

# IL CENTRO AERODINAMICO E LA STABILITA' STATICA LONGITUDINALE

di Massimo Semoli - Luigi Sellito

## PREMESSA DI LUIGI SELLITO

Alla richiesta di un mio intervento sono rimasto un po' sorpreso poichè in realtà sono un aeromodellista medio. Forse ho la particolarità di aver letto, contrariamente ai più, qualche testo capace di farmi capire il fenomeno "aeroplano".

Purtroppo nel mondo modellistico si usa tramandare, proprio come da padre a figlio, tutta una serie di credenze che alla fine vengono date per talmente vere da essere considerate scienza.

Il centro di gravità deve stare al 33% della corda, la corda del Clark  $\gamma$  coincide con la linea ventrale, il profilo più portante, il piano di coda portante, il motore ed i suoi vari disassamenti (che rasentano il casuale), la coppia dell' elica è la causa che fa tirare a sinistra i bicicli al decollo, l' ala ellittica e così via....

Questa specie di "quelli che" di jannacciana memoria sono cose usuali, troppo usuali, sui campi di volo. Affinchè tanti modellisti, spesso bravissimi falegnami (scusate la cattiveria), non gettino alle ortiche i loro danari ed i loro sforzi ho pensato di proporre la traduzione, fatta dal valente modellista salernitano Maurizio Mastrantonio, di uno scritto di Fraser (quello del gruppo Selig, Fraser, Donovan) estratto da Sbartech n. 6, di fatto questo scritto l' ho già distribuito a più di un modellista, realmente interessato a capire, perchè lo ritengo talmente semplice e chiaro che con pochissimo sforzo si può comprendere cosa sia l' involuppo di volo di un aereo sia esso tradizionale o canard, con tanti saluti al C.G. al 33% della corda.

Sono stato stimolato a presentare questo scritto anche perchè, a costo di apparire come un doppione, può in modo elegantemente semplice fare da introduzione al ben più analitico e circostanziatamente scientifico intervento dell' Ing. Massimo Semoli sul concetto di stabilità longitudinale.

David Fraser

## EQUILIBRIO, STABILITÀ E PORTANZA IN CODA

Novembre, 1985

Come uno dei molti aeromodellisti appartenenti a uno dei più grandi club della Nazione, il Valley Forge Signal Seekers, spesso mi vengono fatte delle domande circa il trimmaggio degli aeromodelli e mi sono accorto che sono davvero pochi gli aeromodellisti che hanno avuto l'opportunità di capire correttamente quali sono e come agiscono le forze su un aeroplano. Molti, credo, lo hanno imparato in modo scorretto da qualcuno che non ha capito molto bene l'intera materia. Il risultato è che i pregiudizi tendono a propagarsi fino a divenire così profondamente creduti da apparire come la verità.

L'aerodinamica non è una materia semplice e, siccome non è possibile fermare l'aeroplano per sentire quali forze agiscono effettivamente su di esso, non è una sorpresa che molte opinioni errate, o interpretazioni "molto" personali, siano attualmente in circolazione. Molti di voi che state leggendo queste pagine sarete sicuramente più interessati ai dettagli dell'aerodinamica di quanto non lo siano i comuni aeromodellisti. Poiché ci sono ancora molti equivoci sulla stabilità di un aeroplano, anche tra i cosiddetti esperti, lo scopo di questo articolo è quello di spiegare gli argomenti citati nel titolo, matematicamente e con esempi pratici, così da poter avere la base necessaria per comprenderli correttamente.

Non vorrei che voi crediate a ciò che è scritto in queste pagine solo per il fatto che è "scritto". Ma vorrei che vi convinceste da soli che si tratta della verità. Nella discussione potreste incontrare dei luoghi comuni per lungo tempo creduti veri ma nondimeno sbagliati. Affrontiamoli e svisceriamo l'argomento. Ne vale la pena. Se incontrate concetti nuovi studiateli prima sopra un comune libro di fisica utilizzato negli istituti tecnici. Non solo imparerete qualcosa di nuovo ma sarete in grado di applicare le nuove conoscenze per far volare meglio i vostri aeroplani e in ogni modo avremo raggiunto il nostro scopo; giusto?

Come ho detto, questo è un articolo tecnico e non chiedo scusa per questo. Mi spiegherò più semplicemente che posso, ma l'aerodinamica è, in fondo, una disciplina matematica e cercare di spiegarla senza calcoli sarebbe come cercare di descrivere un tramonto ad un cieco. In particolare c'è bisogno di conoscere gli elementi dell'algebra, il concetto di derivata e avere anche qualche conoscenza di statica.

Non dirò nulla di nuovo, tutto è presente nei classici libri di aerodinamica (vedi bibliografia) ma io l'ho ridotto all'essenziale. Darò molte cose per assodate a causa dello spazio limitato. Se ciò dovesse causarvi qualche problema proseguite comunque, sperando che il concetto risulti chiaro più avanti.

Ecco gli argomenti di cui ci occuperemo:

1. Riprenderemo il concetto di **momento**, **equilibrio** e **stabilità**. Siccome questi termini saranno usati molto, è importante avere una chiara idea di cosa esattamente significano. Darò per assodato che ognuno abbia familiarità con le caratteristiche di un'ala e nozioni quali la diretta proporzionalità tra **coefficiente di portanza e angolo**

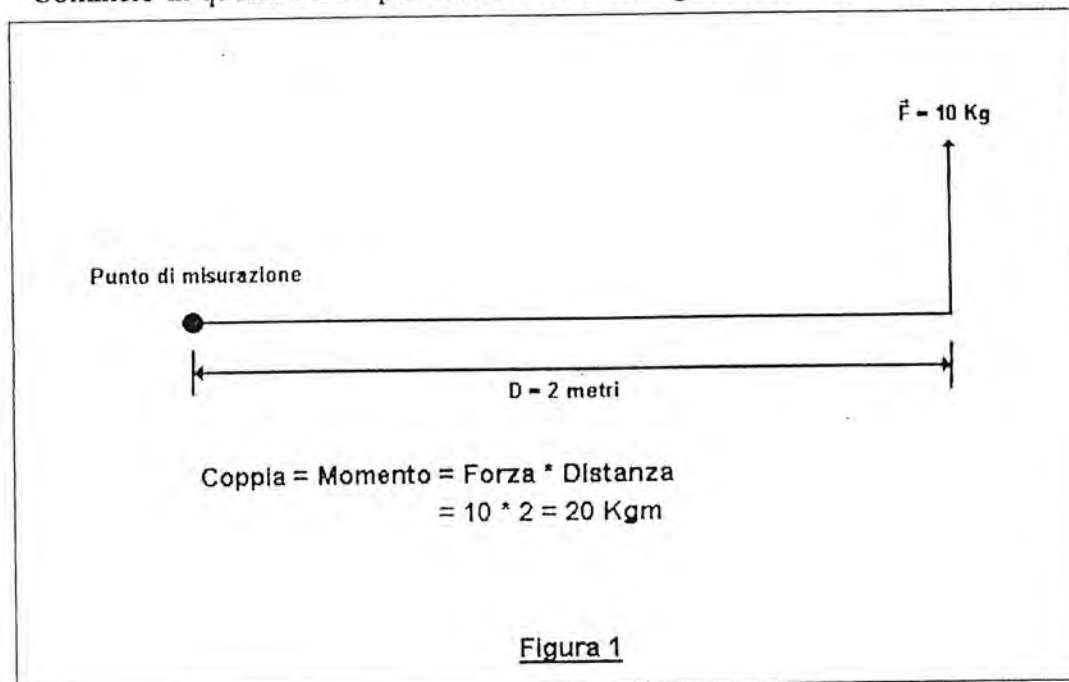
**d'incidenza**  $\left( \frac{C_p}{\alpha} = \text{costante} \right)$  (fino allo stallo), oppure che il **camber** (o inarcamento della linea media del profilo) produce un momento picchiante che è indipendente dalla portanza se misurato nel **centro aerodinamico dell'ala** (la localizzazione del centro aerodinamico di una superficie portante si ottiene mediante la procedura geometrica descritta nell'appendice A).

2. Discuteremo le varie configurazioni dei velivoli e le condizioni che devono essere soddisfatte, per ognuna di esse, per ottenere un volo **stabile ed equilibrato**.
3. Deriveremo, poi, le equazioni che descrivono le condizioni di **equilibrio e stabilità**, mostreremo come si applicano a tutte le configurazioni di velivoli ed esamineremo alcuni esempi così da poter vedere gli effetti pratici.

Infine - e ciò emergerà dalla discussione - esamineremo criticamente le credenze erranee più comuni, mostrandone il perché e quale è, invece, la situazione reale.

\*\*\*\*\*

Comincio in questo modo per essere certo che ognuno abbia una chiara idea di ciò

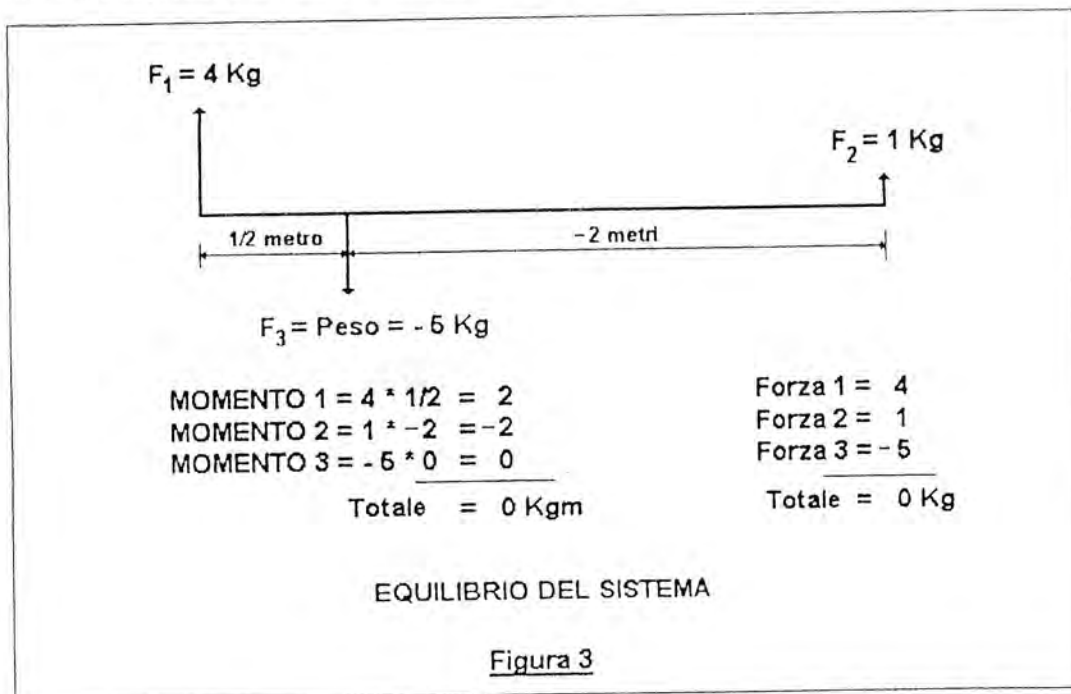




distanza percorsa varia continuamente. Il solo modo di portare il sistema in equilibrio, nel secondo caso, infatti, è di fermare l'automobile e spegnere il motore.

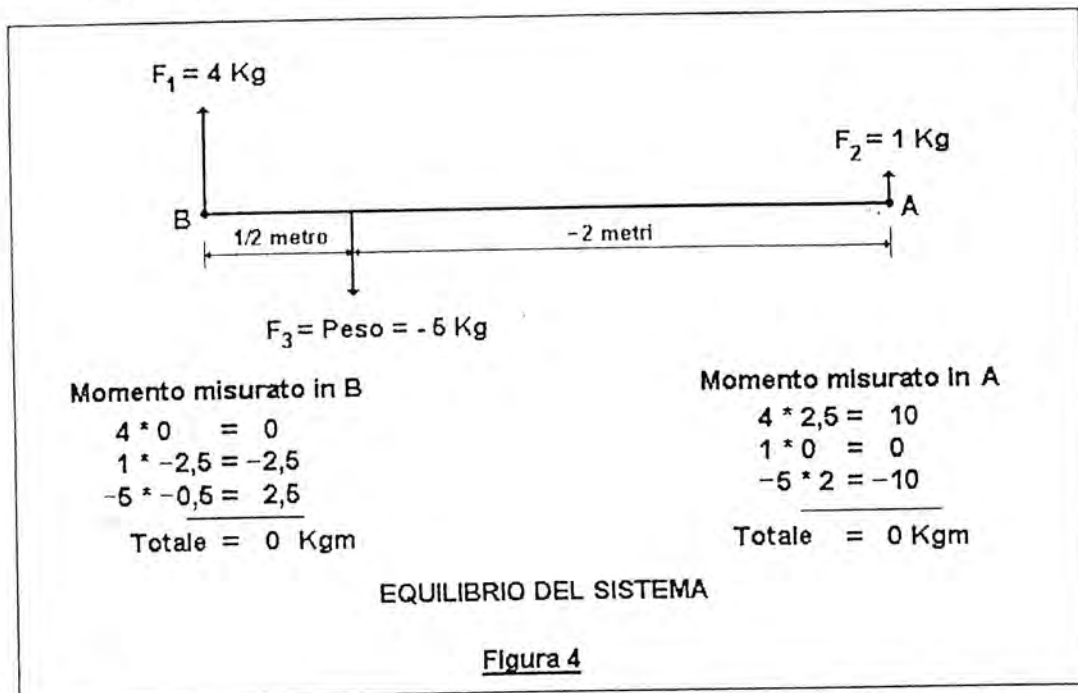
Nel caso dell'equilibrio siamo liberi di scegliere qualsiasi variabile, ma di solito è saggio essere certi di conoscere quali esse siano. Nel caso del nostro aeroplano le variabili saranno la *velocità* (relativa all'aria), le *rotazioni intorno ai tre assi* (beccheggio, rollio e imbardata), *angolo d'incidenza*  $\alpha$  e il *coefficiente di portanza*  $C_p$ . Considereremo come costanti del nostro sistema la *velocità*  $V$ ,  $\alpha$  e  $C_p$ , e che le rotazioni siano uguali a zero. Questo non è altro che un aeroplano in condizioni di equilibrio, sebbene non necessariamente in volo livellato.

Perchè un aeroplano sia in condizioni di equilibrio devono essere soddisfatte due condizioni generali. 1) La somma di tutte le forze agenti sull'aeroplano deve essere zero. Questo non significa che tutte le forze sono uguali a zero, ma che se esiste una forza agente in una direzione deve esserci un'altra forza, della stessa intensità, che agisce in senso opposto. Per un aeroplano in volo livellato e in equilibrio, la *portanza* deve eguagliare il *peso* e la *trazione* deve eguagliare la *resistenza*. Se l'aeroplano percorre una traiettoria perfettamente verticale, la *trazione* più il *peso* dovrà eguagliare la *resistenza* e la *portanza* dovrà essere uguale a zero. 2) La somma di tutti i momenti deve essere uguale a zero (fig. 3): Questo dipende direttamente da una delle nostre condizioni iniziali e, cioè, che le rotazioni intorno ai tre assi devono essere uguali a zero. Infatti, se esistesse un momento agente sul nostro sistema, esso tenderebbe a far ruotare l'aeroplano e ciò violerebbe una delle assunzioni di base dell'equilibrio. Come per le forze, questo non significa che non ci sono momenti che agiscono su un aeroplano, ma che se esiste un momento che tende a far ruotare l'aeroplano in una direzione (per esempio tende a farlo cabrare) deve esserci un altro momento, della medesima intensità, che tenderà a contrastare il primo (nel nostro caso tenderà a farlo picchiare).



Notate che non è importante quale punto si usa per convertire le forze in momenti purchè venga usato sempre lo stesso punto per tutte le forze (fig. 4). Il vantaggio che

deriva dall'uso del CG è che il momento prodotto dal peso è sempre zero e perciò non compare mai nelle equazioni, come vedremo in seguito. Se un momento è già dato, come per esempio il momento intorno al centro aerodinamico, esso si aggiunge semplicemente alla somma degli altri momenti a prescindere da dove sia la superficie portante. Per riassumere: la condizione di equilibrio richiede che sia la somma delle forze, che quella dei momenti, sia uguale a zero.



Prima di definire la stabilità esaminiamo alcuni sistemi in equilibrio e vediamo cosa succede quando sono disturbati da una causa esterna. Per usare ancora l'esempio dell'automobile consideriamo che essa percorra una strada in salita e che il guidatore non usi l'acceleratore. L'automobile, naturalmente, rallenterà ma recupererà la sua originale velocità non appena la strada ritornerà pianeggiante. In altre parole, non appena la causa esterna viene rimossa il sistema recupererà il suo originale equilibrio.

Ora consideriamo il pendolo mostrato in figura 5, se la sua massa è posizionata esattamente nel punto più alto dell'arco che può descrivere, esso rimarrà fermo. Questo, dunque, è un equilibrio vero. Tuttavia qualsiasi disturbo che sia capace di vincere la frizione prodotta nel perno consentirà alla gravità di muovere la massa fuori della precedente condizione di equilibrio e di raggiungere la posizione finale nella parte più bassa dell'arco. Pertanto la posizione originale di equilibrio non sarà più raggiungibile. Se ora il pendolo viene disturbato da una causa esterna tenderà ad oscillare intorno a quel punto di equilibrio fino a che le oscillazioni non vengono smorzate dall'attrito e la precedente condizione sarà recuperata.

In questo caso abbiamo due posizioni di equilibrio, ma chiaramente non dello stesso tipo. La differenza tra questi due tipi di equilibrio è assimilabile alla differenza tra equilibrio e stabilità - *equilibrio* significa che le variabili (velocità, posizione, ecc.) sono uguali a zero o costanti; *stabilità* significa che quando un sistema in equilibrio è disturbato esso tende a recuperare la sua posizione originale di equilibrio quando la causa disturbante viene rimossa. Nel caso del pendolo è anche possibile avere una

condizione di equilibrio senza avere stabilità. Nel caso di un aeromodello è possibile agire sul trim del radiocomando per raggiungere una condizione di equilibrio, ma esso potrebbe essere virtualmente incontrollabile a causa della sua non stabilità.

