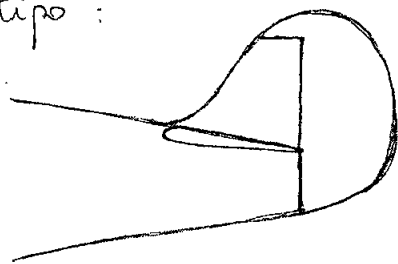


PIANO VERTICALE

Il piano verticale rispetto al piano orizzontale, pur essendo un'ala come il piano orizzontale in realtà è una mezza ala, in generale si vuole a livello di configurazione di quelle due è la configurazione delle fusoliere nelle parte caudale non è sempre un'ala che si può mettere dietro e basta, ad esempio per il Boeing C-17A il piano verticale è un'ala a sé.

Per velivoli relativamente piccoli si utilizza la configurazione dell'impenaggio verticale in qualche modo è legata alla configurazione delle code. Per esempio si trovano configurazioni del tipo:



aeroplani da combattimento
della seconda guerra
mondiale

→ piano verticale integrato nella fusoliera

Quando le fusoliere si restringono molto, si assottigliano molto nelle parte caudale vengono usate come parte integrante del piano
Le incognite del piano verticale sono:

Il profilo si divide in parte fissa
e parte mobile

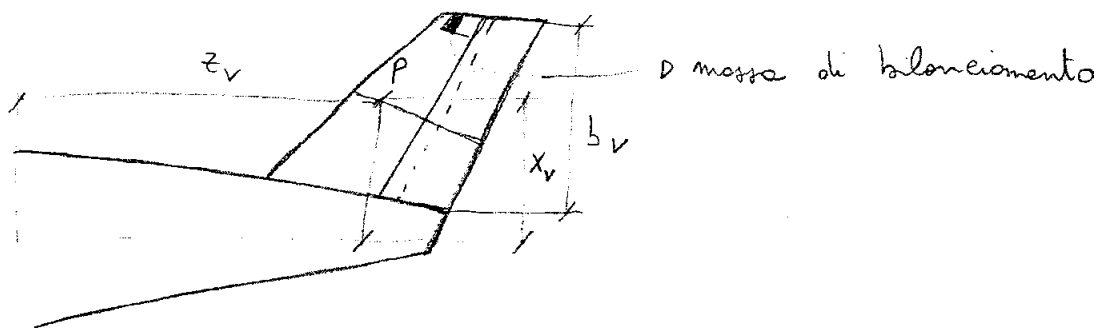
↓
Deriva (FIN)

↓
timone (RADDER)

δ_r escursione si considera unica, ci sono dei casi in cui l'escursione da sinistra a destra è diversa in ragione dell'elica, ad esempio se si ha un'escursione totale di 50° , di cui 25° a destra e 25° a sinistra, per essere più generali si dovrebbe usare un δ_r a sinistra e uno a destra ma nella prima fase di progetto si lascia una sola indicazione

C_b → posizione dell'asse di cerniera

- Materiale
- Profilo
- corde alla radice C_r
- corde estremità C_e
- δ_r
- $\frac{C_b}{c}$
- X_v
- Z_v
- G_v → rapporto cinematico
- le incognite del tab.
- b_v
- Λ → angolo di freccia



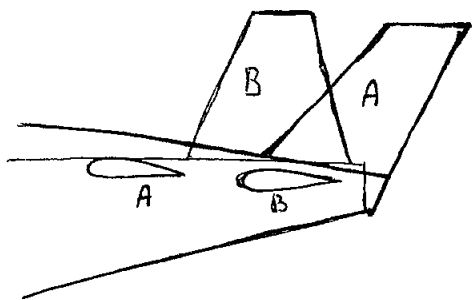
15

Si considera una corda media del piano verticale e si vede quanto dista dal piano di riferimento del velivolo e quanto sta dietro rispetto al bordo di attacco dell'ala, le coordinate del p.to $P \equiv (x_v, z_v)$

Di solito il tab non è asserito, ma può capitare che a valle delle prime fasi di progetto potremmo aver bisogno di asserirlo (spring tab)

Il piano verticale è sempre a freccia, per piccoli aeroplani la freccia non servirebbe proprio nonostante venga data per ragioni più estetiche che di necessità

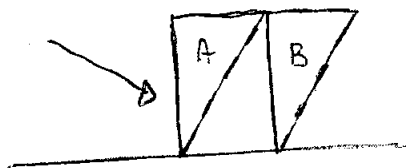
E ora la freccia solo per un problema estetico, ben vero è che con la freccia andiamo un po' più dietro con la risultante aerodinamica quindi guadagniamo in braccio però la freccia ci riduce anche la pendenza della retta di portanza, da un punto di vista aerodinamico



la freccia è giustificata solo da un motivo estetico, si può dire anche che il flusso a valle dell'ala ha un' inclinazione verso il basso quindi la freccia va vista anche in relazione al downwash, ad esempio un $5^\circ \div 6^\circ$ di freccia possono essere utili perché la freccia ci fini aerodinamica e

B) piano verticale senza freccia inoltre poi associando il piano orizzontale tirandolo avanti, senza freccia usciamo anche dall'ombra aerodinamica del piano orizzontale o meno che il piano orizzontale si trova molto avanti allora la freccia nel caso A fa uscire il piano verticale dall'ombra ^{della zip} del piano orizzontale, tagliando tale caso la freccia ci porta il piano verso l'ombra non fuori ombra

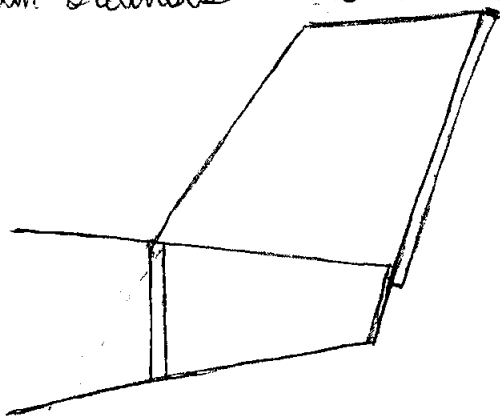
trova rispetto alla corrente che è inclinata verso il basso, se il piano verticale fosse dritto (A) ... immerso in un ~~downwash~~ inclinato verso il basso, in realtà sarebbe una freccia in avanti rispetto ad avere una corrente indisturbata.



