

incognite

(1) Tipo

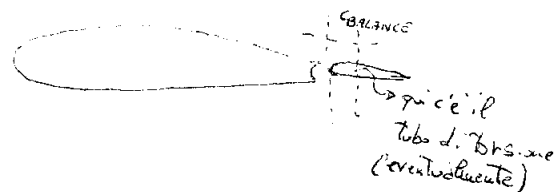
(2) Profil:

(3) b_t

(4) c_t

(5) λ

(6) Δ



DEFINITA FORMA IN PIANTA

(7) Γ

(8) $\frac{C_e}{C_m}$, $\frac{C_t}{C_e}$; $\frac{C_{tab}}{C_m}$ [a seconda se scelgo STABILIZZATORE o STABILIZZATORE-EQUILIBRANTE]

(9) $\frac{C_{balance}}{C_{medio}}$ [in cui va compreso il metodo per spostare la massa di bilanciamento]

(10) δ_{eup} - δ_{edown}

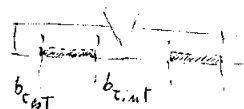
(11) δ_{tabup} - $\delta_{tabdown}$

(12) 1 o 2 tab e di che tipo [LATERINO, OVERHANG ...]

(13) $b_{tab} < b_{tab\text{ intelluo}}$
 $b_{tab} < b_{tab\text{ stichuo}}$

(14) $G = \frac{\Delta s}{\Delta p_{medio}} \rightarrow \text{DEFLESSIONE}$

$$G_t = \frac{\Delta \delta_t}{\Delta p_{medio}}$$



(15) posizione piano di coda $\{x_t, z_t\}$

(16) i_{t0}

MA SOPRATTUTTO BISOGNA CONOSCERE:

(17) MATERIALE COSTRUZIONE

(18) COSTI

(19) INFLUENZA SU DOC

In generale, potremmo ridurre queste incognite fissando soltanto il tipo di velivolo da progettare.

- Per velivoli con $V_{cruise} > 250 \frac{km}{h}$ scegliamo il piano tradizionale [instabilità di corto periodo dello stabilizzatore]
- Il profilo, di solito, è simmetrico e meno che mai si voglia governare il velivolo a forti C_L [gl. STOL]
- La serie del profilo scelta è quella a 4 cifre perché hanno un bordo d'attacco con grande raggio di curvatura.
- Fino a $M = .4 \div .5$ non si utilizza angolo di freccia Δ
- La rastremazione è utile per aerei veloci. Rastremare il piano significa ridurre il peso e portare il carico verso l'estremità.
- Per quanto riguarda l'angolo di edro, esso viene posto uguale a 0 salvo poi verificare che il piano non finisca in acido (dell'ALA)
- Lo svergolamento viene posto uguale a 0 in primo dualisi.
- La scelta del rapporto cinematico G non è semplice ma generalmente [e in primo dualisi] lo si considera in questo modo: $G = \frac{\Delta s}{\Delta \delta_e} \Rightarrow$ uno spostamento max della barra è circa 20 cm 30 cm
una deflessione max dell'equilibratore $\delta_e = |\delta_{edown}| + |\delta_{eup}| = \sim 45^\circ \Rightarrow G = \frac{20}{45} = .444$
- La posizione x_t è fissata dal progetto della fusoliera. z_t si sceglie in funzione del $+15^\circ$ -3° P.V.C. (interferenza) opp. Aerodinamica, Peso

Condizioni di progetto: condizioni di volo critiche in cui si può pensare che i valori di una o più incognite siano massimi

Le condizioni di progetto sono quelle ad alti assetti.

Condizioni di Equilibrio

ATTERRAGGIO

DECOLLO

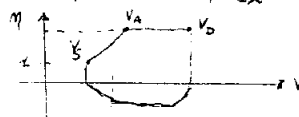
CROCIERA

STALLO

STORZI DI BARRA

Condizioni di non equilibrio

MANOVRA alla V_A con M_{max}



• ATTERRAGGIO:

Nella fase di atterraggio sono richiesti forti δ e sia per la fase di volo δ vera e propria sia perché manca il contributo del downwash → EFFETTO SUOLO → e cioè

Quindi in tale fase dobbiamo correre fuori e full-flap ~~quindi~~ ~~quindi~~ dobbiamo un incremento di C_{mf} ^{A PICCHIARE} tanto maggiore quanto maggiore è l'ipersostentatore: $[C_{mf} \equiv C_{mow}]$