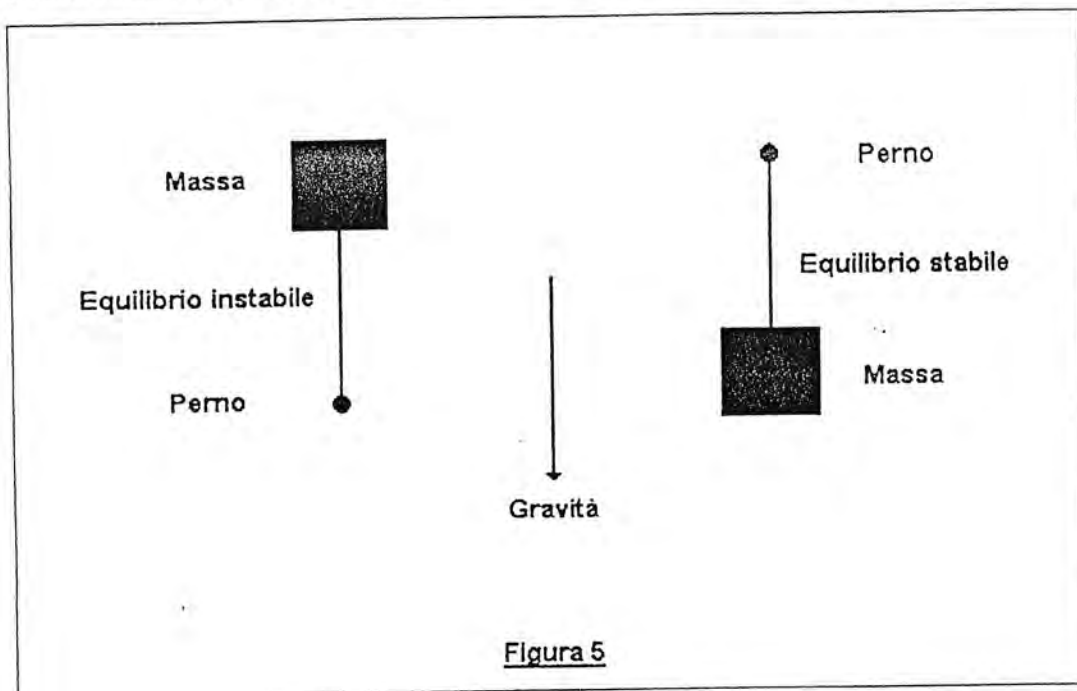


Figura 5

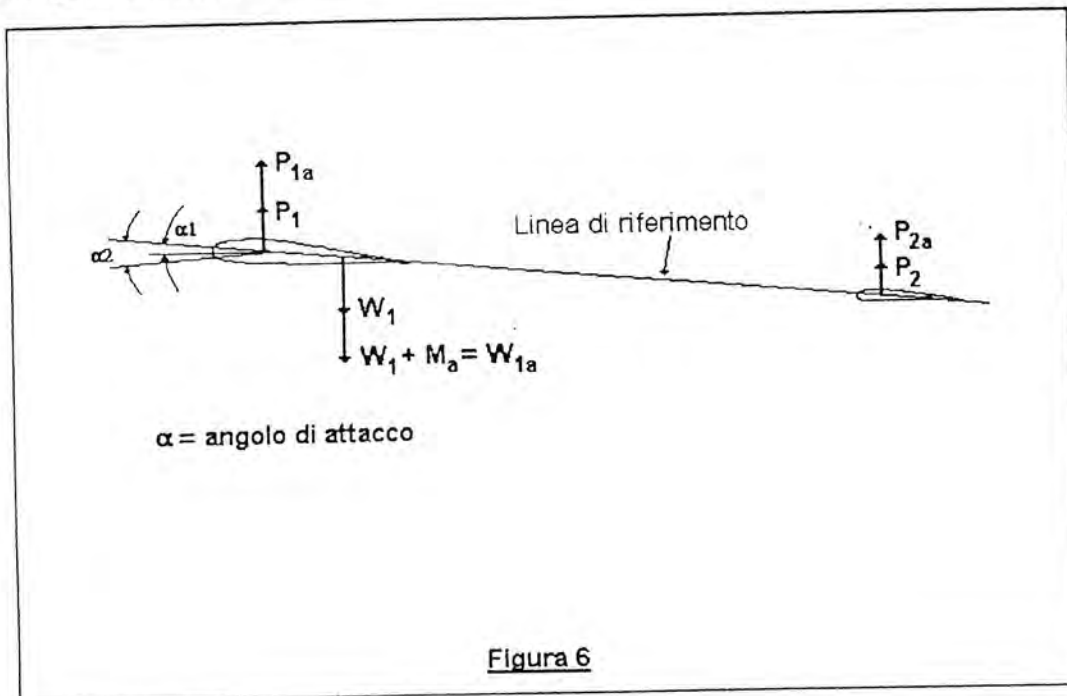
Sebbene la definizione di stabilità appena data sia accurata essa non risulta molto comoda nel nostro caso. Infatti, se volessimo misurare la stabilità usando la precedente definizione dovremmo trovare una condizione di equilibrio, disturbarlo e, successivamente, osservare che cosa succede. Tutto questo, naturalmente, è possibile e, infatti, è esattamente quello che è descritto nei testi di aerodinamica. Ma noi in questa sede vogliamo descrivere un modello matematico delle forze agenti su un aeroplano e calcolare le condizioni di equilibrio e di stabilità prima di farlo volare. Esistono in proposito alcune tecniche matematiche relativamente semplici (e anche altre non proprio così semplici) che ci consentono di convertire la precedente definizione di stabilità in una serie di equazioni.

Per porre l'argomento nei termini in cui noi siamo più immediatamente interessati andiamo direttamente al caso dell'aeroplano. Assumiamo di aver già trovato una condizione di equilibrio - comunemente chiamata dagli aeromodellisti volo trimmato - e che improvvisamente l'aeroplano incontri una raffica di vento. L'effetto immediato che osserveremo sarà un incremento dell'angolo d'incidenza ( $\Delta\alpha$ ) e, assumendo di essere lontani dalle condizioni di stallo, un proporzionale aumento della portanza (fig. 6).

Ora, perchè il nostro sistema sia stabile, è ovvio intuitivamente che la variazione  $\Delta\alpha$ , prodotta dalla raffica di vento, dovrebbe generare un momento che tende a far ruotare l'aeroplano in modo che l'angolo d'incidenza  $\alpha_2$  ritorni al valore precedente alla raffica di vento ( $\alpha_1$ ), cioè il sistema ritorni nelle precedenti condizioni di equilibrio.

Diciamo semplicemente che un aumento dell'angolo d'incidenza  $\alpha$  dovrebbe produrre un abbassamento del muso dell'aeroplano (se i momenti sono tali da incrementare la tendenza dell'aeroplano a sollevare il muso, risulta chiaro che tale incremento amplificherebbe l'originale disturbo e l'aeroplano tenderebbe a compiere un

looping). Così, se potessimo scrivere un'equazione che metta in relazione il momento totale agente sull'aeroplano con l'angolo di attacco  $\alpha$ , oppure con  $C_p$ , avremo trovato uno strumento che ci consente di studiare la stabilità. E, una volta trovata l'equazione, potremo far variare la posizione del CG e le superfici portanti così che si produca un effetto di beccheggio negativo (picchiata) ogni volta che intervenga un incremento dell'angolo di attacco  $\Delta\alpha$ .



Ovviamente è impossibile che un incremento di  $\alpha$  produca una diminuzione della portanza (o del  $C_p$ ). In altre parole noi non possiamo controllare la direzione delle forze prodotte all'incremento di  $\alpha$ . Inoltre noi vogliamo che l'aeroplano ruoti e sappiamo che le rotazioni sono prodotte da momenti piuttosto che da semplici forze. Dati questi due fatti dovrebbe essere chiaro che abbiamo bisogno di definire prima tutti i momenti agenti sul nostro aeroplano e poi osservare come questi variano al variare di  $\alpha$  o di  $C_p$ . Siccome il nostro punto di partenza è una condizione di equilibrio, all'inizio la somma dei momenti deve essere uguale a zero.

Faremo l'assunzione che l'aeroplano abbia al più due superfici portanti, ma non preciseremo la dimensione dell'una rispetto all'altra. Questo significa che le equazioni sviluppate saranno valide per gli aeroplani in configurazione convenzionale, per le ali in tandem, per i Canard e i tutt'ala. Inizieremo studiando le condizioni di equilibrio, poiché già qui ci saranno alcune sorprese, e poi ci sposteremo allo studio della stabilità dove incontreremo ancora più grandi sorprese. Fate bene attenzione ai segni che sono convenzionalmente assegnati, per esempio il peso  $W$  è sempre una grandezza negativa.

Equilibrio (vedi fig. 7)

$$\text{Somma delle forze:} \quad P_1 + P_2 + W = 0 \quad [1]$$

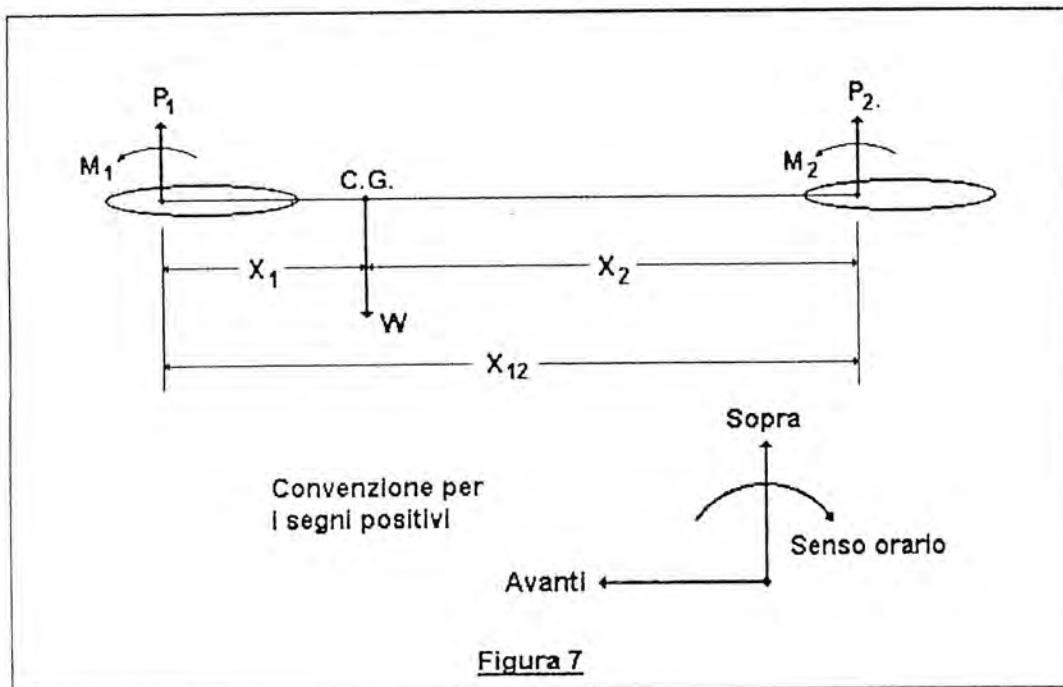
$$\text{Somma dei momenti:} \quad M_1 + M_2 + (P_1 \cdot X_1) + (P_2 \cdot X_2) = 0 \quad [2]$$



Anche:

$$X_2 = X_1 - X_{12} \quad [3]$$

$M_1$  e  $M_2$  sono i momenti prodotti dalle superfici portanti indipendentemente dalla loro *portanza* - il momento è un effetto prodotto dal *camber*. Abbiamo assunto che sia  $X_1$ , che  $X_2$ , sono misurati dal C.G. al centro aerodinamico della superficie portante. Per quanto riguarda i segni: in alto, in avanti e in senso orario sono positivi. Nella figura 7  $P_1$ ,  $P_2$  e  $X_1$  sono positivi,  $W$  e  $X_2$  sono negativi.  $X_{12}$  è definito come positivo.  $M_1$  e  $M_2$  possono essere positivi, negativi o uguali a zero a seconda del *camber*. Assumeremo, inoltre, che  $M_1$ ,  $M_2$ ,  $W$ ,  $X_1$  e  $X_2$  siano noti.



La prima cosa da fare è trovare un'equazione che ci dia la portanza su ognuna delle superfici portanti.

Sostituendo la [1] nella [2] e ordinando i termini avremo:

$$M_1 + M_2 + (-W - P_2) \cdot X_1 + P_2 \cdot X_2 = 0$$

$$P_2 \cdot (X_2 - X_1) = -M_1 - M_2 + X_1 \cdot W$$

e usando la [3]:

$$P_2 = \frac{(M_1 + M_2 - W \cdot X_1)}{X_{12}} \quad [4]$$

Conoscendo  $P_2$  possiamo usare l'equazione [1] per trovare  $P_1$ . Avremo potuto anche risolvere in funzione di  $P_1$  e trovare  $P_2$  usando la [1]. Ricordate che questa equazione è valida per ogni condizione di equilibrio e per ogni configurazione. Facciamo qualche esempio con numeri reali.

1. Un aeroplano convenzionale (ala + stabilizzatore orizzontale), il **CG** coincidente col centro aerodinamico dell'ala ( $X_1 = 0$ ), e entrambi i profili simmetrici;  $M_1 = M_2 = 0$  (tipico per un F3A).

$$P_2 = \frac{(0 + 0 - 0 \cdot W)}{X_{12}} = 0.$$

In altre parole l'intero carico è sopportato dalla superficie portante anteriore (ala) e la portanza in coda è zero fino a che il sistema rimane in condizioni di equilibrio. Sorpresi? Non smettete qui la vostra lettura, le cose si fanno interessanti!

2. Come nel caso precedente ma con il **CG** spostato di 2,5 cm dietro al centro aerodinamico dell'ala (assumiamo che  $X_{12} = 75$  cm e il peso  $W = 2,7$  Kg).

$$P_2 = \frac{[0 + 0 - 0,025 \cdot (-2,7)]}{0,75} = 0,09 \text{Kg} = 90 \text{g}.$$

Notate che il segno è positivo il che significa che la portanza in coda è positiva. Ciò è valido per ogni condizione di equilibrio e ad ogni velocità.

3. Come sopra ma con il **CG** spostato di 2,5 cm in avanti al centro aerodinamico dell'ala.

$$P_2 = \frac{[0 + 0 - (-0,025) \cdot (-2,7)]}{0,75} = -0,09 \text{Kg} = -90 \text{g}$$

cioè diretto verso il basso. Anche in questo caso valido ad ogni velocità. In questi tre casi la portanza dell'ala risulta rispettivamente di 2,7 Kg, 2,61 Kg e 2,79 Kg.

Qualcuno di voi, forse, non crede a quello che ha appena letto. Osserverete che ho trascurato l'effetto di deflessione verso il basso dei filetti fluidi (down wash), il diedro longitudinale, le incidenze e altro ancora. E, naturalmente, avete ragione. Le ho ignorate poiché, in questo momento, non importano questi parametri ma solo la portanza sviluppata. Ovviamente trattandosi di profili simmetrici dovremo posizionarli ad incidenze tali da produrre quei valori di portanza. Altri di voi obietteranno che "sanno" che lo stabilizzatore di coda, su un aeroplano convenzionale, deve essere deportante. Bene, per dirla con Mark Twain: "Il vero problema non è ciò che le persone non sanno, ma quello che credono di sapere". I casi 1 e 2 sono realistici negli aeroplani che ognuno di voi potrebbe costruire e con i quali poter volare, casi in cui lo stabilizzatore non è assolutamente deportante.

Continuiamo guardando quali implicazioni hanno le equazioni per l'equilibrio negli aeroplani che hanno superficie portante dotata di *camber*.

4. Come sopra ma con  $M_1$  negativo. Ricordate che il momento di ogni superficie

portante è :

$$M = \left( \frac{\rho}{2} \right) \cdot V^2 \cdot S \cdot c \cdot Cm$$

dove  $\rho$  è la densità dell'aria,  $V$  è la velocità,  $S$  è la superficie portante,  $c$  è la corda media aerodinamica e  $C_m$  è un coefficiente (che dipende dal profilo adottato) detto *coefficiente di momento*. Esso è un numero fisso, per ogni profilo, che può essere ritrovato nella letteratura aerodinamica. Consideriamo, per esempio, un veleggiatore con  $V = 9 \text{ m/s}$ ,  $S = 58 \text{ dm}^2$ ,  $c = 24 \text{ cm}$  e  $C_m = -0,05$ ; il momento totale dell'ala sarà:

$$M_1 = 0,0625 \cdot 9^2 \cdot 0,58 \cdot 0,24 \cdot (-0,05) = -0.035 \text{Kgm}$$

Per utilizzare tale dato consideriamo il **CG** nel centro aerodinamico dell'ala.

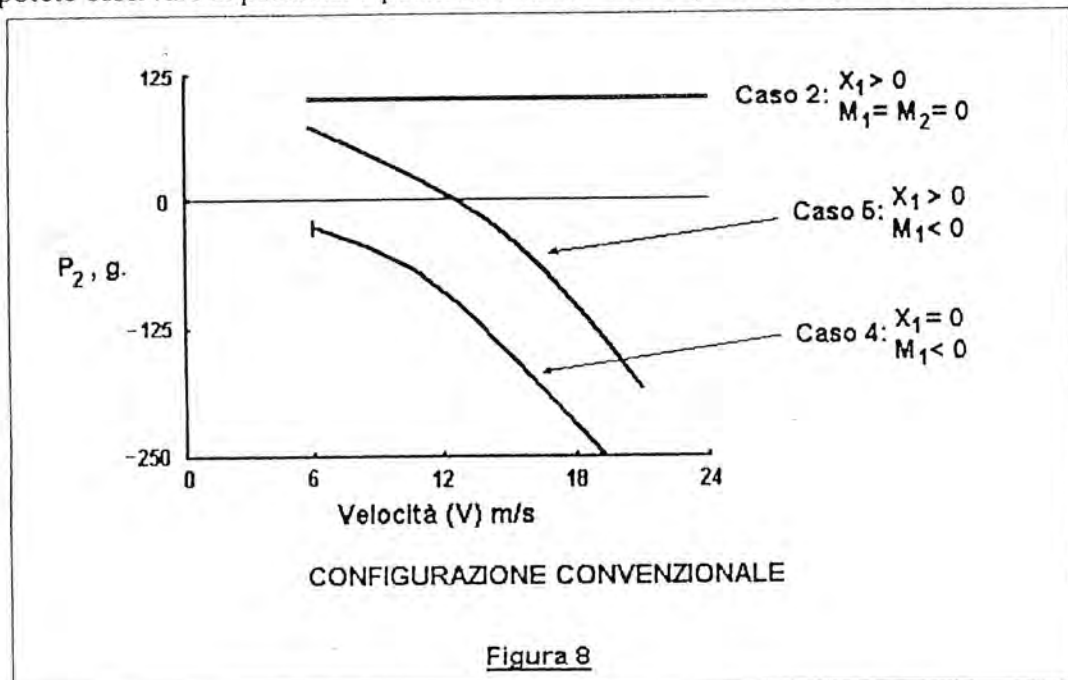
$$P_2 = \frac{[-0,035 + 0 - 0 \cdot (2,7)]}{0,75} = -0,047 \text{Kg}$$

oppure 47 g diretto verso il basso. Notate che questo valore è valido solo ad una velocità di 9 m/s. Appena questa aumenta, di conseguenza, la portanza in coda aumenterà di una quantità elevata al quadrato.