B) se il piano fosse stato fatto con una freccia verso dietro di tanti gradi quanto è il ~~downwash~~ avrei ottenuto una condizione di freccia zero.

Un po' di freccia è fisiologico, l'ordine di grandezza è 5° . $\Delta \approx 5^\circ$, se si superano i 5° si va verso l'estetica.

Quando si devono andare ad inserire i longheroni sulle ordinate, siccome le ordinate di solito si fanno dritte gli ottecchi devono essere fatti in modo tale che si deve recuperare l'angolo di freccia, per esempio nel caso del G-87 che ha le frecce per ragioni non del tutto estetiche ma anche perché tirando più dietro il piano verticale, c'è un po' di arretramento del centro aerodinamico, il tronco di coda invece di finire a punta, si è fatto inclinato quindi si è potuto ottrecare il longherone posteriore dell'impennaggio verticalmente lì senza nessun accorgimento, il longherone anteriore per ottrecarlo all'ordinate si è dovuto fare una postre di collegamento o poteva fare anche per il longherone anteriore l'ordinate storta ma ciò comporta dei problemi nel senso che quando si ha il tubo di coda che viene diviso in pannelli attraverso le ordinate, se faccio l'ordinate inclinata e quella anteriore è molto inclinata si ha un'ordinate molto estesa cioè occorre un pannello e allunga un altro, ed esso può avere problemi di instabilità di buckling e si dovrebbero mettere dei redrizzatori.



IMPIENNAGGIO VERTICALE

Le condizioni di progetto sono analoghe a quelle dell'impiennaggio orizzontale, salvo gli aspetti che riguardano la compensazione con la fusoliera per la quale abbiamo visto che esiste, per alcuni velivoli, la possibilità (velivoli leggeri) di poter configurare la parte caudale in modo tale da sposare direttamente l'impiennaggio verticale.

Le condizioni di progetto. Anche qui ci dobbiamo rivolgere alle funzioni. A che serve l'impiennaggio vert? l'equilibrio sul piano verticale, del piano direzionale, e quale sarà la stabilità? Comandi liberi, comandi bloccati, sforzi sulla podiera...

Il piano non deve pesare più di una certa quantità. Non deve costare più di una certa quantità. Non deve abbattere l'efficienza di crociera! Lo scopo principale è quello di fare un piano più piccolo possibile.

Quindi se noi riusciamo a contenere un piano, rispetteremo queste condizioni fermo restando la scelta tecnologica (fabbricazione, motorizze...). Questo dipende dal Know-how dell'azienda o dalle possibilità di attingere a servizi esterni. Accade spesso che queste superfici siano dotate di parti in composito.

Oggi i materiali compositi trovano applicazioni anche per le parti strutturali, come ad esempio l'imp. verticale. Questo dipende dall'esperienza dell'azienda ed anche dagli aspetti innovativi che l'azienda vuole coinvolgere (tecnologie, ricerche).

②

Nel campo dei velivoli leggeri, la scelta cade quasi esclusivamente sull'alluminio (legno).

Allora le condizioni di progetto sono:

per quanto riguarda l'EQUILIBRIO

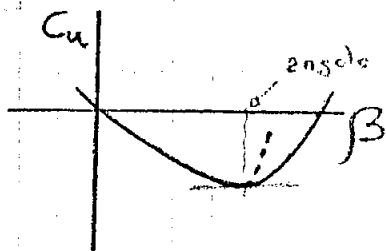
questo piano dovrà bilanciare sul piano orizzontale del velivolo, intorno all'asse x . Deve assicurare l'equilibrio

in tutti i angoli, fino all'angolo massimo di decalage che si presume la categoria del velivolo stesso debba rispettare.

Per categorie normali l'angolo può arrivare a 20° ;

e valori doppi per velivoli semiaerobatici o

aerobatici. Deve rispettare una curva di questo tipo:



di solito $C_L = 0$ quando $\beta = 0$
(non sempre, perché è possibile che ci siano delle leggere asimmetrie del velivolo)

Non c'è mai una situazione di stallo brusco, cioè

una brusca variazione (curva tratteggiata), perché si tratta

in sostanza che l'imp. verticale deve annullare la

derivata che nasce sulla fusoliera una volta che nasce

no ...?

e se noi, come immaginiamo le ali sono livellate,

non facciamo l'imbardata con le ali inclinate

altrimenti ...?

che può dare un momento rispetto al baricentro.

Quello che è caratteristico è l'angolo β . Bisognerebbe

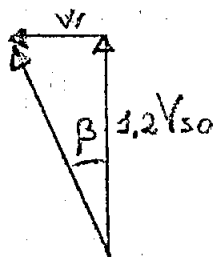
che fare sempre in modo che intorno a quest'angolo

non ...?

