

incognite

molto
posizione
ASSE DI CERNIERA
 $\frac{C_{BALANCE}}{C_N}$

- (1) Apertura b_0 (rispetto, di solito, alla reference line)
- (2) CORDA RADICE
- (3) CORDA ESTREMITA' $>$ CORDA MEDIA $\rightarrow \frac{C_{RUDDER}}{C_N}$
- (4) Angolo di Freccia Δ
- (5) Profilo
- (6) eventualmente i_r
- (7) Deflessione max rudder (uguale a dx e a s_x) (non più di $25 \div 30$ gradi)
- (8) $G_R = \frac{\Delta \text{Escursione Pedaliera}}{\text{Deflessione Timone}}$
- (9) Posizione x_t, z_t
- (10) PRESENZA o MENO DEL TAB
- (11) ~~Presenza o meno del~~ Coda Tab
Coda Rudder
- (12) FUNZIONE TAB: (di solito TRIM TAB)

TRIM TAB

$\downarrow$

ESCURSIONE MAX

$\delta_{t_{vmax}}$

ANTI TAB

$\downarrow$

RAPPORTO CINEMATICO

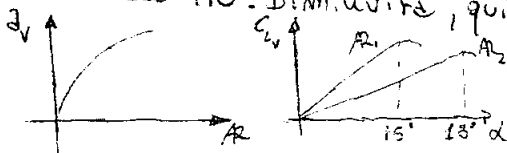
G_{t_v}
- (14) PRESENZA o MENO DELLA PINNA

Si inserisce un angolo di colettamento i_r per tener conto della presenza di un flusso deviato in coda. Questa deviazione del flusso è data dalla presenza dell'elica: "SLIPSTREAM" (praticamente la componente tangenziale del flusso indotto dall'elica). Questo flusso tende a dare una certa portanza sul piano verticale anche quando si è in volo simmetrico. Questo disturbo può essere attenuato colettando il P.V.C. Un colettamento legato ai valori del coefficiente di trazione e della velocità indotta, in crociera. Eventualmente si potrebbe aggiungere, al bordo di uscita del timone, un'elica di regolazione.



La penna si introduce, al di là di fatti etici o di convenienza per il passaggio dei cavi, per 2 motivi. Il primo è quello di incrementare ^{la stabilità} o meglio ridurre l'instabilità della fusoliera ad alti angoli di derapata (C_{m_y} è funzione di $\left(\frac{S_{ydc}}{S_{wing}}\right), \left(\frac{L_f}{b}\right), \left(\frac{h_2}{h_1}\right)^{2/3}, \left(\frac{w_2}{w_1}\right)^{1/3}$)

Il secondo motivo è che così si aumenta la superficie del piano verticale e di conseguenza diminuisce A_R . Diminuirà, quindi, la pendenza della retta di portanza del P.V.C. ed esso stollerà ad angoli maggiori. Si perderà in STABILITÀ DIREZIONALE ma si avrà un Rubber Lock ad angoli maggiori (FATTORE PIÙ IMPORTANTE)



CONDIZIONI DI PROGETTO P.V.C.

Il piano verticale deve assicurare STABILITA' e CONTROLLO in condizioni di Equilibrio e Non Equilibrio.

In Equilibrio le configurazioni da considerare sono:

- CROCIERA
- DECOLLO
- ATTERRAGGIO

A queste bisogna aggiungere:

- RAGGIUNGIMENTO STALLO
- PRESTAZIONI DI ROLLIO
- SFORZI DI PEDALE

La più importante però risulta: (per velivoli monomotori)

- COMPORTAMENTO IN VITE

Per tutte le fasi bisogna valutare il max angolo di sideslip sopportabile dal velivolo. Bisogna dare x° di deflessione del timone per equilibrare x° di sideslip. In genere si fanno prove fino a 20° di SIDESLIP.