5. Come nel caso 4. ma con il **CG** 2,5 cm dietro al centro aerodinamico dell'ala. Prima riordiniamo l'equazione [4] come segue:

$$P_2 = \left(\frac{\rho}{2}\right) \cdot V^2 \cdot S \cdot c \cdot \frac{C_m}{X_{12}} - \frac{X_1 \cdot W}{X_{12}} \quad [5]$$

notate che il secondo termine è indipendente dalla velocità mentre il primo termine varia con il quadrato della velocità. Abbiamo anche visto, nei casi 2 e 4, che, mentre il secondo termine (dell'equazione precedente) produce in incremento della portanza in coda, il primo né comporta un continuo decremento. Ognuno di questi termini, insieme con la portanza totale della coda, è riportato nel grafico della figura 8. Come potete osservare la portanza è positiva a bassa velocità, diventa uguale a zero a circa



12 m/s e negativa a velocità superiori. I numeri sono reali, le formule sono reali e, se non ci credete, è ora di capire dove sbagliate.

Prima di andare avanti è utile trovare un'equazione per calcolare  $P_1$ , cioè la portanza dell'ala. Senza grosse sorprese questa avrà la stessa forma di quella per il calcolo di  $P_2$  ma con il segno contrario:

$$P_1 = \frac{-(M_1 + M_2) + X_2 \cdot W}{X_{12}} \quad [6]$$

Contrariamente alla superficie portante posteriore, quella anteriore produrrà una portanza sempre positiva fin tanto che  $(M_1 + M_2)$  sarà negativo. Cioè:

$$P_1 = \frac{-(-) + (-) \cdot (-)}{(+)} \quad \text{è sempre positivo.}$$

6. Configurazione Canard. Consideriamo il caso 4., invertiamo la posizione delle due superfici portanti e posizioniamo il CG 10 cm avanti al centro aerodinamico della superficie portante posteriore. In prima approssimazione consideriamo che  $P_2$  rimanga circa lo stesso che nel caso precedente, così anche il peso  $W$ .  $P_1$  sarà, in questo caso, la quantità che ci interessa calcolare. Riordiniamo la [6]

$$P_1 = \left[ -\frac{M_1}{X_{12}} \right] + \left[ \frac{-M_2 + (X_2 \cdot W)}{X_{12}} \right]$$

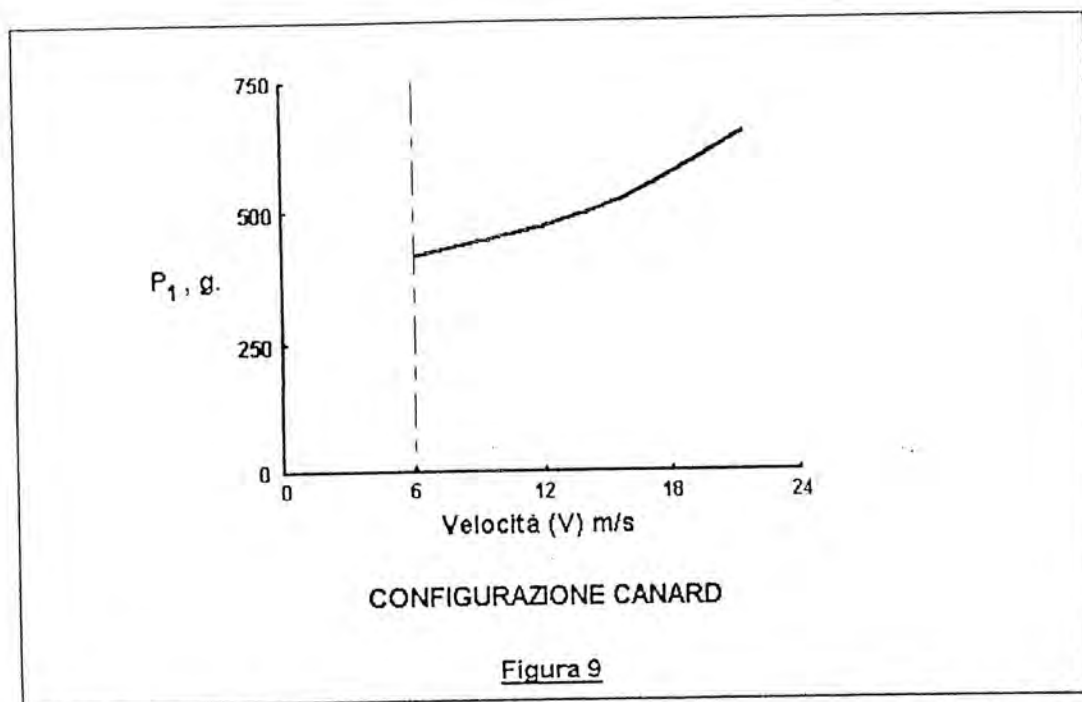
Siccome lo stabilizzatore di un Canard è dotato di un notevole camber, pertanto assumiamo, per sempio, che  $M_2$  sia - 0,03. Sostituendo i valori avremo:

$$P_1 = \left\{ \frac{[-(0,0625) \cdot V^2 \cdot 0,58 \cdot 0,24 \cdot (-0,05)]}{0,75} \right\} + \left\{ \frac{-(-0,03) + (0,1 \cdot 2,7)}{0,75} \right\} =$$

$$P_1 = 0,00044 \cdot V^2 + 0,4$$

ciò che è espresso nel grafico della figura 9.

Dal confronto tra la portanza generata dagli stabilizzatori nelle due configurazioni emergono alcune cose interessanti. Anzitutto che la portanza generata dallo stabilizzatore, nella configurazione Canard, è 7,5 volte più grande di quella generata dalla coda di un aeroplano convenzionale (a 21 m/s - confronta con  $P_2$  del caso 2.). In altri termini questo significa che nel Canard avremo una resistenza indotta maggiore, a meno che la superficie portante anteriore non abbia un allungamento maggiore. Infatti, tutti i Canard reali hanno la superficie portante anteriore con allungamento maggiore degli stabilizzatori degli aeroplani convenzionali. Essi ne hanno bisogno proprio per recuperare la perdita causata dalla maggiore resistenza indotta. Poi, siccome lo stabilizzatore del Canard sviluppa sempre una portanza sostanziale, esso, di solito, è dotato di un camber notevole e di profili più complessi. Terzo, non appena vengono abbassati i flaps dell'ala (i quali incrementano notevolmente il momento aerodinamico), nel Canard, la superficie



portante anteriore deve sviluppare ancora più portanza per compensarlo. La portanza prodotta dallo stabilizzatore di un aeroplano convenzionale, quando esiste, si riduce quando vengono abbassati i flaps e di solito diviene negativa (coda deportante) ma di una quantità molto inferiore rispetto al Canard.

7. Configurazione tutt'ala. Per questa configurazione avremo  $M_2$  e  $P_2 = \text{zero}$ . Per cui le equazioni [1] e [2] diventano:

$$P_1 + W = 0 \quad [1a]$$

$$M_1 + P_1 \cdot X_1 = 0 \quad [2a]$$

pertanto  $M_1 = -P_1 \cdot X_1 = W \cdot X_1 \quad [7]$

Vedremo dopo che nel tutt'ala il CG deve essere posto avanti al centro aerodinamico dell'ala, rendendo  $X_1$  negativo. Siccome  $W$  è sempre negativo, questo significa che il tutt'ala deve avere un momento aerodinamico positivo, che è esattamente l'opposto di quello che succede nelle altre configurazioni. La conseguenza immediata di ciò è che il tutt'ala non può usare i flaps poichè essi produrrebbero un momento aerodinamico negativo rendendo l'aeroplano incontrollabile. Gli aeroplani tutt'ala, tuttavia, hanno una serie di restrizioni che non discuteremo in questa sede.

\*\*\*\*\*

Dopo aver analizzato le condizioni necessarie per portare l'aeroplano in situazione di equilibrio passiamo allo studio di come esso reagisce ad un disturbo esterno, in altre parole alla **stabilità**.

Come ho già detto, dobbiamo anzitutto considerare l'equazione [2] e trovare come il momento totale dipenda da  $C_p$  o dall'angolo di incidenza  $\alpha$  (vedi appendice B).

Successivamente dovremo trovare una relazione che spieghi il momento negativo (pitch-down) prodotto da una variazione positiva di  $C_p$ . Pertanto poniamo:

$$M_t = M_1 + M_2 + P_1 \cdot X_1 + P_2 \cdot X_2 \quad [8]$$

dove  $M_t$  rappresenta il momento totale agente sull'aeroplano (che è = zero nel volo trimmato o in condizioni di equilibrio).

Esplicitiamo la precedente equazione ponendo  $q = \left(\frac{\rho}{2}\right) \cdot v^2$ ,

$$M_t = [q \cdot S_1 \cdot c_1 \cdot C_{m_1}] + [q \cdot S_2 \cdot c_2 \cdot C_{m_2}] + (q \cdot S_1 \cdot C_{p_1} \cdot X_1) + (q \cdot S_2 \cdot C_{p_2} \cdot X_2) \quad [9]$$

I primi due termini sono indipendenti dal coefficiente di portanza  $C_p$  (ma dipendono strettamente dalla definizione di centro aerodinamico del profilo) così le loro derivate rispetto a  $C_p$  saranno = zero. Negli ultimi due termini,  $q$ , entrambe le superfici ( $S_1$  e  $S_2$ ) e entrambi i bracci di leva ( $X_1$  e  $X_2$ ) sono indipendenti da  $C_p$ . Possiamo, perciò, riscrivere la [9] nel seguente modo:

$$M_t = k_3 + k_4 + (k_1 \cdot C_{p_1}) + (k_2 \cdot C_{p_2}) \quad [10]$$

dove la definizione di  $k$  è ovvia.

Prima di derivare la [10] rimane ancora un problema, cioè quello di trovare un'equazione per esprimere  $C_{p_2}$  in termini di  $C_{p_1}$ , o viceversa. Siccome la configurazione tradizionale è la più diffusa negli aeroplani, troveremo una relazione che esprima  $C_{p_2}$  in funzione di  $C_{p_1}$ . Questo fatto ci riporta al problema dell'interferenza che è l'effetto prodotto da una superficie portante sull'altra.

Tutte le superfici portanti producono una scia, che significa che l'aria dietro un'ala è più disturbata se confrontata con quella che investe la parte anteriore di essa. Il disturbo può essere ragionevolmente approssimato come produttore due modificazioni sui quattro termini visti precedentemente nella [9]: 1) Sulla seconda superficie portante la velocità risulterà più bassa e l'esatta entità di questa differenza dipenderà dalla configurazione (tipicamente è di circa il 5% per un aeroplano convenzionale, meno per un Canrd). 2) La superficie portante anteriore produrrà una deviazione verso il basso del flusso d'aria proporzionale al suo coefficiente di portanza  $C_p$ , l'effetto di ciò sarà una riduzione della pendenza della funzione  $C_p/\alpha$ . La riduzione può arrivare ad essere piuttosto significativa (fino al 50%, ma più comunemente intorno al 20%) - vedi rif. bibliog. n.1; pag. 224. Il risultato è che la [10] si modificherà come segue:

$$M_t = k_3 + k_4 + (k_1 \cdot C_{p_1}) + (k_2 \cdot E \cdot C_{p_2}) \quad [11]$$

dove  $E$  è chiamata *efficienza di coda*.

Differenziando ed espandendo:

$$\frac{dM_t}{dC_p} = k_1 + k_2 \cdot E = q \cdot (X_1 \cdot S_1 + E \cdot X_2 \cdot S_2) =$$

usando la [3] avremo:

$$\frac{dM_t}{dC_p} = q \cdot [X_1 \cdot S_1 + E \cdot S_2 (X_1 - X_{12})] =$$

$$\frac{dM_t}{dC_p} = q \cdot [X_1 \cdot (S_1 + E \cdot S_2) - E \cdot S_2 \cdot X_{12}] \quad [12]$$

Siccome  $M_t$  è il momento totale possiamo scrivere:

$$M_t = q \cdot S_t \cdot X_t \cdot Cm_t$$

Se associamo ad  $S_t$  la superficie totale portante (ponderata),  $S_t = S_1 + E \cdot S_2$ , e poniamo  $X_t = X_{12}$  avremo, usando la [12]:

$$\frac{dM_t}{dC_p} = \frac{dCm_t}{dC_p} \cdot q \cdot [(S_1 + E \cdot S_2) \cdot X_{12}] =$$

$$\frac{dM_t}{dC_p} = q \cdot (S_1 + E \cdot S_2) \cdot X_{12} \cdot \left[ \frac{X_1}{X_{12}} - \frac{E \cdot S_2}{(S_1 + E \cdot S_2)} \right] =$$

eliminando i termini comuni e riordinando avremo:

$$\frac{dM_t}{dC_p} = \frac{X_1}{X_{12}} - \frac{1}{\left( \frac{S_1}{E \cdot S_2} + 1 \right)} = \quad [13]$$

L'equazione [13] descrive la stabilità di un velivolo per ogni coppia di superfici portanti, fermo restando le assunzioni fatte in precedenza.

Come ho detto prima, il requisito per la stabilità è che ad ogni aumento di  $C_p$  deve corrispondere un decremento del momento totale, oppure, che sarebbe la stessa cosa,

una riduzione di  $Cm_t$ . In altri termini  $\frac{dM_t}{dC_p}$  deve essere negativo. È chiaro che il secondo termine della [13] è sempre negativo, ma il primo può essere positivo, negativo o uguale a zero, a seconda della posizione di  $CG$ . Se poniamo la derivata = zero, troveremo quella posizione del  $CG$  dove avremo una stabilità neutrale, cioè quella coordinata  $X_1$  dove l'aeroplano non reagirà a nessun disturbo (o variazione di  $C_p$ ).

$$X_1 = X_n = \frac{X_{12}}{\left( \frac{S_1}{E \cdot S_2} + 1 \right)} \quad [14]$$

$X_n$  è il *punto neutro* di un aeroplano e rappresenta il punto più arretrato dove poter posizionare il CG per non rendere instabile l'aeroplano.

Le precedenti equazioni hanno molte proprietà interessanti, alcune di queste dovute proprio al fatto che esse non contengono alcuni termini. Così, come nel caso dell'equilibrio, non compaiono termini angolari (incidenza, diedro longitudinale). La deviazione verso il basso dei filetti fluidi (angolo di svio o down-wash) mette in evidenza solo che esiste un fattore di efficienza che è applicato alla superficie portante posteriore. Non viene considerato il peso così come il coefficiente di momento del profilo, termini, questi, che, sebbene siano presenti nelle equazioni dell'equilibrio, non hanno alcun effetto sulla stabilità. Potrete anche notare che non appare neanche la portanza delle due superfici, il che significa che questo parametro è ininfluente sulla stabilità. Se tutto questo vi causa ancora qualche perplessità leggete l'appendice C al termine della pubblicazione.

Vi sarete certamente resi conto, a questo punto, che il CG dovrebbe essere posizionato in un punto non molto lontano e in avanti al punto neutro e che l'entità di stabilità, alla fine, in un aeromodello, diventa una questione di preferenza personale. Nei veri aerei ad uso civile la stabilità è controllata da una regolazione ed è sempre di entità significativa, ma già negli aerei militari e, nel nostro caso negli aeromodelli, la stabilità è di entità relativamente più bassa. Il risultato è una maggiore sensibilità nella risposta ai comandi fin tanto che rimaniamo con il CG anche di poco in avanti al punto neutro. Facciamo qualche esempio.

1. Configurazione convenzionale. Superficie di coda = 10% della superficie dell'ala:

$$X_n = \frac{X_{12}}{\left(\frac{1}{0,1} + 1\right)} = \frac{X_{12}}{11} = 9,1\% \text{ di } X_{12}$$

Ponendo  $X_{12} = 75$  cm, il punto neutro sarà 6,8 cm dietro al centro aerodinamico dell'ala.

2. Configurazione Canard. Le superfici portanti hanno le stesse dimensioni del caso precedente ma le proporzioni sono invertite:

$$X_n = \frac{75}{\left(\frac{1}{0,1} + 1\right)} = 0,68 \text{ m} = 68 \text{ cm dietro la superficie portante anteriore.}$$

3. Configurazione tandem (doppia ala). Consideriamo due superfici che producono eguale efficienza, quindi  $S_1 = E \cdot S_2$ :

$$X_n = \frac{X_{12}}{2}$$

cioè il punto neutro è esattamente al centro delle due ali (considerando la congiungente i centri aerodinamici) che è quello che intuitivamente ci aspettavamo.



4. Configurazione tutt'ala. In questo caso dobbiamo prima riaggiustare l'equazione [14] per evitare di dividere per zero.

$$X_n = X_{12} \cdot E \cdot \frac{S_2}{(S_1 + E \cdot S_2)} \quad \text{ponendo } A_2 = 0$$

otteniamo  $X_n = 0$ . In altri termini il **CG** non deve essere più indietro del centro aerodinamico dell'ala, come già detto prima.

Una delle conseguenze interessanti che deriva dall'equazione [14] è che ogni configurazione aerodinamica può risultare stabile semplicemente collocando il **CG** nel posto giusto, non ha importanza quale è la dimensione relativa di un'ala rispetto all'altra. E infatti in un aeromodello a configurazione convenzionale raramente sono giustificate grandi dimensioni per lo stabilizzatore, a meno che non siamo costretti da un forzato posizionamento del **CG**, ma questo non succede quasi mai. Tuttavia ho sentito spesso aeromodellisti dire che un aumento della superficie di coda rende l'aeromodello più stabile. Naturalmente ciò è valido a condizione che il peso aggiunto non muova il **CG** proporzionalmente indietro; sebbene sia più semplice riposizionare il **CG**. Per dimostrare questo fatto agli ultimi "Tommasi" increduli ho provato in volo il Sagitta XC con una superficie di coda 2/3 più piccola di quella di progetto senza avere assolutamente nessun problema di stabilità. Potendo riposizionare il **CG**, lo stabilizzatore può essere sostanzialmente più piccolo di quanto è comunemente creduto.