③

Il coefficiente di momento deve sempre crescere al crescere di β ma può livellarsi e non invertirsi, all'angolo massimo al quale noi vogliamo bilanciare il velivolo.

Altra condizione di progetto è l'ATTERRAGGIO CON VENTO LATERALE - In sostanza si tratta di avere una condizione di equilibrio sotto un angolo di decapita β . All'atterr. abbiamo una velocità di $1,2 V_{SO}$. Se vogliamo atter-
rizzare con vento trasversale,



c'è una componente laterale del vento. Se il vento è

forte, β è molto grande. Siccome V_{SO} è un dato di prestazione, anche il vento trasversale massimo è un dato di prestazione che viene descritto sulla specifica di valutazione e sul manuale di volo (per velivoli come il PG2 è di 15 nodi). Se il vento è maggiore di quello prescritto, legalmente il pilota non può atterrare e meno che la velocità di atterraggio non venga aumentata, ma ciò implica presentarsi al suolo con velocità elevate. Il regolamento dice ti chiedo di provare a quale vento massimo trasversale puoi atterrare. Devi fare la prova di volo. Il problema è di prestazione. Se il vento trasversale massimo prescritto è ad esempio di 5 nodi, il velivolo è che non compire perché significa che può volare solo con poco vento. Un velivolo che atterra lento, se contemporaneamente ha un vento piccolo, non è piacevole. Non ha senso la velocità di stallo come parametro in sé, se non legata ad una componente del vento (trasversale alla

④ piste) di una certa entità.

La velocità di stallo, per quanto bassa, può non avere un significato pratico se non accoppiata ad un vento trasversale medio per quella categoria. Tenete presente che la configurazione con flap fuori e carrello esposto, è di per sé una configurazione per cui il governo non è facile (velocità bassa, Reynolds basso).

Questa condizione di progetto è quasi certamente più onerosa di quella con massima derapata. Un velivolo acrobatico, che ha 40° di derapata, con il vento trasversale se la cava piuttosto bene, e meno che non mettiamo un vento trasversale di 50 nodi.

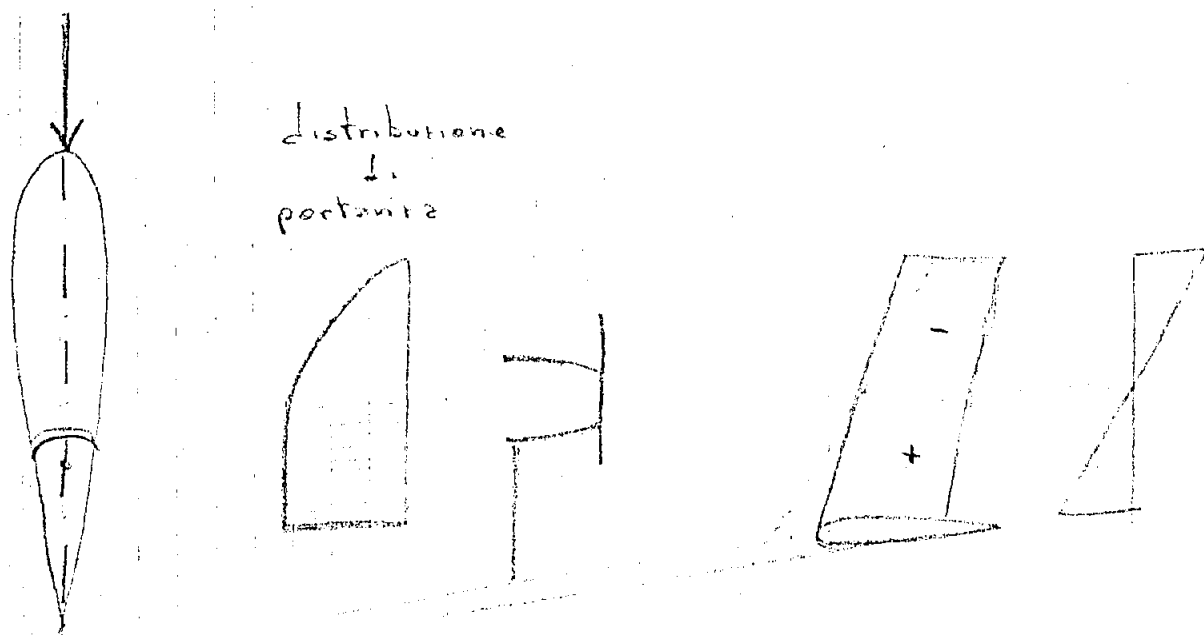
Il vento trasversale è critico per velivoli di categoria normale, che hanno un angolo di derapata intorno ai 20° . Il G97 ha un angolo di derapata di 40° ma per altri motivi, non voluto, per la configurazione, perché l'ala è piccola, l'effetto diodro ---

Condizione di SLIP STREAM(?) dell'elica: condizione sul cilettamento dell'elica.