CASO STABILIZZATORE-EQUILIBRATORE

$$\delta_{ee} = \frac{d_{ow} - i_{to}}{\delta} + \frac{C_{mow}}{-C_{mf}} + \frac{C_{mcl} C_{Le}}{-C_{mf}}$$

$$= \delta_{ee0} + \frac{d\delta_{ee}}{dC_{Le}} C_{Le} + \dots$$

CASO STABILIZZATORE

$$i_{te} = \frac{d_{ow} + C_{mow}}{-C_{mf}} + \frac{C_{mcl} C_{Le}}{-C_{mf}}$$

$$= i_{te0} + \frac{C_{mcl} C_{Le}}{-C_{mf}}$$

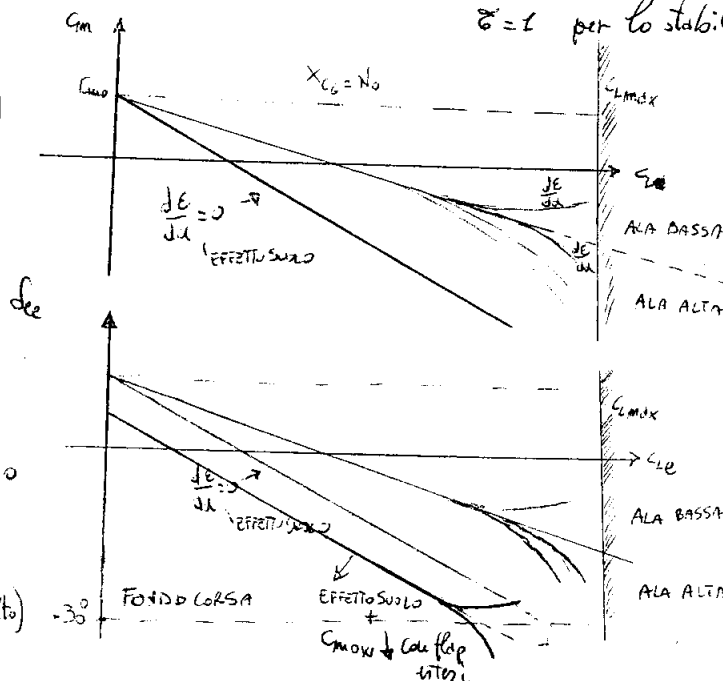
dove per entrambi i casi: $C_{mcl} = X_d - \frac{d_t}{d} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) V_t' = X_d - \frac{\bar{d}}{1+\bar{d}} \frac{\rho}{c}$, $\bar{d} = \frac{d_t}{d_w} \frac{S_w}{S_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)$

convergenza riferim.
al ϵ e non
 $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ per mancanza
di linearità

$$C_{Le} = \epsilon_w \frac{\rho}{\rho_t} + C_{mow} \frac{\epsilon}{\rho_t}; \quad C_{Lte} = \frac{C_{mow} + X_d C_{Le}}{V_t' M_t}$$

$$C_{mf} = -d_t V_t' K \delta, \quad \text{dove } K = .92$$

$\delta = 1$ per lo stabilizzatore



Vole anche per i_{te}



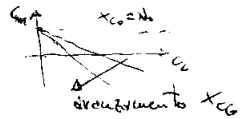
(deflessioni verso l'alto)

FONDO CORSA

EFFETTO SUOLO
+
Cmow con flap
ritorci

ALA ALTA → ANCORA PIÙ CRITICA
AD ALTI ϵ_L

Quindi con $\frac{d\epsilon}{d\alpha} = 0$ abbiamo bisogno di maggior δ_{ee} . La cosa è ancora più grave per velivoli ad ala alta a causa dei contributi di non linearità dovuti alla stabilità pendolare della d_w (che si riduce). Potremmo quindi non raggiungere il $C_{w,max}$ di cui l'ala è capace. La cosa è rilevante soprattutto per il piano di coda stabilizzatore - equilibratore a causa della riduzione del $\delta = \frac{\Delta \alpha_{OL}}{\Delta \delta_e}$ (efficacia della parte mobile) dovuto essenzialmente al regime di separazione che si instaura su di tutti i assetti (o deflessioni). Abbiamo cioè $d_w \downarrow$, $\frac{d\epsilon}{d\alpha} \downarrow$, $\delta \downarrow$, $C_{w,max} \downarrow$ (sempre più negativa). A ciò si aggiunge il fatto che se effettuiamo l'atterraggio con x_{CG} massimo avanzato la pendenza del $C_{m_{\alpha}}$ e quindi del δ_{ee} è ancora più marcata.



