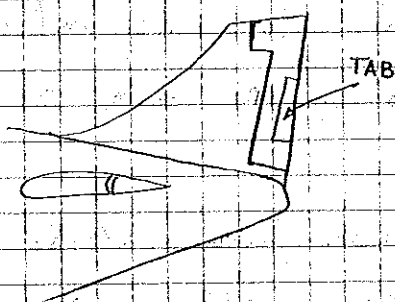
Quindi la differenza tra comando libero e bloccato è presente nel termine $1 - \tau_r \frac{C_{har}}{C_{h\dot{\sigma}_r}}$

Lasciando il timone libero di fluttuare, per effetto di una perturbazione $\Delta\beta$ esso si disporrà nel seno della corrente per cui la risposta stabilizzante sarà ridotta di $\tau_r \frac{C_{har}}{C_{h\dot{\sigma}_r}}$ o meno che $\frac{C_{har}}{C_{h\dot{\sigma}_r}}$ non sia un rapp

to < 0 , cioè C_{har} e $C_{h\dot{\sigma}_r}$ dovrebbero avere segno discorde. Tuttavia nella maggioranza dei casi essi hanno segno concorde potendo al più essere $C_{har} = 0$ nel caso di asse di cerniera arretrato fino alla retta di applicazione del risultante del carico aerodinamico del timone.

Gli espedienti che si usano per ridurre il coefficiente di momento di cerniera C_{har} sono essenzialmente

gli stessi visti per il piano orizzontale: HORN, arretramento dell'asse di cerniera, bordo d'uscita beveled. Inoltre resta pienamente utilizzabile il TAB nella sua funzione di aumento o riduzione di C_{har} a seconda dei casi. Ad esempio se



bisogna volare a lungo in volo decapato lo si può usare nella funzione di TRIM-TA per ridurre gli sforzi.

Ci si può chiedere se esistano piani verticali tutti mobili. Ebbene questi sono presenti su alcuni velivoli militari tuttavia bisogna fare delle precisazioni.

A monte del piano verticale non è presente l'ala, e differenza di ^{quanto accade per} quello orizzontale, che è di per se stabilizzante, perciò pur essendo altamente efficace un piano di coda tutto mobile non è strettamente necessario. Se poi si considera che un piano tutto mobile comporta problemi di natura dinamica e aerodinamica (risonanza, moto di corto periodo derivante da instabilità dinamica) ecco che l'idea di piano tutto mobile può essere accantonata del tutto.

Ora l'altro la differenza che facemmo tra stabilizzatore e stabilizzatore + equilibratore era relativa essenzialmente al governo del velivolo e non alla sua stabilità. Infatti lo stabilizzatore (tutto mobile) è più adatto a raggiungere forti angoli, necessari per equilibrare forti onetti, rispetto allo stabilizzatore + equilibratore dove la parte fissa è costretta a seguire l'onetto del velivolo; in fin delle stabilità, però, i due piani sono pressoché equivalenti salvo per il fatto che lo stabilizzatore ha una uguale stabilità a comando fisso e a comando mobile.

Ne consegue che la necessità di un piano verticale tutto mobile, che nel caso di quello orizzontale

era dettata dal governo e non dalle stabilità, ma è altrettanto forte -

- In più va considerato che nei velivoli non supersuonici nell'impenaggio verticale sono alloggiati carri ed impianti vari che nel caso di pieno tutto mobile sarebbero soggetti a continue rotazioni.

SFORZI

Lo sforzo sulla pedaliera si può scrivere:

$$\text{Pedal Force} = G \cdot HM \Rightarrow$$

$$(1) PF = G (C_{H\dot{\psi}} \dot{\psi} + C_{H\dot{\delta}_r} \dot{\delta}_r + C_{H\dot{\delta}_t} \dot{\delta}_t) q \eta_r S_r \bar{c}_r$$

- dove:

$C_{H0} = 0$ perché il piano è simmetrico

$\bar{c}_r$ = corda media del timone

S_r = superficie del timone

$C_{H\dot{\delta}_t} \dot{\delta}_t$ = contributo del TAB

L'angolo di deflessione del timone δ_r può essere scritto

$$\delta_r = \frac{d\delta_r}{d\psi} \psi$$

ed avendo:

$$(C_{H\dot{\psi}})_{\text{Rudder fixed}} = -a_r \bar{V}_r \eta_r \left(1 - \frac{d\delta_r}{d\psi}\right) = -a_r \frac{d\delta_r}{d\psi} \bar{V}_r \eta_r$$

$$C_{H\dot{\delta}_r} = -a_r \bar{V}_r \eta_r \tau_r = -a_r \frac{d\delta_r}{d\delta_r} \bar{V}_r \eta_r$$

dividendo membro a membro risulta:

$$\frac{d\delta_r}{d\psi} = - \frac{(C_{H\dot{\psi}})_{R.F.}}{C_{H\dot{\delta}_r}} \leftarrow \text{meggiore è la stabilità, } \rightarrow \text{ sarà il } \delta_r$$

$\leftarrow$ è la potenza di controllo, $\leftarrow$ sarà il δ_r per l'equilibrio necessario

- Sostituendo nella (1) si ha:

$$P.F. = G \eta_r S_r \bar{c}_r \left[C_{H\dot{\psi}} \dot{\psi} - C_{H\dot{\delta}_r} \frac{(C_{H\dot{\psi}})_{R.F.}}{C_{H\dot{\delta}_r}} \dot{\psi} + C_{H\dot{\delta}_t} \dot{\delta}_t \right]$$

Vediamo ora come varia lo sforzo al variare di φ

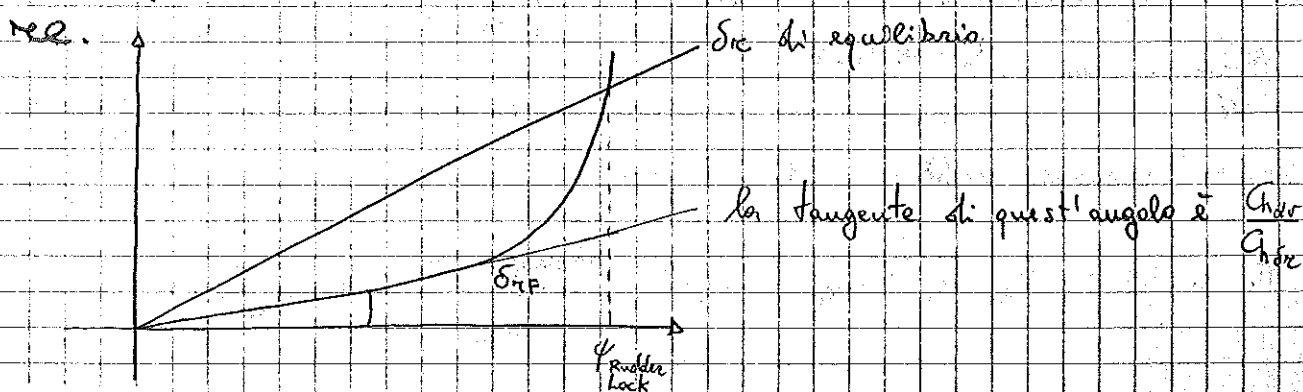
$$\frac{dPF}{d\varphi} = Gg\eta_r S_K \bar{c}_K \left[C_{n\delta r} - C_{n\delta r} \frac{(C_{m\varphi})_{FIX}}{C_{m\delta r}} \right] \Rightarrow$$

$$\frac{dPF}{d\varphi} = -Gg\eta_r S_K \bar{c}_K \frac{C_{m\delta r}}{C_{m\delta r}} \left[(C_{m\varphi})_{FIX} - C_{n\delta r} \frac{C_{m\delta r}}{C_{n\delta r}} \right] \Rightarrow$$