Se un motore ci dà una componente trasversale del vento, che è la velocità indotta dell'elica, evidentemente nelle fasi di bassa velocità, cioè quando questa spinta dell'elica è forte, quindi il rapporto velocità indotta / velocità di avanzamento è forte, viene fuori un angolo apprezzabile (metto grado, 1 grado... quel che serve) per cui il velivolo tenderà a deviare, ad imbardare a destra o a sinistra a seconda del verso di rotazione dell'elica. Questa condizione è particolarmente

⑤ ~~in~~ in salita, perché la spinta è massima e la
velocità più bassa possibile. Questi tutti gli aeroplani mono-
motore richiedono l'intervento del pilota sulla pedaniera
per...? Se accentriamo, la cosa può dare fastidio.
Infatti, se si accentra l'imbardata, viene fuori una
derapata ed il velivolo tende a ruotare. Di solito le
derive sono posizionate a zero accentrandosi, questa
tendenza a derapare se limitata. Se la potenza
installata è forte, l'elic è forte quindi le velocità sono
forti, conviene derivare la deriva di molto o 1 grado.
Il G97 ha $1,5^\circ$ scelto dopo aver fatto un calcolo
che poteva anche portare a 2° lo limitai ad $1,5^\circ$ perché
se il calcolo è un calcolo difficile mi dice 2° o più, io
gli do $1,5^\circ$ e ciò vuol dire che l'eccesso se lo boccia
il pilota sulla tendenza a picchiare. Se noi diamo
molta deviazione, in crociera ce la troviamo contro,
cioè quando la velocità indotta si riduce, vuol dire
che il pilota in crociera deve operare sulla pedaniera.
Dovreste poi prendere il tab, che su questi impennaggi
è di tipo fisso, cioè si sente una volta per sempre
alla velocità di crociera e si lascia così. Allora,
per evitare che la correzione sia troppo grande, ho
lasciato $1,5^\circ$ facendo una preghiera alla Madonna...
Per spiegarvi meglio: se io gli do una deviazione,
ipotizzando che con quella deviazione la corrente
sia assiale, mediamente sul piano perché ovviamente
la velocità indotta cambia con l'altitudine. Nel caso
del G97, il piano di coda è immerso completamente

⑥ nella scia, quindi le ~~le~~ velocità sono tali da dare velocità bilanciate.



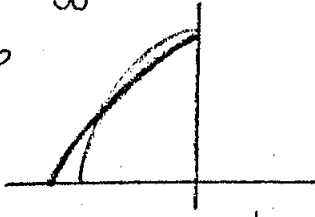
Fatto sta che la scia non è perfettamente simmetrica (la situazione reale è quella tratteggiata). Il bilancio tra più e meno non è neutro. Sotto ce n'è di più.

Tenendo presente che la parte di sopra ha una vorticità più forte e quindi meno efficace di indurre, perché ha già vorticità libere quindi acquista portanza. Un aumento d'angolo è meno sentito. Io sento l'angolo là dove la pendenza locale è più forte, cioè dove ci sono meno velocità indotte nel pizzo, quindi in tutta la fascia di base che tra l'altro è schermata dal piano orizzontale.

Essendo la portanza più grande sotto, questo diagramma può essere preso a valori delle pendenze locali di portanza. La parte inferiore dà molta più portanza. La freccia e la restringimento del G97 sono più piccole del PG2 perché ho cercato di aumentare la superficie verso l'esterno per bilanciare un po' questa situazione dell'angolo di deviazione.

⑦ Questo si paga con un po' di peso in più perché poi le flessioni sono maggiori. Mi spiego meglio

CARICO



ho cercato di aumentare la pendenza verso l'esterno per bilanciare quegli effetti di cui parlavamo prima. In termini di peso non si sono avuti problemi perché la struttura è già dimensionata in modo tale che non si possano scegliere spessori di lamiera dei longhoron sovradimensionati, di 5 centesimi di millimetro o 1 decimo. Gli spessori non sono variabili con continuità. In quest'ambito di salto si può ammettere anche una maggiore flessione, un maggior carico sulla struttura senza aggravio di peso.

Il tab si mette sul prolungamento del timone



striscia di lamiera chiodata
che viene deflessa da un
talo e dall'altro in crociera

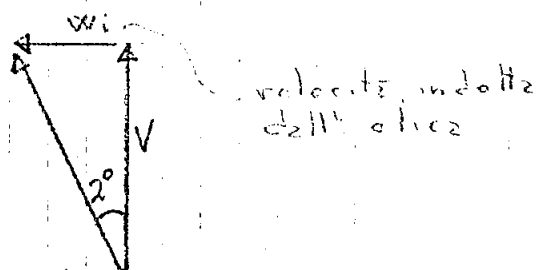
nel PS2 la striscia è dell'ordine
di 25 cm

Il tab se si sposta a sinistra tende a far deviare il timone a destra quindi mi dà un leggero δ_e tanto da generare un piccolo carico da bilanciare l'effetto dell'elica, cioè in modo tale da dare sull'impennaggio verticale un angolo zero.

8) Sommando questo effetto all'effetto SLIP STREAM (?) dell' elica, in crociera mi dà un carico zero. Se cambia la velocità (maggiore) bisogna tenere il piede impegnato per correggere questo effetto.

In crociera si viaggia trimmati (senza sforzi) - Questi aeroplani piccoli non hanno il trim anche sull'imp. verticale perché costa. Per aeroplani più importanti si mette il trim sul piano verticale ed il problema non sussiste più perché il timone viene corretto.

Se in decollo ho una situazione



quando andiamo in crociera, l'angolo (2°) tenderà a ridursi perché aumentano la velocità V e diminuiscono w_i . La correzione di crociera è molto piccola rispetto a quella in decollo.

Ritornando al G97, $1,5^\circ$ è andato bene, ed anche in crociera (lente) non necessita di correzioni. Anche al 75% sembra che non ci sia bisogno di correzione.



fora di allineamento

Il pilota corregge a proprio piacimento.