• CROCIERA

La fase di crociera è utile per valutare il comportamento del P.V.C. in merito allo SLIPSTREAM (descritto nella pag. precedente). E' altresì utile per valutare le deflessioni del tab. nel caso di piccoli β . Le condizioni peggiori sono ovviamente con BARICENTRO ARRETRATO
AVANZATO

• DECOLLO

Importante in questo caso è la valutazione della V_{MC} ovvero la velocità minima alla quale è possibile generare un portanza, sul P.V.C., atta a controllare l'imbardata creata da un motore in avaria. Se un propulsore è in avaria avremo una resistenza maggiore (C_{D0}) quindi una distanza di decollo maggiore. L'imbardata ~~che~~ si ottiene in vista dell'avaria di un motore è maggiore se il motore ^{avaria} è posizionato lontano dall'asse baricentrico e se la spinta installata è grande (cioè maggiore la T maggiore è l'imbardata).

La V_{MC} è dettata dai regolamenti: ~~non si deve superare~~ ~~non si deve superare~~

Da considerare che mai esiste una sola V_{MC} a causa delle asimmetrie del velivolo (cioè è diversa se picchi il motore ax o dx). Esistono anche 2 tipi di V_{MC} cioè la V_{MC_0} (al suolo) e la V_{MC_A} (in volo) la $V_{MC_0} < V_1$ (velocità di decisione) e poi la $V_R > 1.05 V_{MC_0}$ mentre la $V_{MC_A} \leq 1.2 V_S$.

• ATTERRAGGIO

È utile valutare il comportamento del P.V.C. in atterraggio, con forte vento laterale e soprattutto con baricentro più arretrato. Da considerare che se ci fosse anche un motore in avaria (oltre al forte vento laterale) le cose diventano più critiche. Ovvero avrebbe bisogno di una maggiore deflessione del rudder. Maggiore sarà la deflessione più saranno ~~profitti~~ le separazioni e quindi minore sarà C (è ~~meno~~ .6 fino a 15° mentre da 15° a 25° scende intorno ad .5 e poi da 25° in poi il valore decresce rapidamente)

• STALLO

Bisogna valutare se con pochi gradi di timone riusciamo a livellare le ali. Infatti quando il baricentro è arretrato la prova di stallo risulta essere critica per la stabilità latero-direzionale. Infatti potremmo non raggiungere lo stallo a causa della perdita di livellamento delle ali (cio' avviene per vari fattori: asimmetrie costruttive, eliche non controrotanti, pulizia, ...). Allora potremmo controllare il velivolo col timone. Se la stabilità latero-direzionale è bassa e se la perdita di livellamento avviene in maniera brusca dovremmo deflettere molto il timone dando così una brusca imbardata (oltre che un piccolo rollio) che innesci l'effetto diedro cioè l'ala sottovento porta di più dell'altra ala generando così un altro moto di rollio e così via...

In questi casi il criterio guida è avere $C_{dy} = \frac{1}{2} C_{m\dot{\gamma}}$ cioè forte stabilità direzionale e piccolo effetto diedro

• ROLLIO (ADVERSE YAW)

Non è una condizione critica ma viene utilizzata per valutare le prestazioni di rollio cioè per valutare come ridurre il più possibile l'adverse yaw in e quindi effettuare una virata corretta. Comunque il coefficiente di imbardata (diverso) dovuto al rollio è $C_m = -\frac{C_L}{8} \frac{b}{2V}$

• VITE

Questa condizione è importante soprattutto per i mulinatori (con i plurimotori si fornisce una spinta differente nei motori). Il velivolo deve poter uscire dalla vite. Tutto ciò è relazionato alla posizione dell'imperniaggio orizzontale. È importante che il timone non venga messo in ombra dal piano orizzontale. Si fa così:

Diseguiamo 2 rette poste a 60° rispetto la corda del POC (una al bordo d'attacco ed una al bordo d'uscita) e valutiamo quanto timone resta libero.



la migliore configurazione è quella a "T". È vantaggiosa per la vite, per l'AR (più presto perché c'è uno schermo da parte del P.C.C. che aumenta il gradiente della retta di portanza del P.V.C. e ciò significherebbe ridurre l'AR anche del 50%) e per il peso (anche se ciò non è fondamentale perché comunque dobbiamo appesantire la struttura per la presenza di un P.C.C. montato sulla P.V.C.)

