

28/04/2003

1

PROGETTO DELL'IMPIENNAGGIO ORIZZONTALE

S₁ deve effettuare

- la scelta del tipo: seduto mobile o parzialmente mobile
- scelta dei materiali
- scelta del profilo

S₂ devono considerare delle condizioni di carattere matematico, delle condizioni di progetto che non sono necessariamente delle equazioni, saranno delle disequazioni, nel senso che una certa condizione mi dice che un qualcosa si deve verificare entro determinati limiti e quindi un certo parametro deve trovarsi in certi limiti.

Il piano si deve dare l'equilibrio, allora avremo una serie di condizioni di equilibrio, dovrà assicurare le

- 1) stabilità quindi aggiungeremo le condizioni di stabilità statica o dinamica
- 2) deve consentire l'operatività cioè deve essere reso attivabile dalla parte del pilota quindi si deve parlare degli sforzi di barra

Il piano non dovrà pesare più di una certa quantità, dovrà pesare un minimo allora si dice qual'è questo minimo, o il massimo: non deve pesare più di tot.

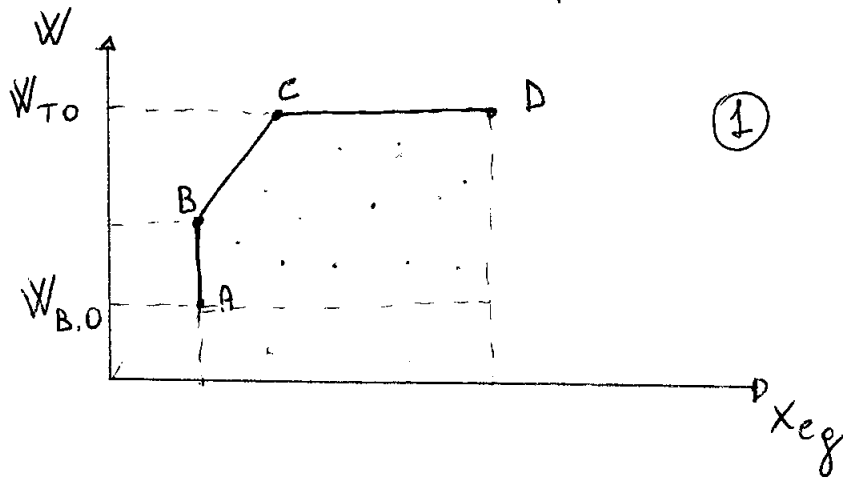
Il piano non deve far scendere l'efficienza del velivolo oltre un certo valore, quindi si devono considerare problemi di efficienza quindi problemi di consumo.

Il piano non deve costare più di una certa quantità.

Condizioni di equilibrio, ma si devono considerare anche le condizioni di non equilibrio ovvero le manovre. Dalle velocità di stallo ^{o meno durante} il rullaggio, le velocità di rotazione fino alle velocità V_D tutto lo spettro di volo deve essere assicurato quindi le condizioni di equilibrio sono infinite.

Si definisce cosa si intende precondizione di volo $\Rightarrow$ insieme di parametri che definisce la configurazione del velivolo e le condizioni ambientali nonché le velocità, quindi si deve definire il peso, la configurazione di corio sopere dove è disposto il corio a parte di peso, il corio può essere disposto variamente

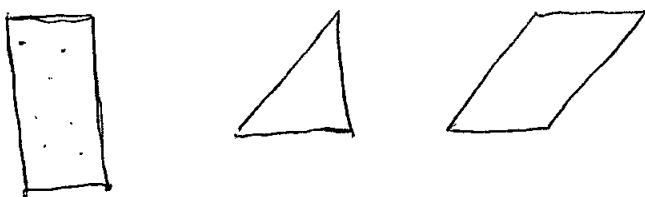
Diagramma peso — posizione del baricentro



$x_{cg} \Rightarrow$ è la distanza del baricentro rispetto al riferimento assunto, di solito è il piano verticale per il bordo di attacco delle corde medie aerodinamica.

- A) $W_{B.O} \rightarrow$ peso minimo, base operativo
- C) $W_{TO} \rightarrow$ peso massimo, massimo peso con cui il velivolo può volare
- B) condizione intermedia, poi si uniscono con una retta i punti B e C

Durante il cambiamento di certe intenzioni si può avere lo spostamento fulmineo del baricentro allora si arriva alla definizione di un involucro di corio, può avere un involucro di corio di vari modi ad esempio:

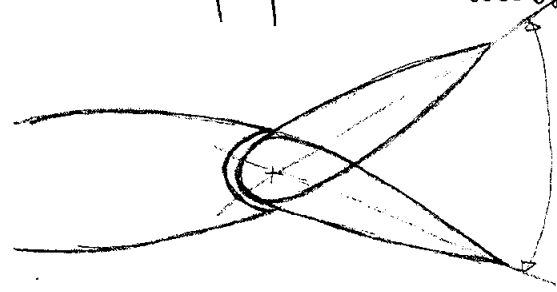


Con riferimento al diagramma ① e con riferimento alle velocità di volo si deve andare ad individuare le condizioni più critiche di progetto, ovviamente non saranno tutte onerose allo stesso modo.

Per quanto riguarda le condizioni di progetto per l'equilibrio si devono individuare condizioni estreme, guardando il diagramma ① ci si deve orientare sulle condizioni di equilibrio con baricentro più avanzato e con baricentro più arretrato.

Le condizioni più critiche sono quelle con il baricentro

avanti, perché quando il baricentro è avanti il velivolo tende a peggiorare quindi ci vuole maggiore angolarità dell'equilibratore, non si possono escludere le condizioni con il baricentro arretrato, se con il baricentro avanzato occorre più S_e a colare, con il baricentro arretrato occorre più S_e a peggiorare, ben vero è che a colare c'è l'aggiunta del momento aerodinamico peggiorante dell' δ per cui le richieste di escursione a colare è maggiore, cospicuamente maggiore rispetto a quella che occorre a peggiorare, si hanno due incognite: il S_e su intendendo proprio l'escursione che si deve fare

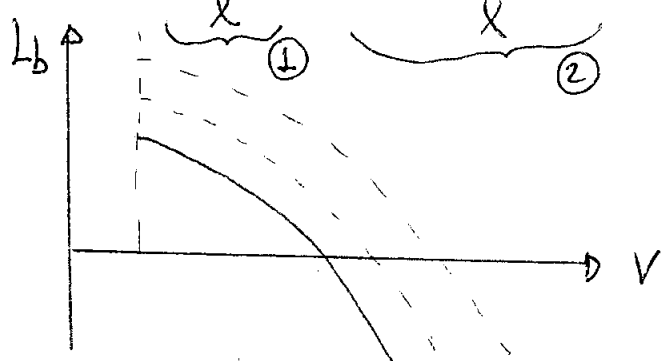


$\Delta S_e \rightarrow$ escursione in tutto il campo esso determina l'escursione

Se il S_e a peggiorare fosse zero non è detto che non sia significativo perché associato all'altro determina una deflessione, si devono scrivere le condizioni critiche di equilibrio con il baricentro avanti e con baricentro dietro. La condizione di peso massimo entra in gioco.

Equazione di equilibrio in termini di carico di bilanciamento:

$$(*) L_b = \underbrace{\frac{W_e}{l}}_{(1)} + \underbrace{\frac{C_{mf} S_e q}{l}}_{(2)}$$



Se $a > 0 \Rightarrow$ se il baricentro si trova dietro il fuoco del velivolo perpendicolare, l'aumento del peso porta uno spostamento verso l'alto, quindi una riduzione dei carichi, quanto negativo è contrastato con

il secondo termine che è sempre negativo perché il C_{mf} è sempre negativo, al massimo zero.

