

CONFIGURAZIONI

1/aprile/2003

①

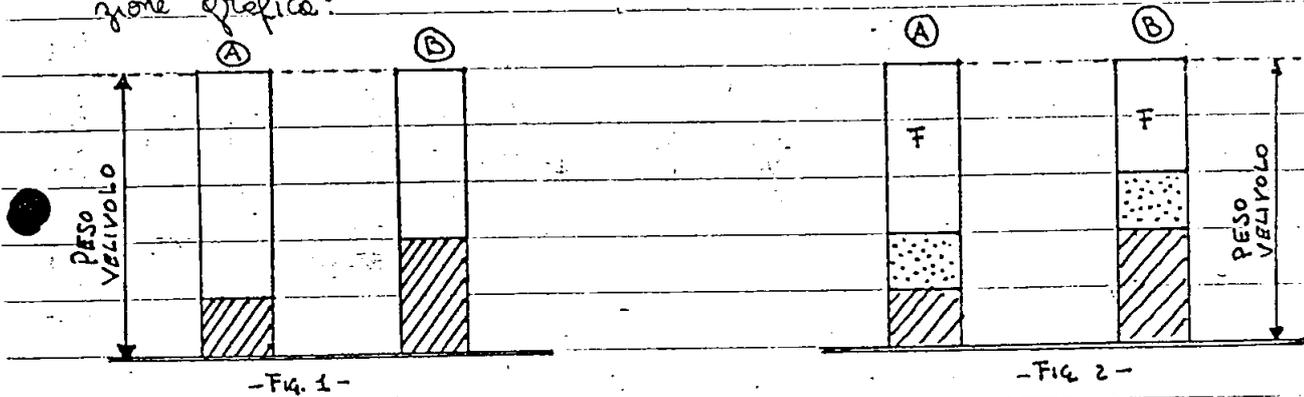
Incominciamo ad elencare alcuni vantaggi della configurazione e motori caudale:

- ALTA EFFICIENZA che deriva dall'aerodinamica dell'ala pulita (non ha il motore) quindi i profili lavorano meglio dato che non sono disturbati;

- CONFORT in cabina (livello del rumore attenuato) più della configurazione alare;

La scelta dell'installazione dei motori sotto l'ala deriva dal fatto di ottenere un velivolo con PESO A VUOTO + BASSO, dato che i motori alari scaricano la struttura dell'ala; si potrebbe dimostrare che senza toccare la struttura dell'ala posso aumentare il carico pagante in fusoliera per il peso dei motori (Q_m) se fosse installato dove è applicata la risultante della forza portante; oppure fermo restante il peso pagante posso alleggerire la struttura alare.

Questo mi comporta un D.O.C. minore. Facciamo una rappresentazione grafica:



Ⓐ: configurazione motore alare

Ⓑ: configurazione motore caudale

▨: Peso motore

□: Peso disponibile (da destinare)

▤: P_0 peso pagante

F: Carburante

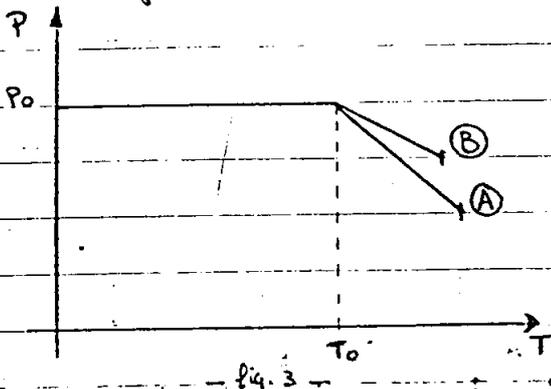
Dalle (fig. 1) possiamo vedere che Ⓐ ha una disponibilità di peso più di Ⓑ.

Vediamo di ripetere il peso pagante (fig. 2), immettiamo nei 2 velivoli lo stesso carico pagante e percorreranno la stessa tratta T_0 . Notiamo che Ⓑ

imbarca meno carburante (F) di \textcircled{A} , questo è dovuto alla migliore efficienza aerodinamica di \textcircled{B} rispetto ad \textcircled{A} .

Allora gestori e costruttori per sfruttare il minor peso a vuoto di \textcircled{A} hanno cercato di migliorare l'aerodinamica di \textcircled{A} (ottimizzando l'interferenza aerodinamica dell'ALA-PILONE-MOTORE) in modo che il velivolo consumasse meno carburante e quindi di poter aumentare o il carico pagante oppure senza toccare il carico pagante sfruttare la capienza di carburante in più per aumentare l'autonomia del velivolo (\Rightarrow tratte più lunghe).

Quello che cerchiamo di ottimizzare (aumentare) è il lavoro $P_0 T_0$ (Peso pagante \times Tratta) dell'aereo.



Da questo diagramma possiamo trovare alcuni risultati (fig. 3):

- 1:) \textcircled{A} consuma di più rispetto a \textcircled{B} , questo lo si vede dalle diverse inclinazioni delle linee;

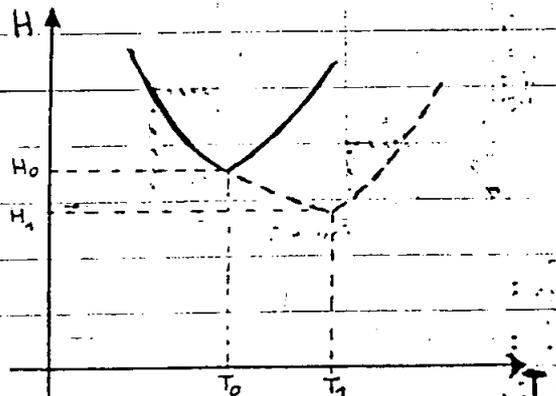
- 2:) Abbassando P_0 aumenta T_0 per \textcircled{A} e \textcircled{B} ,

ed un certo P è \textcircled{A} che guadagna in T dato che può imbarcare carburante in più rispetto ad \textcircled{B} .

Questo mi comporta il vantaggio di avere quando vedo e calcolare il

D.O.C. una velocità commerciale V_0 più grande ed un abbattimento di H

Come possiamo vedere (fig. 4) dalla linea dei costi, aumentando la tratta abbiamo il costo (perché cresce V_0 e decresce H).



Questo è un vantaggio della configurazione a motore alare.

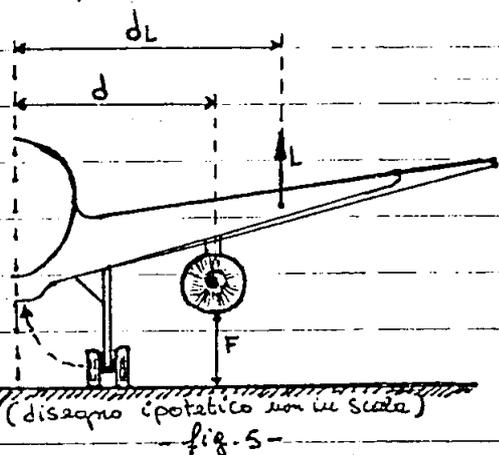
Adesso vediamo cosa succede se nella \textcircled{A} ho più di un motore;

Nel caso di 2 motori, se li metto molto decentrati dalla risultante della portanza (verso l'estremità alare) perdo parte del guadagno di peso ed efficienza perché nel caso di piantata motore avrei un'imbardata notevole e questo mi comporta un aumento di superficie del impennaggio verticale (\Rightarrow aumento di peso e di resistenza). Poi la V_{RC} è molto più grande delle V_S , mentre dovrebbe essere vicine, quindi il velivolo avrebbe un coefficiente di sicurezza basso perché il momento imbardata è così elevato che il pilota potrebbe dover le contro manovre terribili.

Allora i motori dovrebbero essere posizionati il più vicino possibile alla fusoliera.

La **A** comporta anche una dipendenza nella progettazione dimensionale del carrello.

Il carrello deve avere una carreggiata minima che assicuri la stabilità a terra del velivolo (e questo si trae in prima approssimazione per vie statistiche); poi il carrello deve avere una lunghezza tale che quando si chiede, il pedale delle ruote vada a finire in fusoliera; Inoltre deve garantire lo franco dal suolo (F) cioè una certa distanza tra il



motore ed il suolo. La distanza motore-ala deve ottimizzarsi sia in relazione al carrello (che non deve essere altissimo) e sia in relazione ai problemi di efficienza aerodinamica (prioritari quest'ultimi).

Quindi il complesso ROTORE-GONDOLA-ALA lo definiamo con criteri di efficienza aerodinamica, poi fissiamo F e di conseguenza andiamo ad ubicare il carrello (il quale per **A** è più pesante e spostato fuori dalla fusoliera più di **B**);

La progettazione della posizione del ROTORE-CARRELLO e quant'altro deve essere fatta insieme.

ovviamente se l'ala è dotata di un angolo dietro, il motore spostandosi indirettamente verso l'alto comporterà un carrello più corto, più vicino alla fusoliera e più leggero.

La distanza d (fig. 5) è funzione: - dell'interferenza del motore col rudo;
- da problemi di efficienza aerodinamica (peso della deriva dovuto all'imbardata);
- del carrello (che non deve essere troppo lungo).

RICAPITOLIAMO. Il nostro obiettivo è di tirare il motore verso l'esterno dell'ala per avere un peso e vuoto basso, ma nel fare ciò diminuisce il peso dell'ala ed aumenta il peso della deriva e peggiora l'efficienza aerodinamica, in questo giochetto ci sarà un momento di bilanciamento oltre al quale non conviene più spostare il motore (in tutto questo va considerato l'altezza del carrello e la distanza d).

ATTENZIONE. Se il motore non possiamo metterlo sotto la risultante della forza portante, quel guadagno di peso Q_m derivato dal motore lo devo scolare di d/dL cioè $Q_m \frac{d}{L}$ (il nuovo guadagno di peso). La differenza in peso tra A e B non è grande ma lo sarebbe se avessimo 4 motori, infatti il baricentro dei motori potrebbe cadere sulla risultante della portanza, allora posso assumere per intero il guadagno in peso Q_m ed il discorso dell'imbardata in caso di piantata motore non sarebbe tanto grave perché della spinta totale solo $\frac{1}{4}$ sarebbe a mancare.

Se dovessimo progettare un quadrimotore sceglieremmo la A e non la B. (troppo peso in coda), mentre per un bimotore dovremmo interrogarci sulla configurazione tra A e B.

La A ha lo svantaggio di avere nella fase di atterraggio un colpo di FRUSTA maggiore di B dovuto al motore sospeso sotto l'ala;

In fase di atterraggio l'ala è sottoposta ad un fattore di carico notevole e di segno negativo ($3 \div 3,5$) dovuto alle accelerazioni inerziali delle masse dell'ala. Le solette dei longheroni sono progettate per resistere a sollecitazioni verso l'alto (quindi quelle superiori e compressive, quelle inferiori e trazionali) all'atterraggio questa sollecitazione si inverte dovuto al colpo di frusta e rappresenta un pericolo nella possibilità di rottura o fatica dell'ala dopo un opportuno numero di cicli G.A.G.

(GROUND-AIR-GROUND), questo fenomeno è molto accentuato con configurazioni a 4 motori elici (\Rightarrow struttura più robusta si menziona il Qm).