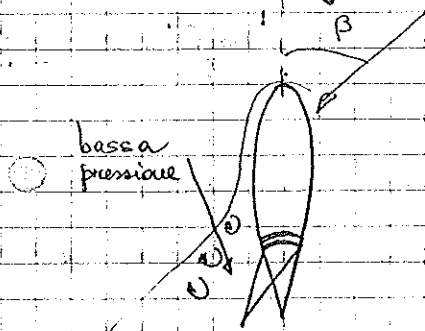
$$\frac{dPF}{d\varphi} = - \frac{Gg\eta_r S_K \bar{c}_K C_{n\delta r}}{C_{m\delta r}} (C_{m\varphi})_{FIX}$$

Si nota come il gradiente dello sforzo sul pedale sia proporzionale all'indice di stabilità e comandi liberi. Se si ha infatti un disturbo $\Delta\beta$ il timone flotta, disponendosi nel letto della corrente, di un angolo δ_{KF} . Per raggiungere l'angolo δ_K necessari all'equilibrio, a partire da δ_{KF} , il pilota dovrà esercitare uno sforzo. Se addirittura si avesse un angolo di flottage opposto a quello sin qui considerato (cosa che non si realizza mai nella pratica) lo sforzo da esercitare (e comandi liberi) sarebbe maggiore di quello a comandi bloccati. Consideriamo ora l'andamento del δ_K di equilibrio e dell'angolo δ_{KF} .

L'angolo δ_K , come visto, risulta proporzionale all'indice di stabilità a comandi fissi ed ha, in funzione di φ , un andamento pressoché lineare.

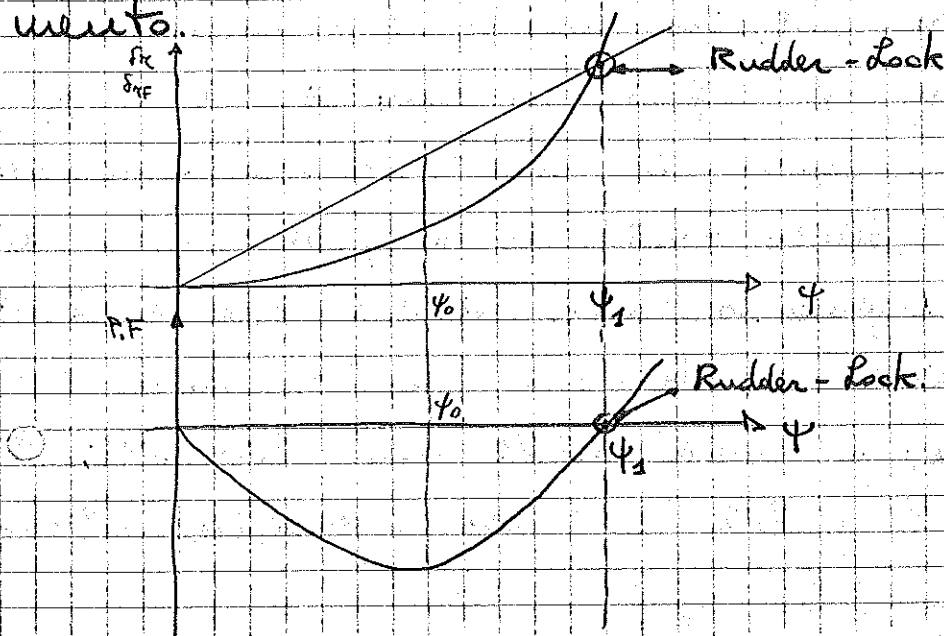


L'aumento di δ_{RF} , inizialmente puo' essere
 con φ , al crescere di φ si discosta molto da
 tale andamento. Cio' e' dovuto alle varie zone
 di separazione che, ad elevati φ , si formano
 sull'impermeaggio verticale. Tali separazioni
 producono una ampia zona di bassa pressione
 che richiama il timone nel senso di aumento
 re l'angolo di flottaggio. Questo effetto produ-



sia un andamento non lineare
 di δ_{RF} in funzione di φ , si
 ha un brusco incremento di
 χ_{RF} .

Lo sforzo che il pilota dovrà esercitare sul pedale
 per equilibrare il velivolo sarà proporzionale all'
 intercetta compresa tra il grafico di δ_R e quello
 di δ_{RF} proprio perché egli, a partire da δ_{RF} , dovrà
 esercitare uno sforzo sulla pedaliere. Ne consegue
 che lo sforzo è proporzionale all'indice di
 stabilità a comandi liberi. Riportiamone l'anda-
 mento.



Si osserva che a partire da $\varphi = 0$, se si immaginasse di agire sul comando in modo da non fare sorgere forze di inerzia, man mano che ci si avvicina a φ_0 l'incremento di PF da esercitare per ottenere un fissato incremento di φ diventa sempre più piccolo finché giunti a φ_0 la variazione di sforzo è nulla, cioè potremmo aumentare φ senza variare lo sforzo. In $\varphi = \varphi_0$ è nullo l'indice di stabilità a comando libero in quanto ~~sarebbe~~ possibile variare φ senza variare lo sforzo.

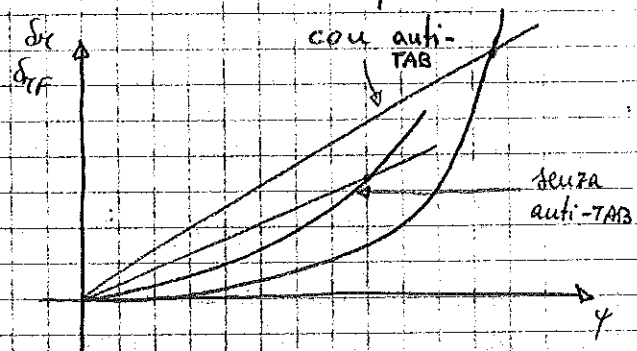
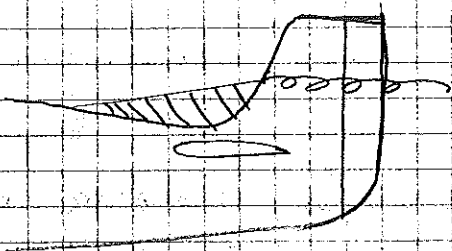
Oltre $\varphi = \varphi_0$ si ha l'inversione del comando, ossia si è nella condizione per cui per avere φ più forti bisogna ridurre lo sforzo. In questa situazione il pilota, che fino a φ_0 ha esercitato uno sforzo, oltre φ_0 sentirebbe la necessità di tenersi sul piede in quanto ora richiederebbe uno sforzo più piccolo di quello fino ad ora esercitato. In definitiva il pilota sarebbe in grado di perdere il timone ad angoli sempre maggiori ma con sforzi sempre minori; di conseguenza egli molto facilmente potrebbe perdere il timone a fondo corsa. In $\varphi = \varphi_1$ lo sforzo si annulla; oltre φ_1 esso si inverte perciò il pilota dovrà applicare uno sforzo in senso contrario a quello fino a φ_1 esercitato in quanto egli dovrà, ora, contrastare il "risucchio" del timone prodotto dalle separazioni. Tuttavia, a causa delle sue linearità, le forze che il pilota dovrebbe esercitare potrebbe

non essere sufficiente ed il timone rimarrebbe bloccato a fondo corsa - Tale fenomeno è
○ chiamato **RUDDER-LOCK**.