• DECOLLO :

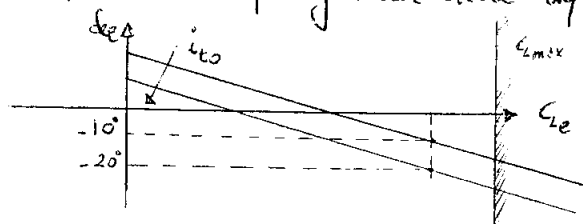
Il discorso del decollo è molto simile all'atterraggio. L'unica condizione in più da tener in conto è dettata dalle manovre. Si richiede, infatti, di poter ruotare il velivolo in decollo ad una $V_R = 0.85 \cdot V_S$, ovvero, il velivolo deve essere capace di garantire il sollevamento del muso di prova alla velocità di rotazione V_R .

Potrei soddisfare questa condizione con un grande i_{t0} . Infatti, l'angolo di cinesa longitudinale

$\eta_e = \alpha_{ow} - i_{t0}$ deve essere maggiore di 0 per la stabilità. Più piccolo è η_e meno stabile sarà il velivolo e quindi più controllabile. Avere un i_{t0} più grande porta ad avere un δ_{ee0} più piccolo:

$$\delta_{ee} = \delta_{ee0} + \frac{d\delta_{ee}}{dC_e} C_e = \frac{\alpha_{ow} - i_{t0}}{\delta} - \frac{C_{m_{ow}}}{C_{m_{\alpha}}} - \frac{C_{m_{\alpha}}}{C_{m_{\alpha}}} C_e$$

e quindi avremo per un dato C_e un valore più grande della deflessione δ_e



Avere un δ_{ee} più negativo significa avere un C_D maggiore e quindi una Efficienza minore in crociera. Quindi, non sempre si modifica i_{t0} se non per piccole variazioni di δ_e .

Comunque la V_R è importante perché è legata alla distanza di decollo.

Infatti, in configurazioni di decollo non sempre è raggiungibile una V_S perché potremmo avere un angolo di caduta θ_S ed una configurazione del canello tali da limitare i valori estremi dell'incidenza.

• CROCIERA:

La crociera viene, di solito, valutata come confronto con le altre 2 fasi di volo per verificare una Buono Efficiente Aerodinamica

~~STALLO~~

• STALLO:

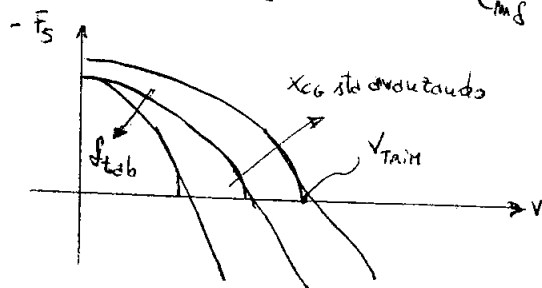
Bisogna valutare se il piano di coda possa portarci allo stallo. E' più che altro una condizione di verifica non necessariamente critica. Comunque bisogna valutare se con quel dato piano di coda e con quello dato corso della barra (cioè max deflessione δ_e) si possa raggiungere il $C_{L_{max}}$ ovviamente tale condizione deve essere valutata con x_{CG} massimo autorizzato dato che in tal caso ~~il momento di bilanciamento~~ ~~il momento di bilanciamento~~ la deflessione dell'equilibratore è la max possibile. La condizione di bilanciamento max autorizzato risulta invece essere problematica per la controllabilità latero-direzionale [la cosa è ancor più svenosa a conduci liberi]

• SFORZI DI BARRA (CONDIZIONI DI EQUILIBRIO)

GLI sforzi di barra devono, ovviamente, essere contenuti: in un dato range di valori. Interesse maggiormente conoscere il gradiente di sforzo di barra. Lo sforzo di barra è dipendente da: [F_S decresce quando:]

$$F_S = F_S \left(q \uparrow, \delta_e \uparrow, \frac{C_{hs}}{C_{ms}} \downarrow, x_{CG} \uparrow (\text{max autorizzato possibile}) \right)$$

↓ perché presente il $C_{m_{\dot{\alpha}}}$



Il gradiente dello sforzo di barra rispetto la velocità risulta più importante dello stesso sforzo di barra perché grazie a questo gradiente il pilota concepisce la stabilità del velivolo.