Quindi dal punto di vista aeroelastico, l'ala a 4 ha una massa eccentrica rispetto al baricentro ha tutte le frequenze proprie (dei modi liberi di vibrazione) causate, infatti col colpo di frusta le frequenze flessionali e torsionali si abbassano col rischio di raggiungere le frequenze critiche.

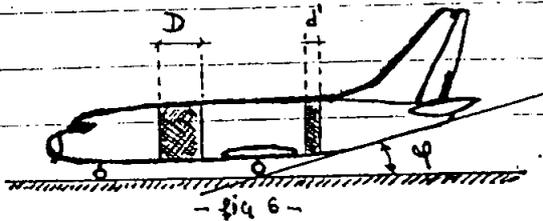
In (A) abbiamo anche il comfort in cabina, però è minore rispetto a quello di (B) perché i motori sono i corrispondenti di metà fusoliera ed il rumore (compaginato dalle vibrazioni) per se piccolo investe più passeggeri rispetto a (B) che ha i motori in coda.

I motori in coda (B) riducono il volume di carico perché parte della fusoliera è destinata al motore e non può ospitare passeggeri, in più c'è la scaletta incorporata per eccedere il velivolo; da ciò deduciamo che (A) ha una capacità di carico maggiore di (B).

Inoltre per (B) una configurazione con 4 motori genera più peso ed una forte escursione del Baricentro di Variazione del peso agente.

2/aprile/2003

Il B-737 per aumentare la capacità di carico furono montati i motori elori, questo sacrificò l'aerodinamica dell'ala perché essendo grandi i motori e dovendo essere i correlli non troppo alti, si avvicinarono i motori all'ala, ma ci fu un risparmio in peso del 4%. La fusoliera del 737 è quella del 707 con il tronco di coda eccitata, se montavano i motori in coda avrebbero dovuto allungare il troncone di prua e questo rendere il velivolo instabile (questo comportava più superficie degli impennaggi). La \textcircled{A} sul B-737 portò a maggiore capacità di carico, i motori ad altezza uomo (\Rightarrow risparmio sulle manutenzioni, sulla attrezzatura per l'ispezionabilità e risparmio dei tempi associati all'utilizzo di questa attrezzatura di terra), tutto questo comportò un D.O.C. minore da spingere la BOEING ad adottare la \textcircled{A} . La capacità di carico la potevano ottenere anche con \textcircled{B} , infatti bastava aumentare il diametro della fusoliera (questo comporta + peso e + resistenza con tutte le conseguenze che portano) oppure allungare il troncone di prua (cio significa in generale instabilità del velivolo).



- fig 6 -

Un altro vantaggio molto significativo di \textcircled{A} è lo STRETCHING (allungamento della fusoliera avanti e dietro l'ala con $D > d'$), questo viene fatto perché statisticamente

occorre che un velivolo progettato per un certo numero di posti, durante la sua realizzazione (che sono anni) i posti richiesti aumentano per una legge di mercato (l'utenza sulla tratta del velivolo è cresciuta) (es. DC-9). Lo stretching di un velivolo può intervenire il 20-30% del carico ~~in più~~ senza revisioni globali della configurazione iniziale tranne per i propulsori che devono essere potenziati.

Vediamo perché si allunga la fusoliera più nel tronco di prua.

che in quello di poppe.

L'allungamento del tronco di prua aumenta il contributo instabilizzante della fusoliera, mentre il contributo del tronco di poppa è stabilizzante per cui basta un minore allungamento per avere più stabilità; quindi per recuperare un'instabilità dovuta all'aumento di δC_m della fusoliera basta un piccolo aumento di L_T del tronco di coda per bilanciare dato che il volume di coda dà un maggiore contributo alla stabilità, infatti se il contributo alla stabilità della fusoliera è "x" quello del piano di coda è 3,4 volte "x". Fissiamoci il fatto che una piccola variazione del volume di coda assorbe rapidamente le variazioni consistenti del C_m di fusoliera.

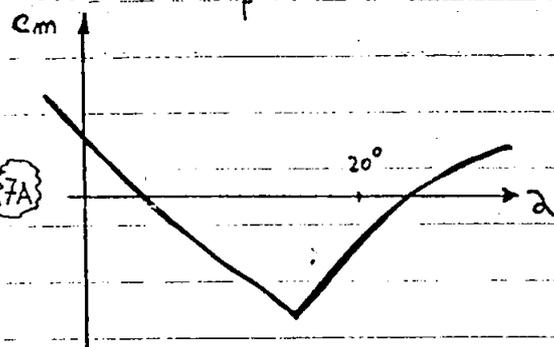
Un'altra ragione per cui il velivolo si allunga dietro è dovuta alle fasi di rotazione nel decollo in cui l'angolo frenco del suolo (φ) fig. 6 non può essere inferiore ai 12° per non provocare danni alla coda, infatti se allunghiamo il tronco di poppa φ diminuisce. Comunque questo allungamento è più facile da fare per (A) dato che il cervello è alto.

Attenzione in questo STRETCHING dobbiamo evitare che il baricentro del velivolo non si sposti troppo in avanti all'ala, altrimenti cerchiamo il rullino di prua (questo comporta una maggiore velocità di decollo e quindi piste più lunghe).

Lo stretching nelle (B) potrebbe portare a problemi di ingestione di corpi estranei alzati dalle ruote.

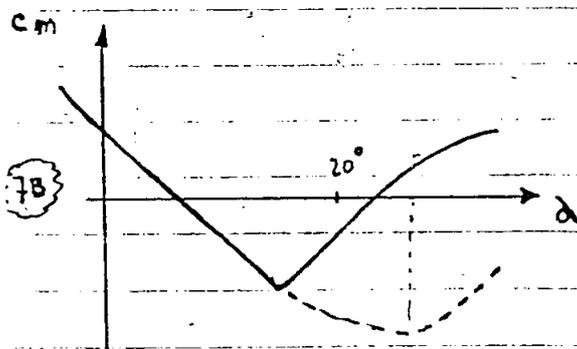
Parlando di baricentro, nella (B) a peso vuoto risulta molto arretrato, allora bisogna arretrare l'ala per equilibrare le forze peso della fusoliera, nel fare questo introduco una instabilità perché indirettamente allungo il tronco di prua della fusoliera, quindi il piano di coda ^{orizzontale} basso non c'è la fa' a stabilizzare, per cui per avere più braccio introduco il piano di coda orizzontale in alto, e

non basta dover aumentare le superfici del piano orizzontale.
 Quindi riprogettare un velivolo con **(A)** costa meno di **(B)**, il prodotto
 derivato (modificato) va ricertificato allora bisogna rifare tutte le
 prove statiche e dinamiche dei componenti che hanno subito modifiche.
 Nello scegliere di progettare tra **(A)** e **(B)** non è tanto il costo di realizzazione
 che pesa ma il rischio industriale, nel senso che se da indegini di
 mercato mi portano ad un velivolo diverso da quello che sto realizzando,
 se è **(A)** me la covo con pochi costi, ^{per adattare il progetto} ma se è **(B)** sono rovinato.
 Un altro vantaggio di **(A)**, specialmente per i 4-motori, è dovuto ai
 piloni disposti lungo l'apertura alare che migliorano il funziona-
 mento aerodinamico dell'ala per quanto riguarda l'ANTICIPO del Pich-up,
 cioè per le ali a freccia pronunciata ($\Lambda = 40^\circ$) si verifica ad un
 certo punto della variazione di α (angolo di incidenza) l'inversione del C_m
 dovuto a fenomeni di separazione lungo l'apertura alare.



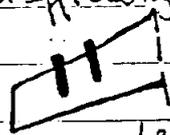
Chieriamo questo fenomeno: se io devo
 arrivare ad $\alpha = 20^\circ$ per avere il C_{LMAX}
 del velivolo, non ci arriverò perché c'è
 l'inversione del C_m (fig. 7A);

Con la **(A)** ritardiamo questo fenomeno
 e possiamo aumentare la freccia
 che aumenta la nostra velocità e
 di conseguenza abbassa il D.O.C (fig. 7B)



- fig. 7 -

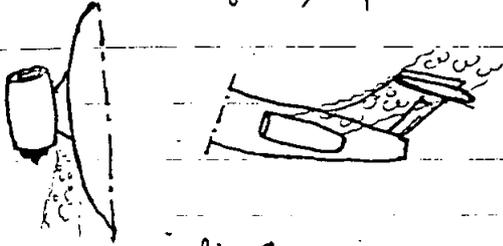
Oppure per evitare questo fenomeno nella
(B) possiamo usare 2 FANCES (fig. 8) che
 non fanno ingrossare lo strato limite
 nel verso della apertura alare, ^{alle radici delle} quindi
 si evita lo stallo sugli alettori, ma
 peggiorano l'efficienza aerodinamica.



- fig. 8 -

Le fances sono sottili

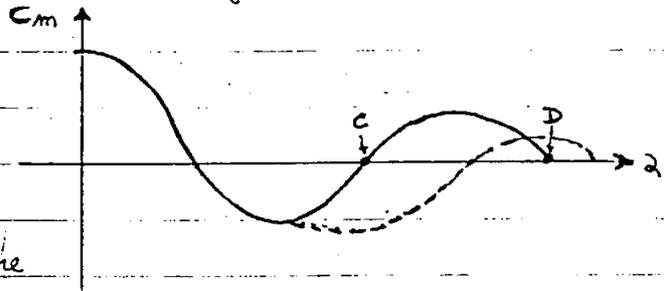
Edesso parliamo del superstallo (o stallo profondo), che è quel fenomeno per il quale il piano di coda resta completamente immerso nella corrente viscosa (scia) dell'ala e dei Pod dei motori (- fig. 9); quando si verifica questo, la bassa pressione



- fig. 9 -

dinamica che comporta la scia più il pick-up dell'ala insieme provocano l'inefficienza del comando, il velivolo rimane in quell'assetto come se fosse trimmato (fig. 10).

Nei punti C e D il velivolo risulta come se fosse trimmato ($c_m = 0$), ma in D risulta molto più critico perché α è più grande e la pressione dinamica è molto più bassa.



- fig. 10 -

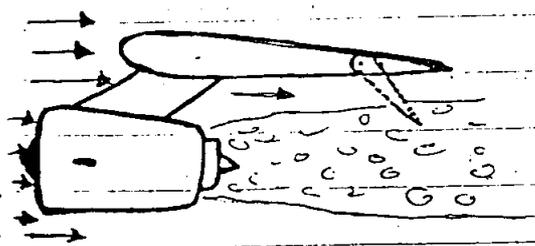
Per eliminare o attenuare il superstallo si montano nella zona di radice dell'ala una fences che determina un vortice libero impedendo lo stallo in quella zona (o meglio cambia il modo di stallare) oppure si cerca di allungare il piano orizzontale di coda in modo che ci sia una zona del piano fuori della scia (fig. 10 tratteggio).

Nel DC-9 questo fenomeno non si è riuscito ad eliminare, allora si è montato un dispositivo che tende a far picchiare l'aereo quando si raggiunge un certo α indipendentemente dal comando impartito dal pilota (cabrata), infatti l'effetto per il pilota è come se stesse stallando perché in prossimità del pick-up il velivolo, grazie al dispositivo, porta il muso giù. Su questi velivoli dotati del sistema anti-pick-up non si effettua la prova di stallo.