Per evitare l'insorgere di tale fenomeno si deve evitare (e le norme lo impongono) che l'angolo ϕ si trovi nel campo operativo degli angoli ϕ previsti per il velivolo - In sostanza se è previsto un certo ϕ_{max} , per il nostro velivolo, si dovrà garantire che $\phi_{max} < \phi$ - Tuttavia questo è molto difficile allora si agisce sull'andamento della

○ curva $TF(\phi)$ facendo sì che essa non presenti tangenti orizzontali ^{in ϕ_{max}} . Questo può essere ottenuto dotando il timone di un TAB che venga usato come ANTI-TAB. Così facendo si riduce il δ_{TF} , aumenta δ_r , aumenta la differenza $\delta_r - \delta_{TF}$ e quindi aumentano gli sforzi e si sposta ϕ verso valori maggiori. Oppure si può adottare un espediente puramente aerodinamico dotando il piano verticale

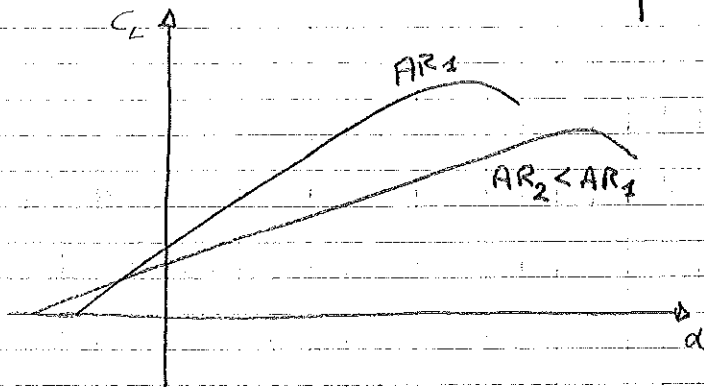
○ di una pinna.



La pinna viene adottata per variare l'allungamento del piano, e quindi la pendenza della retta di portanza a_r , in modo da spostare ad angoli

○ a_r maggiori lo stallo del piano. Per ottenere ciò l'allungamento del piano deve diminuire (con esso diminuirà anche a_r) ed è proprio quanto

Si ottiene con la penna

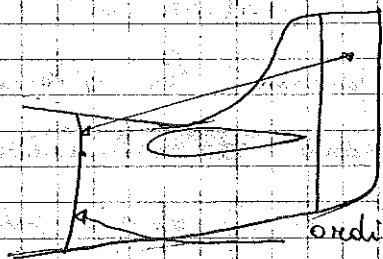


Tale andamento può essere giustificato dal fatto che se $AR \downarrow$ l'incidenza indotta salirebbe perciò l'incidenza effettiva diminuirebbe.

Orna l'elica essendosi ridotta la pendenza q_v della retta di portanza, per ottenere la stessa potenza di controllo dovrà salire S_v , ed è quanto si fa con l'adozione della penna.

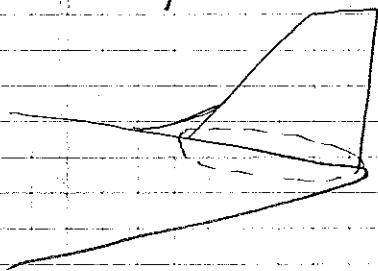
E tuttavia non è sempre detto che si debba adottare tale soluzione; si potrebbe, ad esempio, ridurre l'apertura b del piano. Comunque, a monte di tutto ciò, è bene inizialmente provare a variare il rapporto $\frac{C_{ho}}{C_{hs}}$ agendo sul rapporto $\frac{C_{ie}}{C_v}$, e cioè spostando l'asse di cerniera, in modo da ridurre il S_v .

Su alcuni velivoli la penna viene montata anche quando non c'è una reale necessità: a volte è presente per ragioni estetiche, altre volte per problemi di copertura di cavi di comando. Infatti la presenza del piano orizzontale può rendere difficile il passaggio dei cavi di comando del timone e anche del TRIM per cui si fanno uscire tali cavi all'esterno e si aggiunge la penna.



ordinata di forza della fusoliera su cui si scaricano le pulsioni dei comandi.

Su alcuni velivoli sono presenti dei carter che funzionano da ricordo: la regione è essenzialmente estetica tuttavia essi possono avere anche una funzione positiva da un punto di vista aerodinamico. Infatti con essi aumenta la corda alla radice e quindi aumenta il R_e . In questo modo può migliorare la situazione aerodinamica alla base dell'impiantaggio e quindi l'interferenza ala-fusoliera nella zona evidenziata.



Dal Perkins è ripreso il diagramma seguente dal quale sono confrontati gli andamenti di P.F. con e senza pinne.

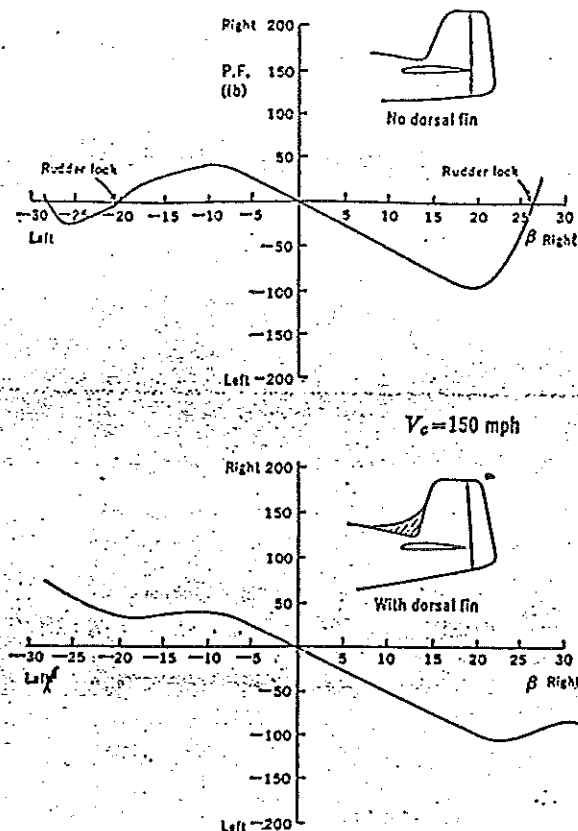


FIGURE 8-20. Effect of dorsal fin on pedal force versus sideslip.

CONTROLLO (o GOVERNO) LATERALE

Il controllo laterale viene assicurato mediante gli alettoni i quali servono ad imprimere un moto di rollio. Grazie al loro utilizzo si eseguono manovre rapide intorno all'asse di rollio, si contrasta il momento di rollio prodotto da un vento laterale per effetto diedro, si crea l'angolo di sbandamento necessario ad effettuare una virata. Corre l'altro proprio dall'effetto diedro scaturisce una condizione di progetto per gli alettoni. Infatti un forte vento laterale, aggiunto all'effetto diedro, potrebbe produrre un momento di rollio maggiore del momento opposto legato agli alettoni; ne consegue che, nel manuale di volo del velivolo, è riportato il massimo vento laterale consentito all'atterraggio (o al decollo).

Per il progetto degli alettoni un parametro fondamentale è l'indice di efficacia degli alettoni:

$$\frac{pb}{2V}$$

con:

p = velocità angolare di rollio

b = apertura alare

V = velocità ascensionale

La quantità $\frac{pb}{2V}$ è la tangente all'elica cilindrica ~~descritta~~ descritta dall'estremità alare in quanto $\frac{pb}{2}$ è la componente tangenziale mentre V è quella assiale.

○ Ovviamente questo maggiore è la velocità di rollio tenuto maggiore è l'indice di efficacia degli alettoni. Va osservato però, che proprio perché la velocità ang.

lere di rollio va paragonato con quello di avanzamento si potrebbe avere che un biplano abbia un indice di efficacia degli alettoni più alto di quello di un velivolo militare a getto.