$$\frac{d\bar{F}_S}{dV} = 2K \frac{W}{S} \frac{C_{H\delta}}{C_{M\delta}} \frac{V}{V_{trim}^2} \left(\frac{dC_M}{dC_L} \right)_{C.L.}$$

$$\begin{aligned} K &< 0 \\ C_{M_{CL}} &< 0 \\ \frac{C_{H\delta}}{C_{M\delta}} &> 0 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{dove } \left(\frac{dC_M}{dC_L} \right)_{C.L.} &= X_d - \frac{d_t}{d} V_t' \left(1 - \frac{dE}{d\alpha} \right) \left(1 - \tilde{\sigma} \frac{C_{H\delta}}{C_{M\delta}} \right) \\ &= \left(\frac{dC_M}{dC_L} \right)_{C.B.} + \frac{d_t}{d} V_t' \left(1 - \frac{dE}{d\alpha} \right) \tilde{\sigma} \frac{C_{H\delta}}{C_{M\delta}} \end{aligned}$$

(quindi: N_0 è più avanzato rispetto N_0 cioè si perde in stabilità statica)

Dalla relazione $\frac{d\bar{F}_S}{dV}$ si nota come sia legato il concetto di "Stabilità-Manovrabilità" ovvero più il velivolo è stabile maggiore sarà lo sforzo che il pilota dovrà effettuare per spostarsi da una condizione di equilibrio ad una di non equilibrio (manovra).
Un altro aspetto da tenere in conto è la "Friction Drive" ovvero può accadere che per effetto dell'attrito del comando il pilota muova la barra ma il velivolo non si muove, risulta indifferente. L'attrito del comando deve essere basso (non più di 2 lb, meno di 1 kg per piccoli aerei) per non mascherare la stabilità del velivolo. Esistono prove di volo apposite.
Questi descritti sono gli sforzi di barra in condizioni di equilibrio. Dopo tratterò gli sforzi in manovra.

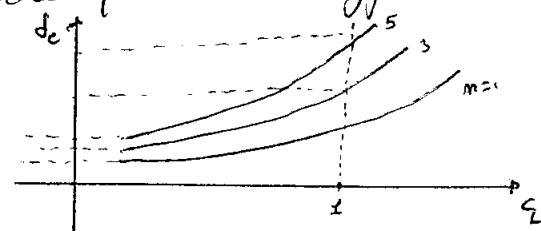
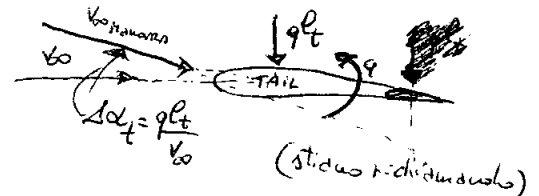
• MANOVRA

Quando un velivolo effettua una manovra c'è bisogno di un δ_e maggiore a causa della presenza del "DAMPING MOMENTS" che cresce in funzione della velocità angolare del velivolo. Questa velocità angolare q è funzione della velocità di avanzamento, della accelerazione longitudinale e del tipo di manovra.

In figura si nota che in caso di "Pull" si compungono due velocità sul piano di coda: V_0 e $q l_t$ dando luogo ad un $\Delta\alpha$. Quindi questa rotazione crea un incremento dell'angolo d'attacco sul piano di coda il quale comporta un momento intorcente e il baricentro che tende a ridurre la rotazione. Dobbiamo quindi fornire maggiore δ_e .
Il δ_e sarà quindi:

$$\delta_{ee} = \delta_{ee0} + \frac{d\delta_e}{dC_{Le}} C_{Le} + \delta_{eMAN}$$

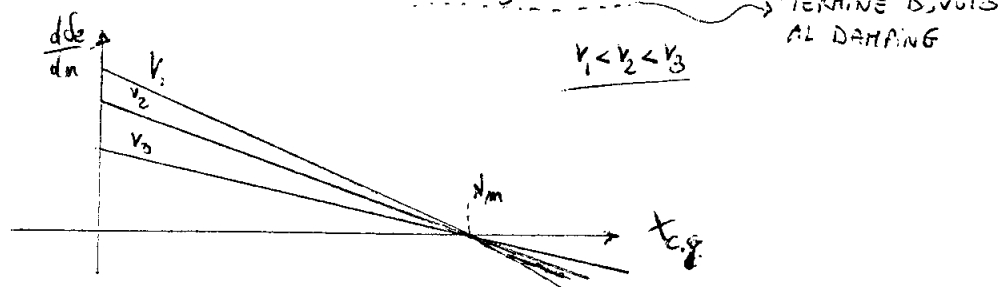
$$= \underbrace{\frac{q_{0W} - i_{to}}{\tilde{\sigma}} - \frac{C_{M0W}}{C_{M\delta}} - \frac{C_{M_{CL}}}{C_{M\delta e}} C_{Le}}_{\text{per } m=1} + \underbrace{\frac{6.33 q l_t}{\tilde{\sigma} V^2} (m-1)}_{\text{per } m \geq 1}$$