Per esplorare le condizioni di carico onerose si deve considerare il diagramma ① involucro del peso per $a > 0$ si deve vedere il valore minimo del peso, quindi con il baricentro tutto avanti lungo la linea AB, a si deve riferire al punto A

Se $a < 0$ si deve riferire al p.to B, se a è negativo il termine ① $\frac{W a}{l} < 0$ quindi esso cresce al crescere del peso, il ② $\frac{C_{mf} S c q}{l} < 0$ sempre, per avere L_b più grande

si deve avere

per cui se $a > 0$ conviene avere peso più piccolo

se $a < 0$ deve accrescere, il peso, quindi può essere il

non è escluso ^{punto B} che possa essere il punto C perché è vero che a in questo caso cresce però cresce anche il peso

Conviene che a sia positivo se pur leggermente, per non tenere il baricentro molto avanzato ed avere carichi molto negativi, come scelta progettuale è bene che il baricentro si trovi almeno dietro al fuoco del velivolo portatile, se è possibile ottenerlo, in generale sì.

Il fuoco del velivolo portatile di solito si trova al $25 \div 10 \div 12\%$ delle corde aerodinamiche, quindi un baricentro che si trova intorno al $20 \div 25$ della corda soddisfa automaticamente questa condizione.

Per tenere bassi i carichi di bilanciamento allo scopo di avere poi in crociera una resistenza aerodinamica di equilibrio, piccola, è necessario che il baricentro sia dietro il fuoco del velivolo portatile, con il primo termine di * si aggiunge al secondo in senso negativo, il secondo ② è negativo e cresce con la velocità, il primo ① se anch'esso negativo si aggiunge e quindi aggrava le cose. Un progetto ben fatto è con il baricentro dietro

il fuoco del velivolo porride, con $e > 0$, se cio non e possibile poi ci si accontentera di avere una resistenza di trimmeaggio dell'osterza dovuta.

Non e detto che nell'inviluppo di corico, tra i punti C e B non ci sia un punto intermedio che massimizza il corico L_b , in B e e piu piccolo e il peso e piu piccolo, in C e e piu grande e il peso e piu grande quindi lungo la linea BC e secondo del valore di e, ci potrebbe essere un valore, quindi una condizione che rende massimo L_b . (si scrive l'equaz. della retta congiungente B e C si fa le derivate e si vede il punto).
In prime istanza, in sede di progetto si puo evitare tutto cio e si utilizza direttamente il $W_{T.O}$ se in C e la pos. del baricentro.

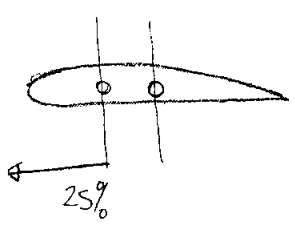
Poi si devono considerare anche le condizioni di baricentro corretto, sono quelle che dipendono le *.

Perche il fuoco del velivolo porride si trova avanti al 25% per un velivolo ad ala dritta?

DOMANDA DI ESAME

Perche il contributo della fusoliera e instabilizzante
Se il fuoco dell'ala grossomodo sta vicino al 25% quando ci mettiamo la fusoliera che introduce una instabilizzazione il fuoco va piu avanti.

(Il fuoco e il punto rispetto al quale il momento e costante).



- condizioni da esaminare
- peso
 - baricentro

per $e > 0$ avo il minimo corico in valore assoluto $|L_b|$ con il peso piu grande
dato che devo trovare una condizione che mi porta a un valore minimo del corico, o addirittura un valore positivo per il δe
quindi mi vedo e prendere il valore massimo con il baricentro piu arretrato

- la condizione di volo:
- la velocita
 - la quota in condizioni standard

- il fattore di carico $m=1$

Per le velocità, se voglio condizioni o positive di carico o minime non assoluto ma negativo, avremo da considerare la velocità di stallo, invece per carichi più grandi ma negativi si deve considerare la velocità (V_D)?

Anzitutto ai fini della determinazione dell'efficienza ci si riferisce a condizioni di progetto di crociera, quindi alla velocità di crociera. Siccome la velocità di crociera non è ben individuata

Per velivoli relativamente piccoli la velocità di crociera è quella al 75% della potenza, nella nostra specifica di progetto conosciamo l'intervallo di velocità di crociera, scegliendone una significativa ci riferiremo a questo.

In questo caso dovremo applicare la condizione di baricentro più avanzato è peggiore ci dà un carico negativo in generale e con il peso che sarà il più piccolo o più grande a seconda se c è positivo o negativo

Per quanto riguarda la quota se parliamo di condizioni di crociera ci riferiremo alla quota di crociera.

In questa condizione di progetto interverranno altre incognite non solo il S_e ; $l \rightarrow$ è la distanza tra il fuoco del velivolo portante e il fuoco del piano di coda quindi (la posizione è un parametro fondamentale) interviene non solo il S_e ma anche il rapporto tra le corde.

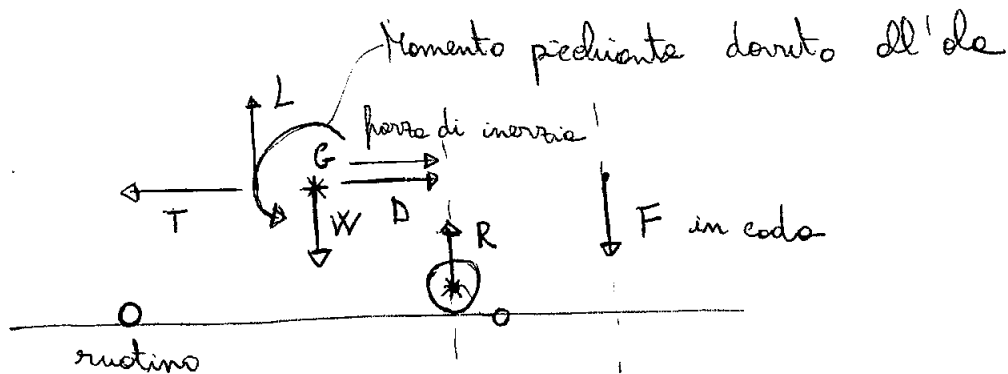
Tra le condizioni di equilibrio e di volo esploreremo quelle di stallo con il baricentro più avanzato, dobbiamo equilibrare il velivolo fino allo stallo o fino alla velocità minime di equilibrio che può essere diversa dalla velocità di stallo aerodinamica, in campo di velocità massima V_D e in campo di velocità di crociera, con opportune configurazioni quindi possiamo avere due equazioni non necessariamente dipendenti l'una dall'altra, possiamo avere due una è più grave dell'altra, siccome non lo sappiamo a priori si devono scrivere una serie di condizioni di progetto

e una volta sviluppate possono comportare l'individuazione [4] di una condizione più critica rispetto a un'altra però a priori non si può fare. Queste sono le condizioni di equilibrio in volo.

Ma le condizioni di equilibrio a terra e' è l'equilibrio alla traslazione del velivolo, il velivolo a terra deve poter ruotare alla velocità V_R e poi continuare a decollare raggiungendo la V_{Nfl} → minima velocità a cui il velivolo è capace di fare il volo rodente e poi la velocità di involo.

La velocità di rotazione a stretto rigore non è una condizione di equilibrio perché in quella condizione il velivolo ruota quindi non è una condizione di equilibrio.

Ne tale condizione va scritta:



Si deve far ruotare il velivolo intorno all'asse della ruota O (a stretto rigore si deve dire che il velivolo ruota sempre intorno al baricentro però dal punto di vista istintivo è più naturale vederlo ruotare intorno al p.to O).