Il funzionamento degli alettoni è di tipo differenziale nel senso che uno sale mentre l'altro scende. Tra l'altro la loro deflessione non è uguale ~~nel~~ ~~per~~ in quanto quello che sale si deflette di più di quello che scende e si definisce come deflessione degli alettoni il parametro:

$$\delta_a = \delta_{down} - \delta_{up}$$

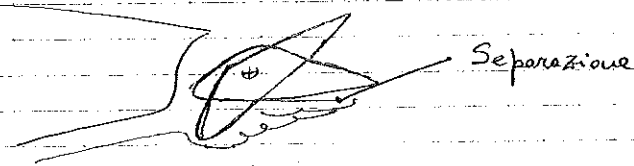
N.B. δ_{down} e δ_{up} sono di segno opposto perciò δ_a è, in pratica, fornito da una somma. Ad esempio

$$\delta_{down} = 20^\circ; \delta_{up} = -30^\circ \Rightarrow \delta_a = 20^\circ + 30^\circ = 50^\circ$$

Solitamente c'è differenza tra δ_{up} e δ_{down} per attenuare il momento di cimbardata inverso che accompagna il movimento degli alettoni; questo comporta che sarà più efficace l'alettone che scende rispetto a quello che sale intendendo, per efficacia, la variazione dell'angolo di portanza nulla. Il momento di cimbardata inverso viene prodotto dalla asimmetrica distribuzione di portanza generata dalla deflessione degli alettoni a cui è associata una diversa resistenza indotta in particolare sarà maggiore lì dove è stato abbassato l'alettone. Per controbilanciare tale resistenza indotta si aumenta, appunto, l'inclinazione dell'alettone che sale facendo sì che si abbia un aumento di resistenza parassita tale da attenuare

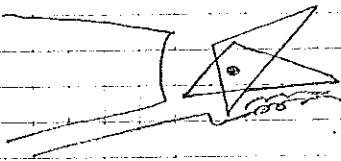
l'aumento di resistenza indotta che c'è dall'altra parte. Inoltre si adottano particolari geometrie, per gli alettoni, per garantire l'aumento della resistenza parasita. Vediamole.

TIPO SLOT



Quando la deflessione è forte il becco dell'alettone fuoriesce producendo separazione e quindi, nella zona raffigurata, maggiore resistenza aerodinamica.

Tipo FRISE



Quando il bordo fuoriesce e si dispone nel modo indicato si introduce un notevole aumento di resistenza parasita in quanto il flusso incontra una resistenza quasi frontale. Tale espediente si utilizza soprattutto per piccoli aerei.

Con questi metodi oltre a compensare l'aumento di resistenza indotta che esce dal lato dell'alettone che si abbassa si riduce anche lo sforzo di barra (vedi Impianti aeronautici). E' tanto affinché il becco dell'alettone possa fuoriuscire c'è bisogno di forti deflessioni ecco perché si eccentua maggiormente la deflessione dell'alettone che si alza rispetto a quello che si abbassa.

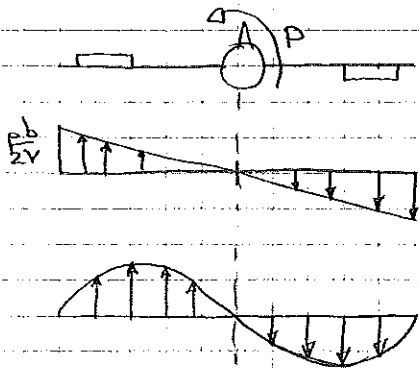
Per quanto riguarda il termine $\frac{P_b}{2V}$ esso si ricava con

si osserva nel Perkins, dall'equilibrio alla rotazione, intorno all'asse di rollio x , tra il momento motore degli elettroli, il momento resistente e il momento di inerzia.

Inizialmente, quando non c'è velocità angolare di rollio, il momento motore viene bilanciato semplicemente dall'inertialità del rollio:

$$I_x \ddot{\varphi} = M_m(\delta a)$$

dove il momento motore dipende, ovviamente, dalla deflessione impressa agli elettroli. Quando poi nasce una velocità angolare di rollio $\dot{\varphi}$, essa modifica la distribuzione delle incidenze locali sull'ala. La distribuzione di portanza antisimmetrica conseguente alle variazioni dell'incidenza alare indotte dal moto di rollio produce un momento di rollio smorzante (in quanto tendente a ridurre $\dot{\varphi}$) "damping moment" il cui coefficiente di momento è:



La distribuzione di portanza antisimmetrica conseguente alle variazioni dell'incidenza alare indotte dal moto di rollio produce un momento di rollio smorzante (in quanto tendente a ridurre $\dot{\varphi}$) "damping moment" il cui coefficiente di momento è:

quinto tendente a ridurre $\dot{\varphi}$) "damping moment" il cui coefficiente di momento è:

$$(C_e)_w = - \frac{2}{S b} \frac{P}{V} \int_0^{b/2} (C_{la})_w c y^2 dy$$

Sarà dunque:

$$I_x \ddot{\varphi} = M_m(\delta a) - M_r(\dot{\varphi}) \Leftrightarrow I_x \dot{\varphi} = M_m(\delta a) - M_r(\dot{\varphi})$$

La M_r che si considera è l'eventuale momento di imbardata inversa, legato all'uso degli elettroli, può produrre un angolo di derapata β che è accoppiato all'effetto diedro genera un ulteriore momento resistente. Tuttavia, in 1ª approssimazione, di tale

momento non se ne terrà conto, supponendo quindi che il velivolo sia infinitamente stabile direzionalmente in modo che non possa sorgere alcun angolo β .

Poiché quello che ora si cerca è la velocità angolare di rollio p in condizioni di equilibrio (cioè $\dot{\beta} = 0$) si ha che questa si ottiene quando momento motore e resistente sono fra loro uguali per cui:

$$M_m(\delta_a) = M_r(p)$$

○ Risolvendo si ricava:

$$(1) \frac{p b}{2V} = \left(\frac{C_{L\delta}}{\epsilon} \right) \frac{\delta \delta_a}{C_{Lp} M H. 6} K = f(\epsilon, \delta_a, X_a, X_{a_{finale}}, \text{forma in pianta ala})$$

dove:

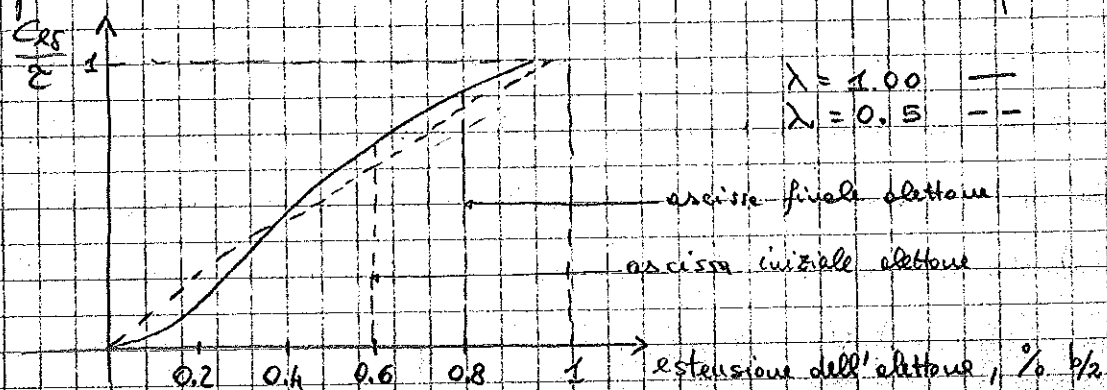
Valori di $\frac{p b}{2V} = 0.07 (\text{carico}) \div 0.03 (\text{velocità in km/h})$

$\frac{C_{L\delta}}{\epsilon}$ è un indice del momento motore

$C_{L\delta}$ = variazione del coefficiente di momento di rollio per grado di deflessione degli alettone δ_a

○ ϵ = fattore di efficacia dell'alettone, funzione del rapporto $\frac{C_{L\delta}}{C_{L\delta_0}}$ = corda alettone / corda ala dove il cambiamento dell'asse di portanza nullo.