Il fenomeno del superstallo è critico per configurazione caudale che per ottenerlo deve ricorrere a questi dispositivi e quindi onerosi.

Preso \textcircled{A} e \textcircled{B} con lo stesso carico pesante, \textcircled{B} ha un costo maggiore di \textcircled{A} questo significa che il D.O.C. di \textcircled{B} è maggiore particolarmente se il velivolo opera su tratte brevi, mentre si attenua il D.O.C. per tratte lunghe. Vediamo un altro particolare di \textcircled{B} , esso tiene l'impenneaggio verticale ^{con piano orizzontale alto} che per essere interessato da una forza di punta alla sua estremità adotta un profilo delle derivate di spemora rilevante quindi pesa di più rispetto ad altre derivate, ma potrebbe pesare di meno se si adotta lo schermo di estremità ^{all'impenneaggio orizzontale} che ne migliora l'allungamento (di una volta e mezzo) ^{sulle derivate} e quindi diminuisce l'apertura dell'impenneaggio ^{verticale}, ma dato che lo schermo si trova vicino al Baricentro del velivolo per la stabilità latero-direzionale dovuta crescere la superficie dell'impenneaggio ^{verticale} di compensazione il guadagno ottenuto dallo schermo. Stesso discorso del piano di coda con l'impenneaggio orizzontale basso che potrebbe risultare vicino all'ala (quindi al Baricentro) di conseguenza la ^{una} superficie dove aumentore per la stabilità questo comporta più peso. Allora la cosa più ovvia che a viene da pensare è il piano di coda con l'impenneaggio orizzontale alto, ma noi questa soluzione la guardiamo con diffidenza, anche se per il B-747 è stata una buona soluzione ai fini aeroblastici ed ai fini del peso, guadagna quando $1 \div 2\%$ in peso totale.

Per il BOEING C-17A (ala alta) il carrello non si trova sotto l'ala e questo comporta un colpo di frusta all'atterraggio notevolissimo per cui una parte del peso guadagnato con l'installazione dei motori elevati il carrello corto lo perdiamo per rinforzare la struttura delle ali.



- fig. 11 -

Nella \textcircled{A} un altro aspetto importante da non trascurare è l'INTERFERENZA tra il getto del motore ed il flap, quest'ultimo non deve cadere nella scia del motore (fig. 11) (ovvero nella progettazione);

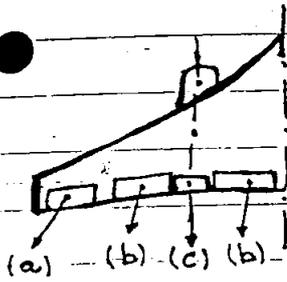


fig. 12

Vediamo come si risolve questo problema: definita l'escursione dei flaps, il pilone deve essere allungato quindi scende il motore questo migliora l'interferenza aerodinamica ma aumentando la superficie del pilone aumenta l'attrito con peggioramento dell'efficienza.

La scesa del motore comporta un allungamento del carrello quindi tirando le somme, il tutto si fa diminuire il guadagno in peso della conf. (A). Allora questo si può ovviare diminuendo le deflessioni del

flap in corrispondenza del motore oppure di aumentare i flaps non in corrispondenza del motore e non curviamo il flap in corrispondenza del motore. Sull'A-300 (fig. 12) il flap non interrotto del motore (b) sono di tipo FOWLER e 2 SLOT mentre quello in prossimità del motore (c) è ad 1 SLOT (limitata l'escursione a 15° verso il basso); al decollo non ci sono problemi con 15° , ma all'atterraggio (b) si abbatteremo di quello che occorre, mentre (c) sarà limitato l'abbassamento, quindi ci saranno perdite in termini di C_{LMAX} .

Questa detta (fig. 11) lavorando in una zona che funge da canale ristretto avrà alta velocità che la investe e l'effetto dell'abbassamento del flap sarà più intenso, in termini di cambiamento di circolazione intorno al profilo. Per velocità ad alta velocità l'ellettone (a) potrebbe perdere di efficacia^{*} allora la (c) ridimensionata funge anche da ellettone di alta velocità (opera su corde grandi).^{*} Perché di solito (e) è l'ellettone di bassa velocità ed alta velocità si instaurano nell'aria forti momenti torcenti.

L'aerobreno mi dà perdite di portanza ed aumento di resistenza, infatti a terra mi schiaccia il velivolo sulle ruote in modo da avere una frenatura efficace ed una diminuzione di velocità, il tutto dipende da dove vengono posizionati.

DOMANDA: Perché i motori sono pronunciati in avanti?

RISPOSTA: per ragioni di antiraggio, di aeroelasticità ed aerodinamica.

Per un problema di peso, perché dato che l'ala non sta al centro della fusoliera ed il baricentro si trova dietro:

l'ala, per spostare il baricentro in prossimità dell'ala ed intorno al carrello si dispongono i motori in avanti. Si mettono avanti anche perché l'ala si stabilizza maggiormente ed anche per problemi di interferenza aerodinamica. Il motore crea una piccola instabilità al velivolo ma non è determinante.

Parlando di (A) e di (B) l'aspetto del centro di gravità è di primaria importanza infatti anche quando il velivolo è vuoto il baricentro ^{debe} stare davanti al carrello quindi dobbiamo stare sempre attenti sulla disposizione di carico (pode essere le disponiamo avanti perché indietro potrebbero rovesciare l'aereo), in pode perde o vero stabilire la posizione del carrello e del baricentro anche nel caso di carico critico (carico disposto tutto dietro). Per (B) un altro problema è l'escursione della posizione del baricentro tra peso a vuoto e peso massimo al decollo, in quanto più carico l'aereo più il baricentro si sposta in avanti creando problemi di manovrabilità sia in volo (aumenta la TRIM DRAG perché per bilanciare il momento che si crea devo deflettere di più il piano di coda orizzontale per l'intera tratta quindi consumo più carburante peggioro l'efficienza), sia a terra (la corsa di decollo sarà più lunga perché in coda occorre più pressione dinamica per staccare il ruotino da terra).

Discussione sul 9-97 abbiamo tratto alcune importanti conclusioni:

- arretrando il carrello avviciniamo il ruotino al prua quindi più corre il decollo ed una volta staccato il ruotino il velivolo schizza in aria;

- l'escursione del baricentro è maggiore nei piccoli velivoli e posti inefficienti che a tantum.

Nell'ultima lezione si erano visti i vantaggi dei motori alari e di coda in termini di comfort e/o di rumore. Rumore e vibrazione sono associati; esistono due fonti di disturbo, una è la vibrazione vera e propria dovuta agli organi rotanti, un'altra è dovuta all'onda di pressione che si genera dallo scivolo del motore. Se ovviamente abbiamo un motore alare, il disturbo si trova al centro della fusoliera e questo si irradia al resto del velivolo; se abbiamo il motore dietro chi viaggia avanti non sente niente. Quindi c'è questo vantaggio soprattutto in dal p.to di vista sonoro. Il parametro comfort dovuto al parametro volume-spazio è qualcosa che si associa alla posizione del motore non tanto in termini di rumore, ma quanto al fatto di avere una fusoliera più larga e più stretta in funzione del numero di passeggeri che si deve portare. Io non lo considererei tanto in termini di vantaggio o di svantaggio, perché è abbastanza difficile che io abbia una fusoliera più larga nel momento in cui ho i motori in coda; anzi potrei dire che avendo una fusoliera più lunga, potrei fare una fusoliera più stretta; però il salto è tanto forte che non si fa, perché passando da quattro a tre file o da quattro a cinque file la differenza è notevolissima e quindi è difficile pensare che questo possa comportare un cambio della sezione della fusoliera e causa della posizione dei motori. Salvo il caso di velivoli molto grandi, per i quali i motori sono comunque generalmente alari, anche perché spesso sono quattro. Il discorso quindi di un maggiore spazio a bordo non è da associare alla adozione di motori caudali o alari; è molto importante invece questo discorso quando si parla di ~~rumore~~ disturbo in termini di pressione e vibrazione. In tal caso il comfort è decisamente maggiore nel caso di motori caudali. Chi sta dietro ovviamente sente molto rumore, ma il valore medio è migliore perché si ha un certo abbattimento man mano che ci si sposta in avanti. In tutto questo bisogna tenere conto anche di un ulteriore disturbo che è quello legato all'attacco. Chi ~~viaggia~~ viaggia avanti un rumore crescente al crescere della velocità; fino ai 300-400 km/h non si avverte questo disturbo dovuto allo strato limite che a basse velocità non fa sentire i suoi effetti disastrosi, turbolenti. Dopo i 400-500 km/h tale disturbo comincia a comparire agli altri presenti. Abbiamo visto finora gli aspetti generali dovuti alla posizione del motore, ma ci sono anche altri discorsi relativi ad esempio al C_{LMAX} , che nel caso di motori alari tende a perdere qualcosa, così come quando si parla degli ipersostentatori anteriori (SAP) che non possono in quel caso estendersi lungo tutta l'apertura alare e quindi perdiamo qualcosa. Da questo p.to di vista avremmo bisogno di più superficie e dunque maggior peso. Alla fine risulta necessario fare un bilancio di più e di meno, anche se dal p.to di vista storico i velivoli di ultima generazione hanno tutti il motore alare, anche alla luce delle tecnologie moderne; questo per quanto riguarda i velivoli grandi di linea. Per quanto riguarda i motori per velivoli EXECUTIVE il bilancio è a favore di quelli caudali.

Difficilmente troviamo executive con motori alari per i seguenti motivi:

- 1) Comfort: risulta determinante in questo tipo di categoria (per uomini d'affari etc.)
- 2) Configurazione tale da garantire una certa autonomia in termini di crociera e scendicro; e dunque sarà necessaria una propria realtà incorporata. Il velivolo deve dunque risultare basso per permettere anche la manutenzione necessaria ed il rifornimento in maniera semplice.

Per questi velivoli non è importante il discorso del peso a vuoto, avendo generalmente allstimenti a seconda delle esigenze e viaggiano generalmente con poche persone a bordo (anche una sola). Per cui il risparmio in tara che si avrebbe con il motore ad alare si perde, ed in più c'è il discorso aerodinamico, meno pulito con motore alare. C'è poi il discorso sull'altrezza da terra che richiede un corallo più lungo che non ce la fa a ventriare sulla fusoliera (relativamente piccola); per cui ci sono problemi anche di carattere dimensionale.

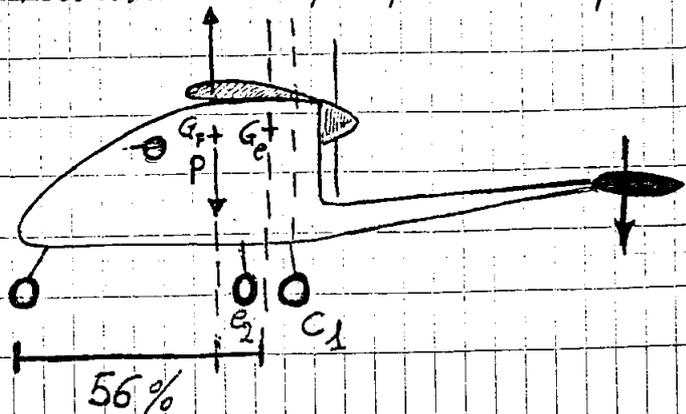
Per cui vantaggi e svantaggi vanno visti nell'ottica della specificità di progetto.