Chi di voi ha un po' di familiarità con i tradizionali testi di aerodinamica potrà osservare che, contrariamente a quello che vi è scritto, ho scelto come base del discorso il momento totale  $M_t$  e il coefficiente di momento totale  $Cm_t$  dell'intera superficie portante, cioè ala + stabilizzatore, nonché la loro distanza riferita ai loro centri aerodinamici. Il risultato è che non ho avuto bisogno di introdurre, nelle equazioni, il rapporto volumetrico di coda e che i numeri espressi dalle precedenti equazioni per il

calcolo di  $\frac{dM_t}{dCp}$  sono sostanzialmente diversi dal rapporto tra la corda media aerodinamica e  $X_{12}$ . I vantaggi di aver usato questa procedura consistono in una semplificazione delle equazioni e nel fatto che la coordinata del punto neutro  $X_n$  sarà espressa come dimensione piuttosto che come percentuale della corda media aerodinamica della superficie portante anteriore. E così non esisteranno più, mi auguro, pregiudizi sulla scelta della configurazione aerodinamica da adottare. Infatti, le precedenti equazioni sono valide né più né meno di altre derivate dallo stesso punto di partenza e basate sulle stesse assunzioni.

Avrete anche notato che ho solo accennato a quale configurazione soddisfa meglio le equazioni dell'equilibrio e della stabilità. E' il momento di esaminare l'argomento in maggior dettaglio.

Consideriamo prima il caso del tutt'ala poiché è il più semplice dei tre. Come abbiamo già visto prima, questa configurazione deve avere un profilo con un netto momento positivo ( $Cm > 0$ ). Se consideriamo il caso degli aerei veri che utilizzano i flaps per aumentare l'intervallo di velocità di volo possibili, rileviamo subito che il tutt'ala non potrà mai usare né questi né ogni altro congegno che produca un momento negativo. Rileviamo ancora che questo tipo di configurazione deve avere anche una maggiore

superficie per ottenere la stessa velocità in atterraggio, il che va a discapito delle prestazioni a velocità maggiori, oppure, dovendo atterrare più velocemente, necessita di carrelli pesanti e robusti nonché di una pista più lunga.

Ma c'è ancora un altro problema che deriva dall'equazione [13]. Riordiniamo i termini:

$$\frac{dCm_t}{dCp} = \frac{X_1}{X_{12}} - \frac{E \cdot S_2}{S_1 + E \cdot S_2}$$

ponendo  $S_2 = 0$  la precedente espressione si riduce a:

$$\frac{dCm_t}{dCp} = \frac{X_1}{X_{12}}$$

$X_{12}$  rappresenta la distanza tra i centri aerodinamici delle due superfici portanti in una configurazione convenzionale o comunque dotata di due superfici portanti; ma che cosa rappresenta nel nostro caso? Piuttosto che derivare la precedente equazione porrò semplicemente che  $X_{12}$  termini alla fine della corda. Chiaramente se  $X_{12}$  è piccolo, ogni variazione di  $X_1$  deve essere proporzionalmente piccola. Ma siccome  $X_1$  è la posizione di CG, quanto sopra è semplicemente un altro modo di dire che l'intervallo in cui può essere spostato il CG, in una configurazione tutt'ala, è molto più limitato di quello di un aeroplano convenzionale o comunque dotato di doppia superficie portante. Questo non rappresenta un grande problema per gli aeromodelli, è, invece, un serio problema nel caso un vero tutt'ala. "Signore e Signori, se non vi spostate tutti al centro dell'aeroplano non riusciremo a decollare!"

C'è ancora un terzo problema che ha a che fare con questioni di stabilità più complesse di quelle analizzate in questa sede, ma l'effetto potrebbe essere riassunto come segue: le oscillazioni dell'aeroplano intorno all'asse di beccheggio sono relativamente veloci e meno gradualmente. Questo fatto varia da una situazione di scarsa governabilità fino a diventare pericoloso, dipendendo dalle caratteristiche del velivolo.

In breve, malgrado l'allettante semplicità, il tutt'ala non è un aeroplano dalle grandi caratteristiche aerodinamiche dal punto di vista dell'equilibrio e della stabilità.

Come molti di voi sanno, il primo aeroplano dei fratelli Wright fu un Canard. Ma è meno noto che esso era molto instabile e difficile da controllare. Per molti anni la configurazione Canard è stata abbandonata, ma il suo recente ritorno di moda (dovuto a Burt Rutan) ha dimostrato che è perfettamente possibile progettare Canard dalle ottime caratteristiche di volo.

Nondimeno ci sono alcuni altri problemi che sono unici nel caso del Canard. Daremo ora uno sguardo ad un paio di questi.

1. La superficie dello stabilizzatore di un aeroplano in configurazione convenzionale è determinato essenzialmente dai requisiti di stabilità e non da quelli dell'equilibrio. Ciò deriva dal fatto che è possibile spostare la posizione del CG così da rendere la portanza necessaria in coda uguale a zero, e, poichè è possibile giocare a sufficienza con la posizione del CG, la superficie di coda può rimanere ragionevolmente piccola. In un

aeroplano con configurazione convenzionale, perciò, avremo una variabile, la superficie, che deve rispondere solo ad un requisito: la stabilità.

Nel Canard la superficie portante anteriore sopporta un sostanziale quantitativo del peso totale e perciò deve avere una superficie minima tale da ottenere un giusto equilibrio delle forze. E, come nella configurazione convenzionale, necessita di una certa superficie per la stabilità. Se non facciamo molta attenzione rischiamo di calcolare una superficie che risulterà opportuna per rispondere ai requisiti dell'equilibrio, ma che sarà considerevolmente grande rispetto a quanto avremmo voluto per la stabilità - ciò provocherà uno spostamento del punto neutro pericolosamente in avanti. Dovremo, quindi, trovare il miglior compromesso e, sebbene ciò sia certamente possibile, questa non è l'operazione più giusta da fare in un aeroplano a configurazione convenzionale. Il compromesso di solito comporta l'adozione, nello stabilizzatore del Canard, di un profilo con un *camber* notevole e con un elevato allungamento in modo da lavorare ad elevati coefficienti di portanza. Lo stabilizzatore di un aeroplano convenzionale, come è noto, potrebbe essere anche una lastra piana, poichè esso lavora a coefficienti di portanza molto bassi ( $C_p$  circa = 0,1).

2. Poiché il miglior posto per il timone è il più arretrato possibile rispetto al CG, nel Canard di solito esso capita alle estremità dell'ala principale. Ciò significa che ce ne devono essere due collegati tra loro e comandati da tiranti che attraversano la struttura. E, inoltre, il loro carico aerodinamico dovrà essere sopportato dalla struttura dell'ala. Ancora, che l'ala deve, di solito, essere dotata di freccia (semiali proiettate indietro) in modo da avere un sufficiente margine di distanza tra timoni e CG; tutto questo, naturalmente, complica notevolmente il progetto. D'altro canto i timoni così realizzati tendono a ridurre la resistenza indotta dell'ala principale.

Infine diamo qualche sguardo ad alcuni problemi che si presentano negli aeroplani a configurazione convenzionale.

L'assunzione fatta in precedenza, circa l'effetto della superficie portante anteriore su quella posteriore, merita qualche precisazione. Infatti tale effetto è suscettibile di considerevole modificazione in funzione dell'angolo di attacco fino a che non si arrivi, naturalmente, allo stallo. Se lo stabilizzatore è posizionato sulla scia di un'ala vicina allo stallo, esso si trova immerso in una massa d'aria piuttosto turbolenta. Questo è il motivo per cui molti aeroplani hanno lo stabilizzatore montato in cima al timone verticale - così è garantito che non ricada nella zona di turbolenza dell'ala.

Se un aeroplano convenzionale ha il motore trattivo, piuttosto che spingente, lo stabilizzatore si troverà sicuramente nella scia dell'elica. Ciò può causare un forte momento a causa dell'aumento di velocità dell'aria, forzata dall'elica, che investe lo stabilizzatore. Per motivi che non abbiamo discusso in questa sede l'elica provoca anche un decremento della stabilità complessiva, per cui è richiesto o un aumento delle dimensioni dello stabilizzatore oppure un suo posizionamento in cima al timone verticale.

Infine, la configurazione convenzionale, almeno quella dotata di un solo motore, utilizza la parte di fusoliera posteriore all'ala solo per mantenere i piani di coda. In altre parole c'è un sacco di materiale che pesa inutilmente, o quasi, solo per soddisfare i requisiti di equilibrio e stabilità.

Siccome noi aeromodellisti abbiamo molte meno restrizioni rispetto ai progettisti di aeroplani veri, possiamo giocare con maggiore libertà sui vari tipi di configurazioni aerodinamiche. Eccetto per gli alianti, l'efficienza e una bassa velocità di atterraggio sono

relativamente poco importanti e possiamo, di solito, spostare il **CG** dove vogliamo. Non dobbiamo preoccuparci se la potenza è poca perché non ci sarà nessuno sul modello che potrà accorgersene. Di conseguenza gli aeromodellisti sono relativamente liberi di costruire aeromodelli dalle configurazioni più particolari rispetto a quanto non possano permettersi i progettisti di aeroplani veri. Ma nessuno di noi, pilota o aeromodellista, può ignorare le leggi fondamentali dell'equilibrio e della stabilità discusse in questo articolo, altrimenti distruggeremo i nostri aeromodelli o ne costruiremo di quelli che non potranno mai volare.

*David Fraser*  
*1335 Slayton Drive*  
*Maple Glen, PA 19002*

## BIBLIOGRAFIA

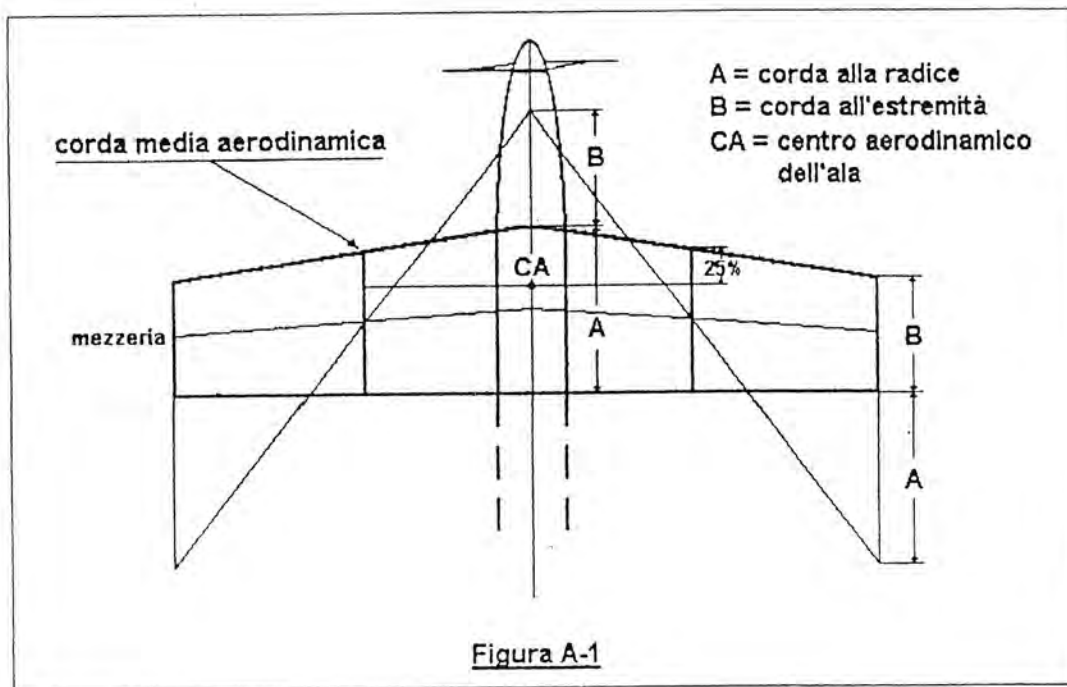
1. *Perkins & Hage* : **AIRPLANE PERFORMANCE, STABILITY & CONTROL** - New York, Wiley, 1949
2. *Etkin, B.*: **DYNAMICS OF ATMOSPHERIC FLIGHT** - New York, Wiley, 1972

Attenzione: I simboli usati nel libro di Etkin potrebbero generare confusione.

## Appendice A

Siccome la distribuzione delle forze varia, lungo la corda di un dato profilo, si suole definire *centro di pressione* quel punto ove si può considerare concentrata l'intera portanza e tale per cui non ci sia tendenza al ribaltamento (in altri termini il momento rispetto al bordo d'entrata sia uguale a zero). Purtroppo l'utilizzo del centro di pressione, nei calcoli aerodinamici, risulta piuttosto sconveniente poiché esso cambia con il variare dell'angolo di incidenza del profilo, così come cambia anche l'entità della portanza generata. Fortunatamente esiste un punto del profilo, detto *centro aerodinamico* o *fuoco*, in cui il momento rispetto al bordo di entrata risulta approssimativamente costante (nell'intervallo delle incidenze possibili fino allo stallo). Pertanto se consideriamo che la portanza sia applicata in quel punto i calcoli aerodinamici si semplificano notevolmente. Il centro aerodinamico, a seconda del profilo, può variare dal 22% al 33% della corda, ma convenzionalmente risulta determinato al 25%.

Tuttavia per eseguire l'analisi longitudinale del velivolo si deve trovare il centro aerodinamico dell'intera superficie portante al quale andranno riferite tutte le grandezze. Tale punto è determinato dalla proiezione sull'asse longitudinale del centro aerodinamico della *corda media aerodinamica* ottenuta con il procedimento grafico illustrato in figura A-1. Attenti a non confondere la corda media geometrica (ottenibile per via analitica) con la corda media aerodinamica. Soltanto quest'ultima, infatti, è la grandezza che è presa in considerazione in tutti i calcoli aerodinamici.



## Appendice B

La derivata può essere calcolata sia rispetto a  $C_p$  che rispetto ad  $\alpha$  poichè la relazione  $C_p/\alpha$  è assunta essere lineare, il che significa che le derivate differiranno tra loro solo di una costante. La convenzione usualmente adottata, comunque, è di usare  $C_p$ , sebbene, nel caso le analisi siano estese fino a includere effetti non lineari come lo stallo, sia preferibile usare  $\alpha$ . In questa sede io ho utilizzato il  $C_p$  della superficie portante anteriore.

## Appendice C

Esiste un persistente pregiudizio riguardo alla portanza prodotta dallo stabilizzatore di un aeroplano in configurazione convenzionale. Infatti è asserito da vari autori (Brad Powers, Andy Lennon, e altri) che la portanza dello stabilizzatore debba essere negativa per ottenere un volo stabile e in equilibrio. A giustificazione di ciò si dice quanto segue: il punto neutro di un aeroplano è simile al centro aerodinamico di una superficie portante; e noi possiamo considerare la portanza totale del velivolo come applicata in quel punto (giusto). Siccome il  $CG$  è sempre davanti al punto neutro esiste una coppia di forze picchianti dovuta al fatto che l'intera portanza è applicata nel punto neutro e il peso nel  $CG$  (ancora giusto). Perciò lo stabilizzatore deve produrre un momento cabrante tale da compensare il precedente e ciò significa che la portanza dello stabilizzatore deve essere negativa (falso!).

La precedente asserzione è falsa perché ignora il contributo dato, al momento totale, dalla superficie portante anteriore. Ciò può essere osservato in due modi.

1. Ci sono due contributi applicati nel punto neutro, così come al centro aerodinamico dell'ala, e cioè la portanza totale e il momento totale. In ogni aeroplano il momento

aerodinamico nel punto neutro è prodotto da entrambe le superfici portanti e non solo da quella di coda (vedi equazione [2] e fig. 7). Siccome ogni forza agente ad una distanza produce un momento, è sbagliato considerare che solo la coda concorre a bilanciare il momento della coppia **CG-punto neutro**. L'ala, che si trova davanti al punto neutro, contribuisce anch'essa al momento totale e il suo contributo è sempre positivo (cioè tende ad opporsi al momento totale). Per cui il momento che lo stabilizzatore deve equilibrare dipende dal bilancio tra il momento totale (picchiante) e il momento dell'ala (cabrante). In questo senso l'uso del termine "stabilizzatore", per il piano di coda orizzontale, si presta ad essere frainteso in quanto la stabilità è dovuta alla combinazione dei contributi di entrambe le superfici, non già da una sola.

2. Le equazioni non giustificano una tale asserzione e abbiamo fatto degli esempi per dimostrarlo. Notate che non sono solo le equazioni da me derivate che lo dimostrano ma anche tutte le altre, che sono riportate nei testi di aerodinamica, evidenziano la stessa cosa.

Non ci sono reali motivazioni per cui molti aeroplani, se non la maggior parte, debbano avere una portanza negativa in coda (durante molti degli assetti di volo possibili). E né le considerazioni sulla stabilità, né quelle sull'equilibrio, richiedono che così debba essere (come, invece, i pregiudizi ci spingono a credere).

Un altro modo di osservare il problema è il seguente.

Consideriamo un aeroplano in configurazione convenzionale con una superficie totale di 10, e il 90% di essa sia dell'ala. Se l'argomento fosse vero, dovremmo avere una portanza, in coda, negativa. Ma se riduciamo del 10% la superficie dell'ala e l'aggiungiamo in coda, la superficie totale rimarrà la stessa e quella della coda raddoppierà. Ripetendo questa operazione fino ad invertire le proporzioni tra ala e stabilizzatore passeremo progressivamente da una configurazione convenzionale a una a doppia ala (tandem) fino al Canard. Ora sappiamo che la portanza di entrambe le superfici, nella configurazione Canard, deve essere positiva, ma siamo partiti considerando che la portanza prodotta dalla coda sia negativa. Come si concilia e quando si passa da portanza negativa a positiva? A metà, quando le due superfici sono uguali? Se così fosse perchè preoccuparsi della superficie posteriore se, in questa configurazione, deve avere portanza uguale a zero?! Ovviamente ciò è ridicolo per il semplice fatto che l'argomento è sbagliato.