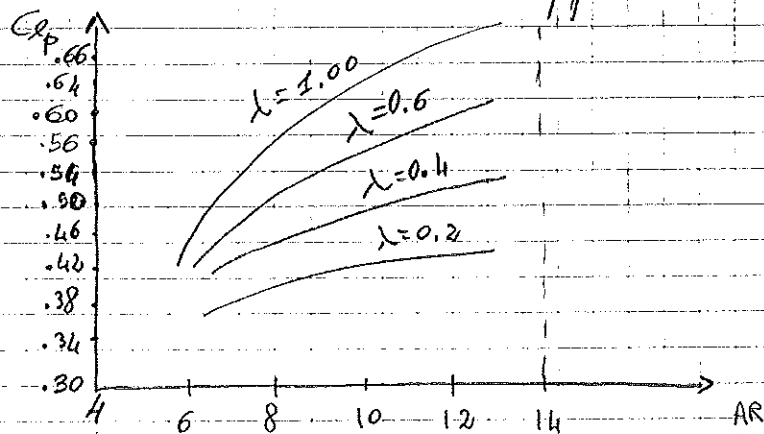
L'aumento di questo rapporto è tabellato per i diversi tipi di ali ed ha un andamento del tipo:



Il coefficiente $Mk.6$ è il fattore correttivo usato per utilizzare δ_a in gradi.

Il valore di $\frac{C_{ep}}{\tau}$ da utilizzare si ricava per differenza tra i valori relativi alle due stazioni tra le quali si estende l'alettone. Inoltre il parametro k si utilizza per ~~tenere~~ aggiustare i conti in quanto abbiamo supposto τ costante mentre esso è comunque funzione di δ_a ; se si suppone τ variabile con δ_a si può e unire il k ^{Tale parametro lo si introduce anche per tenere conto dell'elasticità dell'ale. Infatti quando si ruotano gli alettone essa si fonde perciò gli angoli effettivi saranno uguali a quelli attuali meno quelli di torsione e si riduce l'efficacia degli alettone.}

Il termine C_{ep} misura il momento di rollio suovizzante; il suo andamento in funzione dell'allungamento alare e del rapporto di restringimento λ è:



Dal diagramma si vede come l'ala rettangolare ($\lambda = 1.00$), a parità di allungamento, è quella che presenta la maggiore resistenza al rollio in quanto le zone dell'ala che subiscono la maggiore variazione di curvatura sono quelle estreme e per una ala rettangolare in tali zone la superficie è molto grande. Il comportamento suddetto è attenuato dal fatto che alle estremità le pendenze delle rette di portanza locali sono più piccole rispetto al caso di un'ala restringente. In sostanza ci sono 2 effetti contrastanti per lo suovizzamento

nel caso di ala rettangolare: quello delle superfici laterali dell'asse di rollio, che genera smorzamento, e quello delle pendenze locali ridotte alle estremità, che favorisce il rollio; l'effetto prevalente è comunque quello delle superfici.

Si nota, ancora, dal diagramma che al crescere di AR diventa maggiore l'opposizione al rollio. Questo è dovuto al fatto che, maggiore è l'allungamento, più forti sono le pendenze locali delle rette di portanza e quindi più forte è l'opposizione al rollio.

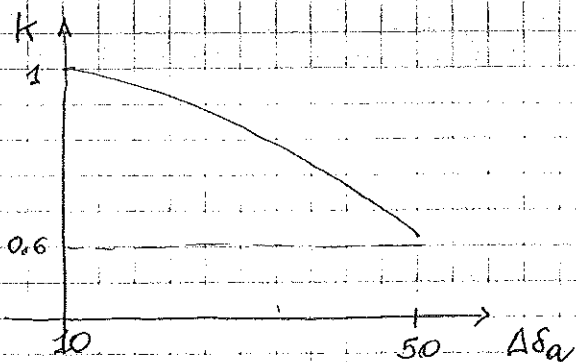
○ Circa poi la restrizione, per un fissato AR , l'indice di efficienza è più alto se l'ala è leggermente restringuta; troppo restringuta non va bene perché gli allettini agirebbero in zone in cui la corda è estremamente ridotta e quindi c'è poca superficie.

N.B. La deflessione degli allettini crea un momento torcente sull'ala che ne varia ^(riduce) l'incidenza locale. Tale momento cresce con il quadrato della velocità ed esiste una

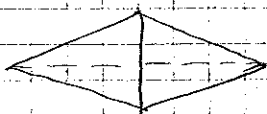
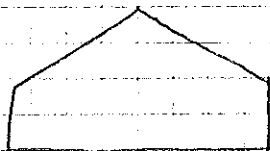
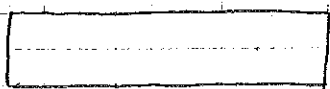
precisa velocità in cui la torsione prodotta dal momento torcente è tale da annullare il momento di rollio generato dagli allettini. Il progettista deve garantirsi che ~~l'ala~~ l'ala sia sufficientemente rigida in modo ~~che~~ che tale velocità, detta di inversione degli allettini, sia molto maggiore della massima velocità dell'aereo.

Il Perkins riporta l'aumento del fattore K di cui

○ va tenuto conto ^(per effetto della variazione di α) quando la deflessione degli allettini è molto forte mentre fino a $\alpha = 10^\circ$ lo si può assumere circa pari a 1.

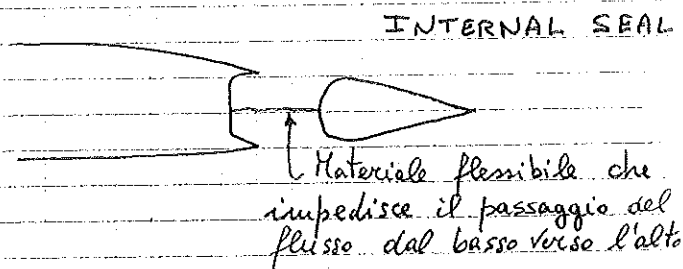
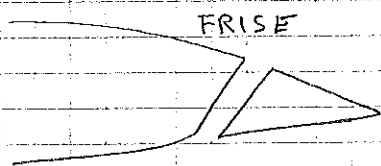
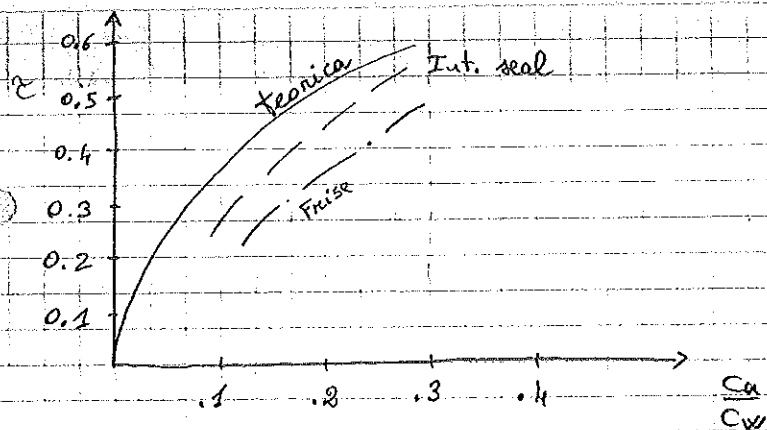


C'è da varie motivazioni per cui un ala rastremata è migliore, rispetto al rollio, di un ala rettangolare. Se anche ammettessimo la minore inerzia alla rotazione offerta da un'ala rastremata. Infatti essa ha un minore momento di inerzia rispetto a quella rettangolare perché pesa di più alla radice che alle estremità. Ne consegue che un velivolo acrobatico sarà necessariamente rastremato, ma non troppo come visto prima, per cui delle tre configurazioni:



quella intermedia è la migliore per un elevato rollio.