Chiaramente stiamo parlando di velivoli a getto, perché nel caso di velivoli ad elica il problema non si pone proprio, perché metterli i motori ad elica su coda significa metterli molto lontani dalla fusoliera per cui la resistenza aggiuntiva del supporto, l'oscillazione del supporto stesso ed il peso sono sfavorevoli. Qualche tentativo è stato fatto con i prop-fan (elica multipala incorporata nel motore) del DC-9 che forniscono una spinta maggiore e quindi un risparmio di combustibile a parità di spinta, ovvero motori meno potenti. Ma i costi di manutenzione sono risultati maggiori del risparmio. Non da escludere inoltre il discorso del peso dell'elica stessa del prop-fan che andava ad aumentare il peso in coda, con conseguenze sulla posizione del baricentro.

Per velivoli monomotori la scelta è obbligata tra motore in prua o in coda; la più tradizionale è quella anteriore. L'vantaggio principale di un monomotore anteriore ~~non~~ ~~non~~ è la posizione del baricentro, che a vuoto coincide con quella a pieno carico, ovvero circa al 25% della corda. Per cui è di facile antiaggio. Se invece spostiamo il motore dietro i problemi sono notevoli; il baricentro si troverà molto dietro, con problemi sulla posizione del corallo, come avviene per il G97.

Il baricentro del velivolo a vuoto G_0 si trova molto arretrato (circa il 56% della corda).

Per cui se vogliamo un corallo posteriore che ci mantenga il velivolo su 3 p.ti, esso dovrà trovarsi molto arretrato (posizione C_1).



* da condizione di progetto per piccoli velivoli come sarà proprio con quella a pieno carico con ruote a terra (fase di rullaggio).

Ma in questo modo quando vedo a carriera il velivolo con i passeggeri, il braccetto si sposterà nella posizione G_F , e la distanza tra G_F ed il cavalletto risulterà grande. Per cui quando il velivolo dovrà ruotare per assumere l'assetto di decollo, per vincere il momento dovuto al peso sarà necessaria una grande forza del piano di coda, ed essendo le pressioni dinamiche non troppo elevate, sarà necessaria una superficie grande ($q \cdot S$: $q = q_{MAX}$, $q = \text{bassa} \Rightarrow S = \text{elevata}$). Ma aumentare il piano di coda significa aumentare il peso, e la resistenza. Per cui è opportuno tenere il cavalletto più avanti (G_C), anche se il G_C cade dietro al cavalletto, mantenendo la prua del velivolo a vuoto verso l'alto. Per un velivolo piccolo come il G97 questo non è un problema, mentre per velivoli grandi ciò è insuperabile.

Prendiamo ad esempio il Piaggio Avant: ha una fusoliera simile ad un profilo e 2 motori ad elica dietro l'ala; il motore principale è la confortevolezza, essendo un velivolo executive. Per gli altri casi è sempre meglio



PIAGGIO AVANT

Per un velivolo con motore anteriore, tranne che per velivoli con scopi di esercitazione (G97). Inoltre un velivolo con motore avanti avrà un'elica più efficiente perché il flusso risulterà pulito, mentre con l'elica dietro, essa risentirà della puzza dell'ala e della fusoliera e quindi avrà una perdita in termini di efficienza anche del 10%. Ad esempio per un motore anteriore si può avere un'efficienza di 0.8, mentre per un motore in coda può essere di $0.7 \div 0.75$. Se però è necessario, data la specificità di progetto, che il motore sia in coda, dovremo dunque pagare la visibilità con la perdita di cavalli motore.

Un ulteriore vantaggio per un motore come quello del Piaggio Avant è che a p.to fisso non c'è flusso di raffreddamento; stando a terra non sempre si decolla in tempi brevi, ma può captare avere di fare un punto attesa anche di 30 min., per cui alla fine sarà necessario spegnere il motore. Dal p.to di vista fisico questo fatto potrebbe essere un'ostacolo al 100% per questa configurazione. Per cui ci deve venire in contro un motore "freddo", ovvero non troppo spinto in termini di potenza specifica, eppure sarà necessario installare una condotta forata, con relativo aumento di peso. Esistono motori con doppio circuito di raffreddamento, sia ad aria sia a liquido, che non sono neanche molto spinti e vengono detti appunto "freddi" perché assistono bene un difetto di raffreddamento. Tuttavia per esperienza, gli aerei che decollano da aeree superficiali, e che generalmente attendono al più cinque minuti prima di decollare, possono utilizzare tali motori; ma per velivoli artificiali non come "ultralivieri", ma come "aerei", e che possono partire anche da un aeroporto, i tempi di attesa possono essere anche di 1/2 ora, per cui il motore andrebbe spento. Per il G97 si è provato un punto attesa di 20 min, con una temperatura esterna di 32° , ma poi il pilota ha dovuto spegnere il motore, che poi si è riavviato; e se poi il motore non riparte? Il G97 è dotato di 2 ventoline sul radiatore delle ali. segue, nel caso in cui fosse necessario un supplemento.

Con la temperatura estiva si parte generalmente con le ventoline accese, per poi spegnerle in volo in salita. A prescindere dai vantaggi o dagli svantaggi, il motore in volo si può fare, a meno che il raffreddamento non risulti un impedimento, perché non è che si perdono solo cavalli motore, ma si rischia di non volare proprio. In generale, invece, con le temperature invernali, è necessario parzializzare il raffreddamento, sia dell'aria, sia dell'olio, mettendo una presa, ~~alla~~ fino alla riduzione di $1/3$. Possiamo in conclusione dire che per i monomotori, la configurazione convenzionale è quella con il motore avanti.

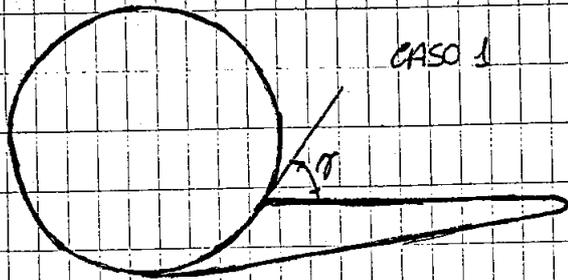
Esiste un'altra configurazione che ^{può} prevedere i motori dietro le ali, ed è quella del velivolo a motore; sono stati fatti alcuni velivoli della Primo Ragno, con l'aggiunta dell'olio e "gelbrano".

- POSIZIONE DELL'ALA

La posizione dell'ala è determinante ai fini della identificazione della configurazione, tanto è che si parla di velivoli ad ala bassa, alta o media.

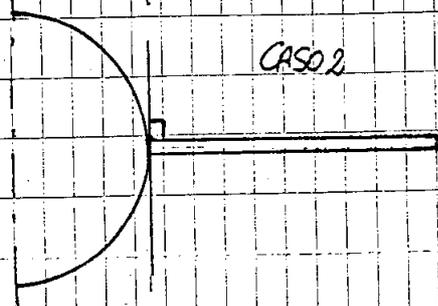
Per velivoli piccoli, l'ala media viene fatta per un motivo ben preciso, ovvero la velocità; si può vedere questo nel "Tornado" del prof. Pavesi, che vinse il giro di Sicilia negli anni '50.

Esiste un problema fondamentale di interpretazione tra ala e fusoliera, che risulta altamente deleterio per quanto riguarda la resistenza, a causa dell'angolo α , perché il flusso d'aria si separa dalla fusoliera verso l'ala, determinando una vortice ed una separazione che si manifesta con una resistenza; dal p.to di vista fisico, l'aria si divide infilarsi in un cuneo e questo determina un aumento di resistenza.



CASO 1

Se portiamo l'ala a metà fusoliera, questo discorso viene praticamente annullato ($\alpha = 90^\circ$); quindi sperimentando un cilindro con un'ala sotto si trova una resistenza sensibilmente maggiore di un cilindro con ala a metà altezza.

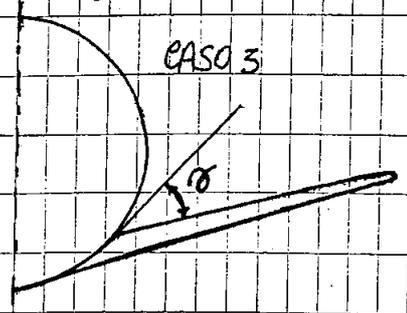


CASO 2

Quindi se vogliamo realizzare un velivolo da competizione, dobbiamo fare disporre l'ala al centro. In generale a prescindere dalla forma della fusoliera, l'angolo α non deve scostarsi molto dai 90° .

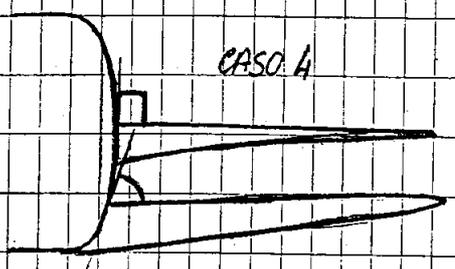
Supponiamo che al caso 1 si aggiunga un angolo di inclinazione...

di $\alpha = 5$ gradi, come avviene nel caso di ala bassa, allora peggioriamo le cose.



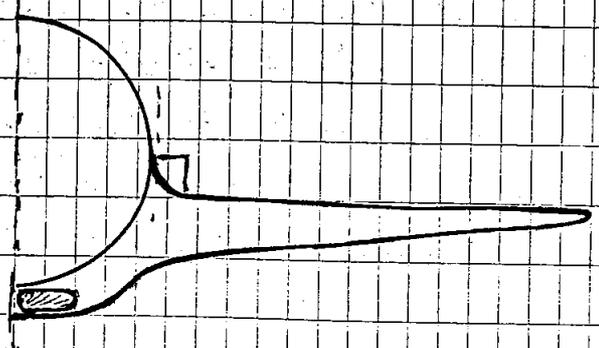
Se la fusoliera non è circolare, come avviene per velivoli piccoli non pressurizzati (la fusoliera circolare è richiesta espressamente per velivoli pressurizzati), si possono sopprimere le pareti dritte, o quasi, e raccordate negli spigoli. In questi casi il problema è risolto perché la parete è verticale. Tuttavia il fatto che l'ala si trovi in alto o in basso, comunque comporta problemi di resistenza, mentre la posizione intermedia risulta essere di simmetria, e ciò è sempre sinonimo di minore resistenza. Per cui l'ala si pone al centro per ragioni aerodinamiche.

risulta essere di simmetria, e ciò è sempre sinonimo di minore resistenza. Per cui l'ala si pone al



In alcuni velivoli, anche di linea grandi, tenuto conto della diminuzione del carrello, e che il velivolo deve essere curvato da sotto, l'ala viene quasi a essere se non media, ma medio-bassa. Generalmente nella parte bassa della fusoliera c'è un corpo aggiunto perché ci devono venire le quattro ruote.

l'ala inoltre avrà un certo diedro, e nella zona di radice risulterà molto alta; poi si stringe molto nella zona di estremità. Il carice risulta essere spetato molto verso la radice a causa della rastremazione dell'ala, rispetto ad ali semplici. Si assiste al caso che quest'ala, con il suo pavimento almeno nella



parte superiore passa quasi al centro della fusoliera, e quindi l'angolo α è circa di 90° . Parlando di piccoli velivoli, la posizione dell'ala, se non è media per particolari ragioni, può essere sia alta, sia bassa. Perché allora si fa il velivolo ad ala alta o ad ala bassa? In questo caso noi ci sono due criteri progettuali determinanti, ma domina

spesso la tendenza del costruttore a fare sempre velivoli ad ala alta o ad ala bassa, perché trasferisce sul nuovo progetto tutte le esperienze in termini dimensionali (ad esempio il modo per attaccare le ali in un certo modo, etc). Se poi deve rispondere a delle specifiche particolari allora è necessario conoscere i vantaggi e gli svantaggi delle configurazioni.