Se c'è il trim di solito la deriva è 2°

9) CONDIZIONE DI STABILITÀ

Dobbiamo assicurare la stabilità in tutte le configurazioni. Le condizioni più critiche sono con il baricentro arretrato. In questa condizione la stabilità si riduce. Per quanto riguarda la velocità, la condizione più critica è quella a bassa velocità perché l'effetto del Reynolds abbassa le caratteristiche del pizmo. Inoltre a bassa velocità e con potenza abbiamo quella famosa forza laterale sull'elica, o sul motore a getto, di solito disposto avanti al baricentro, e quindi instabilizzante (dipende dal coefficiente di trazione dell'elica). In salita abbiamo una condizione critica per quanto riguarda la stabilità direzionale. Anche qui la configurazione deve essere quella di decollo (in salita) ma non va esclusa quella di atterraggio perché io debbo poter avere anche stabilità sufficiente anche in questa configurazione. Infatti, nel momento in cui avete sbagliato l'atterraggio e dovete rialzarsi, dovete avere quella stabilità che compete anche alla configurazione di atterraggio. Poiché quella di atterraggio è più sporca di quella in salita, si potrebbe avere una condizione più critica che in salita. Il sidewash cambia a seconda che stiamo con flap o senza flap. -- Seppure parliamo di condizione di equilibrio, dove essere stabile.

Equilibrio sotto il vento laterale dove essere stabile (bisogna assicurarcelo) anche quando β è forte. Questo è molto oneroso perché l'assetto del velivolo è già perturbato con l'angolo β . Per esempio, la scia dell'elica non è più simmetrica.

A parte l'influenza sull' z_2 (come momento di rollio $\Rightarrow$ effetto diedro, governo degli alettoni), cioè cambia sia la velocità indotta dell'elica sia il sidewash che potrebbero essere peggiorativi ai fini della stabilità.

Le condizioni di volo asimmetriche, come quelle dell'atterraggio trasversale, può dare un $\frac{\partial \sigma}{\partial \beta}$ completamente diverso da quelle di volo simmetriche.

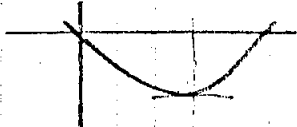
Quindi dobbiamo esplorare anche le condizioni di stabilità a $\beta \neq 0$ ed essenzialmente quelle che si ha nell'atterraggio trasversale. Il discorso è fatto a comandi liberi - la stabilità dinamica, che coinvolge l'imp. verticale, non coinvolge solo il moto intorno all'asse z , ma è accoppiata al moto intorno all'asse x (è un discorso di stabilità latero-direzionale).

Anche il bilanciamento massico è essenzialmente determinato dai fenomeni aeroelastici di accoppiamento di flessione dell'imp. verticale e torsione dell'fusoliera. In verità basta il solito che l'asse di cerniera sia almeno asse statico, cioè baricentrico, per star più o meno bene in quanto dovremo avere un momento centrifugo rispetto all'asse di cerniera e all'asse elastico dell'fusoliera.

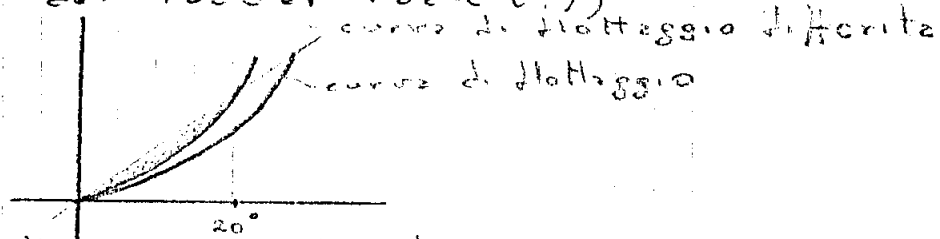
(11)

Altre condizioni di progetto sono dovute agli sforzi, sforzi sull'podalier. E qui dobbiamo vedere che cosa dicono gli altri, quanti chili ci vogliono per derivare di 5° o 10° ...

Le curve degli sforzi



fino all'angolo massimo di 20° non si deve invertire, cioè può presentare un gradiente nullo ma non inverso (denomano del rudder rock (?))

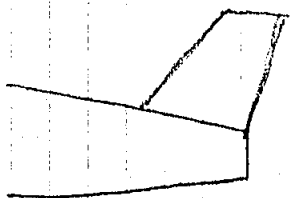


Questo fatto comporta che possa esser messa una pinna



Spesso la pinna viene messa per una questione di estetica o per la necessità di far passare i cavi che vanno al tab. Molto facilmente la pinna si trova su velivoli acrobatici o di combattimento per i quali l'angolo di derapata è molto forte e quindi è molto facile che si possa andare incontro al rudder rock (?) (stallo della deriva). Per evitare lo stallo della deriva si mette la pinna per ridurre l'allungamento effettivo e quindi aumentare l'angolo a cui si verifica lo stallo.