12 - 13 Novembre 1994

**2° CONVEGNO VOLO LIBERO**

**IL CENTRO AERODINAMICO E LA STABILITA'  
STATICA LONGITUDINALE**

**MASSIMO SEMOLI**

**GRUPPO MODELLISTICO MONZESE  
ASSOCIAZIONE AEROMODELLISTICA LOMBARDA**

**INDICE**

	pagina
1. INTRODUZIONE	1
2. CONCETTO DI EQUILIBRIO	1
3. CONCETTO DI STABILITA'	2
4. CONDIZIONI DI EQUILIBRIO DEL MODELLO	3
4.1 PREMESSA	3
4.2 EQUILIBRIO LONGITUDINALE	3
4.2.1 Le Forze	4
4.2.2 I Momenti	5
4.3 LA STABILITA'	5
4.4 CONDIZIONE DI EQUILIBRIO E STABILITA' LONGITUDINALE	6
5. DEFINIZIONE DEL CENTRO AERODINAMICO	7
6. EQUILIBRIO E STABILITA' STATICA DELL'ALA ISOLATA O TUTT'ALA	10
7. EQUILIBRIO E STABILITA' STATICA DEL MODELLO COMPLETO	13
8. PUNTO NEUTRO	18
9. IMPOSTAZIONE DEL PROBLEMA	19
9.1 LA SEQUENZA	20
10. ESEMPI PRATICI	22
10.1 1° ESEMPIO	22
10.2 2° ESEMPIO	24
11. LE TABELLE	25
12. SIMBOLOGIA	28
13. BIBLIOGRAFIA	29

## 1 INTRODUZIONE

L'aeromodellista si domanderà : " ancora la stabilità longitudinale, tanto non si capisce niente .....

In effetti l'argomento non è semplice, ma è meno complesso di quello che sembra se solo ci si sforza di comprendere il testo cercando di abituarsi alla simbologia utilizzata.

Infatti, l'utilizzo del Centro Aerodinamico, la cui posizione, al contrario di quello che avviene per il Centro di Pressione, non varia al variare dell'incidenza di volo, permette una più facile comprensione del problema.

Inoltre, poichè il fine di questa trattazione è anche di fornire agli aeromodellisti qualche strumento in più per progettare il proprio aeromodello, molta cura è stata posta nell'aumentare la comprensione dell'argomento riassumendo i concetti ed evidenziando i parametri più significativi ed importanti.

La tabella riassuntiva dei simboli puo' aiutare sia a tenere sotto controllo la comprensione delle formule sia per una successiva consultazione della trattazione.

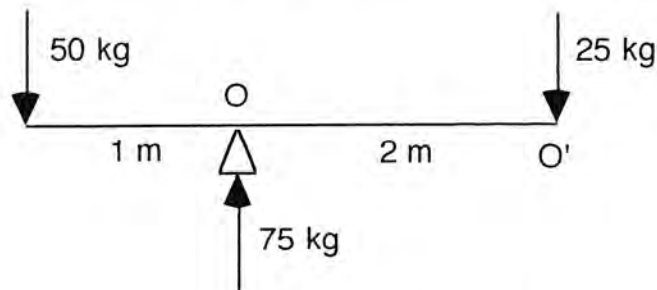
Chissà mai se quanto qui esposto aumenterà l'interesse e fornirà qualche aiuto ?  
Se cio' avverrà lo scopo di questa trattazione sarà raggiunto.

## 2 CONCETTO DI EQUILIBRIO

### Equilibrio

Un corpo risulta in equilibrio quando risulta nulla la risultante delle forze esterne agenti su di esso e nullo il momento risultante provocato da tali forze rispetto ad un punto o polo qualsiasi.

Un tipico esempio è la bilancia che una volta in equilibrio, lo è per qualsiasi punto.



$$F = 50 + 25 - 75 = 0 \quad M_O = 50 \times 1 - (25 \times 2) = 0 \quad M_{O'} = 3 \times 50 - (2 \times 75) = 0$$



### 3 CONCETTO DI STABILITA'

Un corpo può invece essere in equilibrio ma non essere stabile.

#### Stabilità

Un sistema risulta stabile quando disturbato dalla sua condizione di equilibrio esso tende a recuperare la sua posizione originale di equilibrio quando la causa disturbante viene rimossa.

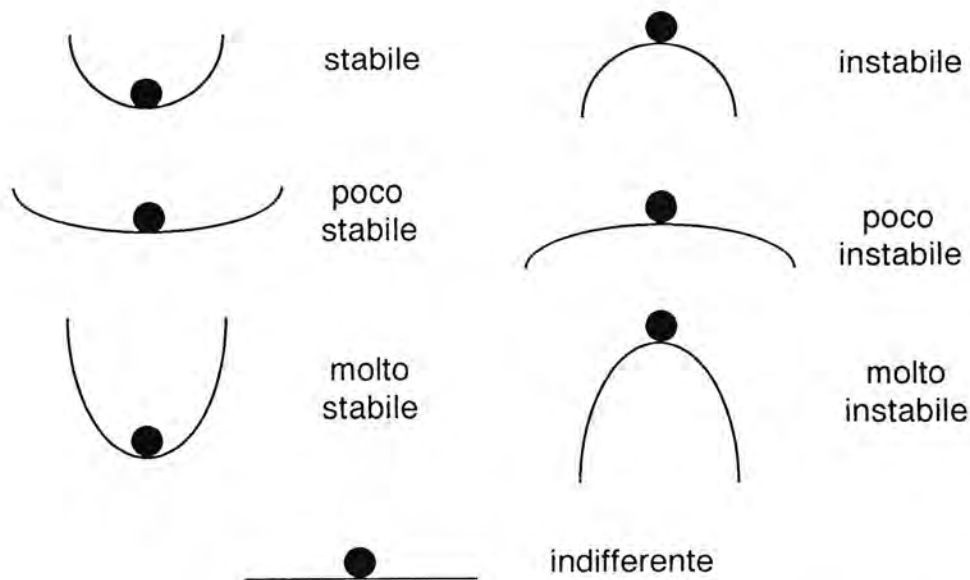
Per esempio un modello stabile longitudinalmente e soggetto ad una raffica di vento disturbante il suo equilibrio, oscillerà un poco ma ritornerà all'equilibrio originale.

#### Instabilità

Un sistema risulta instabile quando disturbato dalla sua condizione di equilibrio esso tende ad allontanarsi dalla sua posizione originale di equilibrio anche quando la causa disturbante viene rimossa.

Per esempio un modello instabile longitudinalmente e soggetto ad una raffica di vento disturbante il suo equilibrio cabrerà o picchierà in modo incontrollabile.

La Stabilità o Instabilità può essere più o meno forte. L'esempio classico della sfera in equilibrio in una guida permette di capirlo.



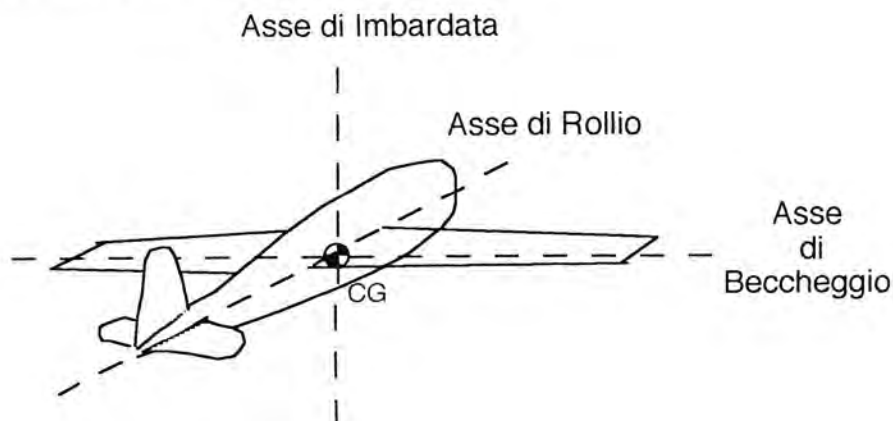
Ciò significa che il ritorno o allontanamento dalla posizione di equilibrio è più rapido quanto più la stabilità o instabilità è elevata.

## 4 CONDIZIONI DI EQUILIBRIO DEL MODELLO

### 4.1 PREMESSA

Va dapprima precisato che secondo Newton un sistema o corpo si può studiare considerando solo il suo baricentro. Infatti il baricentro si muove come se fosse un punto materiale dotato della massa totale del sistema e sollecitato dalla risultante di tutte e sole le forze esterne agenti sul sistema.

Si può quindi stabilire un sistema di riferimento passante per il baricentro del modello e che definisce i suoi assi corpo:



Quello che dobbiamo studiare è l'equilibrio e la stabilità longitudinale, cioè attorno all'asse di beccheggio.

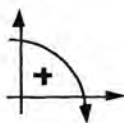
Anche se la stabilità è un fenomeno dinamico noi lo possiamo studiare come una sequenza di condizioni di equilibrio poiché per il principio D'Alembert, durante il movimento di un sistema, si fanno istante per istante equilibrio tutte le forze che agiscono su di esso. Da ciò lo studio della stabilità longitudinale partendo dalla condizione di equilibrio longitudinale del modello.

### 4.2 EQUILIBRIO LONGITUDINALE

Perché valgano in maniera corretta le equazioni che definiremo vanno definite le seguenti ipotesi in modo da eliminare l'influenza delle forze d'inerzia che sono associate alle accelerazioni e che complicherebbero lo studio senza alcun apporto all'intuizione del fenomeno:

- IPOTESI:
- Il modello è in volo orizzontale rettilineo ed uniforme (a velocità costante) e quindi con la trazione data dal motore
  - Le variazioni dalla condizione di equilibrio sono lente
  - La perturbazione sull'equilibrio del modello è piccola

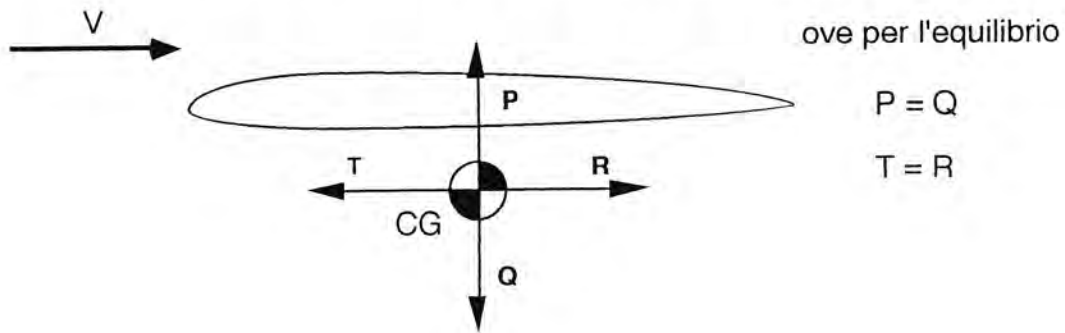
D'ora in poi viene assunta la seguente convenzione di forze e momenti positivi:



La condizione di equilibrio come già detto prevede che tutte le forze ed i momenti si annullino.

### 4.2.1 Le Forze

Nel caso del modello si considera quindi il baricentro ove agiscono le seguenti forze:



$P = \text{PORTANZA} = 1/2 \rho V^2 S C_p(\alpha)$   
 $R = \text{RESISTENZA} = 1/2 \rho V^2 S C_r(\alpha)$   
 $T = \text{TRAZIONE}$   
 $Q = \text{PESO}$

da cui :

1)  $Q = P = 1/2 \rho V^2 S C_p(\alpha)$   
 $T = R = 1/2 \rho V^2 S C_r(\alpha)$

ove:

$P, R, Q, T =$  sono misurati in kg  
 $\rho =$  densità dell'aria che è costante e pari a  $1/8$   
 $V =$  velocità del modello (m al s) che è costante poichè il volo è uniforme  
 $S =$  superficie alare del modello ( $m^2$ ) che si suppone già definito e quindi costante  
 $C_p(\alpha) =$  coefficiente di portanza del modello in funzione dell'angolo di incidenza  $\alpha$  fra corda del profilo ed il vento relativo

Poichè anche il peso del modello si suppone già definito e costante risulta:

$$\text{Cost.} = 1/2 \text{ Cost. Cost. Cost. } C_p(\alpha)$$

da cui si deduce che anche  $C_p(\alpha) = \text{Cost.}$  e dal diagramma  $C_p - \alpha$  che  $\alpha = \text{Cost.}$

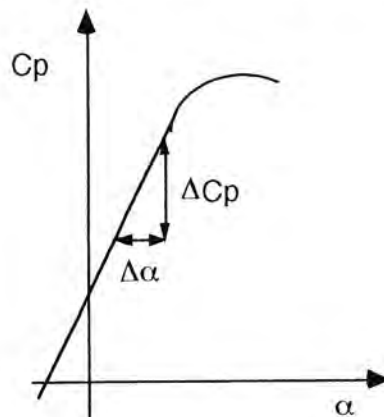


Fig. 1

nella fig.1 la pendenza della curva di portanza è pari a  $\frac{\Delta C_p}{\Delta \alpha}$  e cioè al rapporto fra la variazione di  $C_p$  e la variazione di  $\alpha$  che più appropriatamente si scrive  $\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}$ .

In condizioni di equilibrio l'angolo di incidenza  $\alpha$  è costante ed assume il valore ricavato dalle espressioni precedenti.

$$C_p(\alpha) = \frac{Q}{1/2\rho V^2 S}$$

#### 4.2.2 I Momenti

Il momento longitudinale risultante rispetto al baricentro è dovuto nel caso di volo uniforme alle forze aerodinamiche poichè quello dovuto alla trazione si considera trascurabile

$$2) \quad M_{cg} = \frac{1}{2} \rho V^2 S \ell C_{m_{cg}}$$

ove:

$\rho, V, S$  = sono le stesse grandezze della portanza e resistenza  
 $C_{m_{cg}}$  = coefficiente di momento longitudinale di tutto il modello, rispetto al baricentro  
 $\ell$  = corda media aerodinamica usualmente indicata con C.M.A. (m)

Poichè per la condizione di equilibrio  $M_{cg}=0$  ed essendo le altre quantità (densità, velocità, superficie, corda) diverse da zero, allora dalla 2) si ottiene:

$$C_{m_{cg}}=0$$

che insieme alla 1) definisce la condizione di equilibrio longitudinale o centraggio

#### 4.3 LA STABILITA'

Una volta in equilibrio il modello risulterà stabile se, all'aumentare dell'incidenza di volo  $\alpha$  comparirà un momento picchiante  $M_{cg}$ , e viceversa al diminuire dell'incidenza comparirà un momento cabrante.

Poichè nella formula 2) la densità, velocità, superficie, corda sono diverse da zero ed il loro prodotto è sicuramente positivo, le caratteristiche di stabilità statica longitudinale di un modello, in volo all'incidenza  $\alpha$ , saranno funzione delle variazioni dei coefficienti di momento baricentrici e delle variazioni di incidenza secondo il rapporto:

##### Indice di Stabilità Statica Longitudinale

$$\frac{\partial C_{m_{cg}}}{\partial \alpha}$$

Il modello risulterà stabile longitudinalmente se

**Condizione di Stabilità Statica Longitudinale**

$$\frac{\partial C_{m\dot{\alpha}}}{\partial \alpha} < 0$$

cioè le variazioni del  $C_{m\dot{\alpha}}$  e  $\alpha$  sono sicuramente in opposizione come detto precedentemente, e quindi il loro rapporto negativo, se si assumono positivi i momenti e coefficienti a cabrare così come l'incidenza a cabrare.

Il modello sarà tanto più stabile quanto più sarà elevato il valore negativo dell'indice di stabilità.

#### 4.4 CONDIZIONE DI EQUILIBRIO E STABILITÀ' LONGITUDINALE

In conclusione, le condizioni perchè un modello abbia un comportamento soddisfacente e cioè sia in equilibrio e nello stesso tempo stabile, devono essere soddisfatte le quattro relazioni :

**Condizione di Equilibrio e Stabilità Longitudinale**

$$Q = P = 1/2\rho V^2 S C_p(\alpha)$$

$$T = R = 1/2\rho V^2 S C_r(\alpha)$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = 0$$

$$\frac{\partial C_{m\dot{\alpha}}}{\partial \alpha} < 0$$

## 5 DEFINIZIONE DEL CENTRO AERODINAMICO

Ed eccoci a definire quel punto misterioso che tanto crea diffidenze nel comprenderlo ed utilizzarlo, e che va sotto il nome di Centro Aerodinamico o Fuoco del profilo.

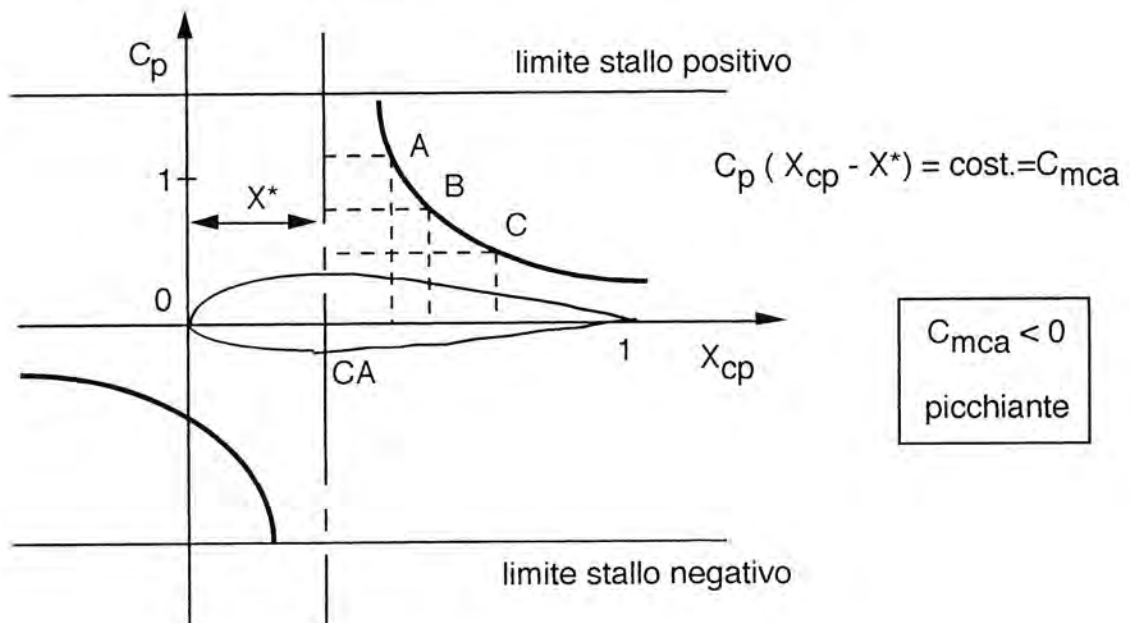
Il Centro Aerodinamico è un punto del profilo alare di norma situato al 25% della corda che non costituisce il punto di applicazione della forza aerodinamica agente sul profilo, noto come Centro di Pressione, ma è un punto di comodo utile per semplificare i calcoli di aerodinamica.