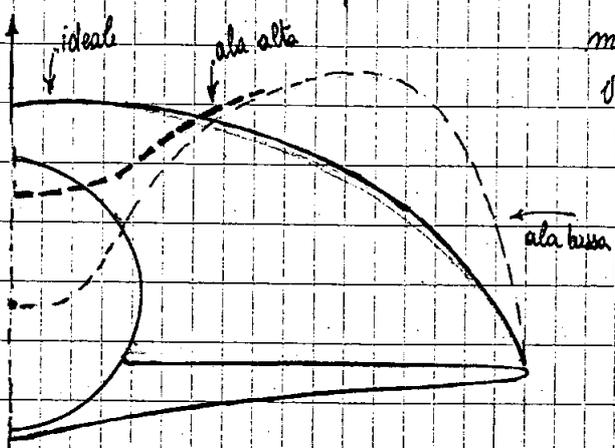
I velivoli ad ala alta hanno il vantaggio della visibilità. Quindi un velivolo acrobatico in cui l'allievo ha la massima di vedere di più, si può vedere ad una config. ala alta. Come vantaggio ha il cavallo; il velivolo ad ala alta deve avere la fusoliera cavallata, ovvero il cavallo deve partire dalla fusoliera, e se non è ad retrattile, generalmente deve essere a balistica, per

aumentare la curvatura della fusoliera, che di solito è di 1,10 m, mentre necessiterebbe almeno di 1,60 m - 1,70 m, e quindi di bracci esterni, che per una configurazione con carrello retrattile ci risultano essere complicati da installare. Si può fare ma è complesso.

Comunque la presenza della balista comporta un aggravio di peso.

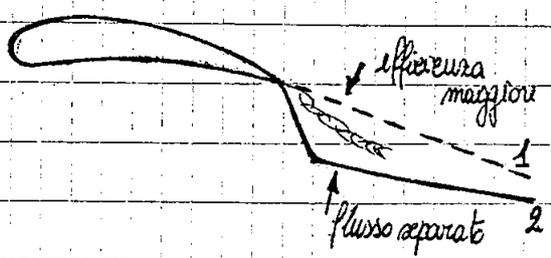
Nel caso di velivolo ad ala bassa, il carrello si trova sotto l'ala e quindi può avere la curvatura che si vuole, perché lo possiamo disporre dove vogliamo. Il carrello risulta un organo molto importante, se non altro perché ci permette di decollare, e ma soprattutto perché dal punto di vista progettuale risulta il più complesso da realizzare.

Altra considerazione da fare è che l'ala alta ha una perdita di portanza nella zona di attraversamento della fusoliera, più bassa rispetto a quella di un velivolo ad ala bassa.



Quando calcoliamo la distribuzione di portanza lungo l'apertura, mentre quella ideale prevede una portanza sull'asse di simmetria, quella reale prevede che la portanza relativa alle fusoliera risulti quasi nulla, mentre il picco di portanza lo si ha sull'ala, e si di essa agisce la parte in più la parte di carico prima assorbito dalla fusoliera.

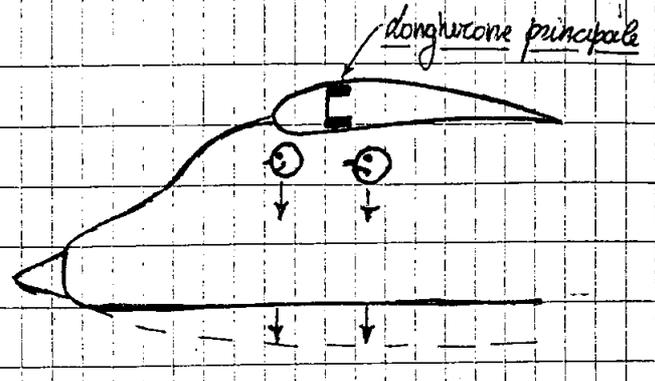
per cui a parità di apertura alare, l'ala risulta più caricata. Il velivolo ad ala alta ha una minore perdita di portanza verso la radice, e questo si manifesta in termini di efficienza perché per ottenere la stessa portanza, nel caso di ala bassa, dobbiamo aumentare l'assetto, con perdite di efficienza. Quindi l'ala alta ha una maggiore efficienza in termini di distribuzione di portanza; ma proprio l'ala alta può avere una perdita di efficienza se consideriamo il flusso dietro l'ala. Tutto dipende dal tipo di raccordo dietro l'ala:



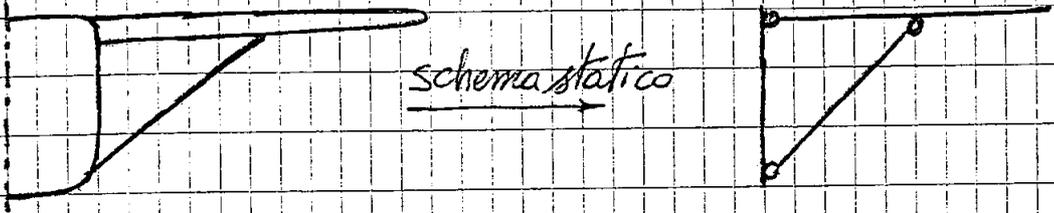
nel caso 1 l'efficienza risulta maggiore perché le linee di corrente restano aderenti alla fusoliera; nel caso 2 la corrente trova dietro l'ala un gradiente avverso di pressione, ed essendo già "stanca", tende a separare. D'altro canto però nel caso 1 si ha maggiore visibilità del lato posteriore.

Dal p.to di vista del disegno di un velivolo leggero questo fatto è importante. Un altro vantaggio dei velivoli ad ala alta è legato alla posizione dei passeggeri; se il conducente attraversasse il longherone dell'ala sulla propria testa, se il longherone attraversasse

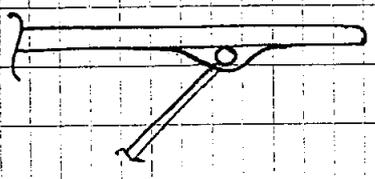
La fusoliera. Per entrambi i passeggeri la posizione del longherone principale dell'ala risulta scomoda; per quello davanti può scivolare dietro la testa, mentre quello di dietro ce lo ha giusto in fronte; per cui bisogna abbassare il punto per abbassare la testa, ma se facciamo questo aumento la sezione e quindi la resistenza, ed in modo disastrosamente.



Un altro modo è quello di eliminare il longherone, ma ciò comporta che non è più possibile avere un'ala passante. Per cui lo schema realizzativo prevede una cerniera avanti ed una sul longherone posteriore, per agganciare l'ala, ed in più sarà necessario un montante.



Il montante ovviamente fa aumentare la resistenza e non soltanto come oggetto in sé, ma anche come interferenza nel collegamento tra ala e fusoliera; ed infatti sotto l'ala c'è un raccordo profilato in vetroresina che copre l'attacco.



Possiamo dire dunque che, a parte il discorso sulla distribuzione di portanza, l'ala alta è una configurazione meno efficiente.

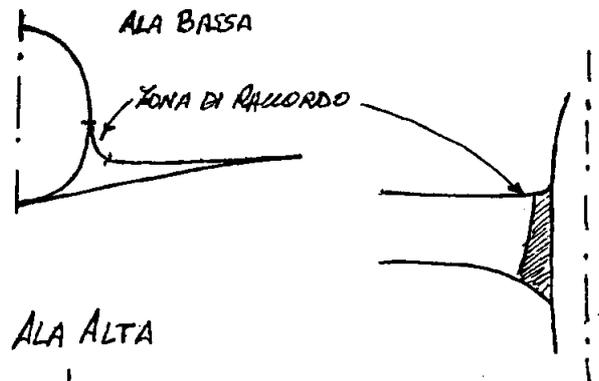
In natura gli uccelli hanno tutti ala alta, ma non hanno il longherone, hanno un buon raccordo, etc., e quindi non hanno tutti quegli elementi negativi, ma solo positivi.

Questo per dire che se stivessi a fare un'ala alta senza montante (G.P.), si può avere un grosso recupero di efficienza.

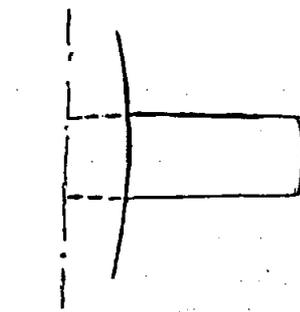
Esistono anche casi di ~~passante~~ ali con longherone passante, ma esse hanno fusolieri più larghe; è stato fatto per alcuni velivoli leggeri in vetroresina, per i quali, potendo profilare meglio la fusoliera senza interruzione dovuta a encladature, e senza il problema delle curvature dei pannelli metallici, si è potuto controllare meglio il recupero di pressione nella zona bassa della fusoliera.

In tal caso la tecnologia di fabbricazione diversa ha contribuito a risolvere il problema.

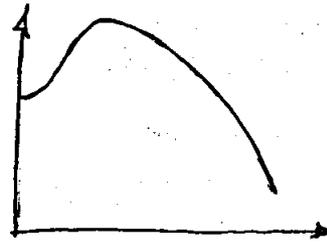
Ritorniamo al discorso della configurazione relativa al posizionamento dell'ala, se alta, media, o bassa. L'ala media è quella con migliore penetrazione aerodinamica, cioè quella con minore resistenza. Abbiamo visto anche che la ala alta potrebbe risultare quella con maggiore efficienza nel caso in cui la fusoliera posteriore fosse adeguatamente profilata. È da dire che la zona di congiunzione tra ala e fusoliera è sempre fonte di problemi, anche di separazione, a causa dell'interferenza, perché non si possono sempre conciliare i gradienti di pressione tra ala e fusoliera. Per quanto riguarda l'ala bassa abbiamo detto che risulta molto importante è l'angolo di raccordo; come si vede in figura il raccordo può proseguire anche nella zona posteriore, mentre un'ala alta questo raccordo non ce l'ha mai. Il raccordo può arrivare fin sul bordo di attacco, e questo sistema può ridurre di molto l'interferenza ala-fusoliera.