Scrivendo l'equilibrio intorno al p.to O , allora la reaz. del suolo non interviene, se scriviamo l'equilibrio intorno al baricentro non interviene il peso ma interviene la reazione del suolo.

Devo scrivere una condizione di equilibrio alla rotazione o intorno al baricentro o intorno al p.to O .

Se la velocità fosse proprio zero avremmo che la coppia più forte è quella del baricentro rispetto alla reazione del suolo quindi si ha una coppia piegante che tiene il ruotino a terra.

meno e meno che il velivolo corre, cresce la portanza
cresce il momento pedinante, se L è vicino a G
ha ben poco e in generale non è detto che il velivolo
si alleggerisce quindi si capisce che la forza F in
code è quella che dovrà muovere il velivolo effettivamente
dovrà essere notevole.

Se ci troviamo di fronte a velivoli con una spinta
dte rispetto al baricentro allora è peggio, ed inoltre
se il velivolo accelera si deve considerare anche la forza
di inerzia che si voluta qualora faccio il bilancio.
Questa condizione di decollo è critica se la forza
in code, che essendo proporzionale alla pressione dinamica q
e al coefficiente di portanza C_{Lb} , è

$$F = \int (q, C_{Lb})$$

, quindi essendo la pressione
dinamica q ancora bassa può dar luogo ad una velocità
di rotazione dte, sarà in grado di muovere il velivolo
quando la velocità di avanzamento avrà raggiunto un
certo livello (è un po' come la V_{mc} ; sarà in grado di
equilibrare il velivolo all'imbardata con un motore in operat
quando la velocità avrà raggiunto un certo valore tale da
attivare il piano di coda correttamente) ciò comporta
che la velocità di rotazione potrebbe essere grande
addirittura potrà essere superiore alla velocità di
stallo o alla velocità di decollo, quella teorica, potrei
trovare un velivolo che non è capace di muovere,
quindi di decollare, se non a una velocità
molto più grande della velocità di stallò ebbene per
tener conto di questo problema i regolamenti stabiliscono
che per queste classi di velivoli le velocità di
rotazione non deve essere superiore all'85% delle
velocità di stallò, il velivolo deve fare una prova
durante il rullaggio, quando ha raggiunto l'85% della
velocità di stallò deve muovere, se ciò non eccede
il velivolo non viene omologato.

questa è una condizione di volo e terra, condizione di rullaggio. Si è identificata con una condizione di equilibrio perché affinché sia raggiunta la condizione di quiete è necessario che $L_b \geq L_{b0}$.

L_{b0} → quello di equilibrio, ovvero il valore che stabilisce giusto giusto l'equilibrio tra L_b e il resto delle forze in queste condizioni, equilibrio vuol dire ancora non ruota ma sta lì lì per ruotare quindi $L_b \geq L_{b0}$.

Ci interessa la condizione di rotazione, di equilibrio minima, la velocità alla quale il velivolo ruoterebbe se il carico cresce, velocità da inizio di possibilità di rotazione. Questa condizione è molto critica per velivoli che hanno il baricentro molto avanti al cervello principale, per velivoli che hanno la spinta d'ala rispetto al baricentro per velivoli che hanno momento facciale dell'ala fusoliera d'ala.

Il G87 si trova proprio in queste condizioni critiche, ha la spinta d'ala il motore sta in d'ala, ciò comporta che l'assetto del velivolo viene ridotto, del fatto che l'ammortizzatore del cervello anteriore si schiaccia, perché il velivolo mette il muso giù, se a terra l'ala ad esempio sta a 3° durante la corsa di rullaggio, perde un grado, si deve tener conto di questo nel settaggio del cabottamento dell'ala. Questa condizione di decollo è critica per il cabottamento dell'ala.

Se T d'ala mi riduce l'assetto di qualche grado, mi dà un momento picchiante che dovrò riguadagnare, se G è avanzato (come nel G87 che è molto avanzato in quanto essendo molto forte l'escursione tra baricentro avanzato e arretrato, se metto un carico di 60 Kg ho un baricentro al 43% , se metto due persone di 90 Kg il baricentro è al $24 \div 23\%$, per tenere il velivolo a terra è necessario mettere il cervello dietro al

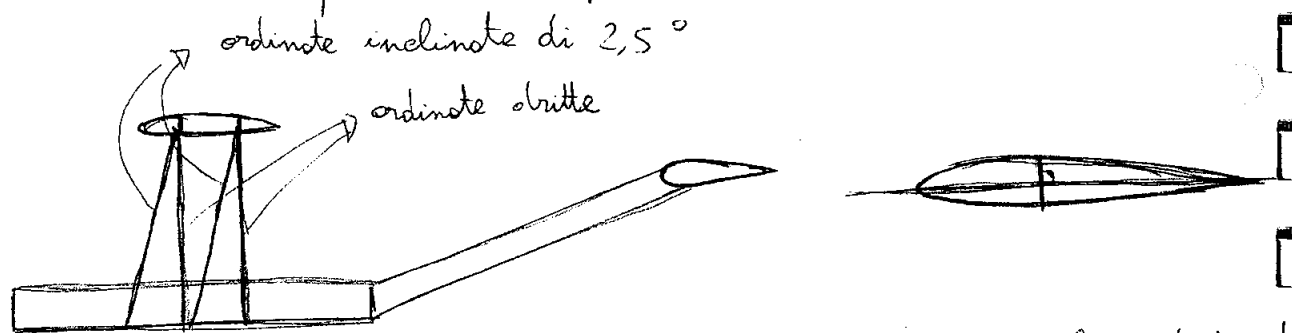
baricentro, quando lo carico molto G avanza e aumenta la distanza di G rispetto al carrello)

La stessa cosa accade per il DCS, per tutti i velivoli che hanno il G retratto e vuoto, quindi il carrello deve ^{perdere avanti} retrarre per stare su 3 punti, quando va e carica G si ^{perde avanti} grande. (Il G-87 non rispetta tale condizione delle norme ma non è tenuto a rispettarla perché è un ultraleggero, se dovesse essere omologato alle FAR 23 si dovrebbe aumentare la superficie del piano di coda, per sua sfortuna il piano di coda è pure vicino al suolo quindi non può essere nemmeno aiutato dal downwash)

La condizione di progetto del piano orizzontale è il decollo non il volo, per il G-87 si sceglie lo stabilizzatore.

Per il P-82 si poteva usare un altro piano per il G-87 la scelta obbligata è dello stabilizzatore, c'è il momento picchiante dovuto al peso, all'ala, dovuto al motore, alla spinta, tutti effetti negativi, effetto della spinta sfavorevole perché mi riduce l'angolo di attacco, l'unico elemento favorevole è la portanza dell'ala.

Quando Giordano ha progettato il prototipo del G-87 ha adottato l'ala a zero con il piano di riferimento, è un insuccesso



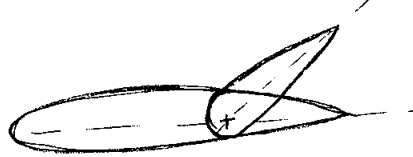
il longherone anteriore e posteriore si collegano con le ordinate di forza direttamente la corda dell'ala viene ad assumere un angolo zero rispetto al piano di riferimento, il cassettonamento dell'ala era zero, ben sapendo che il cassettonamento nullo può avere dei problemi, Giordano in una prima fase lo adottò per evitare di inclinare le ordinate rispetto al piano di costruzione del tutto, dal p.to di vista costruttivo c'era un vantaggio ma l'aereo decollava lungo, aveva bisogno di VR elevato con il carrello normale, quindi aumentò

di 7 cm le gambe del corrello anteriore e guadagnò 2° di δ [6]
 ma le gambe venivano un po' più alte e l'assetto al suolo
 del velivolo veniva un po' cambiato, dopo progettando il
 velivolo con un motore potenziato ha dovuto dare $2,5^\circ$ di
 adattamento e tutto il sistema, ha inclinato le ordinate di
 $2,5^\circ$ con una complicazione del punto di vista strutturale,
 costruttivo (ha portato dell' δ al centro il piano di
 coda, se non da adattamento alla portanza, il piano di
 coda non ha aiuto da L).
 Il corrello del G37 è disposto in una posizione tale che il
 velivolo cade di coda a vuoto.