Sempre sul Perkins è poi riportato un diagramma che illustra l'aumento di τ in funzione del rapporto $\frac{C_a}{C_{wv}}$ parametrizzato in funzione anche del tipo di allettone.

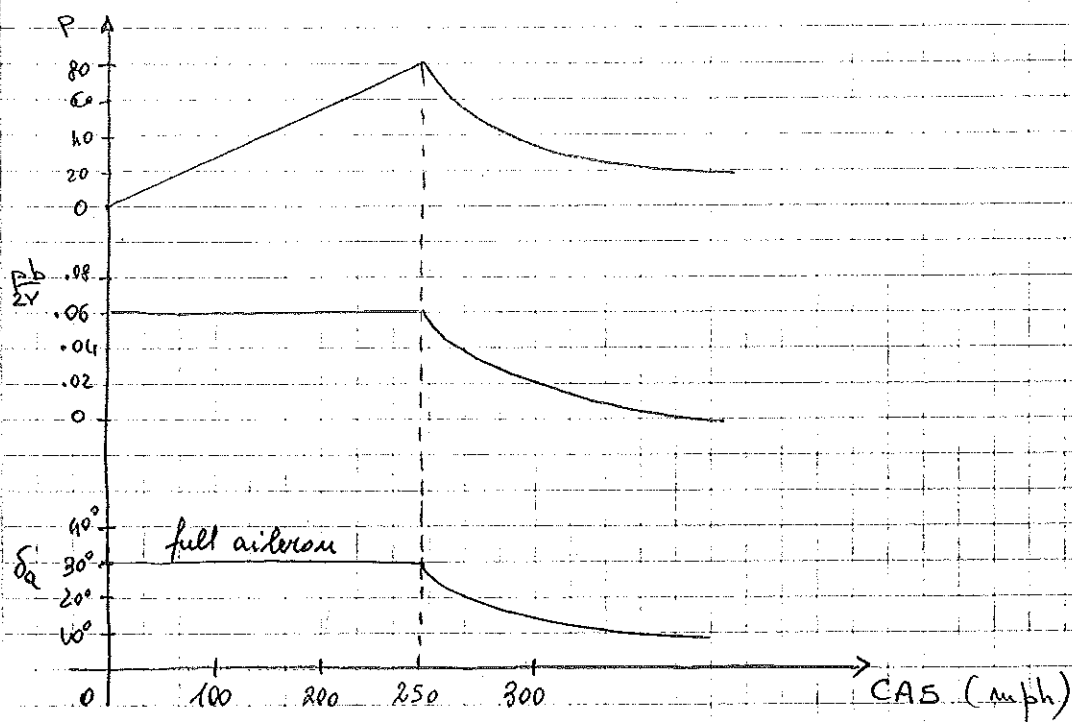


- L'alettone tipo FRISE è più scadente del punto di vista del z in quanto il flusso non canalizza bene nel condotto e può provocare separazione sulla parte superiore pur avendo il vantaggio di ridurre il momento di imbardata inverso. Al contrario l'alettone tipo Internal seal (guarnizione interna) presenta una efficacia maggiore ($\Rightarrow z$ maggiore) proprio grazie alla mancanza di passaggio del flusso che aumenta
- l'effetto derivante dalla sua deflessione ma presenta anche un momento di imbardata inversa più alto.

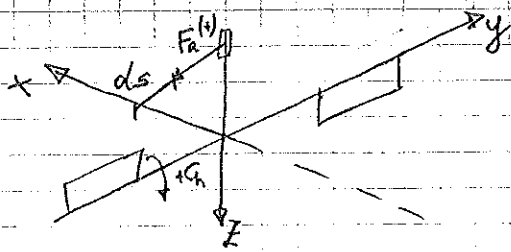
SFORZI DI BARRA

- In generale i momenti di cerniera variano come il quadrato delle velocità e quindi lo sforzo del pilota seguirà la stessa legge (più o meno). È quindi ovvio che ci sarà una velocità oltre la quale lo sforzo del pilota non è più ~~in grado~~ sufficiente a deflettere totalmente gli alettucci la cui angolazione, per un fissato sforzo, barra e oltre questa velocità, decresce rapidamente.

Nel diagramma successivo si riprende l'andamento tipico di P , $\frac{Pb}{2V}$ e δ_a in funzione della velocità e per uno sforzo massimo del pilota di 30 lbs sul comando.



Si osserva come fino a 250 mph (è un esempio qualitativo) il pilota è in grado di mantenere gli alettoni totalmente deflessi mentre la P aumenta linearmente con V (anche se in realtà con l'aumentare del H alcuni coefficienti delle formule di $\frac{Pb}{2V}$ non rimangono costanti) e $\frac{Pb}{2V}$ si mantiene costante. Oltre tale velocità la deflessione degli alettoni che il pilota può ottenere con uno sforzo di 30 lbs diminuisce così come la velocità di rollio e l'indice di efficacia (tra l'altro l'indice di efficacia diminuisce anche per gli elevati momenti torcenti che sorgono sull'ala dovuti alla deflessione dell'alettone). Vediamo ora di fare alcuni conti per arrivare all'espressione dello sforzo di barra F_a .



Sia F_a la forza applicata, positiva nel verso indicato, ds lo spostamento elementare. In corrispondenza di tal sforzo di barra si ha una deflessione verso il basso dell'elemento destro e una verso l'alto dell'elemento sinistro. Detto ds lo spostamento elementare della barra lo sforzo lo si ricava da un'equazione di equilibrio:

$$F_a ds = -HM_d d\delta_d + HM_u d\delta_u$$

(HM = Hinge Moment) da cui:

$$F_a = -HM_d \frac{d\delta_d}{ds} + HM_u \frac{d\delta_u}{ds}$$

con: $\frac{d\delta_u}{ds}$ rapporto cinematico. Esprime di quanto sale l'elemento che sale (up) in corrispondenza di uno spostamento infinitesimo della barra.

Esso dipende dal cinematico di comando. Lo stesso dicasi per $\frac{d\delta_d}{ds}$.

In generale i 2 rapporti cinematici sono differenti in quanto l'elemento che sale ruota più di quello che scende, tuttavia la differenza tra $\frac{d\delta_u}{ds}$ e $\frac{d\delta_d}{ds}$ è piccola perciò li assumeremo uguali tra loro. Esplicitando poi i 2 momenti di cerniera:

$$HM_u = C_{Hu} q S_a C_a$$

$$HM_d = C_{Hd} q S_a C_a$$

con C_H = coefficiente di momento di cerniera dell'elemento si ottiene:

$$F_a = -q S_a c_a G (C_{hd} - C_{hu})$$

in cui $G = \frac{d\delta u}{ds} = \frac{d\alpha}{ds}$ = rapporto cinematico.

Considerando i coefficienti di momento di cerniera funzioni lineari dell'angolo di attacco α e δ , per ciascuno di essi:

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

ed il termine C_{h0} è legato alle asimmetrie dell'ala.

Per definitiva:

$$(2) F_a = -q S_a c_a G C_{h\delta} \delta \left[1 - 2m \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \right]$$

Dalla (2) si vede che lo sforzo dipende dalla pressione dinamica, dai parametri geometrici dell'ala (S_a e c_a), dal rapporto cinematico G , dall'entità della deflessione δ e soprattutto dal coefficiente di momento di cerniera ($C_{h\delta}$) visto che lo sforzo sulla barra genera una ~~rotazione~~ momento.