è utile valutare il gradiente $\frac{d\delta_e}{dm}$. Per una richiesta questo gradiente sarà tanto più grande quanto minore sarà la velocità di volo. Condizione da valutare sarà l'evoluzione a velocità basse cioè della V_A di M_{max} e con baricentro max avanzato. In questo caso il margine statico sarà più elevato proprio a causa del damping, infatti, il punto neutro in manovra sarà:

$$N_m = N_0 - \frac{63 g \text{ ft} \cdot C_{m\delta}}{2 \frac{W}{S} \tau} \quad (\text{più indietro})$$

Diagrammando $\frac{d\delta_e}{dm}$:



dalla relazione di N_m si nota che $(N_m - N_0)$ sarà più grande a quota zero e per velocità di basso $\frac{W}{S}$. Risulta a questo punto utile conoscere gli sforzi di barra in manovra ovvero lo sforzo richiesto per produrre un'accelerazione di $1g$ in una manovra (virata, richiesta, ...) cioè $\frac{dF}{dm}$.

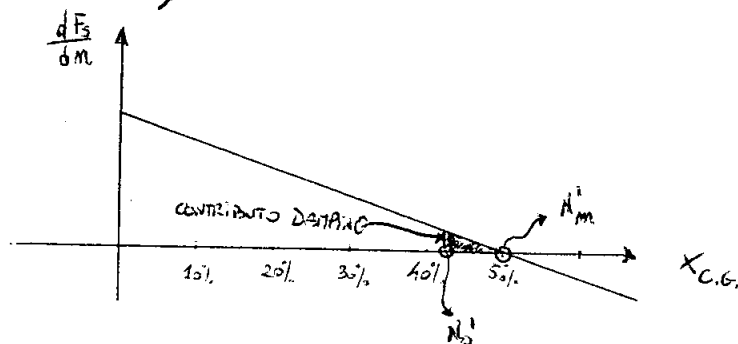
$\frac{dF}{dm}$ risulta direttamente proporzionale all'indice di stabilità a colonne libere:

inoltre maggiore è la potenza di controllo minore sarà lo sforzo. Importante risulta anche $C_{H\delta}$. Quanto lo si può notare ~~facilmente~~ considerando le variazioni del $\frac{dF}{dm}$ rispetto

lo spostamento del baricentro:

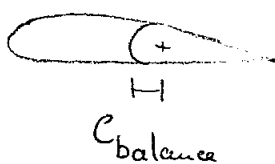
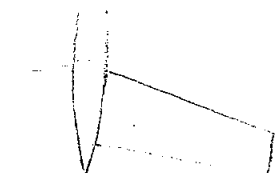
$$\frac{d(F_s/m)}{d(\text{cg shift})} = \left(\frac{W}{S} \right) G S_e C_{H\delta} \frac{I_{C_e}}{100 C_{m\delta}} \rightarrow$$

Da considerare però che il termine di smorzamento (Damping) decresce all'aumentare della quota. Quindi: lo sforzo di barra decresce con la quota (come se si perdesse, con la quota, la maggiore stabilità acquisita in manovra).



Per progettare un aereo dobbiamo rinunciare le incognite del problema e poi cercare relaz. e vincoli.

Ad esempio impennaggio orizzontale:



0) Tipo: stabilizzatore o stab + equil.

1) b_T

2) $C_{T_{tot}}$

3) L : portanza

4) Λ : diedro

5) Γ : freccia

6) Profilo

7) $\frac{C_e}{C_m}$ (Se equilibratore)

$\downarrow$
media.

8) $\frac{C_b}{C_m}$ (x il momen. di curvatura)

9-10) $\delta_{E_{up}} - \delta_{E_{down}}$

11) $\frac{C_{tab}}{C_e}$

12) 1 o 2 tab.

13) $b_{T_{int}}$
 $b_{T_{ext}}$

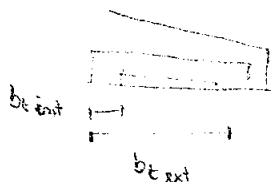
14) $G_{tab} \rightarrow$ rapporto cinematico: movimento del tab

15) $\delta_{tab_{up-down}}$ tipo all'equilibratore.

16) z_t : altezza del piano rispetto alla linea di ref.

17) x_t : dist. dal bordo d'attacco dell'ala.