30/04/2003

ci sono affermazioni sulla deflessione S_e o i_t , per
 particolari configurazioni ci possono essere difficoltà a raggiungere
 situazioni di equilibrio con superfici relativamente piccole
 in particolare riferendoci alla condizione di rullaggio, di
 rotazione quando il velivolo è in effetto suolo e non
 può beneficiare dell'apporto del $\frac{dL}{d\alpha}$, dell'angolo ϵ
 una superficie di coda ^{composta da} una parte fissa e in parte mobile
 dovrà redimere praticamente tutto il C_L attraverso il S_e
 piano di coda vicino al suolo più debba la coda
 peggio va, per
 darsi il C_L deve
 ruotare l'equilibratore

(4)

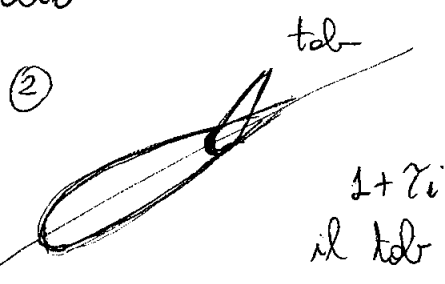


$$C_L = e \gamma S_e$$

pendenza retta di portanza

quindi si deve adottare la
 coda, le parti fisse del
 piano di coda con un'angolo
 rispetto al piano di riferimento
 $i_{t0} \cong 0 \Rightarrow 0$ cioè vuol dire che quando andiamo in crociera
 ci possiamo trovare nelle condizioni di avere l'equilibratore
 diretto verso il basso tale configurazione dà più resistenza
 passiva perché la superficie è scomposta
 ma in ogni modo rispetto allo stabilizzatore che ci

consente di avere una configurazione con un tab ruotato verso l'alto



Le configurazioni ① e ② sono molto diverse da un punto di vista dell'efficacia

il tab collinare delle deportanza

Cio' significa se ci sono condizioni particolari in equilibrio e' necessario avere una parte fissa che sia edettata negativa, cio' accade per i velivoli di linea che hanno in condizioni di decollo hanno il settaggio della parte fissa negativa.

Il DCS ha delle posizioni dello stabilizzatore settato: per la crociera, per il decollo per l'atterraggio

Il DCS ha i motori arretrati si trovano ad avere il baricentro arretrato rispetto al carrello, in una condizione simile al G37, quindi avra' bisogno di molta potenza di controllo da parte del piano orizzontale per cui lo stabilizzatore (parte fissa del piano orizzontale di coda) viene deflesso con bordo di attacco verso il basso, come se fosse un profilo rovescio.

Un profilo leggermente curvo verso il basso lo ha il Boeing 737, si usano tali accorgimenti per le condizioni di rotazione, e' molto oneroso perche' le velocita' sono basse.



Per le condizioni di non equilibrio: le condizioni di MANOVRA

si devono considerare le condizioni di non equilibrio piu' gravose che sono: la velocita' di manovra, nel p.to A del diagramma di manovra nell'assetto di stallo. Il C_L massimo in condizioni usuali puo' essere diverso dal C_L massimo e $1g$, in condizioni di stallo.

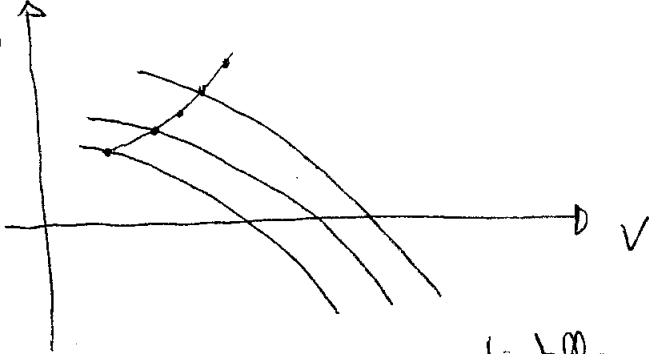
In manovra il piano di coda e' interessato da un damping e' e' un angolo aggiuntivo e predire che richiede piu' δ_e e collare per recuperare tale perdita

di angolo, quando il velivolo ruota in coda e' e' una
velocità di rotazione verso il basso quindi e' e' una
portanza verso l'alto in manovra accade l'opposto (e' questo
è un handicap)

Per i corichi di equilibrio, nella prima parte del corico di
equilibrio

$$L_b = \underbrace{\frac{n W e}{l}} + \underbrace{\frac{l_{mf} S C_q}{l}}$$

Se $e > 0$ in manovra il corico tende ad essere più positivo



in manovra la velocità ^{di stallo} V_{cambio} , diciamo che in manovra
il corico di equilibrio diventa più piccolo, sembrerebbe
il contrario perché in manovra si deve deflettere il
piano verso l'alto in modo tale da dare la rotazione
ma non si deve confondere il transitorio $\rightarrow$ cioè
il passaggio da $n=1$ a $n \neq 1$, rispetto a una
fase non transitoria.

In manovra la parte di portanza applicata nel fusolo del
velivolo passa se avanti al baricentro deve essere

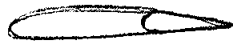
In manovra il corico, se parliamo del corico in segno
+ o - si deve dire che il corico in coda cresce

NB $\rightarrow$ IN MANOVRA IL CARICO IN CODA CRESCE, cioè non
vul dire che il S_e è diretto verso il basso, ma
è diretto verso l'alto perché in sostanza aumenta
l'angolo di attacco.

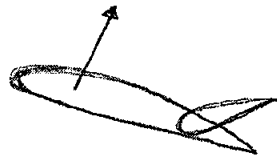
Prendo più corico in coda devo ^{di angolo di attacco in} ridurre
devo ridurre l'aumento di angolo di attacco in
coda dovuto sia alla rotazione che all'assetto stesso che
il velivolo va ad assumere quindi devo alzare il
piano di coda, per ridurre il corico che avrei se non

lo muoversi

e $n = 1$



$n \neq 1$



il piano si trova ad un angolo di attacco maggiore

quindi avrei un carico verso l'alto più grande di quello che mi necessita per l'equilibrio, il velivolo è stabile, per annullare ciò ruoto il piano verso l'alto, devo attenuare il carico ruotando il piano verso l'alto.

Una delle condizioni di progetto è proprio quella in manovra, deve portare il velivolo alla V_A

Se il velivolo non ci arriva, ad esempio invece di arrivare a $n = 4$ arriva a $n = 3,6$ posso pure accontentarmi se il velivolo non è acrobatico perché n_{limite} è un fattore di carico di manovra regolamentare, se l'aereo non raggiunge quel valore non succede niente tranne se non è una prestazione, se è un velivolo acrobatico da combattimento che richiede il raggiungimento di tale fattore di carico allora si deve raggiungere n_{limite} . Per velivoli di categoria normale, se non arriva a n_{lim} non è un problema.