NON ACROBATICO



ACROBATICO

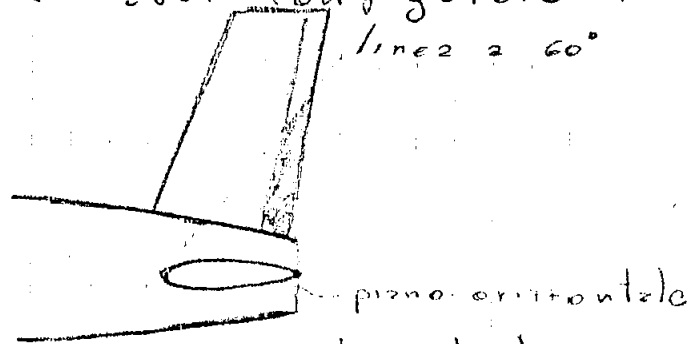


① IMPENNAGGIO VERTICALE

Nel caso di velivoli plurimotori evidentemente c'è la condizione di progetto con motore in surriscaldamento (equilibrio con motore in surriscaldamento). Di questa condizione abbiamo parlato lungamente a proposito della V_{MC} . Ci preoccupiamo essenzialmente della condizione di equilibrio all'imbardata. Naturalmente ci dovremo poi assicurare che ci sia equilibrio alla decapata e quindi la forza sulla deriva non sia maggiore della componente della portanza con un velivolo inclinato non più di 5° . Questa è una condizione che impedisce di volare oltre una certa inclinazione. Quindi una prima condizione riguarda l'equilibrio all'imbardata con la limitazione di 5° di back. Poi ci sono le altre condizioni che non consideriamo nella prima fase (carico di rollio, effetto diedro ---). Questa condizione è molto onerosa per velivoli molto potentissimi quali possono essere i velivoli stall, o bimotore o quadrimotore. Per i quadrimotore si assume che persino il motore esterno ma la potenza singola non cambia. La condizione è più onerosa per il bimotore, perché il rapporto spinta/peso totale è leggermente maggiore rispetto al quadrimotore.

Altra condizione di progetto è la configurazione della vite. Più che determinare la superficie, che evidentemente interviene, è importante determinare la configurazione della coda. Le configurazioni devono essere tali da non portare in ombra il timone da parte dell'impennaggio orizzontale, cioè,

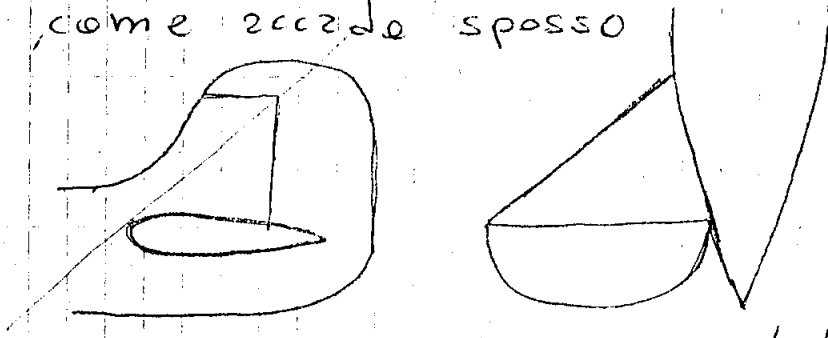
Secondo pensiamo di aver configurato il velivolo in questo modo



questa configurazione è sbagliata.

La vite è per i monomotori. Per i plurimotori il discorso non si pone perché c'è la potenza differenziata che può fermare la vite. Allora se è fusa la deriva, o si mette l'imp. più dietro o più avanti, per avere almeno il 50% del timone libero dalla scia dell'imp. orizzontale.

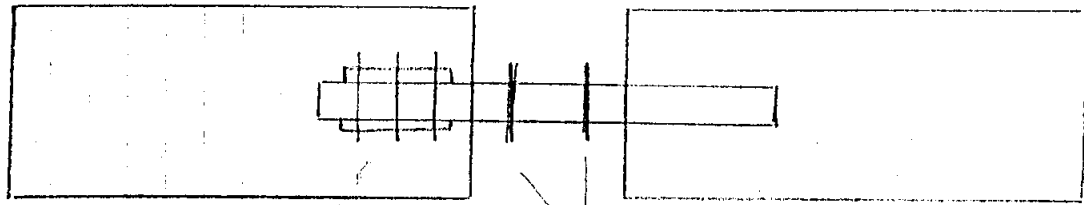
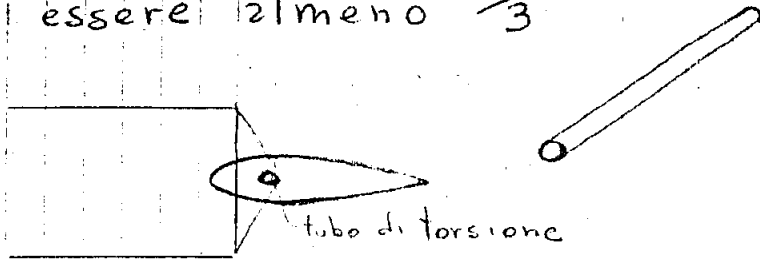
La configurazione può essere ancora accettabile, qualora, come accade spesso



questa configurazione è ammissibile perché il timone è soggetto ad un flusso misto.

Facciamo alcune considerazioni di carattere strutturale quando si vanno a disporre gli impianti. Se noi pensiamo ad un piano di coda di tipo stabilizzatore, lo stabilizzatore avrà un tubo di torsione massiccio che dovrà essere supportato in fusoliera da dei patti macchinati o molto robusti.

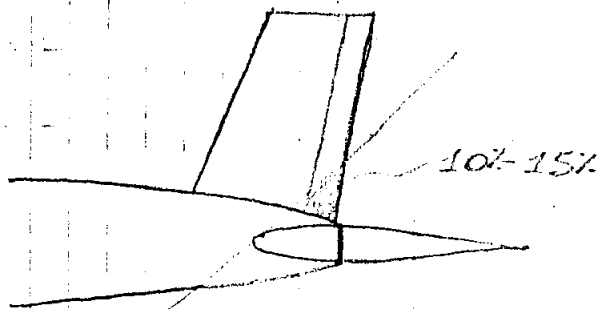
- ③ In sostanza per un tubo di torsione la situazione è quella in figura. Esso ha una lunghezza sufficiente ad entrare nella semipertura del pizzo e grossomodo deve essere almeno $\frac{1}{3}$



ovviamente qui ci sarà un altro petto marchinato che poi verrà fissato alle centine

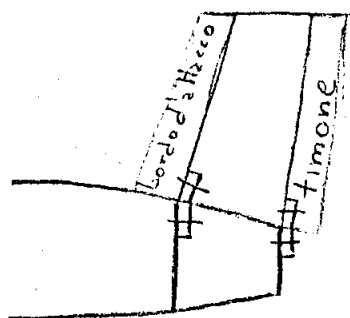
per supportare il tubo, usiamo due mensole che escono da una ordinata (tipicamente l'ultima).