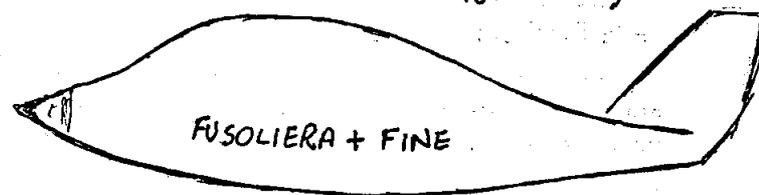
ALA ALTA



CADUTA DI PORTANZA



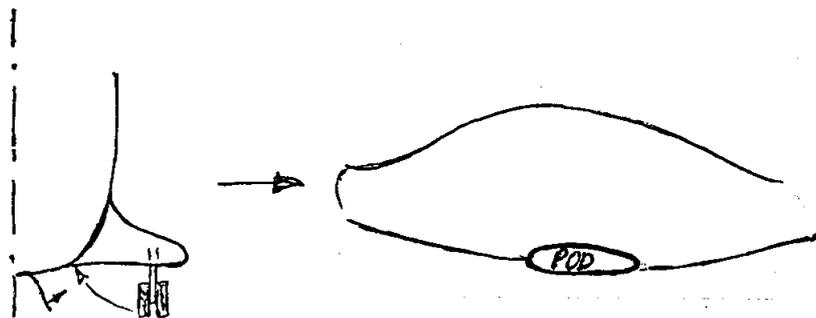
$$C_{D0}(\text{ALA BASSA}) < C_{D0}(\text{ALA ALTA})$$



FUSOLIERA + FINE

Se la prerogativa della specifica di progetto è quella di realizzare un velivolo veloce è preferibile utilizzare un'ala bassa piuttosto che un'ala alta per due motivi essenziali. Il primo è quello di natura aerodinamica; infatti anche se la ala bassa ci dà una maggiore caduta di portanza alla radice dell'ala, rispetto ad un'ala alta, ad alte velocità questa caduta, che pure esiste, si riduce, perché il coefficiente di portanza è piccolo, e quindi la resistenza indotta è trascurabile rispetto a quella parassita (ordine di grandezza del 7-8%), cioè è quasi tutta resistenza parassita, e quindi tutto il discorso relativo alla caduta di portanza si può ritenere trascurabile. Attraverso il raccordo tra fusoliera e parte alta dell'ala è invece possibile rendere molto più aerodinamica la configurazione con ala bassa. Si riesce così ad avere un C_{D0} dell'ala bassa più basso di quello relativo all'ala alta, anche perché per un velivolo con l'ala bassa si riesce ad ottenere una fusoliera più fine dal punto di vista aerodinamico. Avremo poi un impennaggio verticale più piccolo, dovuto al sidewash più favorevole, e la possibilità di poter retrarre più facilmente il carrello, mentre per un velivolo ad ala alta le cose diventano più complicate perché per retrarre il carrello sarà necessario realizzare un'appendice (POD), ovvero una sporgenza che può risultare più o meno profilata, ma che comunque mi dà più peso e maggiore resistenza. Per questi motivi un velivolo progettato per andare veloce, pur non essendo da competizione, deve avere la ala bassa. Possiamo prendere in analisi due velivoli molto simili come il P92 ed il P96; il P96 è nato come evoluzione del P92, sostituendo all'ala alta una configurazione ad ala bassa; pur non essendo un velivolo da competizione, risulta più veloce del P92, soprattutto per il discorso relativo alla parte alta del velivolo. Il carrello è rimasto a balestra, non retrattile, mentre risulta più veloce perché la ala è stata

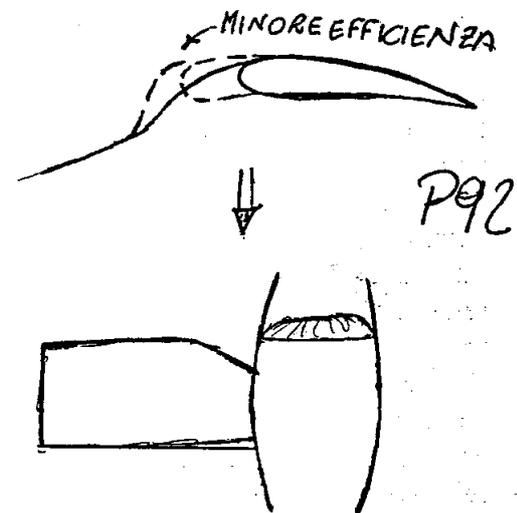
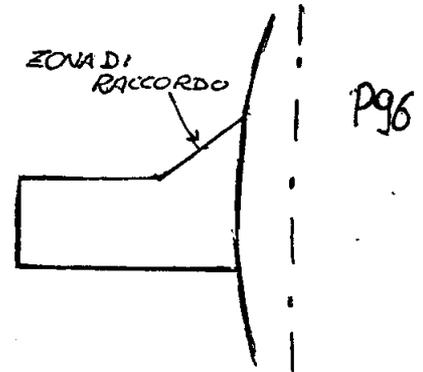
Il P96 è nato come evoluzione del P92, sostituendo all'ala alta una configurazione ad ala bassa; pur non essendo un velivolo da competizione, risulta più veloce del P92, soprattutto per il discorso relativo alla parte alta del velivolo. Il carrello è rimasto a balestra, non retrattile, mentre risulta più veloce perché la ala è stata



Il carrello è rimasto a balestra, non retrattile, mentre risulta più veloce perché la ala è stata

accorciata, e quindi ha una superficie minore, ma ovviamente sale meno rapidamente e risulta meno performante in decollo ed atterraggio. In comune sono rimaste la struttura del tronco di coda, mentre è cambiato il traliccio, il piano di coda orizzontale è rimasto lo stesso, mentre quello verticale risulta più piccolo; anche il castello motore è rimasto lo stesso. La ala è rimasta la stessa, ma è stata accorciata; ovviamente risulta passante per mancanza del montante, ma ciò comporta anche una diminuzione di resistenza e quindi un aumento di velocità. Inoltre per motivi di interferenza la zona di raccordo tra ala e fusoliera è stata modificata. Anche per il P92 la zona di radice è stata realizzata in modo da migliorare l'efficienza nella zona anteriore dell'ala. Infatti per motivi aerodinamici si tende a spostare la ala il più dietro possibile, in modo da avere la zona del finestrino più profilata. Spostare la ala più avanti significa rendere più piatta la zona del finestrino, e quindi avere problemi di scia. Scelta la corda e scelto il baricentro, la posizione dell'ala rispetto alla fusoliera risulta più o meno definita, per cui una soluzione del problema relativo ad un'ala troppo spostata in avanti è quella di ridurre la corda alla radice, cioè la ala viene tagliata nella zona di radice. Questo espediente si può usare efficacemente quando la ala non è passante, perché nel caso di ala passante, in quella zona si perde superficie resistente alle sollecitazioni di momento torcente. Questo discorso sarà ripreso quando parleremo più nel dettaglio di queste configurazioni.

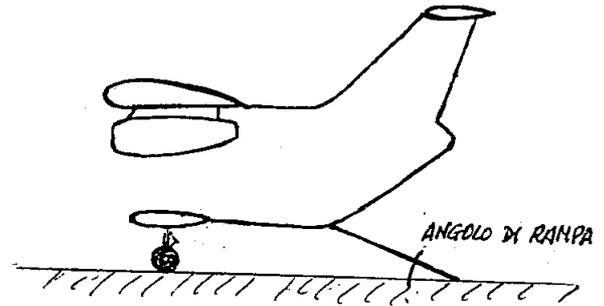
Ricapitolando i velivoli ad ala bassa vengono utilizzati per la velocità, mentre i velivoli ad ala alta vengono impiegati per l'osservazione e come i velivoli scuola, perché tendenzialmente i velivoli ad ala alta sono più stabili per il fenomeno del downwash. Questo fenomeno si manifesta soprattutto a forti assetti, quando cioè il pilota alle prime armi deve poter sentire la stabilità del velivolo. Nel caso di velivoli ad ala bassa, impiegati anche come velivoli acrobatici, il downwash ha un effetto benefico sulla manovrabilità, in quanto se il piano di coda è immerso nella scia dell'ala, il pilota deve dare $\Delta\epsilon$ per poter ottenere lo stesso effetto. Inoltre il momento di inerzia I_{yy} per un velivolo ad ala bassa risulta minore, per cui le manovre risultano più agevoli. Per quanto riguarda il peso dell'ala esso praticamente non cambia perché mentre l'ala bassa risulta più strutturata perché non possiede montante, e in più deve esserci una zona nella fusoliera atta a contenere il longherone passante, se tiriamo le somme, il risparmio del montante e degli attacchi del montante fa sì che il peso risulti lo stesso. Bisogna tenere presente che un velivolo ad ala bassa, e quindi più veloce, generalmente ha anche un'apertura alare più piccola. Se poi si passa ad un'ala rastremata, sempre per motivi di efficienza (l'ala rastremata ha un'efficienza maggiore), risulta difficile pensare di installare un'ala rastremata su un velivolo ad ala alta, perché le ali rastremate hanno la corda di radice più grande. Ciò significa per un velivolo ad ala alta avere i problemi di interferenza già detti prima, ma anche problemi per quanto riguarda il raccordo della fusoliera posteriore. Infatti maggiore risulta la corda di un'ala alta, maggiori saranno i problemi di interferenza nelle zone curve a monte ed a valle del profilo di radice. Nel caso di ala bassa invece, siccome la radice finisce in una zona in cui non ci sono linee particolarmente curve, e quindi non ci sono problemi di interferenza, possiamo tranquillamente utilizzare un'ala rastremata. Questo comporta una diminuzione di peso, un miglioramento dell'efficienza, ma soprattutto un miglioramento delle prestazioni in manovra; infatti un momento di inerzia intorno all'asse di rollio I_{xx} minore consente una maggiore facilità di rollio. Questo è un discorso tutt'altro che secondario, anzi, anche se si ha un piccolo miglioramento dell'efficienza, ciò che conta è proprio il miglioramento nelle fasi di manovra. Ovviamente un'ala rastremata costa di più, poiché ogni centina deve avere il proprio stampo, ed ognuno è diverso dall'altro; questo comporta un aggravio di spesa in termini di produzione. Se poi ci venisse in mente di cambiare profilo avremmo problemi di formatura dei pannelli:



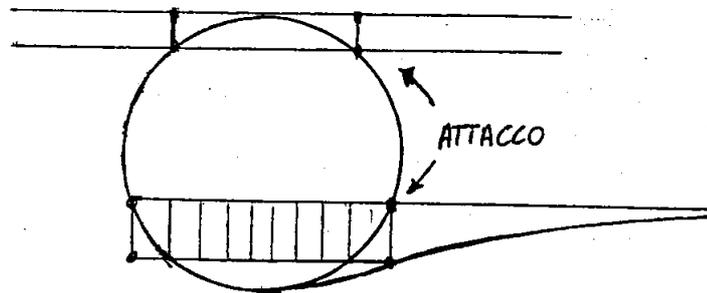
variazioni brusche di profilo possono infatti comportare inbozzamento del pannello nelle zone a curvatura maggiore, come ad esempio il bordo d'attacco.

Un altro discorso da fare è quello relativo al gruppo comandi, che risulta più semplice da realizzare nel caso di ala bassa. Consideriamo infatti tutti i cavi che devono essere utilizzati: generalmente vengono utilizzati doppi comandi, ed entrambi passano sotto il sedile del pilota. Nel caso di ala bassa i comandi relativi agli alettoni, ad esempio, possono essere indirizzati direttamente verso l'ala, mentre nel caso di ala alta sarà necessario un ulteriore gruppo di carrucole per portarli nella zona superiore del velivolo, con un aumento dei cinematismi, e quindi dei gioghi. Questo fatto risulta essere sfavorevole soprattutto nel caso di fenomeni vibratori, comporta un aumento dei tempi di risposta del comando ed un aggravio di peso (anche se minimo). In alcuni casi può però essere considerato vantaggioso per motivi di flessibilità.