Se tali condizioni sono soddisfatte in condizioni e velocità maggiori non comportano problemi perché in effetti: aumentando la velocità il damping è minore, il damping dipende dal rapporto tra le velocità verticali e orizzontali, accrescendo la velocità c'è bisogno di minore δz , questa è una condizione fondamentale. Tale condizione può essere scritta sia in volo longitudinale simmetrico sia in virata, ci può essere una differenza se ci sono delle asimmetrie che giustificano il piano di coda.

Come condizione di non equilibrio individuiamo il punto di progetto come la velocità V_A .

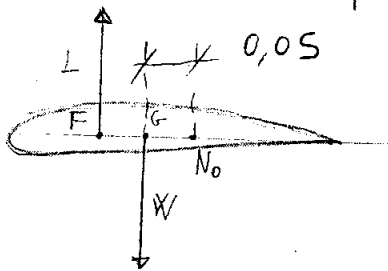
Per le condizioni di stabilità ci si deve preoccupare delle condizioni di volo con il baricentro arretrato, le

condizioni che criticano la stabilità e sono quelle di baricentro più arretrato indipendentemente dal peso. Ricordando l'equazione della stabilità 8

$$1) \frac{\rho + \bar{V}}{\rho} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - 2 \frac{C_{hx}}{C_{hs}} \right)^* = 0,15$$

rapporto
volumetrico

questo $\bar{V}$ il contributo del piano di coda impostando lo spostamento del fusco



$F \rightarrow$ fusco del velivolo portante

C_{hx} è una instabilità portante dovuta all'intervallo Δ rapporto alla corda c

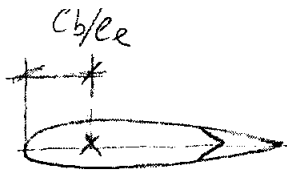
$$\frac{\Delta}{c} = 0,1$$

Se voglio un indice di stabilità, di solito negativo, si consiglia di non scendere al di sotto del 5%. Il velivolo portante deve spostare il fusco dal velivolo portante al velivolo totale, quanto più il baricentro sta dietro, se voglio la riserva 0,05 dovrò eccedere le quantità.

Se il baricentro si trova al 35% della corda e voglio un margine statico di 0,05, dovrò disporre il punto neutro a: $0,35 + 0,05 = 0,40$

Se il fusco si trova al 20% e ho che il contributo $(*)$ deve essere $= 0,2$

Si devono scegliere condizioni di baricentro più arretrate. In 1) compiono tutti i parametri del piano, comporre le pendenze α_t che è funzione dell'allungamento λ ^{in origine comporre} la superficie, la distanza tra il fusco del piano di coda e del velivolo portante (l) comporre la posizione $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ che è funzione della distanza (l) e della disposizione in altezza del piano di coda, vi comporre il z che è funzione del tipo di piano e del rapporto delle le corde, C_{hx} , $C_{hs} \rightarrow$ coefficienti che dipendono dalla posizione dell'asse di cerniera. C_{hx} e C_{hs} dipendono da $\frac{C_b}{C_e}$ $C_e \rightarrow$ corde equilibratore



spostando l'asse di cerniera ogive su l_{hd} e l_{hs} , questo è l'intervento principale

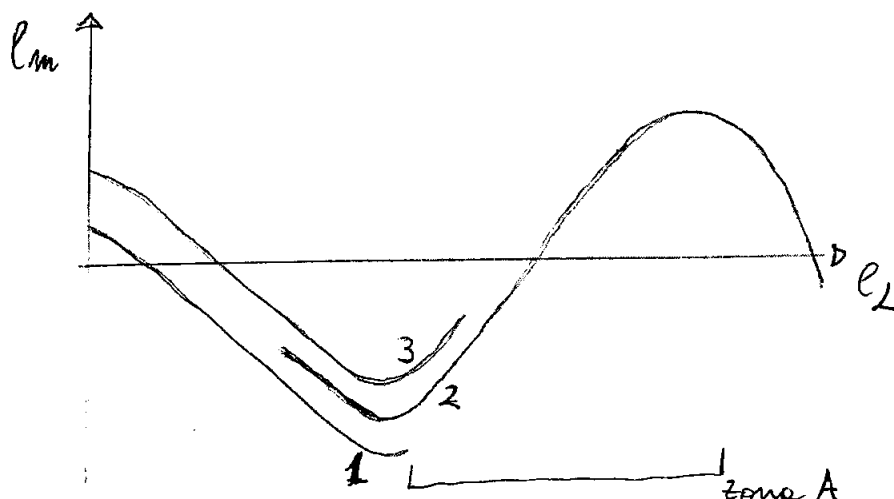
Su l_{hd} e l_{hs} si può agire anche attraverso un'opportuno disegno della parte mobile, per esempio anche sul bordo di uscita se si fa più ottuso o più affinato se cambiano questi coefficienti.

Gli accorgimenti geometrici per aggiustare la parte mobile ai fini di l_{hd} e l_{hs} si possono vedere in opportune pubblicazioni di carattere sperimentale essenzialmente l_{hd} e l_{hs} e anche il τ risentono della presenza del tab se c'è un tab fisso non asservito, che è stato deflesso rispetto alla configurazione neutra per effetto del trimmaggio, si parte da una configurazione trimmata sempre per studiare la stabilità e quindi il tab potrebbe trovarsi deflesso, in questo caso l_{hd} e l_{hs} bisogna andarli a prendere non rispetto all'equilibratore con tab neutro ma con tab deflesso quindi cambiano i coefficienti e cambiano in modo non facilmente calcolabile perché il tab è una superficie piccola messa dietro quindi lavora in una zona di strato limite grosso quindi non si può calcolare neanche con teorie numeriche non si possono sapere bene l_{hd} e l_{hs} si possono avere come indicazione degli intervalli di variazione.

Purtroppo il tutto va sempre rinviato a una prova di volo, e seguito dalle guide se le cose non vanno bene il progettista deve aggiustare l_{hd} e l_{hs} intervenendo geometricamente sulla parte mobile anche con dispositivi aggiuntivi (dette, turbolatori etc. o cambiare la parte mobile che non è tanto difficile ai fini dell'aggiustaggio dopo le prove di volo, cose che ci si aspetta perché è difficile essere promossi su l_{hd} e l_{hs} per la condizione di volo: baricentro arretrato, del peso non ce ne preoccupiamo molto perché in

realta' il peso non interviene nell'equazione

9



$l_m \rightarrow$ coefficiente di momento rispetto al baricentro al
valore di l_2

ci sono delle non linearita', allora la condizione in
se avrebbe presa se tutto fosse lineare non ci preoccuperemmo
rispetto all'assetto quindi rispetto alla velocita',
se ci sono delle non linearita' ci andiamo a
preoccupare.

Se la curva fosse la numero 1, la condizione di
stabilita' la andremmo a scrivere ad alta velocita' e
basso assetto dove la stabilita' e' minore.

Ad esempio per un velivolo ad ala alta per il quale la
stabilita' cresce con l'assetto, vuoi perche' diminuisce
 $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$, vuoi perche' c'e' il contributo di stabilita'

pendolare che cresce con l'assetto, al crescere dell'assetto
il velivolo ad ala alta ha stabilita' da vendere.

Se la configurazione del velivolo e' ad ala alta di crescita
andremmo a studiare la stabilita' ad alta velocita' V , e
velocita' massima, se il velivolo e' ad ala bassa
ci dovremmo preoccupare della stabilita' ad alti assetti
omero a basse velocita'.