18) i_{t0}



Poi bisogna scegliere il materiale con cui realizzare il velivolo: dipende dalla tecnologia di cui la ditta dispone: la balsa e l'alluminio ovviamente, poi poniamo anche degli inserti in materiale composito. Il materiale composito ha un grave difetto: la certificazione. Costa tanto, ma la produzione che la certificazione del composito, ma la maggiore spesa la recuperiamo abbassando il peso a vuoto del velivolo, quindi ha un aumento del carico utile.

L'impermeaggio deve darci: l'equilibrio

il non equilibrio (Manovra)

Stabilità

Vediamo quali sono le condizioni di progetto: condizioni di volo critiche (estreme), condizioni in cui poniamo pensare che i valori di u o $+u$ incognite siano max, condizioni più oneree.

La condiz. di volo è l'insieme di parametri che definisce il volo in un istante: peso, velocità, quota, spinta erogata, potenza erogata, posiz. dei piani mobili, ~~condizioni~~ posiz. del canello etc. Diciamo quindi una nomenclatura alle varie condiz. di volo: config. pulita, config. di decollo etc.

Dobbiamo scegliere poi se fare l'impermeaggio orizzontale, stabilizzatore o equilibratore. Per velocità con velocità ≤ 300 km/h scelgo sempre stabilizzatore, per velocità superiori, lo stabilizzatore potrebbe essere critico nel contrastare l'instabilità di certo periodo. Lo stabilizzatore ha una maggior potenza di controllo ma il peso è = all'equilibratore a causa della presenza del tubo di torsioni e una maggior p. massa di bilanciamento.

Aerei piccoli: G97 stabilizzatore 3 kg, di cui 1.5 di massa di bilanciamento. Ma lo stabilizzatore, avendo minore superficie, dà + velocità.

Anche il tipo di profilo lo posso scegliere a priori, spessore $\leq 12\%$.

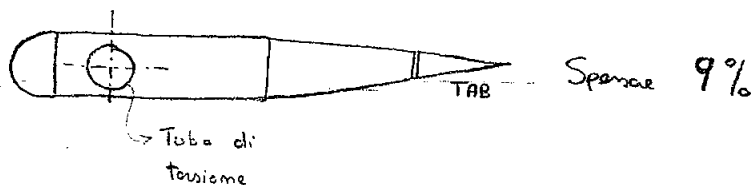
In generale i profili sono simmetrici, NACA 6 cifra o laminari.

i leve sono preferibili poiché hanno il bordo curvo, i laminari ok per il 63, mai il 65 poiché rischierei riparazioni pesanti.

↓
x accettare meglio
esclusioni dell'angolo d'attacco.

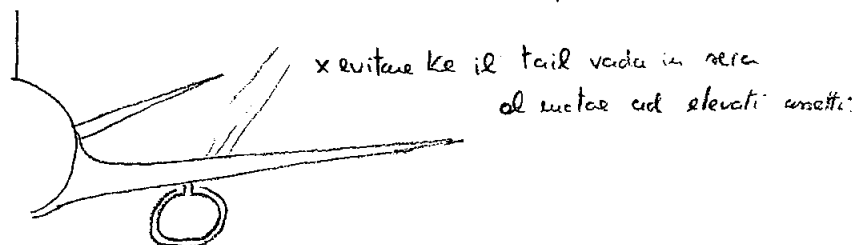
Sul 697:

(Profilo inventato)



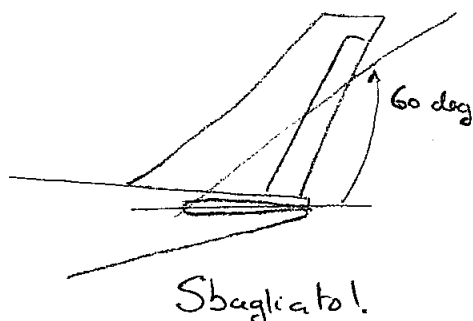
Poi, poiché stiamo facendo velivoli piccoli e lenti, a priori leviamo l'eccezione (inutile a basse velocità) e diciamo che dovrebbe essere una notevole difficoltà costruttiva. Il diecino lo diciamo solo se necessario x ragioni di interferenza con la scia dell'ala.

Nei grandi aerei



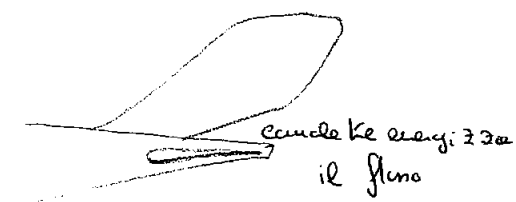
Il progetto dell'impermeaggio si "fonde" poi con quello della fusoliera, che deve fornire i bracci L_f e L_v atti a fornire al velivolo l'adeguata stabilità e controllabilità.