Il suo utilizzo è lecito poichè come già esposto nel capitolo sul Concetto di Equilibrio, i momenti dovuti alle forze si possono valutare rispetto a qualsivoglia punto, senza questo nuocere ai risultati ottenuti.

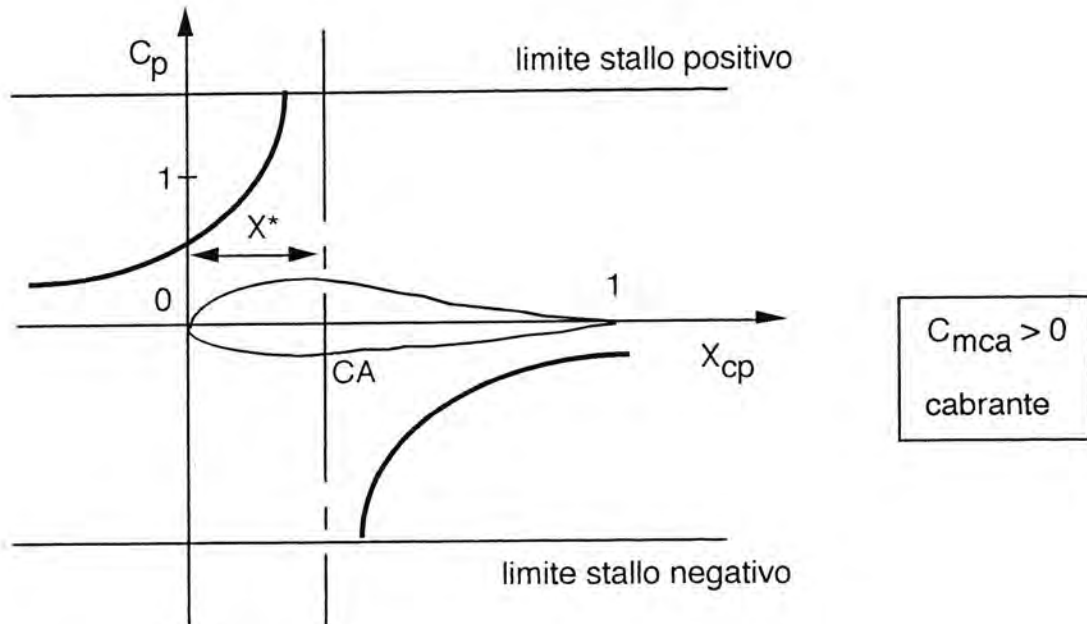
E' successo così che durante le prove sperimentali di profili, in galleria del vento, ci si è resi conto che se il momento della forza aerodinamica veniva valutato rispetto a questo punto, esso risultava costante al variare dell'incidenza del profilo stesso. Infatti si può verificare facilmente, osservando un qualsiasi diagramma di curve, che il coefficiente di momento  $C_{mca}(\alpha)$ , valutato rispetto al centro aerodinamico di un qualsiasi profilo, risulta pressochè costante al variare dell'incidenza, semprechè quest'ultima non sia eccessiva.

Nelle figure sottostanti si può valutare come si sposta approssimativamente il Centro di Pressione al variare dell'incidenza nel caso delle tre tipologie di profili. Ove  $X_{cp}$  rappresenta la posizione del Centro di Pressione al variare dell'incidenza o del Coefficiente di Portanza  $C_p$ .

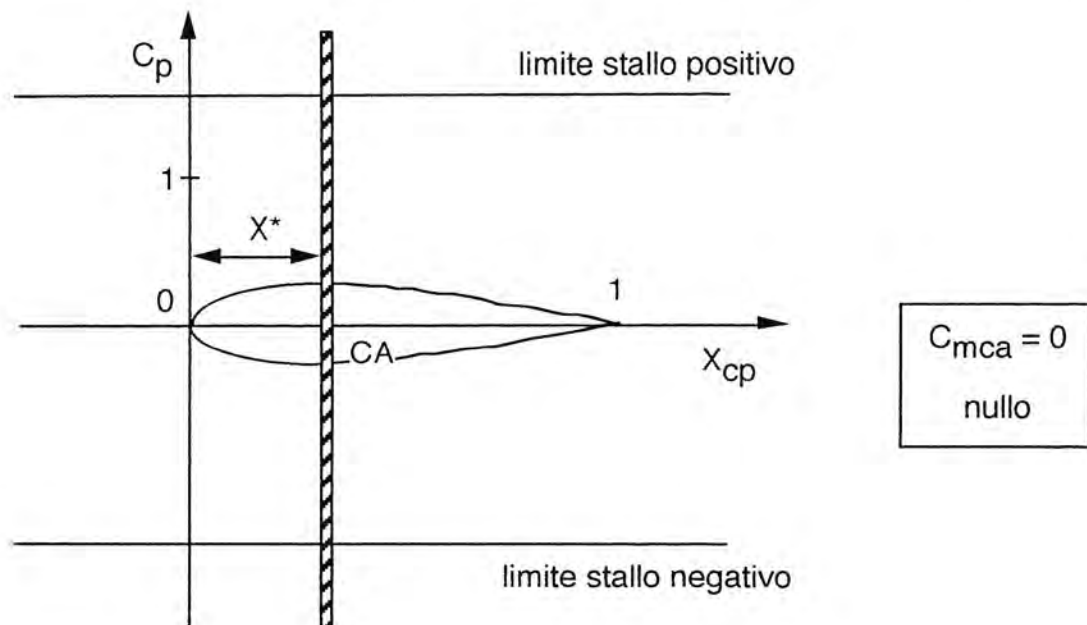
- Per profili biconvessi asimmetrici il Centro di Pressione si sposta all'indietro all'aumentare dell'incidenza secondo una curva approssimativamente iperbolica e quindi i momenti aerodinamici e relativi coefficienti sono costanti rispetto al Centro Aerodinamico ( punti A, B, C) e negativi per qualsiasi incidenza.



- Per i profili autostabili il Centro di Pressione si muove in avanti all'aumentare dell'incidenza secondo una curva approssimativamente iperbolica e quindi i momenti aerodinamici e relativi coefficienti sono costanti rispetto al Centro Aerodinamico e positivi per qualsiasi incidenza.



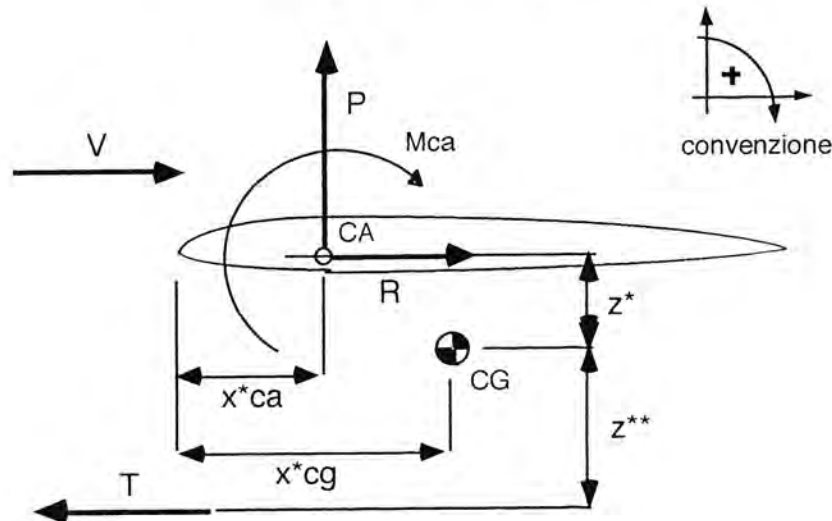
- E' interessante notare che nel caso di profili biconvessi simmetrici il Centro di Pressione non si sposta variando l'incidenza, che esso coincide con il Centro Aerodinamico e che i momenti aerodinamici e relativi coefficienti sono nulli se valutati rispetto a quel punto e per qualsiasi incidenza.



## 6 EQUILIBRIO E STABILITA' STATICA DELL'ALA ISOLATA O TUTT'ALA

Se consideriamo l'ala isolata, che può costituire un modello tutt'ala, l'espressione che fornisce il momento longitudinale rispetto al baricentro  $M_{CG}$  risulta:

$$M_{CG} = M_{CA} + P(x_{CG}^* - x_{CA}^*) + RZ^* + TZ^{**}$$



trascuriamo i momenti dovuti alla resistenza aerodinamica e alla trazione che risultano piccoli, quindi:

$$M_{CG} = C_{mca} \frac{1}{2} \rho V^2 S \ell + C_p \frac{1}{2} \rho V^2 S (x_{CG}^* - x_{CA}^*)$$

ove:

$C_{mca}$  = coefficiente di momento longitudinale rispetto al centro aerodinamico

$C_p$  = coefficiente di portanza

$x_{CG}^*$  e  $x_{CA}^*$  = distanze del baricentro e del centro aerodinamico a partire dal bordo di attacco e misurate parallelamente alla direzione della velocità  $V$

dividendo ambi i membri per  $\frac{1}{2} \rho V^2 S \ell$  si ottiene

$$3) \quad C_{mCG} = C_{mca} + C_p (x_{CG}^* - x_{CA}^*) / \ell = C_{mca} + C_p (x_{CG} - x_{CA})$$

ove:

$x_{CG}$  e  $x_{CA}$  = distanze del baricentro e del centro aerodinamico a partire dal bordo di attacco, misurate parallelamente alla direzione della velocità  $V$  ed espresse in frazioni della Corda Media Aerodinamica  $\ell$ .



per incidenze non troppo elevate si può assumere che

$$C_p = \left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right) \alpha$$

ove  $\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}$  è la pendenza della curva  $C_p(\alpha)$  dell'ala che è sempre positiva e si può assumere costante per incidenze  $\alpha$  non eccessive, vedi fig. 1.

L'equazione 3) diventa

$$4) \quad C_{m_{cg}} = C_{m_{ca}} + \left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right) \alpha (x_{cg} - x_{ca})$$

Ricordando che la condizione di equilibrio prevede  $C_{m_{cg}} = 0$  si ottiene dalla 4)

**$C_p$  di centraggio dell'Ala Isolata o tutt'Ala**

$$5) \quad C_p = \left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right) \alpha = - \frac{C_{m_{ca}}}{(x_{cg} - x_{ca})}$$

Ricordando che la condizione di stabilità prevede  $\frac{\partial C_{m_{cg}}}{\partial \alpha} < 0$  si ottiene dalla 4), poichè  $C_{m_{ca}}$  non varia al variare dell'incidenza:

$$6) \quad \frac{\partial C_{m_{cg}}}{\partial \alpha} = \left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right) (x_{cg} - x_{ca}) < 0$$

poichè  $\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}$  è positivo si ottiene:

**Condizione di Stabilità dell'Ala Isolata o tutt'Ala**

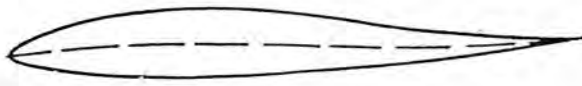
$$7) \quad (x_{cg} - x_{ca}) < 0 \text{ oppure } x_{cg} < x_{ca}$$

da cui

- la stabilità dell'ala isolata o tutt'ala dipende solo dalla posizione del Baricentro rispetto al Centro Aerodinamico e da niente altro
- l'ala isolata o tutt'ala è stabile se il Baricentro si trova davanti al Centro Aerodinamico partendo dal bordo d'entrata del profilo
- la stabilità dell'ala isolata o tutt'ala è indifferente se il Baricentro ed Centro Aerodinamico coincidono
- l'ala isolata o tutt'ala è instabile se il Baricentro si trova dietro il Centro Aerodinamico

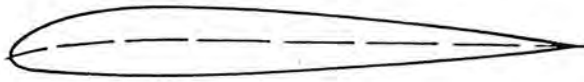
Dall' equazione 5) poichè  $(x_{cg} - x_{ca}) < 0$  nel caso di ala stabile, il  $C_p$  di Centraggio assume lo stesso segno del  $C_{mca}$  quindi:

- per volare a  $C_p$  positivi il  $C_{mca}$  deve essere positivo come nel caso di profili autostabili ove la linea media è concava verso l'alto. Un profilo autostabile si può ottenere semplicemente usando al rovescio un profilo usuale.



Profilo Autostabile

- per i profili usuali il  $C_{mca}$  è negativo quindi il modello tutt'ala volerebbe o a  $C_p$  negativi oppure sarebbe instabile



Profilo Instabile

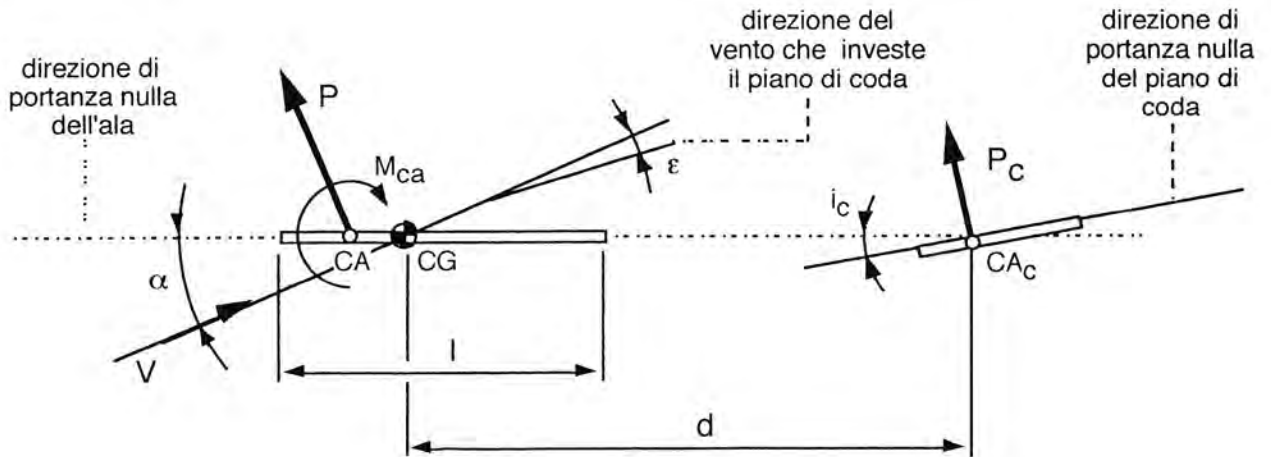
- per i profili biconvessi simmetrici il  $C_{mca}$  è nullo così come il  $C_p$  di volo è nullo non permettendo così al modello tutt'ala di volare. E' necessario quindi far coincidere il Baricentro con il Centro Aerodinamico in modo da avere un modello in equilibrio indifferente che risulta centrato per qualsiasi  $C_p$  di volo.



Profilo Indifferente

## 7 EQUILIBRIO E STABILITA' STATICA DEL MODELLO COMPLETO

La configurazione classica di un modello è quella in cui posteriormente al Baricentro vi è il piano di coda che, con il suo braccio rilevante rispetto al baricentro, è in grado di dare cospicui momenti anche con forze portanti o deportanti limitate.



Trascurando il momento dovuto alla resistenza aerodinamica che è trascurabile e quello dovuto al coefficiente di momento del profilo del piano di coda che usualmente è biconvesso simmetrico, il momento aerodinamico dovuto al piano di coda rispetto al baricentro risulta:

$$8) \quad M_{cg_c} = -C_{pc} S_c d \left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right)_c$$

ove:

- $S_c$  = superficie del piano di coda ( $m^2$ )  
 $d$  = distanza tra il baricentro ed il Centro Aerodinamico del piano di coda (m)  
 $C_{pc}$  = coefficiente di portanza del piano di coda  
 $\left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right)_c$  = grandezze relative al piano di coda

Data  $\left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_c$  la pendenza del diagramma  $C_p$ - $\alpha$  del piano di coda, il suo coefficiente di portanza risulta:

$$9) \quad C_{pc} = \left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_c \alpha_c = \left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_c (\alpha - \epsilon - i_c)$$

essendo  $\alpha_c$  l'incidenza del piano di coda rispetto al vento che lo investe e partendo dall'incidenza di portanza nulla del piano di coda stesso,  $\alpha$  l'incidenza dell'ala,  $\epsilon$  l'angolo di influsso dell'ala sulla coda ed  $i_c$  il calettamento del piano di coda.

La pendenza della curva di portanza  $\left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_c$  del piano di coda può essere ricavata dalla tabella 1, ricavata empiricamente, in funzione dell'allungamento del piano di coda.

L'angolo  $\varepsilon$ , con cui l'aria investe il piano di coda, è dovuto alla deflessione verso il basso che normalmente genera l'ala per generare portanza (azione e reazione). L'angolo  $\varepsilon$  è anche funzione della distanza fra piano di coda e ala, e può essere approssimato da

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{4}{\lambda + 2}$$

ove:

$\varepsilon_0$  = deflessione dell'aria sul piano di coda quando l'ala non fornisce portanza; esso è normalmente compreso tra  $-2^\circ$  e  $+2^\circ$  ed è funzione del campo aerodinamico dell'ala e della fusoliera, della loro interferenza reciproca e dei raccordi ala-fusoliera.

$\lambda = \frac{b^2}{S}$  allungamento alare ove  $b$  è l'apertura alare (m) ed  $S$  la superficie ( $m^2$ ) dell'ala

Dalla 9) la 8) diventa:

$$M_{cg_c} = -\left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_c (\alpha - \varepsilon - i_c) S_{cd} \left(\frac{1}{2} \rho V^2\right)_c$$

Dividendo per  $\frac{1}{2} \rho V^2 S \ell$  si ottiene il

**Coefficiente di Momento Baricentrico del Piano di Coda**

$$10) \quad C_{m_{cg_c}} = -\left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_c (\alpha - \varepsilon - i_c) \frac{S_{cd}}{S \ell} \frac{\left(\frac{1}{2} \rho V^2\right)_c}{\frac{1}{2} \rho V^2}$$

### Efficienza di coda

$$11) \frac{\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right)_c}{\frac{1}{2}\rho V^2} = \eta_c$$

Indice dell'energia della corrente d'aria che investe il piano di coda rispetto a quella che investe l'ala.

$0,9 < \eta_c < 1,15$ : maggiore di uno se il flusso è più energetico per effetto del soffio dell'elica; minore di uno nel caso di un aliante, vedi tabella 4.

### Rapporto Volumetrico di Coda

$$\frac{S_{cd}}{S_l}$$

Il suo valore è normalmente compreso fra 0,5 ed 1 e costituisce uno dei parametri più importanti nel calcolo delle caratteristiche di stabilità longitudinale e di centraggio di un modello.