Per la condizione di volo: - baricentro arretrato

- peso quello che e', quello che vogliamo con $G +$ arretrato

- velocita' o la piu' alta o la piu' bassa, prossima alla
velocita' di stallo non esattamente la V_S per velivoli
ad ala bassa rispetto al piano, ad esempio: un
velivolo con piano di coda a T e' un velivolo ad

de basse rispetto al piano di coda ancorché velivolo ad ala alta come architettura generale.

Per velivoli con ali a freccia che presentano criticamente il fenomeno del pitch up, tale fenomeno si verifica perché c'è l'ingrossamento dello strato limite verso l'estremità che ha il maggiore $C_{L_{max}}$ quindi l'ala a un certo punto può invertire il coefficiente di momento, non si dovrà mai verificare questo fatto, non si deve mai verificare il superstallo (curva 2), può verificarsi una tendenza al pitch up, si può verificare un picco intorno $C_{L_{max}}$ ma non deve andare troppo in alto come la curva 2.

Per evitare tale fatto e controllare tale situazione si va a scrivere l'equazione di stabilità proprio nella zona A. Se teniamo conto anche del fatto che a basse velocità $C_{L_{max}}$ diventa più piccolo, più di quanto non diventi più piccolo $C_{L_{max}}$ perché il numero di Reynolds si riduce, dato che il piano di coda già lavora a Re più basso dell'ala allora

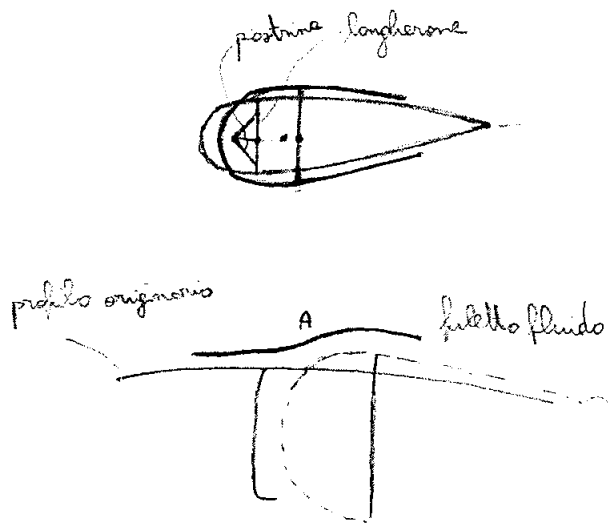
$\frac{C_{L_{max}}}{C_{L_{max}}}$, il decrescere della velocità $\frac{C_{L_{max}}}{C_{L_{max}}}$ decresce in sede di progetto ^{preliminare} questo fatto lo trascuriamo, se $\frac{C_{L_{max}}}{C_{L_{max}}} \approx 0,7$ può diventare 0,68 etc. quindi lo trascuriamo.

Se il punto neutro e comandi bloccati si trova dietro al punto neutro e comandi liberi allora quella che diventa critica è la condizione di volo e comandi liberi, se il piano fosse con $C_{L_{hd}}$ zero o addirittura positivo mentre il $C_{L_{hs}}$ negativo allora avremmo che il punto neutro e comandi liberi si trova dietro al punto neutro e comandi bloccati.

Per $C_{L_{hd}}$ positivo e $C_{L_{hs}}$ negativo significa che l'angolo di flottaggio è negativo, cioè per effetto di una perturbazione longitudinale si parte da una condizione di equilibrio: per una perturbazione e ritorno

l'angolo dell'equilibratore invece di andare verso l'alto
 va verso il basso dove va verso una condizione
 che ci dà più portanza, più risposta pedante e quindi
 il velivolo è più stabile con C_{hx} positivo, essendo più
 stabile ci preoccupiamo della stabilità e comandi
 bloccati e non e comandi liberi. Si fa C_{hx} positivo o
 negativo a seconda delle necessità di condizioni di
 sfioro di barra, ed anche per assicurare una stabilità
 e comando libero che è la stabilità vera e comando
 libero, perché il pilota una volta trimmato il velivolo
 lo lascia in volo, il pilota lascia le barre, perciò la
 stabilità che maggiormente interessa è quella e comando
 libero. Il comando bloccato, il pilota per bloccare il
 comando deve avere il comando in mano, se ci
 fossero problemi di stabilità e comandi bloccati il pilota può sempre
 intervenire sulle barre.

Se ci si trova con una stabilità e comando bloccato già
 marginale, ciò eccede principalmente per velivoli ad ala bassa
 che hanno $\frac{dC_x}{d\alpha}$ molto forte $(1 - \frac{dC_x}{d\alpha}) \rightarrow 0$ molto basso
 valore di C_{hx} , C_{hx} grande $(1 - 0,4) \rightarrow$ il contributo si
 riduce del 60%, perciò si tenta di tirare dietro l'asse
 di cerniera per portare verso lo zero il bordo, in modo
 tale che la stabilità e comando libero sia adeguata, ad
 esempio su un velivolo ad ala bassa si può trovare più
 facilmente un'asse di cerniera dell'equilibratore spostato
 dietro. Se si hanno due piani uno con l'asse di
 cerniera più avanti uno più dietro quale può essere
 installato su un velivolo ad ala bassa? Per l'asse di
 cerniera più dietro è per un velivolo ad ala bassa.
 Se la configurazione del velivolo ha un $\frac{dC_x}{d\alpha}$ molto forte
 ad esempio facendo l'ala molto rastremata, $\frac{dC_x}{d\alpha}$ se si fa
 un velivolo ad ala bassa con rastremazione molto forte
 $\frac{dC_x}{d\alpha}$ cresce perché la rastremazione forte aumenta i vortici
 alle radici, in tale caso si tende a mettere l'asse
 di cerniera più dietro rispetto alla posizione centrale.



se si sposta l'asse di cerniera si deve mettere il longherone più dietro portando dietro il longherone e l'asse di cerniera si deve modificare tutto il profilo consentendo che una piccola parte traborda rispetto al profilo originario.

Il fatto di modificare il profilo per $1-2^\circ$ di oscillazione può non sentire la corrente esterna perché la zona A è una zona di strato limite forte ma se

si modifica il profilo localmente si ostacola lo strato limite e la corrente accelera (sono espedienti sperimentali)

Se ci troviamo in condizioni dove in α_t si nasconde anche l'effetto di η_t , va anche considerato l'effetto della pressione dinamica che sempre per velivoli ad ala bassa può risultare più critica rispetto a velivoli ad ala alta che tengono fuori il piano di coda dall'ala, per velivoli ad ala bassa il piano di coda può avvicinarsi tanto alla scia, questo non deve avvenire se non in condizioni estreme prossime allo stallo, può essere usato come avviso di stallo. Esistono, ai fini del dimensionamento del

piano, delle condizioni in cui $\eta_t > 1$ o $\eta_t < 1$. Per velivoli in cui il piano è immerso nella scia del motore $\eta_t > 1$. Ad esempio per il PS2 in condizioni di volo normale il piano di coda è immerso parzialmente nella scia del motore quindi $\eta_t > 1$, η_t è tanto maggiore di 1 quanto più bassa è la velocità. Se volessimo studiare la stabilità del PS2 ad alte velocità η_t ad alte velocità è praticamente 1, perché l'incremento di velocità assiale all'elica a grande velocità è piccolo, assumo $\eta_t = 1$ cautelativamente. Se andassi a studiare un velivolo ad ala bassa e bassa

velocità, deve assumere un valore di $\eta_t > 1$ se il piano è immerso nella scia e mi devo chiedere quale è la velocità di scia con metodi semiempirici.

1) (Si va a studiare per velivolo ad ala dritta ad ala velocità e per velivolo ad ala bassa e bassa velocità) Quando parte il motore cosa succede?