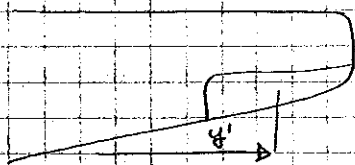
Il termine $1 - 2m \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}$ è un termine correttivo che viene definito ~~fattore di risposta~~ dell'ala; m è un fattore positivo, $C_{h\alpha}$ e $C_{h\delta}$ solitamente hanno lo stesso segno (al limite $C_{h\alpha} = 0$) per cui il termine in parentesi della (2) attenua lo sforzo.

Se F_a fosse uguale solo al termine fuori parentesi, si rappresenterebbe solo lo sforzo iniziale che il pilota applica per far muovere il velivolo o solo per iniziare a rollare. Quando poi nasce la p , il damping (momento resistente dovuto alle variazioni di incidenza locali) agisce nel senso di far flottare verso il basso.

l'alettore posto sull'ala che si alza e quindi nel senso imposto dalle stesse manovre degli alettori deflessi usando una riduzione dello sforzo dovuta al C_{hx} , che agisce in opposizione al moto dell'ala che si solleva. Viceversa, sull'ala che si abbassa, e che ha l'alettore deflesso verso l'alto, la variazione di angolo di attacco è tale da spingere l'alettore verso l'alto quindi anche qui nel senso voluto dal pilota. In sintesi il pilota, grazie al C_{hx} , eccede una riduzione di sforzo. Se $C_{hx} = 0$ non c'è alcuna attenuazione dello sforzo mentre se l'alettore è superbilanciato ($C_{hx} > 0$) si ha che $\frac{C_{hx}}{C_{hs}} < 0$ ed il 2° termine della parentesi si somma generando così un incremento dello sforzo.

Riguardo al termine m va detto che esso è pari:

$$m = 57.3 \frac{y'}{b/2} \frac{p_b}{2v}$$



y' è la distanza del piano di simmetria della sezione presa a metà dell'apertura dell'alettore ed è quella rispetto alla quale andiamo a valutare lo smorzamento e l'angolo di incidenza (in realtà l'angolo di incidenza varia lungo l'apertura dell'alettore e per maggiore precisione bisognerebbe considerare i valori mediati lungo tutta l'apertura tenendo conto delle pendenze locali delle rette di portanza).

Il termine $\frac{T_{2V}^b}{\delta_a}$ non è altro che il rapporto tra momento motore e momento resistente ($\frac{C_{e5}}{C_{ep}}$) espressi entrambi in termini di gradiente.

In sostanza m include nelle sue espressioni sui parametri di carattere geometrico per cui a seconda di come è configurato il velivolo si ha un certo valore di m . Il fattore m è molto importante perché se il C_{na} è forte (rispetto a C_{ns}) potremmo avere al limite una situazione per la quale il termine in parentesi delle (2) è nullo, per cui $F_a = 0$.

Questo significa che quando si applica uno sforzo per rollare il velivolo risponde immediatamente e non dà reazione allo sforzo, e se questa è indesiderata. Allo stesso modo è da ~~considerato~~ che $C_{na} = 0$ perché si ha una situazione in cui se applicato il massimo sforzo

per cui quando la pressione dinamica è forte (aerei veloci) si agirà su C_{na} e C_{ns} cercando di contenere lo sforzo e cioè evitando che si abbia $C_{na} = 0$. (Si ricordi che il C_{ns} è sempre tale da annullare lo sforzo mentre il C_{na} può o meno amplificarlo a seconda del suo segno, concorre o discorde con C_{ns}).

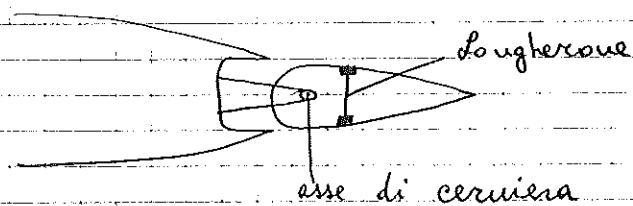
Indicando ora con K il fattore di risposta degli alettoni, la (2) diventa:

$$F_a = -g S_a C_a G K C_{ns} \delta_a$$

ed è proprio agendo sul K che si possono attenuare gli sforzi.

In generale si ha la possibilità di aggiustare gli sforzi agendo sulle posizioni dell'asse di cerniera
○ sulle configurazioni dello slot (chiuso o non chiuso, frise o internal-seal)

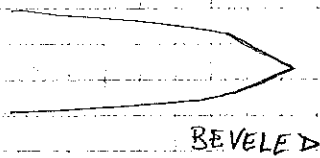
Nella determinazione dei coefficienti $C_{H\alpha}$ e $C_{H\delta}$ (ottenibili con l'ausilio di vari reports) saremo comunque esposti a insuccesso perché, oltre alla complessità del calcolo bisogna anche considerare che si utilizzano coefficienti costanti che, a forti $\delta\alpha$, possono non essere più tali. Ne consegue che il calcolo
○ sarà ~~completamente~~ affetto da errori che andranno corretti, grazie alle prove di volo, agjustando la posizione dell'asse di cerniera.



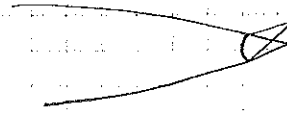
Ettavia questa soluzione non è di facile realizzazione perché se è necessario spostare indietro l'asse di cerniera bisogna tenere conto della posizione del longherone che dovrebbe essere sempre posizionato nel punto di maggiore altezza per risparmiare in peso. In fase di progetto dell'elettone bisogna dunque prevedere l'es
tualità di uno spostamento dell'asse di cerniera e pre
porre fra i 2 un certo margine, tenendo il più
possibile arretrato il longherone.

○ Con l'arretramento dell'asse di cerniera si ottiene una riduzione di $C_{H\alpha}$ ma anche di $C_{H\delta}$ che può portare, globalmente, ad un effetto di riduzione del

dello sforzo. Se l'arretramento dell'asse di cerniera non è sufficiente a ottenere una consistente riduzione degli sforzi si possono adottare (o aggiungere) altre soluzioni quali il bordo di uscita REVELED o il TAB asservito.



REVELED



TAB asservito

Perkins fa un'analisi in cui elabora la velocità di rollio p , ottenendo alla fine:

$$(4) \frac{dp}{d\bar{F}_a} = k_4 \frac{1}{\rho V b^4}$$

Essendo k_4 costante per velivoli simili si vede come al ridursi della dimensione la velocità di rollio ottenibile per ogni unità di sforzo aumenti notevolmente. Per cui grossi aeroplani hanno bisogno di grossi sforzi per avere piccoli incrementi di velocità p .

$$\text{in cui: } k_4 = - \frac{\frac{p_b}{2V}}{\delta a} \frac{4 AR^2}{k_3 G k G_{HS}}$$

$$\left(\frac{\frac{p_b}{2V}}{\delta a} \approx \frac{C_{\delta}}{C_p} \right) \quad k_3 = k_1 \cdot k_2$$

$$k_1 = \frac{S_a}{S_w} \frac{S_a}{bc} \Rightarrow \text{Perkins adimensionalizza la } S \text{ dell'elettore con la } S \text{ alare (c è una corda media)}$$

$$k_2 = \frac{C_a}{c} \quad c = \text{corda media alare nelle zone dell'elettore.}$$

Se poi ci mettiamo nell'hp di sforzo costante ($\bar{F}_a = \text{costante}$) la velocità di rollio può essere posta nella forma:

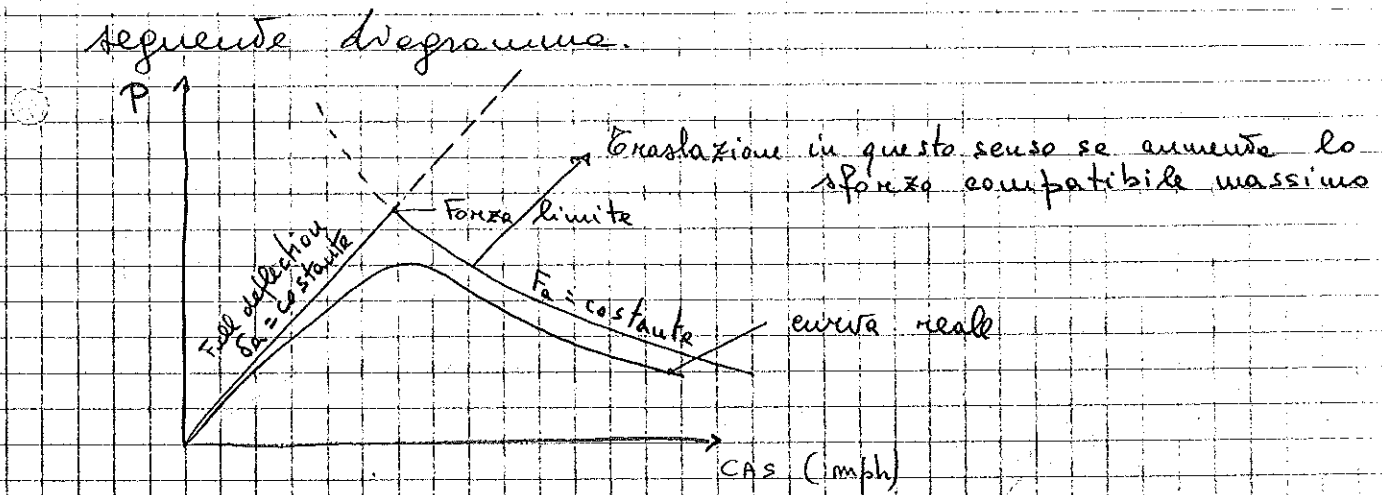
$$(5) \quad p = \frac{k_5}{\rho V}$$

(dove in k_5 è compreso anche lo sforzo) cioè p è inversamente proporzionale a V , cioè decresce con l'aumentare di V .

In precedenza abbiamo osservato che la velocità

di rollio ~~decresce~~ cresce con la velocità in modo pressoché lineare, con un indice di efficacia, e quindi

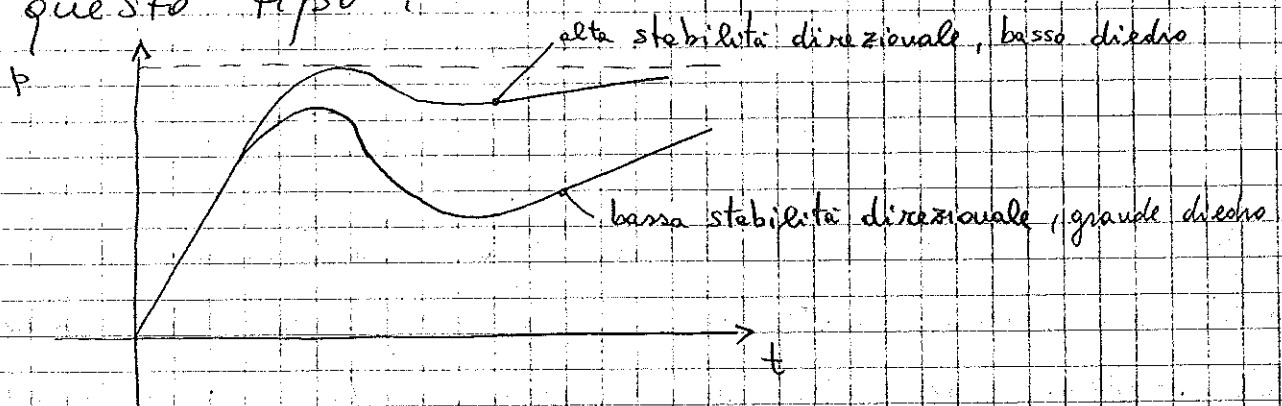
- una deflessione δ_a , costanti con V . Ora si osserva, invece, che, a parità di sforzo, la velocità di rollio decresce con la velocità perché al crescere della velocità bisogna ridurre δ_a . Se infatti si mantiene uno sforzo costante, all'aumentare della velocità la barra torna indietro in quanto, con la velocità aumenta il ~~coefficiente~~ momento di inerzia e, poiché lo sforzo è costante, si ha necessariamente ^{le} riduzione di δ_a . Se si riduce δ_a , si riduce p e quindi l'indice di efficacia. Poiché la riduzione di δ_a avviene in modo inversamente proporzionale al quadrato della velocità, mentre l'aumento di p è proporzionale alla velocità nel bilancio dei due effetti p si riduce, al crescere di V , secondo una legge data dalla (5). Questo detto si riassume nel seguente diagramma.



Il primo tratto è relativo alla fase in cui è possibile mantenere costante la deflessione δ_a (ad es. full aileron deflection) e l'aumento è praticamente lineare. Durante questa fase, tuttavia, lo sforzo

v_a aumentando con legge quadratica; si giungerà quindi ad una situazione di sforzo massimo. Giu in tale condizione è necessario ridurre δ_a per cui p decresce con una legge di tipo iperbolico (il 2° tratto è relativo a $F_a = \text{costante}$). Se avessimo operato fin dall'inizio ad F_a costante δ_a avrebbe potuto diminuire con legge iperbolica quadratica ($\frac{1}{v_a^2}$). Nelle pratiche poiché sono presenti effetti di non linearità, effetti di aerelasticità, effetti del u° d Mech la curva reale è al di sotto di quella teorica.

Relativamente alle velocità di rollio v_a puntualizzato anche un altro effetto che pure v_a o confluisce nel diagramma delle p , ossia l'effetto del rapporto stabilità direzionale / effetto diedro ($\frac{C_{m\dot{\alpha}}}{C_{\dot{\alpha}p}}$). Sappiamo che se c'è un forte effetto diedro, po che c'è un momento di imbardata inverso che genera durante la rollata un angolo di side-slip, esso si oppone alla rollata prodotta dagli alettini abbattendo la crescita della velocità di rollio p . Ne consegue che si ha un andamento di p di questo tipo:



Sono presenti due storie temporali della p in due casi

1) alta stabilità direzionale e quindi piccolo effetto diedro

2) basse stabilità direzionale ed elevato diedro

In entrambi i casi, quando l'effetto diedro non è ancora intervenuto, p cresce linearmente, raggiungendo un valore massimo dopo di che, nel caso (1), l'effetto diedro interviene ma essendo $\left(\frac{C_{nt}}{C_{ep}}\right)$ grande esso genera piccola opposizione al rollio perciò si raggiunge una p stabilizzata senza gravi perdite.

Al contrario nel caso (2) in cui $\frac{C_{nt}}{C_{ep}}$ è piccolo si ha che inizialmente p tende a raggiungere un massimo ma poiché si sviluppa l'effetto diedro, nasce una brusca riduzione di p (anche del 30÷40%).

Ne consegue che nel calcolo dell'indice di efficacia

$\frac{p_b}{2V}$ non si può dimenticare la stabilità direzionale la quale sarà un'ulteriore causa di differenza

tra la curva $p(V)$ teorica e quella reale

Handwritten text on lined paper, mostly illegible due to extreme fading and poor scan quality. The text appears to be organized into several paragraphs, with some lines being more distinct than others. Faint words like "The" and "and" are visible in some lines.

Table with approximately 15 columns and 25 rows. The content is illegible due to extreme fading and poor scan quality. The table structure is visible with vertical and horizontal grid lines.