Riunendo le formule dell'ala isolata eq. 4) e quelle del piano di coda 10) e tenendo conto della eq. 11) si ottiene

### Coefficiente di Momento Baricentrico del Velivolo Completo

$$12) C_{m_{cgvc}} = C_{m_{cavp}} + \left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_{vp} \alpha (x_{cg} - x_{cavp}) - \left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_c (\alpha - \varepsilon - i_c) \frac{S_{cd}}{S_l} \eta_c$$

ove:

$C_{m_{cavp}}$  = coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico del velivolo parziale

$\left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_{vp}$  = pendenza della curva di portanza del velivolo parziale

$x_{cavp}$  = la distanza del Centro Aerodinamico dal bordo d'entrata del velivolo parziale

Per velivolo parziale si intende il modello privo del piano di coda.

Il  $C_{m_{cavp}}$  relativo al velivolo parziale si può derivare da  $C_{m_{ca}}$  relativo all'ala isolata solo in maniera sperimentale.

Si può supporre  $\left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_{vp} = \left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_{ala}$  pochè il contributo della fusoliera si può supporre compensi il mancato contributo dell'ala là dove c'è la fusoliera.

## Effetto Fusoliera

La presenza della fusoliera ha un contributo Instabilizzante sul modello e tanto maggiore quanto maggiori sono la lunghezza e l'ingombro della fusoliera.

Si può ritenere che applicare la fusoliera all'ala faccia avanzare la posizione del Centro Aerodinamico dell'ala del 3%-6% della Corda Media Aerodinamica, cioè rende ancora più instabile l'ala isolata che è normalmente basata su profili usuali cioè instabili (con eccezione di modelli tutt'ala o a delta).

L'indice di stabilità come abbiamo già visto è dato da  $\frac{\partial C_{m\text{cgvc}}}{\partial \alpha}$  ed è fornito, nel caso di modello completo, dall'indice di stabilità del velivolo parziale ( modello escluso il piano di coda ):

$$\frac{\partial C_{m\text{cgvp}}}{\partial \alpha} = \left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_{vp} (x_{cg} - x_{cavp}) \text{ poichè } C_{m\text{cavp}} = \text{cost.}$$

e dal contributo del piano di coda considerando  $i_c$  costante cioè con comando del piano di coda bloccato

$$\frac{\partial C_{m\text{cgc}}}{\partial \alpha} = - \left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_c \left( 1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) \frac{S_c d}{S \ell} \eta_c$$

### Contributo del Piano di Coda sulla Stabilità

- è stabilizzante perchè ha segno negativo
- non dipende dall'incidenza di volo  $\alpha$
- non dipende dal calettamento o comando  $i_c$  del piano di coda
- è tanto maggiore quanto maggiore è  $\left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_c$ , cioè quanto maggiore è l'allungamento del piano di coda, vedi tabella 1.

Sommando i due contributi

### Indice di Stabilità del Velivolo Completo a Comandi Bloccati

$$13) \quad \frac{\partial C_{m\text{cgvc}}}{\partial \alpha} = \left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_{vp} (x_{cg} - x_{cavp}) - \left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_c \left( 1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) \frac{S_c d}{S \ell} \eta_c \quad (< 0 \text{ se stabile})$$

### **Stabilità del Velivolo Completo a Comandi Bloccati Dipende:**

- dalla pendenza della curva di portanza del velivolo parziale che si può assumere  $\left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_{vp} = \left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_{ala}$  e quindi anche dall'allungamento alare
- dalla posizione reciproca, percentualmente alla Corda Media Aerodinamica, del Baricentro dal Centro Aerodinamico del modello  $(x_{cg} - x_{cavp})$  rispetto al bordo d'entrata
- dalla pendenza della curva di portanza del piano di coda  $\left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_c$  e quindi dal suo allungamento
- da  $\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$  e cioè dalla variazione della deviazione del flusso sul piano di coda al variare dell'incidenza di volo  $\alpha$
- dal rapporto volumetrico di coda  $\frac{S_c d}{S \ell}$ ; infatti aumentando il rapporto volumetrico di coda (cioè o aumentando la superficie del piano di coda, o la sua distanza dal baricentro, o entrambe) si può assicurare stabilità di un modello anche per valori  $x_{cg}$  decisamente superiori a  $x_{cavp}$ .
- dall'efficienza di coda  $\eta_c$

### **Stabilità del Velivolo Completo a Comandi Bloccati è Indipendente :**

- dall'incidenza di volo  $\alpha$  e dal calettamento o comando  $i_c$  del piano di coda; quindi la stabilità, una volta calcolata per  $\alpha$  e  $i_c$  fissati, è garantita per qualsiasi condizione di volo
- dal Coefficiente di Momento del velivolo parziale  $C_{mcavp}$  e dell'ala  $C_{mca}$ ; quindi l'adozione di profili alari con linee medie (camber) più o meno curve (valori diversi  $C_{mca}$ ) non ha alcun effetto sulla stabilità

## 8 PUNTO NEUTRO

Il Punto Neutro viene definito come quel punto o limite oltre il quale non può essere arretrato il Baricentro senza che si manifesti la condizione di instabilità statica longitudinale.

Nel caso di modello completo, uguagliando a zero l'indice di stabilità dell'eq. 13) si ottiene la posizione del limite di arretramento del baricentro

**Posizione Punto Neutro Modello Completo**

$$x_{cg\ limite} = x_{cavp} + \frac{\left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_c}{\left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_{vp}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) \frac{S_c d}{S_l} \eta_c$$

Con il punto neutro si può determinare il Margine Statico a cui è proporzionale il grado di stabilità e che rappresenta la distanza fra il Baricentro del modello ed il Punto Neutro

**Margine Statico Modello Completo**

$$14) \text{ M.S.} = x_{cg\ limite} - x_{cg} = - \frac{\frac{\partial C_{mcg}}{\partial \alpha}}{\left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_{vp}}$$

Nel caso di modello tutt'ala, uguagliando a zero l'indice di stabilità dell'eq. 7) si ottiene la posizione del limite di arretramento del baricentro

**Posizione Punto Neutro Tutt'Ala**

$$x_{cg\ limite} = x_{cavp}$$

Da cui si può notare, considerando il Punto Neutro per il modello completo, come l'escursione possibile del Baricentro del tutt'ala sia minore.

**Margine Statico Tutt'Ala**

$$\text{M.S.} = x_{cg\ limite} - x_{cg} = x_{cavp} - x_{cg}$$

In conclusione:

- Modello Stabile = Baricentro davanti al Punto neutro o M.S. > 0
- Modello Instabile = Baricentro dietro al Punto neutro o M.S. < 0
- Modello Indifferente = Baricentro coincidente con il Punto neutro o M.S. = 0



## 9 IMPOSTAZIONE DEL PROBLEMA

Vediamo ora , finalmente, cosa fare dei dati e dei concetti espressi finora per risolvere i problemi relativi alla Stabilità Statica Longitudinale. Le tabelle 2, 3, 4 e 5 tratte dal libro di Loris Kannevorff "Progettiamo gli Aeromodelli" forniscono molti dati utili nel campo aeromodellistico.

Per progettare un modello che sia staticamente stabile e che soddisfi ai requisiti di volo voluti (modelli acrobatici o velocità o veleggiatori) si può seguire il seguente schema:

- 1) Assegnare in prima ipotesi la posizione del Baricentro del modello in percentuale della Corda Media Aerodinamica dell'ala di cui si sono assegnati i parametri geometrici ( apertura e variazione della corda lungo l'apertura ).
- 2) Ora la cosa più difficile, l'Indice di Stabilità del modello non va calcolato ma assegnato. Purtroppo non esistono valori prefissati che a buon senso possono essere assegnati all'Indice di stabilità, ma ci si deve basare sull'esperienza e cioè su dati di modelli già esistenti con analoghe caratteristiche di volo ( modelli acrobatici o velocità o veleggiatori) oppure, se si ha voglia, calcolandolo per modelli, già esistenti, a cui si vuol fare riferimento per il proprio progetto, da un punto di vista della stabilità.
- 3) Assegnare o definire i parametri di natura geometrica ed aerodinamica utili per la stabilità
  - a - la posizione del Centro Aerodinamico del modello completo in presenza cioè della fusoliera
  - b - la pendenza delle curva di portanza dell'ala e cioè la sua geometria, la superficie, la Corda Media Aerodinamica, le caratteristiche dei profili ed il suo allungamento
  - c - la pendenza delle curva di portanza del piano di coda ed il suo allungamento
  - d - l'efficienza di coda
  - e - il fattore  $(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha})$
- 4) Calcolare il rapporto volumetrico di coda come superficie del piano di coda una volta fissata la sua distanza dal Baricentro o viceversa.
- 5) Calcolare la posizione del Punto Neutro in modo che, in fase di messa a punto del modello, il baricentro non venga spostato dietro a quel punto pena la distruzione del modello per il comparire delle Instabilità. Attenzione che la posizione che si trova è in percentuale della Corda Media Aerodinamica e quindi la posizione va riportata alla radice dell'ala ove si è più abituati a valutare la posizione del Baricentro.
- 6) Il passo successivo sarebbe fissare il Coefficiente di Portanza  $C_p$  voluto e calcolare l'incidenza di volo  $\alpha$  ed il calettamento o comando  $i_c$  del piano di coda che garantiscono il centraggio, ma le formule per ricavarli sono piuttosto complesse e di difficile interpretazione

## 9.1 LA SEQUENZA

### Passo 1

Identificare in base alla propria esperienza od alla distribuzione dei pesi del modello la posizione del baricentro  $x_{cg}$  in prima approssimazione.

Il baricentro si può pensare come il fulcro di una bilancia, in equilibrio, i cui pesi sui due bracci, con le relative distanze sono il peso del motore, del piano di coda, della deriva, dell'ala, della fusoliera, ecc.

Determinare la Corda Media Aerodinamica dell'ala dividendo la sua superficie per l'apertura ( $\ell = S/b$ ). Oppure con la seguente formula valida per l'ala trapezia:

$$C.M.A. = \frac{2}{3} \left( C_{MAX} + C_{MIN} - \frac{C_{MAX} \cdot C_{MIN}}{C_{MAX} + C_{MIN}} \right)$$

$C_{MAX}$  = corda massima

$C_{MIN}$  = corda minima

Riportare, in maniera geometrica, la posizione del Baricentro sulla Corda Media Aerodinamica e calcolare la percentuale relativa.

### Passo 2

Dalla tabella 2 si sceglie un valore di Margine Statico e quindi secondo la formula 14) l'Indice di Stabilità Longitudinale corrispondente ad una categoria di modelli più vicina a quello che si sta progettando.

$$15) \quad \frac{\partial C_{m_{cg}}}{\partial \alpha} = - \left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_{vp} \cdot (M.S.)$$

### Passo 3

- a - La posizione del Centro Aerodinamico, come già detto, è al 25% della Corda Media Aerodinamica e la presenza della fusoliera si può supporre lo faccia avanzare del 3% - 6%. Quindi

$$x_{cavp} = 19\% - 22\% .$$

- b - Dopo che si sono definite la corda massima, quella minima e l'apertura alare b

determinare la sua superficie S ed il suo allungamento pari a  $\lambda = \frac{b^2}{S}$ .

Determinare la pendenza della curva di portanza dell'ala con la fusoliera

$\left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_{vp}$  sapendo che si può supporre  $\left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_{vp} = \left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_{ala}$  e che  $\left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_{ala}$  si

può ricavare dalla tabella 3 in funzione dell'allungamento  $\lambda$  e della pendenza della curva di portanza del profilo alare  $a_0$ .

- c - La pendenza della curva di portanza del piano di coda  $\left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_c$  si può ricavare dalla tabella 1 assegnando l'allungamento del piano di coda  $\lambda_c = \frac{b_c^2}{S_c}$ .
- d - L'efficienza di coda  $\eta_c$  si può ricavare dalla tabella 4 in funzione della posizione del piano di coda e della presenza dell'elica.
- e - Il fattore  $\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)$  si può ricavare dalla tabella 5 in funzione dell'allungamento  $\lambda_a$  dell'ala.

#### Passo 4

Nei passi precedenti abbiamo determinato tutti i parametri necessari a calcolare il rapporto volumetrico di coda pari a:

$$16) \quad \frac{S_c d}{S \ell} = \frac{-\frac{\partial C_{mcgvc}}{\partial \alpha} + \left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_{vp} (x_{cg} - x_{cavp})}{\left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_c \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \eta_c}$$

Si può quindi trovare o la superficie  $S_c$  o la distanza  $d$  del piano di coda .

#### Passo 5

Come ultimo passo si determina la posizione del Punto Neutro, in percentuale della Corda Media Aerodinamica, oltre il quale non va posizionato il Baricentro del modello

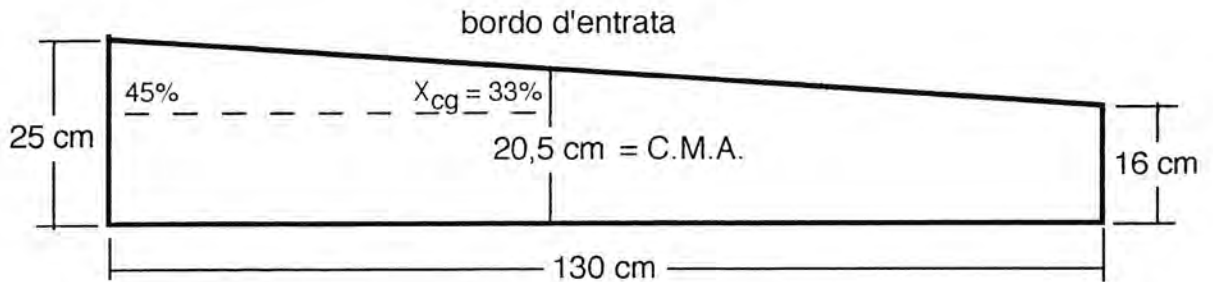
$$x_{cglimite} = x_{cavp} + \frac{\left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_c}{\left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_{vp}} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \frac{S_c d}{S \ell} \eta_c$$

## 10 ESEMPI PRATICI

### 10.1 1° ESEMPIO

- a) Prendiamo in considerazione un veleggiatore con semiala di queste caratteristiche:

#### semiala veleggiatore



- $b = 260 \text{ cm}$
  - $S = ((25+16) \times 260)/2 \gg S = 5330 \text{ cm}^2$
  - $\ell = S / b \gg \text{C.M.A.} = 20.5 \text{ cm}$
  - allungamento alare  $\lambda = \frac{b^2}{S} \gg \lambda = 12,68$
- b) Ipotizziamo la posizione del baricentro del modello  $x_{cg} = 33\%$  della Corda Media Aerodinamica dell'ala che corrisponde a circa il 45% della corda alla radice dell'ala.
- c) Dalla tabella 2 prendiamo un margine statico  $M.S. = 0.12$  e troviamo l'Indice di Stabilità Longitudinale mediante la formula 15)

$$\frac{\partial C_{m0g}}{\partial \alpha} = - \left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_{vp} \cdot (M.S.)$$

$$\left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_{vp} = \left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_{ala} \quad \text{lo troviamo nella tabella 3 per } a_0 = 0.12 \text{ (per profili sottili) e } \lambda = 12,68$$

$$\text{quindi } \left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_{vp} = 0,10 \text{ e } \frac{\partial C_{m0g}}{\partial \alpha} = -0,10 \times 0,12 \gg \frac{\partial C_{m0g}}{\partial \alpha} = -0,012$$

- d) La posizione del Centro Aerodinamico dell'ala è  $x_{ca} = 25\%$  della Corda Media Aerodinamica dell'ala e, tenedo conto della fusoliera, si può supporre uno spostamento in avanti del 4%. Quindi  $x_{cavp} = 21\%$ .
- e) Dalla tabella 1 si determina il  $\left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_c$  del piano di coda in funzione del suo allungamento  $\lambda_c$ .

$$\text{Per } \lambda_c = 6 \gg \left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right)_c = 0,07$$

- f) Dalla tabella 4 l'efficienza di coda  $\eta_c = 1$  poichè il piano di coda si suppone a T quindi fuori dalla scia dell'ala e non esiste scia dell'elica.
- g) Dalla tabella 5 il fattore  $(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}) = 0,75$  per  $\lambda_a = 12,68$
- h) Ora abbiamo tutti i parametri che ci servono per calcolare il rapporto volumetrico di coda necessario a fornire al modello la Stabilità voluta, dalla 16)

$$S_c d = \frac{-\frac{\partial C_{mcgvc}}{\partial \alpha} + \left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_{vp} (x_{cg} - x_{cavp})}{\left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_c \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \eta_c} \cdot S \ell$$

$$S_c d = \frac{-(-0,012) + 0,10 \cdot (0,33 - 0,21)}{0,07 \cdot 0,75 \cdot 1} \cdot 5330 \cdot 20,5 = 49950$$

ove la superficie del piano di coda  $S_c$  è in  $cm^2$  e la distanza del Centro Aerodinamico (25%) del piano di coda dal baricentro del modello  $d$  in cm.

- i) Se si ipotizza un piano di coda di superficie

$$S_c = 6,5 \text{ dm}^2 = 650 \text{ cm}^2$$

la distanza del centro aerodinamico del piano di coda dal baricentro perchè il modello risulti Stabile è  $d = 49950 / 650$

$$d = 76,2 \text{ cm}$$

oppure assegnando la distanza  $d$  si trova la superficie del piano di coda  $S_c$ .

- l) Troviamo il Punto Neutro

$x_{cglimit} = (M. S.) + x_{cg} = 0,12 + 0,33 \gg x_{cglimit} = 45\%$  della C.M.A. cioè  $20,5 \times 0,45 = 9,2$  cm mentre  $x_{cg} = 33\%$  della C.M.A. cioè  $20,5 \times 0,33 = 6,7$  cm

riportando il punto sulla radice dell'ala si trova il punto dietro il quale non si deve andare. In questo caso, ove il bordo d'uscita alare non è rastremato, sulla radice dell'ala il Punto Neutro è a  $20,5 - 9,2 = 11,3$  cm dal bordo d'uscita dell'ala mentre il Baricentro è a 13,8 cm.

La distanza fra il bordo di uscita dell'ala e quello di entrata del piano di coda è data da:

$$76,2 - 13,8 - (25\% \text{ corda piano di coda})$$

N.B. La Corda Media Aerodinamica si trova lungo l'apertura là dove la corda è pari al suo valore e cioè 20,5 cm.

## 10.2 2° ESEMPIO

Prendiamo in considerazione un modello tutt'ala.

