

Per cui il Fuoco del sistema, in questo caso, coincide con il punto centro di stabilità statica.

- Si può, a questo punto, notare l'analogia con il relivolo generalizzato. Infatti per esso la stabilità, data dal $\frac{dC_m}{dC_L}$, era individuata da un parametro che dava la distanza del baricentro del fuoco di tutto il sistema così come, per il relivolo, la variazione di C_m con l'angolo ($\frac{dC_m}{d\alpha}$) può essere posta nella stessa forma $\frac{a}{c}$ con a che individua, in questo caso, la distanza del baricentro del fuoco di tutto il sistema. Cioè.

$$\begin{aligned}\frac{dC_m}{dC_L} &= x_a - \frac{q_t}{q_w} \bar{V}_t \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) = \\ &= \frac{x_{C.G.}}{c} - \frac{x_{cew}}{c} - \frac{q_t}{q_w} \bar{V}_t \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)\end{aligned}$$

Ricordando la 8) :

$$\frac{dC_m}{dC_L} = \frac{x_{C.G.}}{c} - \frac{x_F}{c} = \frac{x_{CG} - x_F}{c} = \frac{a}{c}$$

N.B. Il fuoco è un fatto aerodinamico (punto interno al quale il momento è costante al variare dell'angolo) il punto centro di stabilità è quello in cui, cadendoci il baricentro, si ha nulla la stabilità.

I 2 punti coincidono perché entrambi richiedono che $\left[x_a - \frac{q_t}{q_w} \bar{V}_t \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)\right] = 0$, il fuoco per rendere costante con α il momento, il punto centro per rendere $\frac{dC_m}{d\alpha} = 0$.

E tuttavia, come esenza, tali 2 punti sono

distinti ed inoltre non coinciderebbero se il sistema fosse non lineare.

Si osserva che N_0 , ottenuto ponendo

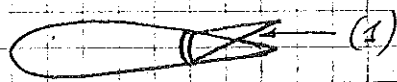
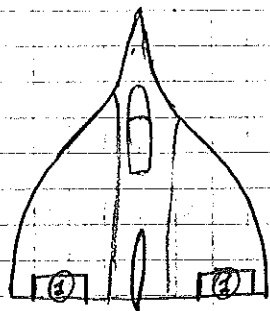
$$\frac{dC_m}{dC_L} = 0$$

è uno, ed uno solo, solo perché $C_m(C_L)$ è una funzione lineare e non richiede perciò per la sua determinazione, il calcolo dell'indice di stabilità a $C_m = 0$.

Ora l'altro N_0 risulta funzione (debole) della posizione del baricentro, che entra in $\bar{V}_t$ ~~con~~ tramite la distanza l_t .

Nota 1

Consideriamo un velivolo tutta ala, quindi privo del piano di coda (ed es. un velivolo con ala a delta). Come si ottiene l'equilibrio ai vari assetti?

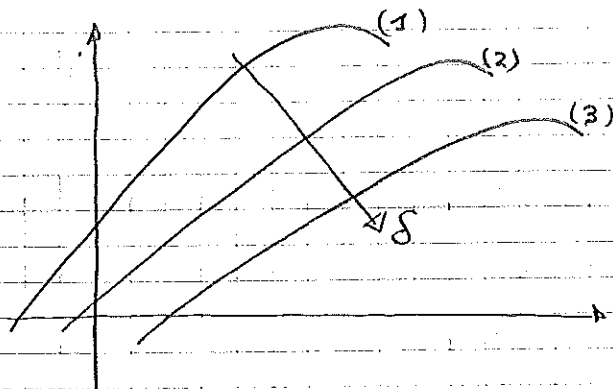


Al crescere dell'assetto la parte mobile (2) si sposta verso l'alto.

Tuttavia velivoli di questo genere presentano il seguente difetto.

Al crescere verso l'alto della deflessione della parte mobile, le curve di portanza trasse

verso il basso.