È conveniente che le mensole escano dall'ultima ordinata così che il pizzo si porti più lontano possibile dal baricentro così che la L (braccio di leva) aumenti. Così ad esempio si può avere una configurazione

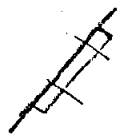


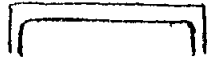
L'imp. verticale è fuori scia e questa configurazione è corretta. La configurazione più classica per stabilizzatori di velivoli leggeri è quella di ancorare il tubo di torsione all'ultima ordinata. Il tubo di torsione funziona bene se è unico, infatti per poter incassare la flessione bisogna appendere gli appoggi. Se avessimo una configurazione a V dovremmo mettere due

④ appoggi da entrambi i lati, e ciò, per velivoli piccoli, è una complicazione strutturale. Non scegliamo mai una configurazione in cui lo stabilizzatore è più avanti, perché non esiste nessuna indicazione favorevole a scegliere un'altra ordinata per fare questo lavoro. Nel fare queste considerazioni, teniamo presente come si attacca la deriva alla fusoliera. La deriva ha quasi sempre due longheroni. Di solito



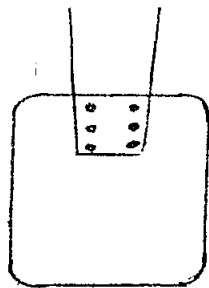
c'è una piastra che serve all'attacco longherone-ordinata. Il longherone avanti viene attaccato con una piastra fatta apposta. Viene bullonata, all'una e all'altra, viene chiodata sul longherone e sull'ordinata viene bullonata per essere fissata. L'altro longherone della deriva può essere collegato allo stesso modo. È preferibile però, se l'attacco è sull'ultima ordinata, fare un'ordinata inclinata in modo tale che la piastra viene piegate



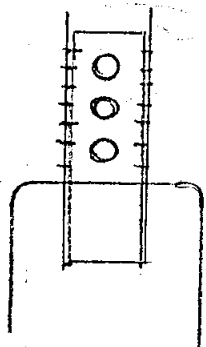
Se il longherone è a C , il collegamento si può fare o mettendo la piastra all'esterno (preferibile) o all'interno. In qualche caso può essere evitata la piastra se il longherone è sufficientemente robusto, può essere continuato fino lungo l'ordinata e quindi bullonato (di solito con 6 bulloni).

⑤

1/5/03



Questo può essere fatto se lo spessore del longherone è tale che per effetto delle pressioni specifiche (bearing) non supera il passo ammissibile per l'alluminio. Se usiamo un lamiera di 1 mm, questo non va bene. La lamiera dovrà essere almeno di 2 mm. Se usiamo una lamiera di 1 mm, allora bisogna mettere un doubler nell'ultima parte in cui il longherone deve essere rinforzato.

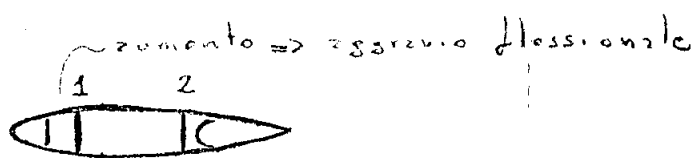


solotta

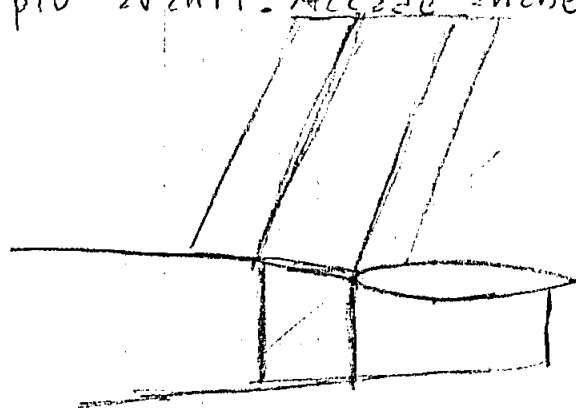
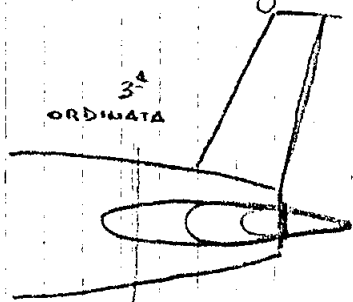
in questa zona il doubler è esuberante e si alleggerisce con fori

Nell'interno, nella fusoliera che va in fusoliera, avremo 1 mm più altri 2 mm di lamiera ovvero un doubler o raddoppiatore. La configurazione attuale non può prescindere dalla configurazione strutturale della coda. La deriva necessita di due ordinate. Se mettiamo lo stabilizzatore utilizzando l'ordina posteriore. Se mettiamo il pizzo parzialmente mobile ho bisogno nella parte fissa di due ordinate. La corda della deriva alla radice di solito è più grande della corda della parte fissa del pizzo orizzontale. In questo caso, se facessi coincidere il longherone anteriore con un'ordina, il longherone posteriore necessiterebbe di un'altra ordina. Allora, se le differenze non sono molto grandi, si può accorciare la distanza tra i due longheroni.