Non c'è una risposta univoca. Il primo consiglio: quando parte il motore, la preoccupazione principale non è la stabilità e comando libero ma è comando bloccato, perché il pilota quando parte il motore non lascia i comandi ma deve vedere dove atterrerà nel più breve tempo possibile, si può mettere $\eta_t \approx 1$ o leggermente minore di 1 e seconda se poi l'elica ferma può dare

ulteriore scia sul piano di coda relativamente si assume $\eta_t \approx 0,8$, però devo cambiare anche $C_{H\alpha}$ e $C_{H\beta}$ perché non sono più in condizioni di volo e comando libero ma è comando bloccato e se $\tau \frac{C_{H\alpha}}{C_{H\beta}} > 0$

quello che mi preoccupa è la condizione e comando libero e allora anche se $\eta_t < 1$ e comando bloccato allora le troverei questa condizione perché è più importante quella e comando libero allora ci metto η_t che viene fuori dalla condizione di volo che assumo, ad esempio

1) per ala bassa assumo bassa velocità, di solito si assume la velocità di solito perché fino alla velocità di solito comunque il pilota è impegnato sulla barra, le V_y la velocità di minor slitta alla quale si può pensare che il pilota una volta decollato ferma il velivolo e lascia il comando in slitta, quindi per velivolo ad ala bassa la condizione di progetto di stabilità: mettiamo una velocità di slitta V_y , quindi può mettere anche la V_x cioè quella di minor rombo che è ancora più bassa e per condizioni di potenza quella che esiste in questo caso, se sto in slitta e tutte potenze dentro η_t è abbastanza maggiore di 1, consiglio di

utilizzare V_y e la condizione di volo livellato, perché una volta che sono salito mi livello pure e dopo farò l'accelerazione per arrivare alla velocità di crociera. Possiamo indicare come condizioni abbastanza critiche: le V_x , le V_y e $M=1$ non in salita ma in volo livellato.

Parlando di stabilità, ci sono fermati alla stabilità statica e c'è anche una condizione di stabilità dinamica che è quella di maggior interesse.

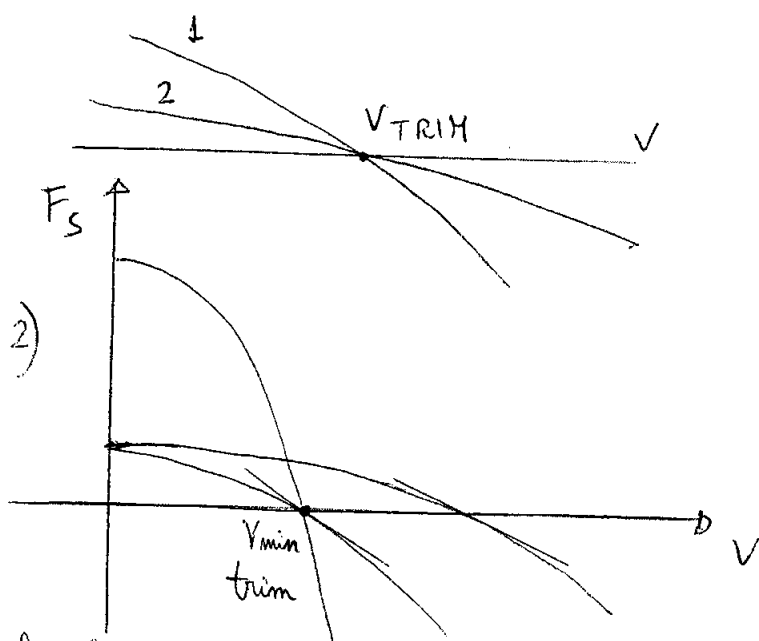
Per la stabilità dinamica si hanno due fenomeni di instabilità uno di corto periodo e uno di lungo periodo, il velivolo avrà due risposte, se instabile, uno di corto periodo $\rightarrow$ periodo dell'ordine di mezzo secondo, un secondo, brevissimo periodo, periodo in cui il pilota non può fare niente, non ha le capacità reattive per sapere cosa fare,

lungo periodo dell'ordine di un minuto, se il velivolo è perturbato esso solo per scendere percorre una sinusoide molto lunga che prende un tempo molto lungo, ^{MOTO FN COIDA} l'oscillazione può smorzarsi o non smorzarsi, ma dato che il tempo è lungo il pilota ha tutto il tempo di intervenire, questa instabilità eventuale non ci interessa quella e cui siamo interessati è quella di breve periodo, quella di corto periodo dipende anche da parametri inerziali del velivolo in generale e del piano e in questa stabilità intervengono gli stessi coefficienti a , $\frac{dE}{dt}$, C_{Hx} , C_{Hy} perché il piano è libero, anche per la stabilità dinamica c'è il caso e comandi bloccati e a comandi liberi, ci interessa sia l'uno che l'altro, tali condizioni vanno riprese nella stabilità dinamica e sono condizioni indipendenti, aggiungiamo nel pacchetto delle condizioni: la condizione di corto periodo, di solito queste condizioni avvengono ad alte velocità è necessario che la velocità sia alta perché si innestano questi fenomeni, indipendentemente se il velivolo è ad ala alta o bassa dobbiamo esplorare il corto periodo fino alla velocità V_0 . Le altre condizioni che vengono fuori dagli spazzi di prova.

Si devono trattare separatamente il velivolo a comando diretto [12] e quello a comando indiretto asservito, si tratterà del tutto il secondo caso perché è a vantaggio per delle progettazioni sistemiche dell'aereo, quando tra il pilota e l'equilibratore mette un servomeccanismo, si va a progettare il servomeccanismo per dare certi sforzi e quindi si può agire sul servomeccanismo bypassando i problemi di comando diretto. L'aspetto più delicato è proprio quando non c'è il comando indiretto, allora si scrive l'equazione degli sforzi di barra sia in condizioni di volo equilibrato, sia in condizioni di volo edotto, in condiz. di volo equilibrato possono avere anche il piano trimmato, si parte sempre dalla condizione di volo trimmato ma lo sforzo è nullo, partendo da tale condizione il pilota applicando uno sforzo per entrare in manovra o per ridurre o aumentare la velocità se vuole fare una virata, una pendenza richiamata, deve esercitare sulle barre una certa resistenza, un certo sforzo quindi lo sforzo che il pilota sente e partire da una condizione ^{trimmata} deve essere tale da rientrare negli standard di accettazione del pilota, di gradimento del pilota.

1)

come va lo sforzo intorno alla velocità trimmata



il pilota eserciterà tale fatto come una speed di inerzia del piano di coda. Si deve sapere più o meno quanto è il gradiente di tale curva

Se il gradiente è piccolo, il pilota può preferire la 1 o la 2 ma se il gradiente è tanto piccolo che il pilota non esercita quasi sforzo nel momento in cui si vuole spostare da quella velocità ed entrare in manovra

ovvero le pendenze della curva e ciò lo si conosce dalle varie categorie di velivoli: un piccolo velivolo ha sforzi più piccoli rispetto a un velivolo grande, per spostare di 10 Km la velocità e partire da una certa velocità devo sapere ± che sforzo ci vuole, non c'è un numero preciso, ma un intervallo in cui se al di sotto del quale conviene accettare o al di sopra no.

Tale situazione va esplorata per quanto riguarda il valore minimo durante le condizioni di volo.

A velocità elevata il gradiente intorno alle velocità di trimmaggio è minore (vedi grafico 2)

Se devo studiare le condizioni per piccolo gradiente devo considerare la minore stabilità del velivolo quindi baricentro tutto dietro e velocità massima.