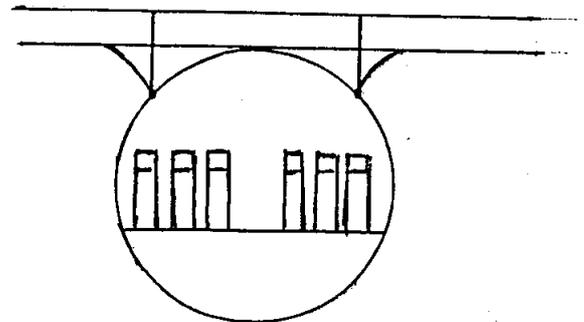
Passando ad un discorso sulla categoria del velivolo, se dobbiamo realizzare un velivolo executive, esso sicuramente sarà dotato di ala bassa. Passando al campo dei velivoli più grandi, ad esempio quelli militari, l'ala risulterà alta per facilità di carico. Infatti una fusoliera troppo alta rispetto al suolo comporta un aumento dell'angolo di rampa. Questo fatto comporta, come abbiamo già detto, l'impiego di una sporgenza per il carrello, che comunque lascia la carreggiata del carrello posteriore piccola rispetto alle dimensioni del velivolo stesso. Comunque, se abbiamo la necessità di realizzare un velivolo militare da trasporto, dovremo utilizzare sempre l'ala alta per mantenere la fusoliera vicino al suolo.



Per velivoli civili invece possiamo porci il problema dell'ala alta o dell'ala bassa. In questo caso quello che determina la configurazione è il peso, in quanto i costi diretti di esercizio rappresentano il problema principale. L'ala bassa consente di ottenere il peso minore. Il primo motivo è che l'ala bassa attraversa la fusoliera e di solito i longheroni che passano sotto il pavimento hanno già una zona di attacco, che è il pavimento stesso. Ovvero il pavimento può rappresentare il naturale prolungamento dell'ala.

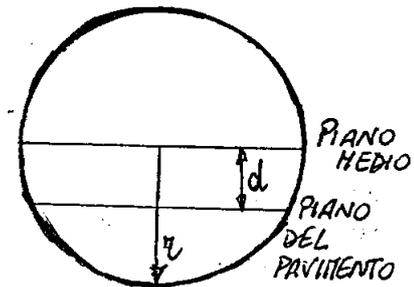


Quindi, generalmente, l'ala bassa può essere realizzata come è mostrato in figura. Ovviamente l'ala non viene realizzata in un unico pezzo, ma le due semiali sono attaccate al longherone passante. Questo fatto determina un notevole risparmio di peso, perché se volessimo realizzare la stessa struttura per un'ala alta, la dovremmo creare. Senza pensare inizialmente agli ingombri, devo realizzare comunque una struttura simile a quella relativa all'ala bassa. Per velivoli non molto grandi, ad esempio come il DC9, una volta definito il pavimento, è nota l'altezza h . Il pavimento si definisce in maniera molto semplice, facendo sì che il gomito del passeggero capiti nella zona diametrale, le dimensioni dei sedili sono già note, l'altezza del sedile rispetto al pavimento è già nota per motivi ergonomici, per cui la posizione del pavimento è nota. Per cui se h è già di 1,80m (altezza appena sufficiente per far circolare i passeggeri nel corridoio centrale), necessariamente l'ala dovrà essere spostata ancora più in alto, con conseguente aumento dell'ingombro e con la necessità di ricorrere a dei raccordi che aumentano l'aerodinamica e coprono gli attacchi dell'ala (vedi ATR42). Tutto ciò è materiale aggiunto, che nel caso di ala bassa non c'è. In più se l'ala sale parecchio, i raccordi risultano molto complessi,



che nel caso di ala bassa non c'è. In più se l'ala sale parecchio, i raccordi risultano molto complessi,

perché devo raccontare sia sopra, sia sotto, ma anche nella zona posteriore. Tutte queste strutture contribuiscono anche ad un aumento di peso. Per cui, quando si guarda il peso, per velivoli di una certa importanza si tende a realizzare un'ala relativamente bassa, la quale comporta una riduzione del peso anche per quanto riguarda la configurazione del carrello, che si trova direttamente nell'ala, mentre l'ala alta ha la necessità di un POD aggiuntivo che comporta aumento di peso e riduzione dell'efficienza. Se poi andiamo a vedere che l'ala alta ha la necessità di essere più robusta a causa del colpo di frusta, e quindi della fatica, che si risente direttamente alla radice, anche questo comporta un peso aggiuntivo. Quindi un velivolo di linea, come noi siamo abituati a vederlo, e cioè di grosse dimensioni, a quasi sempre l'ala bassa. L'ala media non viene considerata perché andrebbe ad interferire con il pavimento; però si può anche dire che in alcuni velivoli che hanno le ali con spessore molto elevato, e che hanno la porta di carico sotto il velivolo, l'ala può essere quasi considerata media. All'aumentare del diametro della fusoliera, essendo fissa la differenza d tra il piano medio ed il piano del pavimento (per come abbiamo definito in precedenza il piano del pavimento), l'ala tende ad essere in proporzione ad r , più vicina al piano medio. È come se il pavimento si richiamasse l'ala. In questo discorso c'è ovviamente da controllare l'altezza dei motori e della fusoliera dal suolo. Se poi si mette insieme il concetto che una fusoliera non troppo lontana dal suolo mi agevola il carico delle merci, è possibile anche accettare un carrello un po' più lungo, purché il fatto che l'ala si sia spostata verso il piano medio mi facilita quest'operazione. In alcuni casi, come il 747, quella zona può essere utilizzata per i serbatoi. A questo punto si intreccia anche il discorso relativo alla capacità dei serbatoi.



Domanda di Espedito: "ritornando all'ala alta, è da preferire mettere il carrello in fusoliera o c'è la possibilità di un'altra configurazione?"

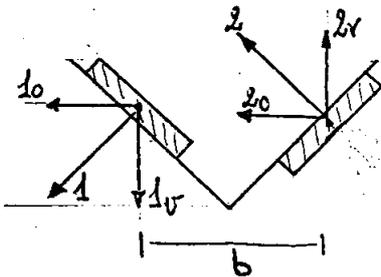
Di solito si preferisce utilizzare un carrello in fusoliera per evitare l'utilizzo di gondole alari; un esempio molto famoso è il Fokker F27, che aveva delle gondole alari in cui retrarre i carrelli. I carrelli però avevano un peso elevato, e necessitavano di una elevata manutenzione. È però possibile farlo: una scelta di un carrello alare nel caso di ala alta, può essere presa in considerazione in alternativa, solo se il velivolo non è troppo grande.

Ritornando alle configurazioni alari, per velivoli da caccia di tipo transonico o supersonico, il discorso cambia completamente, perché l'ala è integrata nella fusoliera e quindi le problematiche sono molto più complesse e la progettazione va fatta considerando l'insieme ala-fusoliera. Non affronteremo questo tema perché risulta una trattazione molto complessa; esistono numerosi che la descrivono.

Chiaramente i concetti che abbiamo esposto, e cioè quelli di tendere ad una macchina leggera, efficiente, economica dal punto di vista della manutenzione, sono i criteri guida che ci fanno optare per una determinata scelta. Però qui il discorso aerodinamico diventa fondamentale, perché in questo caso è l'aerodinamica che determina la configurazione. Le configurazioni possibili sono le più svariate, ma ciò che resta sono i criteri con i quali vengono effettuate le scelte progettuali. Nel caso di velivoli militari sono state realizzate moltissime configurazioni che dovevano soddisfare le problematiche relative all'aerodinamica in campo subsonico e supersonico, che necessitavano di un compromesso. Si è arrivati così anche alla scelta di geometrie variabili; si progetta l'ala in modo da soddisfare le esigenze sia dell'alta velocità, sia quelle della bassa velocità. In particolare per le alte velocità si ha la necessità di un'ala a freccia, ma a basse velocità un velivolo con ali di basso allungamento cadrebbe giù come un sasso. Gli aerei che non hanno la possibilità di una geometria variabile pagano questo fatto in termini di superficie alare, e quindi di peso. A causa di queste problematiche di carattere aerodinamico, la maggior parte di questi velivoli nasce direttamente in galleria; la fase progettuale viene lasciata alle modifiche necessarie per eliminare i problemi sorti in galleria. Si vedono infatti su questi aerei un sacco di modifiche.

Configurazioni caudali

Riferendoci alla pagina 50 degli appunti, possiamo vedere alcune configurazioni standard del tipo A1 – A2 in cui l'impennaggio verticale e quello orizzontale sono distinti, disposti in un caso sulla fusoliera e nell'altro un po' più in alto (A2 rappresenta la configurazione di un Fokker27). Ovviamente la posizione dell'impennaggio orizzontale, più in alto o più in basso, viene determinata in funzione dell'ala e della sua posizione. Abbiamo poi un altro tipo di configurazione, ovvero B1, in cui l'impennaggio verticale è sdoppiato in due parti disposte agli estremi dell'impennaggio orizzontale, e viene fatto di solito o quando davanti alla deriva c'è un ostacolo (nel caso ad esempio di ala alta), o nel caso di un bimotore per il quale le due derive sono immerse nel flusso del motore in modo tale da avere un'efficienza η_v maggiore, soprattutto nel caso di decollo con un motore in avaria, in cui la deriva immersa nella scia del motore attivo ha un η_v maggiore e quindi necessita di un δ_v più piccolo. Questa configurazione certamente risulta più complessa in termini di strutture e di comandi per il controllo. C'è poi la configurazione A3 usuale per i velivoli che in genere o hanno i motori a getto in coda, o per quelli che, sfruttando la freccia delle piano di coda verticale, possono avere un piano orizzontale più lontano dal baricentro e quindi con una superficie più piccola. Prendendo ad esempio il C-17, avendo il piano orizzontale molto in alto, dove c'è un $d\epsilon/d\alpha$ basso, possono avere un piano più piccolo ed approfittare della freccia del piano verticale per tenerlo più dietro. Questa configurazione è buona anche per problemi di tipo aeroelastico. Esistono anche esempi di velivoli piccoli con questo tipo di impennaggio orizzontale, più per motivi estetici legati alla progettista, che per motivi tecnici (Sky Arrow). Esiste poi una configurazione detta "butterfly", con due superfici di governo poste a 45° , che prendono il posto sia dell'impennaggio verticale, sia di quello orizzontale. Le parti mobili si muovono in modo coniugato, entrambe verso l'alto o verso il basso, o in direzione opposta, a seconda del tipo di governo che si vuole ottenere. Il governo laterale ad esempio è



$$l_0 + l_2 = \text{governo verticale}$$

$$l_v + l_r = 0$$

$$l_v \cdot b = l_r \cdot b = \text{momento di rollio da controllare con gli alettini}$$