Inoltre è importante la vite: condiz. critica:

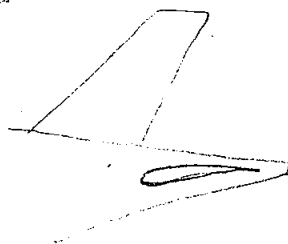
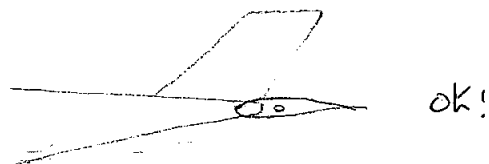


Si valuta la zona d'ombra a 60 deg poiché in vite ha forti angoli di attacco e poi ci sono l'inefficienza del trimore.

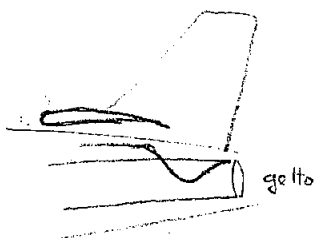
Config. ok sono:



Il disco della vite è impattante solo i monomotori, per i plurimotori la vite si governa con i motori.



x i monomotori a getto:

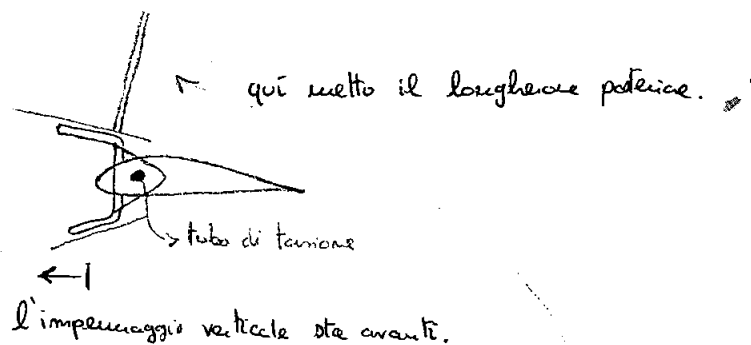


l'horizontal si alza per fare spazio al getto.

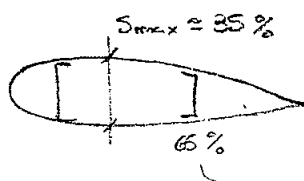


quest'area sottostante mi dà + efficienza poiché è fuori d'attacco il flusso e mi dà + pressione.

l'ordinata di forza della coda ha il perno del tubo di torione:

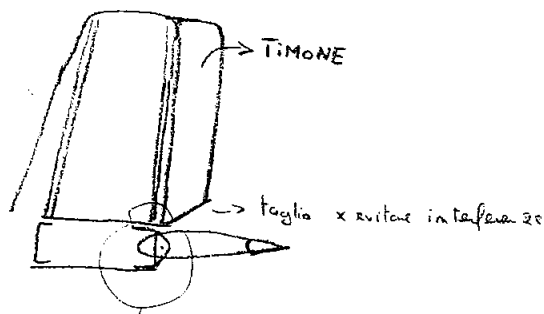


inoltre il vertical ha 2 lunghezze:



il lunghezza anteriore lo mette ottimizzando i disegni di peso, di area di
 tanore disponibile che aumenta mano a mano che avanza, diventando + piccolo e diminuendo
 la capacità di andare flessione. Quindi già adesso in sede preliminare devo fare disegni
 strutturali abbastanza approfonditi.

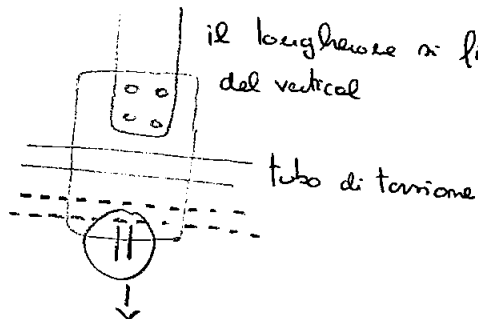
Quindi una config. elementare è:



config. stabilizzatore

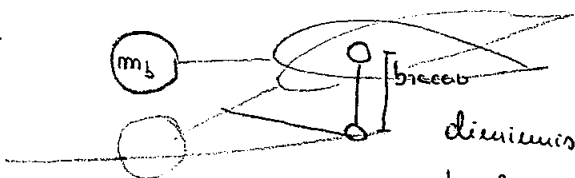
Per config. equilibrata ho 3 adunate di forza, una comune e le altre dedicate.