Valutare la stabilità è in questo caso più semplice poiché non è necessario usare alcuna caratteristica geometrica dell'ala.

Infatti l'eq. 7) per garantire la stabilità chiede solo che  $x_{cg} < x_{ca}$  o più precisamente se consideriamo la fusoliera che  $x_{cg} < x_{cavp}$ .

- a) Facendo le ipotesi dell'esempio precedente, la posizione del Centro Aerodinamico dell'ala è  $x_{ca} = 25\%$  della Corda Media Aerodinamica dell'ala e, tenendo conto della fusoliera, si può supporre uno spostamento in avanti del 4%. Quindi  $x_{cavp} = 21\%$  della C.M.A.

Il Punto Neutro è  $x_{cg \text{ limite}} = x_{cavp}$  quindi  $x_{cg \text{ limite}} = 21\%$  della C.M.A.

Per avere il modello stabile è sufficiente che il Baricentro sia davanti al 21% della C.M.A.

- b) Sarebbe facile calcolare anche il  $C_p$  di centraggio poiché esso è dato dall'eq. 5)

$$C_p = \left( \frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \right) \alpha = - \frac{C_{mcavp}}{(x_{cg} - x_{cavp})}$$

ma il coefficiente di momento longitudinale rispetto al centro aerodinamico  $C_{mcavp}$  è relativo al contributo di tutti i profili costituenti l'ala ed all'effetto instabilizzante dovuto alla presenza della fusoliera. Entrambi tutt'altro che facili da calcolare.

Comunque, in base ai concetti espressi a pag. 12, perchè il modello voli a  $C_p$  positivi, per sostenere il suo peso in volo orizzontale, deve essere  $C_{mcavp} > 0$ .

Questo lo si raggiunge adottando un'ala costituita da un profilo autostabile, oppure costituita da diversi profili ma in modo che il suo  $C_{mca}$  risultante sia  $> 0$ .

L'effetto della fusoliera come già detto è instabilizzante quindi il  $C_{mca}$  dovuto alla fusoliera è  $< 0$  riducendo così il valore del  $C_{mcavp}$  finale. In mancanza di dati precisi, tale effetto si può ritenere già considerato nello spostamento in avanti di  $x_{ca}$ .

Se ipotizziamo per l'ala e fusoliera  $C_{mcavp} = + 0,01$  e  $x_{cg} = 9\%$ , si ottiene il  $C_p$  di centraggio o equilibrio relativo all'ala.

$$C_p = - \frac{+0,01}{(0,09 - 0,21)} = 0,083$$

Se con il  $C_p$  dell'ala ottenuto non vengono soddisfatte le altre condizioni di equilibrio  $P = Q$  e  $T = R$  si deve agire su  $C_{mcavp}$  e  $x_{cg}$  finchè si ottiene il  $C_p$  voluto con le superfici di governo dell'ala a zero gradi.

Durante il volo, agendo su tali superfici, cabrando o picchiando, cambia il  $C_{mcavp}$  dell'ala e conseguentemente il  $C_p$ .

11 TABELLE

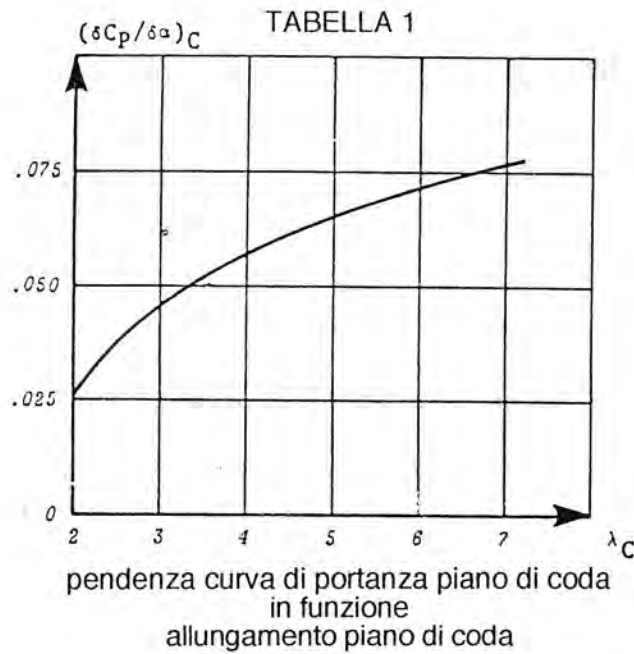
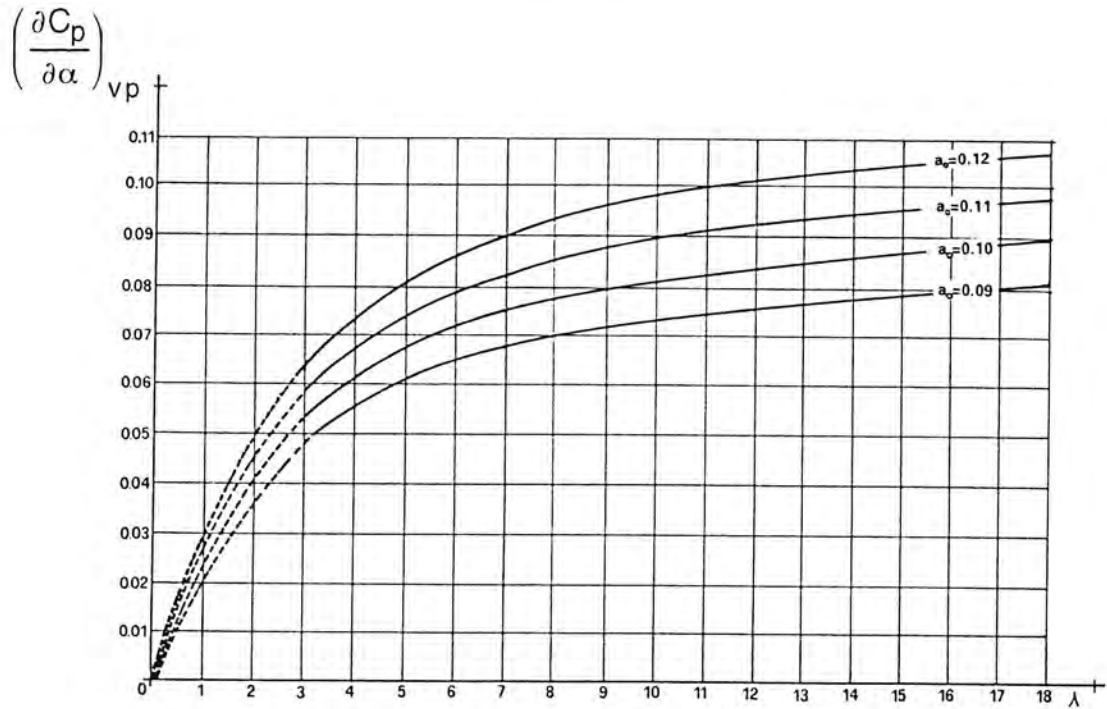


TABELLA 2

Categoria	Rapporto volumetrico di coda K	Coefficienti Cc		Posizione Punto Neutro		Posizione baricentro $x_g + 0,25$	Margine Statico Globale	
		Da grafico $Cc_1$	Corretto $Cc_2$	Approx. $(x_{N1} = K \cdot Cc_1)$	Corretta $(x_{N2} = K \cdot Cc_2)$		Approx. $(s_1 = x_{N1} - x_g)$	Corretto $(s_2 = x_{N2} - x_g)$
<b>VOLO LIBERO</b>								
Veleggiatori FAI F1A	0,75-0,90	0,58-0,61	0,60-0,63	0,45-0,50	0,47-0,52	0,54-0,60	0,15-0,20	0,17-0,22
Veleggiatori Pendio F1E	1,10-1,30	0,53-0,57	0,55-0,59	0,63-0,68	0,65-0,70	0,50-0,55	0,38-0,43	0,40-0,45
Veleggiatori Sport F1H	1,00-1,10	0,50-0,55	0,52-0,57	0,55-0,60	0,57-0,62	0,55-0,60	0,25-0,30	0,27-0,32
Wakefield F1B	1,40-1,60	0,52-0,56	0,57-0,61	0,70-0,85	0,77-0,92	0,55-0,70	0,35-0,45	0,42-0,52
Coupe d'Hiver F1G	1,00-1,10	0,47-0,51	0,53-0,57	0,48-0,56	0,55-0,63	0,50-0,60	0,21-0,24	0,28-0,31
Motomodelli FAI F1C	1,05-1,15	0,51-0,53	0,54-0,56	0,56-0,59	0,59-0,62	0,58-0,60	0,23-0,25	0,26-0,28
Motomodelli Sport F1J	1,20-1,30	0,43-0,46	0,49-0,52	0,60-0,63	0,63-0,66	0,60-0,65	0,23-0,25	0,26-0,28
<b>VOLO CIRCOLARE</b>								
Velocità F2A-II-III S.	2,00-2,20	—	0,54-0,60	—	1,10-1,25	0,20-0,25	—	1,15-1,30
Acrobatici F2B	0,38-0,42	0,38-0,42	0,43-0,47	0,15-0,17	0,17-0,19	0,23-0,25	0,15-0,18	0,17-0,20
<b>VOLO RADIOCOMANDATO</b>								
Trainer	0,48-0,60	0,38-0,42	0,46-0,50	0,18-0,24	0,23-0,29	0,25-0,32	0,13-0,20	0,18-0,25
Acrobatici F3A	0,60-0,65	0,40-0,42	0,44-0,46	0,25-0,27	0,28-0,30	0,28-0,32	0,19-0,21	0,22-0,24
Veleggiatori F3B	0,38-0,42	0,50-0,54	0,52-0,56	0,20-0,22	0,21-0,23	0,33-0,37	0,10-0,12	0,11-0,13
Velegg. RCV-Maxi-Acrob.	0,40-0,60	0,42-0,55	0,48-0,60	0,20-0,28	0,23-0,30	0,25-0,35	0,15-0,20	0,18-0,22
Pylon Racers F3D	0,50-0,60	0,39-0,41	0,40-0,42	0,20-0,23	0,21-0,24	0,24-0,26	0,20-0,23	0,21-0,24
Elettrici F3E	0,46-0,50	0,46-0,48	0,48-0,51	0,22-0,24	0,23-0,25	0,30-0,33	0,16-0,18	0,17-0,19
Motoveleggiatori F3G	0,40-0,45	0,58-0,60	0,60-0,62	0,24-0,26	0,24-0,27	0,32-0,35	0,16-0,18	0,17-0,19
Riproduzioni F4C	0,55-0,75	0,40-0,45	0,42-0,47	0,23-0,30	0,24-0,32	0,28-0,30	0,18-0,22	0,19-0,23

fattori medi di progetto che interessano la stabilità longitudinale

TABELLA 3



pendenza curva di portanza velivolo parziale (ala + fusoliera)  
in funzione  
allungamento alare  
al variare della pendenza curva di portanza del profilo alare  $a_0$

- $a_0 = 0,09$  per profili > 15%
- $a_0 = 0,10$  per profili intorno 15%
- $a_0 = 0,11$  per profili medi
- $a_0 = 0,12$  per profili sottili e concavi

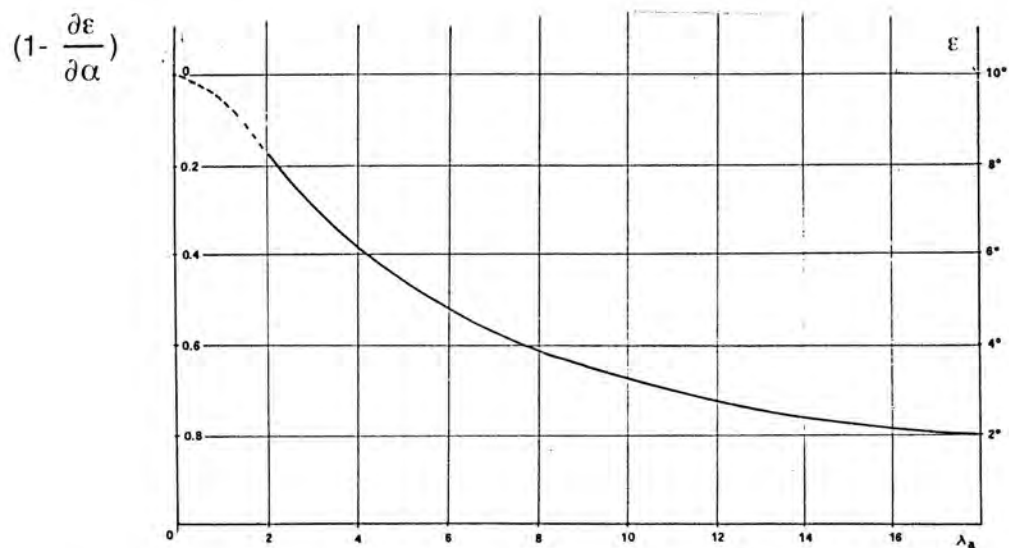
TABELLA 4

piano di coda fuori dalla scia dell'ala e dell'elica	1
piano di coda nelle scia dell'ala e fuori da quella dell'elica	0,9 - 0,95
piano di coda fuori dalla scia dell'ala e nella scia dell'elica	1,1 - 1,15
piano di coda nella scia dell'ala e dell'elica	1,05 - 1,1

valori indicativi dell'efficienza di coda



TABELLA 5



curva teorica dell'angolo di svio  $\epsilon$  e del fattore  $(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha})$   
in funzione  
dell'allungamento alare

## 12 SIMBOLOGIA

CG	= Centro di Gravità o Baricentro
CA	= Centro Aerodinamico
CA <sub>c</sub>	= Centro Aerodinamico del piano di coda
C.M.A.	= Corda Media Aerodinamica
C <sub>MAX</sub>	= corda massima
C <sub>MIN</sub>	= corda minima
M. S.	= Margine Statico
$\rho$	= densità dell'aria pari a 1/8
V	= velocità del modello (m al s)
S	= superficie alare del modello (m <sup>2</sup> )
S <sub>c</sub>	= superficie del piano di coda (m <sup>2</sup> )
b	= apertura alare (m)
b <sub>c</sub>	= apertura del piano di coda (m)
l	= corda media aerodinamica usualmente indicata con C.M.A. (m)
d	= distanza tra il baricentro ed il Centro Aerodinamico del piano di coda (m)
$\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right)_c$	= grandezze relative al piano di coda
$\lambda = \frac{b^2}{S}$	= allungamento alare
$\lambda_c = \frac{b_c^2}{S_c}$	= allungamento del piano di coda
$\alpha$	= angolo di incidenza fra corda del profilo ed il vento relativo
$\alpha_c$	= angolo di incidenza del piano di coda rispetto al vento che lo investe
$\varepsilon$	= deflessione dell'aria sul piano di coda
$\varepsilon_0$	= deflessione dell'aria sul piano di coda quando l'ala non fornisce portanza
$\eta_c$	= efficienza di coda
i <sub>c</sub>	= calettamento o comando del piano di coda
$x_{cg}$	= coordinata o posizione del Baricentro dal bordo d'entrata (% di C.M.A.)
$x_{cp}$	= coordinata o posizione del Centro di Pressione dal bordo d'entrata (% di C.M.A.)
$x_{ca}$	= coordinata o posizione del Centro Aerodinamico dal bordo d'entrata (% di C.M.A.)
$x_{cglimit}$	= coordinata o posizione del Punto Neutro dal bordo d'entrata (% di C.M.A.)
$x_{cavp}$	= coordinata o posizione del Centro Aerodinamico dal bordo d'entrata del velivolo parziale (ala + fusoliera)
$x_{cg}^*$	= coordinata o posizione del Baricentro dal bordo d'entrata
$x_{ca}^*$	= coordinata o posizione del Centro Aerodinamico dal bordo d'entrata
P	= PORTANZA = $1/2\rho V^2 S C_p(\alpha)$ misurata in kg
P	= PORTANZA del piano di coda = $1/2\rho V_c^2 S_c C_{pc}$ misurata in kg
R	= RESISTENZA = $1/2\rho V^2 S C_r(\alpha)$ misurata in kg
T	= TRAZIONE misurata in kg
Q	= PESO misurato in kg
M <sub>cg</sub>	= momento valutato rispetto al Baricentro
M <sub>ca</sub>	= momento valutato rispetto al Centro Aerodinamico
M <sub>cgc</sub>	= momento del piano di coda valutato rispetto al Baricentro del modello

$C_p$	= coefficiente di portanza in funzione dell'angolo di incidenza $\alpha$
$C_p(\alpha)$	= coefficiente di portanza del modello in funzione dell'angolo di incidenza $\alpha$ fra corda del profilo ed il vento relativo
$C_{pc}$	= coefficiente di portanza del piano di coda in funzione dell'angolo di incidenza $\alpha_c$
$C_{mcg}$	= coefficiente di momento longitudinale di tutto il modello, rispetto al baricentro
$C_{mcgc}$	= coefficiente di momento longitudinale del piano di coda, rispetto al baricentro
$C_{mcgvc}$	= coefficiente di momento longitudinale di tutto il modello, rispetto al baricentro
$C_{mca}$	= coefficiente di momento longitudinale rispetto al centro aerodinamico di tutto il modello
$C_{mcavp}$	= coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico del velivolo parziale (ala + fusoliera)
$\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}$	= pendenza della curva di portanza $C_p(\alpha)$ dell'ala data dal rapporto della variazione del $C_p$ con la relativa variazione d'incidenza $\alpha$ , vedi fig. 1
$\left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_c$	= pendenza della curva di portanza $C_p(\alpha)$ del piano di coda
$\left(\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}\right)_{vp}$	= pendenza della curva di portanza $C_p(\alpha)$ del velivolo parziale (ala + fusoliera)
$\frac{\partial C_{mcg}}{\partial \alpha}$	= indice di stabilità del velivolo completo cioè tutto il modello dato dal rapporto della variazione del $C_{mcg}$ con la relativa variazione d'incidenza $\alpha$
$\frac{\partial C_{mcgvc}}{\partial \alpha}$	= indice di stabilità del velivolo completo cioè di tutto il modello
$\frac{\partial C_{mcgvp}}{\partial \alpha}$	= indice di stabilità del velivolo parziale (ala + fusoliera)

### 13 BIBLIOGRAFIA

G. ROTONDI, Aeronautica Generale, CLUP 1978

B. ETKIN, Dynamic of Flight - Stability and Control, WILEY 1958

L. KANNEWORFF, Progettiamo gli Aeromodelli, EDIZIONI AERO CLUB D'ITALIA 1992