Se mi devo preoccupare di altre condizioni estremi che è quella di gradiente forte devo ridurre la velocità minima di trimmaggio, che secondo il regolamento viene data rapportata alle velocità di stallo per esempio

$$V_{\text{trim}} = 1,3 V_{\text{stallo}}$$

ad esempio intorno a una velocità $1,3 V_s$ e baricentro più avanzato possibile andrò a vedere quanto è il gradiente, se il gradiente è forte sono fuori. Stabilirò due condizioni per il gradiente, una a basse velocità e una ad alte velocità con il baricentro una volta avanti e una volta dietro.

Per il B-97, per non avere uno sforzo marginale e grande velocità e con baricentro tutto dietro allora mediante prove di volo si è andati a V alte e si è chiesto al pilota come erano gli sforzi.

Il problema più grosso si è trovato con il baricentro avanti, con il baricentro tutto avanti arrivando a $1,3 V_s$ ci vuole un po' di sforzo accettabile ma ai margini.

In condizioni di volo manovrato, si deve scrivere non il gradiente in termini di velocità ma gli sforzi per g, per cambiare di 1 g le manovre quanti kg ci vogliono? Perkins per gli aerei

del dopoguerra gli sforzi andavano da un minimo di 3 lb per g a un massimo di 4 lb per g. Si devono considerare i valori sperimentali per ogni velivolo. Si scrivono due condizioni una con il baricentro tutto dietro e una con il baricentro tutto avanti, considerando condizioni in cui le non linearità ci danno preoccupazioni, per esempio per velivoli ad ala bassa andiamo ad esplorare condizioni di maggiore assetto.

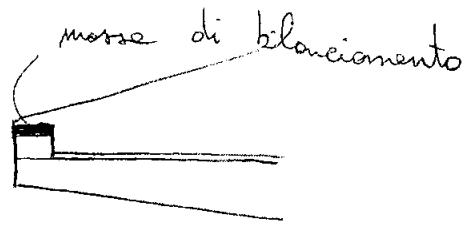
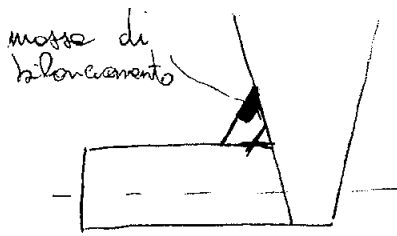
Si deve aggiungere un'altra condizione che è quella di crociera. Si deve vedere le verifiche del piano le condizioni per il piano 1) non deve pesare più di tot 2) non deve incidere sul coefficiente

In condizioni di crociera per il velivolo, per il piano di coda, la condizione operativa, condizione di crociera con il baricentro avanzato che è la condizione più critica ai fini della resistenza. Baricentro tutto avanti e eventualmente a peso massimo se il baricentro è avanti al fuoco del velivolo portante, o se baricentro è dietro al fuoco si prende la condizione di baricentro avanzato ma a peso minimo, se e quale incidenza ha sul piano di coda in condizioni di crociera. In sede di crociera si deve considerare l'angolo di allettamento.

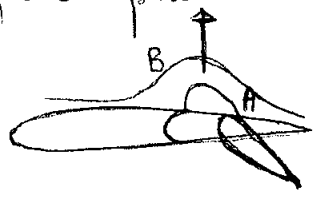
Per le condizioni in fase di crociera si deve considerare:

- peso
- coefficiente di crociera

Per quanto riguarda i problemi aerostatici e di bilanciamento in una fase preliminare ci possiamo preoccupare di bilanciare il piano staticamente intorno al proprio asse di cerniera, quindi le mosse di bilanciamento dovranno essere in generale tali da rendere il piano stabile intorno all'asse di cerniera. Le mosse di bilanciamento o si mette sul bordo di attacco però mosse sul bordo di attacco diventa grande oppure si deve creare il sistema per poterlo alloggiare più avanti e se il sistema è esterno alla fusoliera, può essere drasticamente quello adottato sul F 68:



Ciò è utile perché oltre a dare la possibilità di alleggerire la massa di bilanciamento si riduce il coefficiente di momento di cerniera. Ciò è come se l'asse di cerniera fosse arretrato un poco più dietro in realtà l'effetto è quello di



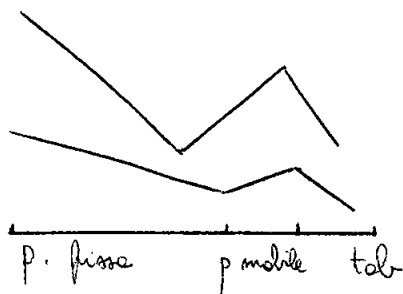
quando ruota la parte A esce fuori dal profilo, quindi la zona B è sede di depressioni e l'effetto è

quello di alleggerire lo sforzo perché è nella direzione di asservire e favorire il pilota, cacciando fuori il piano c'è un risucchio locale da aiuto.

La configurazione del piano di coda il progettista bravo la indovina fin dall'inizio, poi i calcoli e le equazioni ci dicono se le dimensioni del piano è giusta, quante masse ci devo mettere come masse di bilanciamento.

Il discorso delle masse viene fatto in sede di progetto preliminare ma aspetta la sua conferma dalle prove di volo, per un discorso di stabilità in volo, anche di vibrazioni associate a problemi aerodinamici, ma nella fase progettuale si considera il velivolo rigido e non flessibile, ma il progettista sa come può incidere la flessibilità delle parti strutturali.

Non sono tutte le condizioni che ci servono perché le incomplete sono in numero maggiore di quelle menzionate fino ad ora, - la minima velocità di trimmaggio $V_{min} = 1,3 V_{S_{trim}}$ esiste perché per equilibrare il velivolo d'equilibrio della velocità dobbiamo avere δ_e più grande, ma più grande è il δ_e più grande sarà il δ_t per annullare lo sforzo di barra per le configurazioni di equilibrio si ha:



→ per equilibrare e basse velocità

di decrescere della velocità. Se più forte, per annullare il coefficiente di momento di cerniera ci vuole un S_t più forte perché arrivati a un certo angolo S_t si perde di efficacia, il tbl non è più efficace quindi un certo tbl non può equilibrare la parte mobile al di sotto di una certa velocità e al di là di un certo S_e .

Molti velisti non riescono a trimmarsi neanche a velocità prescritte dal regolamento, il regolamento dice di raggiungere una certa velocità di trimmaggio e se il velista non la raggiunge, deve dire quale è la sua minima velocità di trimmaggio, ad esempio se regolamento impone che la velocità di trimmaggio ^{minima} è 130 Km/h, non riusciamo a trimmare a tale velocità con peso massimo e beninteso tutto avanti, trimmiamo a 140 Km/h il regolamento lo accetta ma ci sono altre norme che ci fanno pagare tutto questo quando parliamo di solite.

Per la condizione di trimmaggio non possiamo rinunciare e introdurre coefficienti di cerniera C_{hd} e C_{hs} , se pure in un secondo momento il tbl che ci aggrista un po' le cose per gli sforzi, se i nostri sforzi non sono adeguati allora si può introdurre il tbl asservito sull'equilibratore, nel caso dello stabilizzatore il tbl è asservito, sull'equilibratore il tbl potrebbe essere non asservito. Se in un secondo momento vediamo che non ce la facciamo con gli sforzi ^{o con le stabilite} allora possiamo usare dei dispositivi di masse aggiuntive, o le molle, il pilota collega sforzo alle stabilite.

(Per il b.87 si è adottato un piano di coda sbilanciato e non si sono usate masse aggiuntive)

Le risposte delle prove di volo è necessaria.