Zoomiamo



ma poi qui sotto
 ho il cinerizzatore:

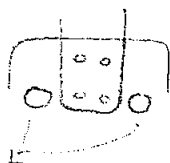
i bulloni devono essere
 opportunamente distanziati
 meno si rompe la lamina
 conseguentemente a curve specifiche
 quindi ribasso il tubo di tornione



diminuendo il braccio, aumenta
 lo sforzo, inoltre riduce la possibilità
 di oscillazione del piano a causa
 degli ingombri della mano di bilanciamento.
 Questo è un disegno IMPORTANTISSIMO

inoltre nell'adimata ho:

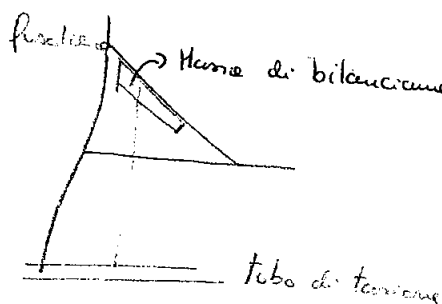
(31) (3)



feci x il pareggio dei carni
di comando del tubo di torsione del
timone!

Il disegno quindi di questa zona è molto
difficile, soprattutto x assi piccoli dove
gli spazi sono ristretti.

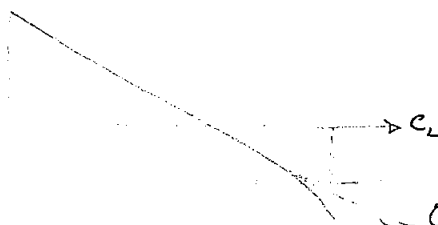
Nel P64-68:



è stato fatto un raccordo
x aumentare il braccio
(si sono guadagnati ~ 25cm)
molla di bilanciamento estesa.

Abbiamo visto:

$\delta E \downarrow$



→ Ovviamente le condiz. a grandi
angoli sono quelle critiche.

queste sono
le condizioni
di progetto.

inoltre dobbiamo essere
anche in effetto nudo xke le linee
di corrente in effetto nudo si addizionano, perdo E.

Condiz. critica: attenuaggio in effetto nudo.

Un'altra condiz. critica è imposta dalle FAR 23, che impone ke il velivolo non sia portabile
a $0.85 V_{stall}$.

Poi la condiz. critica può variare da config. a config., ad esempio a cause del motore alto il decollo è progettante per il G97.

Un'altra condiz. è la verifica e calcolo della velocità di stallo in volo.

Potrei soddisfare queste condiz. di rotaz. con un grande i_{to} , ma poi darei un δ_E negativo in crociera e quindi una forte resistenza. Più veloci quando la velocità di rotazione è fondamentale parte legata alle distanze di decollo.

Quindi le condiz. da verificare sono:

- crociera
- Landing
- take-off
- stallo.

Fra le condiz. di non equilibrio scegliamo la V_A , velocità massima a M_{MAX} , poiché siamo in condiz. di prestallo, molto carichi e il δ_E più anero + annera delle 4 finestre viste. Ad esempio x gli aeroplani acrobatici questa è certamente la condizione progettante.

Poi dobbiamo andare a vedere la stabilità. Il peso è poco influente sulla stabilità se non in termini di deformazione della fusoliera che cambia la geometria del velivolo, quindi L_t , L_{re} , i_{to} . La condiz. critica x la stabilità è quella a baricentro + annerato possibile. Inoltre va verificata sia la condiz. a comando libero che a comando bloccato, in genere quella a comando libero è + critica. Inoltre in questa stabilità dobbiamo tenere in conto anche i contributi del propulsore a piena potenza. E lo dobbiamo fare per le condizioni.

Poi dobbiamo considerare gli sforzi di banana, i regolamenti ~~non~~ mi danno gli sforzi, inoltre sono importanti i gradienti di sforzo, che devono essere in certi intervalli.

Poi dobbiamo considerare il peso del piano di coda, l'efficienza del velivolo che diminuisce all'aumentare delle dim. del piano, ed il costo del piano, che non deve superare una certa soglia.

Poi abbiamo i rapporti cinematici del pigno, del tab e motori, $\frac{\delta_{tab}}{\delta_{pigno\ mobile}} \approx 1.1 \div 1.2$ (4)

e poi abbiamo tutte le restanti incognite che mi inseriscono in questi discam.



tutto questo deve essere

condensato nelle equazioni.

[Handwritten signature]