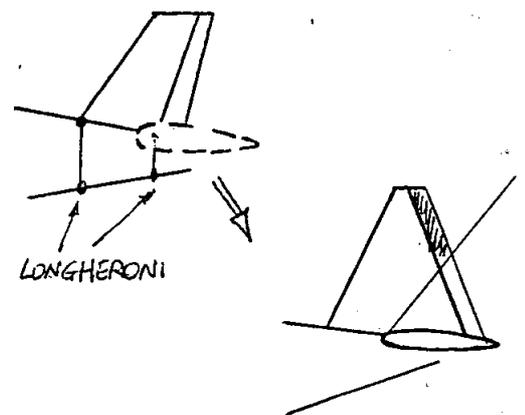
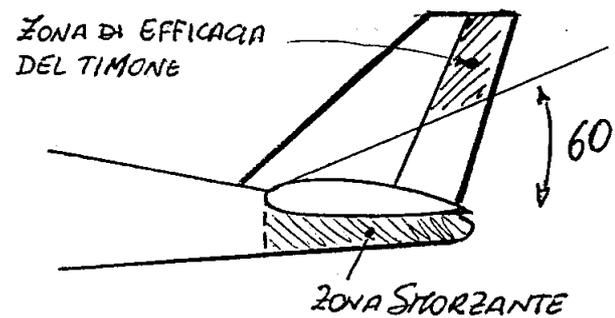
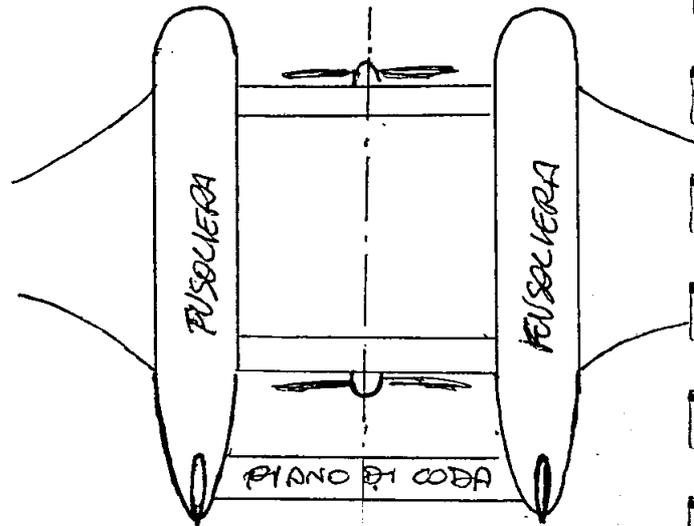
ottenuto muovendo le parti mobili allo stesso modo. Questo sistema è utilizzato per ridurre il numero di superfici impiegate, e quindi per aumentare l'efficienza; questo risultato si paga però in termini di complessità realizzative. In realtà non si ottiene un grande risparmio in termini di superficie perché per ottenere ad esempio una componente orizzontale della forza paragonabile a quella ottenuta attraverso un piano verticale, la superficie dei due piani dovrà essere un po' più grande, essendo le due forze orizzontali solo una componente delle forze 1 e 2 (in particolare $l_0 = l_1 \cdot \cos 45^\circ$). Il vantaggio è principalmente legato al fatto che le intersezioni colla fusoliera sono soltanto due, invece di tre; per cui l'interferenza con la fusoliera risulta migliorata. Se si cita come esempio il caso dell'F117, era stato concepito con il criterio delle due superfici di governo, ma come abbiamo detto per questa classe di velivoli, in sede di prove di volo è stato necessario aggiungere delle piccole derive; il problema maggiore per questo tipo di velivoli è la risposta al rollio olandese.

Il caso B2 è una soluzione classica per velivoli che hanno grosse fusoliera da carico, cioè hanno un grosso carico posteriore, e quindi devono avere la possibilità di effettuare l'operazione di carico; un classico esempio è il C119, per il quale la scelta delle due derive era obbligatoria, perché il progettista aveva scelto di caricare il velivolo da dietro. Un'altra tipologia di velivoli realizzati con la soluzione B2 è quella dei velivoli bimotore con un motore avanti ed uno indietro, entrambi sulla fusoliera. In questo caso la scelta è obbligata perché è necessario utilizzare due travi di coda, sulle quali sono montate le derive. A questa categoria appartengono particolari velivoli da carico. Generalmente la configurazione dei due motori centrali in fusoliera viene realizzata per evitare problemi di imbardata, ovvero di V_{mc} , per velivoli

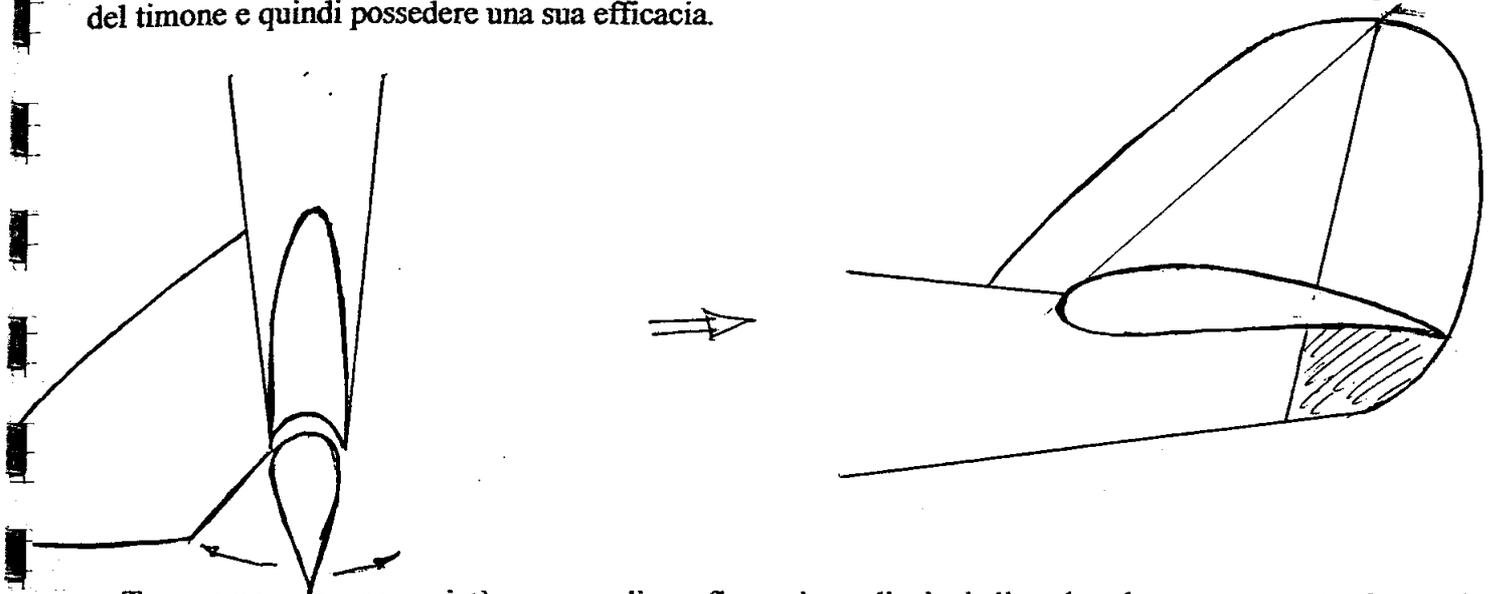
che abbiano tendenza stol; per i velivoli stol infatti si hanno grossi momenti di imbardata dovuti alla elevata potenza dei motori, ed una elevata V_{mc} con una bassa velocità di stallo. Un esempio di velivolo con questa soluzione è quello che ho realizzato per la tesi: era un velivolo con due motori ad elica, uno avanti e l'altro dietro, ma con la particolarità di avere due fusoliere. Questa soluzione andava bene per velivoli da carico, ma non per velivoli da trasporto civile, perché aveva il problema del comfort in cabina. Infatti, mettendo i passeggeri decentrati, ogni movimento del velivolo veniva percepito in maniera amplificata.

È importante capire che nella progettazione aeronautica, per quanto ci stressiamo a tirare le linee generali, queste possono sempre essere contraddette da casi particolari, in cui le varie esigenze della specifica ci orientano sulla soluzione particolare. Ovviamente esistono delle configurazioni standard che ci permettono di conoscere a priori le soluzioni progettuali da adottare. Se ad esempio vogliamo realizzare un velivolo bimotore che deve competere con la classe 707, 717, etc., sappiamo già come deve essere configurato; ciò che possiamo fare è al massimo migliorarne le prestazioni e la tecnologia realizzativa per ottenere un velivolo vendibile.

Per quanto riguarda le configurazioni dei piani di coda (pag. 53), restando nell'ambito di ciascuna configurazione, dobbiamo fare in modo che la disposizione reciproca tra piano verticale e piano orizzontale, per velivoli che possono andare in vite, e quindi sostanzialmente dei monomotore, deve essere tale da evitare l'ombra della deriva da parte dell'impennaggio orizzontale. In figura 2-27, se disponiamo il piano in modo tale che una linea del flusso separato (durante la vite il piano orizzontale assume angoli molto forti, intorno ai 40-50 gradi, e quindi con forte separazione) invade il piano verticale, essa determina la sua inefficacia, in contrasto con il fatto che dalla vite si esce con il governo verticale. Allora il piano deve essere spostato un po' più avanti o un po' più indietro, come si vede dalle figure corrette. Di solito si traccia una linea inclinata di 60 gradi e si vede come influisce sul piano verticale: se c'è una parte della deriva ancora attiva allora va ancora bene, in più se al di sotto del piano di coda orizzontale c'è una parte di fusoliera, essa funge da zona smorzante. Per capire, la vite è un moto di rotazione intorno all'asse z, per cui per uscire dalla vite è necessario smorzare questa velocità di rotazione, e il tratto di fusoliera agisce come smorzatore. Esistono dei report che ci danno la possibilità di valutare l'efficacia di quella zona. Sostanzialmente a noi interessa che almeno il 50% del timone sia fuori dalla scia. Questo discorso comporta alcuni problemi, perché lo spostamento del piano non è una cosa semplice; se le ordinarie di fusoliera sono fissate, il piano è vincolato dalla posizione delle ordinate, che hanno determinato anche la posizione dei longheroni del piano verticale. Quindi è necessario verificare che sia possibile spostare il piano. In alcuni casi, come espediente, si può invertire la freccia del piano verticale, in modo da aumentare la superficie attiva. Un altro caso è quello considerato nelle due ultime figure; si vede come il piano orizzontale sia stato realizzato con un taglio nella zona in cui il timone deve votare. Questo fatto comporta che la scia risulta separata sulla superficie del piano, ma siccome nelle vicinanze del timone non c'è



superficie, la scia risulta praticamente pulita, salvando così il timone. Se guardiamo la vista laterale, tracciando la retta a 60 gradi, troveremo sicuramente che il piano verticale è completamente immerso nella scia del piano orizzontale, ma in realtà non lo è perché possiede quello sfogo dietro; inoltre la zona al di sotto del piano orizzontale, al di là dell'effetto di smorzamento, può essere inglobata nella superficie del timone e quindi possedere una sua efficacia.



Troveremo una una varietà enorme di configurazione di piani di coda, che comunque tendono ad ottimizzare le funzioni del piano di coda verticale.