⑥ della deriva con aggravingo dal punto di vista torsionale e avendo



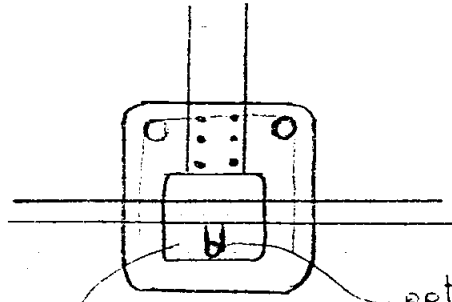
riducendo l'altezza dei longheroni con aggravingo di resistenza flessionale. Ciò dà luogo facilmente ad un investimento del timone da parte della scia. La configurazione che dal punto di vista strutturale sembrerebbe ottimale, presenta questo inconveniente grave che la configurazione porta il timone in scia. La situazione, per quanto riguarda il piano parzialmente mobile, è veramente critica dal punto di vista architettonico e dal punto di vista della progettazione integrata. Alla fine, quasi certamente, si va a finire con una terza ordinata ed il piano va più avanti. Accade anche di frequente che migri la deriva



configurazione per relivoli e gatto

La deriva viene più avanti, quindi perde distanza e quindi la deriva fare più grande per rispettare l'ombra. In queste cose ci sono molto d'aiuto l'esperienza dei relivoli similari.

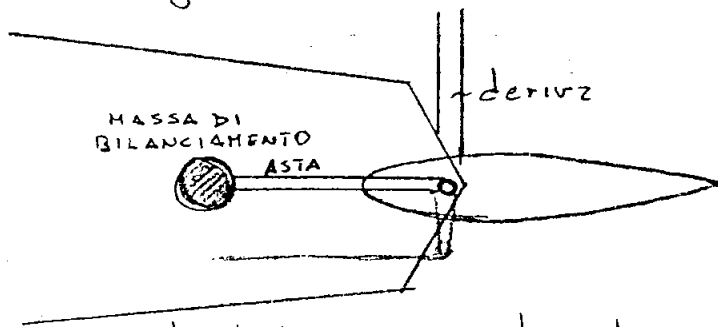
⑦ Quando andiamo ad ottimizzare uno stabilizzatore nella configurazione posteriore ci troveremo in difficoltà per lo spazio riservato perché l'ultima ordinata è piccola (la fusoliera di solito è rastremata per ragioni aerodinamiche). Allora avremo la situazione in cui c'è: il tubo di torsione, il comando longitudinale (di solito un'asta)...



c'è poi il timone al quale dovranno arrivare i due cavi di governo

potrebbe restare poco spazio per questo comando longitudinale

In sostanza avremo un'ordinata piccola con tante cose attaccate e vari tubi per il passaggio dei comandi. Se aggiungiamo la massa di bilanciamento interna, allora bisogna considerare anche



La massa di bilanciamento fa un percorso che potrebbe portarla a scontrarsi con il tubo. Per evitare ciò, la massa di bilanciamento può essere fatta

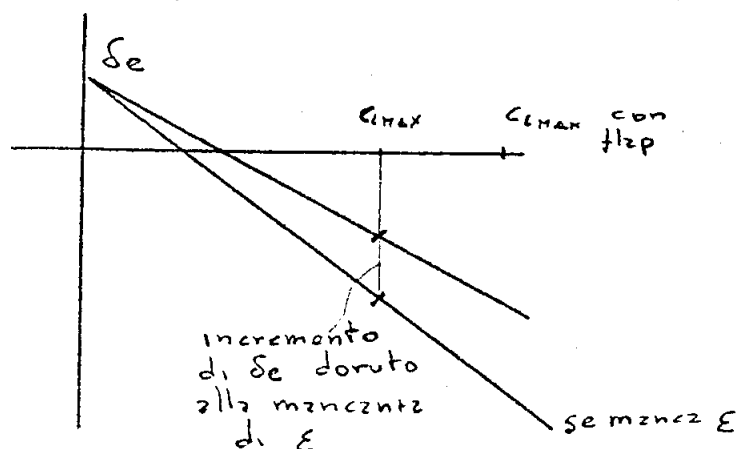


La complicazione di geometria è quindi grandissima per l'ordinata piccola

⑨ Per aerei grandi, se non abbiamo la configurazione caudale, abbiamo almeno 2 o 3 ordinate di forza per i longheroni della deriva.

Se il piano orizzontale si sposta in fusoliera, il discorso è analogo ma non esiste più il discorso dell'ombra.

Condizione di progetto molto critica, derivante dall'equilibrio, per l'impenaggio orizzontale è l'atterraggio. Velivolo in atterraggio significa velivolo con flap fuori, quindi con forte momento di beccheggio c_{mo} , con possibilmente l'imp. orizzontale e quindi altro possa essere in effetto solo laddove $\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$ si è ridotto proprio a zero (in particolare velivoli ad ala bassa). Allora pensiamo ad equilibrare un velivolo senza ϵ con baricentro tutto avanti $\Rightarrow$ andiamo incontro all'impossibilità di governo



Facilmente andiamo fuori di quell'angolo di 25° ed ecco che questa condizione diventa molto pesante. Quello che manca è la spinta perché in quelle condizioni è piccola (30% della massima) e serve solo a tenere il velivolo livellato. In condizione di ϵ mancante ci possiamo trovare in grave difetto di equilibrio. Da questo punto di vista lo stabilizzatore può assumere, se non ha limitazioni di gradi, ---?---

Nel G97 la limitazione è di carattere geometrico. Posso tirare max fino a 19°