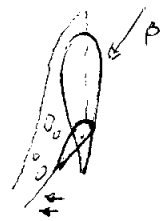
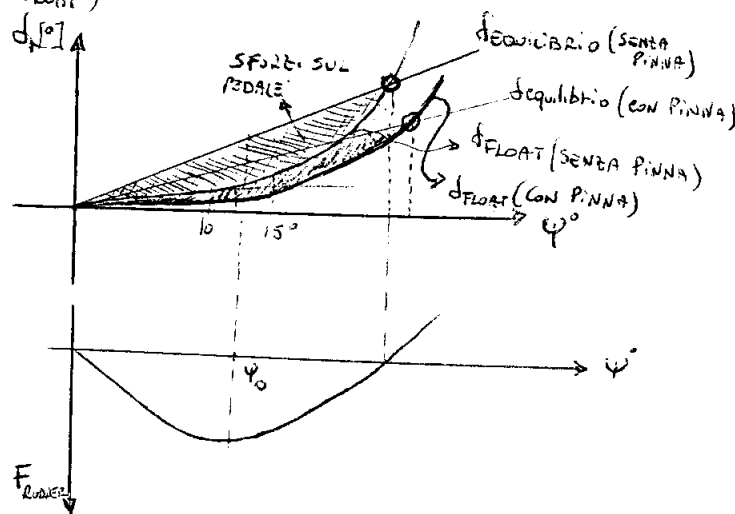
• Sforzi ^{SUL} PEDALE

La trattazione degli sforzi è analoga al caso relativo alla stabilità longitudinale.

Lo sforzo sarà legato all'indice di stabilità e quindi libero:

Anche qui è utile valutare il gradiente dello sforzo $\frac{dF}{d\psi} = \frac{dF}{d\psi} \left(\frac{C_{HST}}{C_{MDT}}, (C_{M\psi})_{CL}, S_R, C_{RUDDER} \right)$

Sappiamo che quando si ha un angolo $\psi(0p)$ il timone tende a portarsi nella direzione della corrente deflettendosi di un dato δ_{FLOAT} . Se $\delta_{FLOAT} < \delta_{equilibrio}$ allora il pilota deve apporre premendo sul pedale. L'aumento del δ_{FLOAT} non è l'indice di causa dei fenomeni di separazione che si hanno già da 10-15 gradi in poi. Infatti si iniziano a creare delle zone a bassa pressione che riducono il timone (diminuendo δ_{FLOAT}).



Gli sforzi di dare al ~~pedale~~ pedale sono via via maggiori fino a ψ_0 . Da ψ_0 in poi, un ulteriore aumento di deriva corrisponde uno sforzo ^{via via} minore fino a giungere a zero. Applicando sempre lo stesso sforzo arriveremo al fondo corso senza accorgerci di nulla. Una volta che l'angolo di flottaggio supera il $\delta_{equilibrio}$ dovremmo applicare uno sforzo sul pedale inverso al precedente. Lo sforzo richiesto sarà, però, elevato. È come se il timone fosse bloccato. Da qui la dizione RUDDER LOCK. In generale dovremmo fare in modo che ψ_0 sia l'angolo max possibile da ottenere durante il volo. Non sempre ciò è possibile ($\psi_0 \approx 15^\circ$), è facile cadere nella zona di inversione. Si aggira o inserendo un tab nella funzione di dutti-tib (per ridurre δ_{FLOAT}) o inserendo la pinna (DORSAL FIN).