Ne consegue che il C_{LMAX} si riduce via via che δ cresce. Questo è un problema soprattutto in atterraggio e decollo dove si vuole un certo: $m = \delta C_{LMAX}$.

Se C_{LMAX} scende, chiaramente bisognerà aumentare la δ . In questo modo si riducono i carichi alari $\frac{W}{S}$ (avere $\frac{W}{S}$ bassi è una caratteristica di tali velivoli) ma, allo stesso tempo si aumenta l'area parasita e quindi si peggiorano le prestazioni. Il peggioramento di area parasita è, però, bilanciato dal fatto che non è presente il piano di coda.

Lezione del 26 Febbraio

Facciamo ora alcune osservazioni su quanto detto fin
ad ora.

Scriviamo il coefficiente di momento del velivolo complessivo, C_m , in funzione del coefficiente di portanza dell'ala - A tal proposito manipoliamo l'espressione di C_{Lt} .

$$C_{Lt} = a_t \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \alpha_w + a_t (i_t - \epsilon_0) \Rightarrow \text{intanto}$$

$$C_{LW} = a_w (\alpha_w + \alpha_{0w}) \Rightarrow \alpha_w = \frac{C_{LW}}{a_w} - \alpha_{0w}$$

e sostituendo in C_{Lt} $\Rightarrow$

$$C_{Lt} = a_t \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \frac{C_{LW}}{a_w} - a_t \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \alpha_{0w} + a_t (i_t - \epsilon_0)$$

$$\text{Ma: } \epsilon_0 = \frac{d\epsilon}{d\alpha} \alpha_{0w} \Rightarrow$$

$$C_{Lt} = \frac{a_t}{a_w} C_{LW} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) + a_t (i_t - \alpha_{0w})$$

Sostituendo tale C_{Lt} nell'espressione del C_m si ha

$$C_m = C_{m0w} + x_a C_{LW} - \eta_t \bar{V}_t C_{Lt}$$

$$C_m = C_{m0w} + x_a C_{LW} - \eta_t \bar{V}_t \frac{a_t}{a_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) C_{LW} - a_t \bar{V}_t \eta_t (i_t - \alpha_{0w})$$

Ponendo $a_t = a_t \eta_t$ si ottiene:

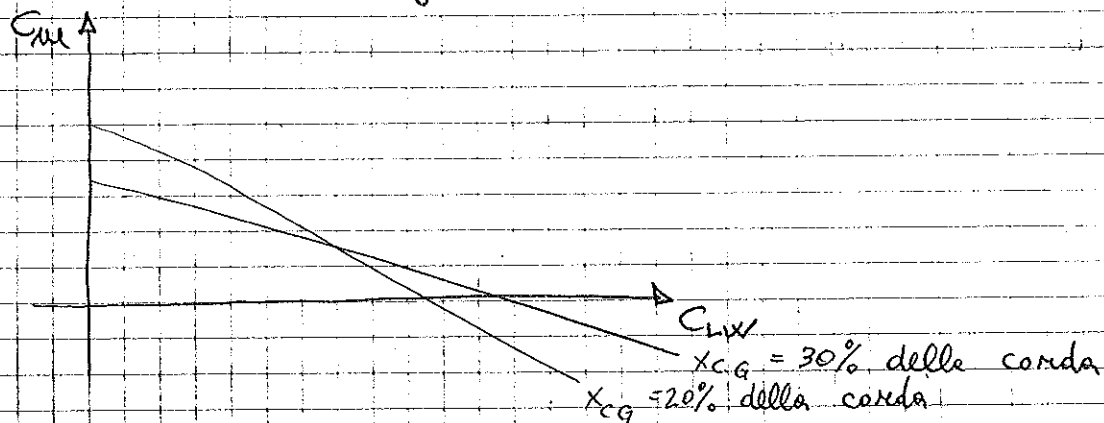
$$(1) C_m = C_{m0w} + C_{LW} \left[x_a - \frac{a_t \bar{V}_t}{a_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \right] - a_t \bar{V}_t (i_t - \alpha_{0w})$$

e:

$$(2) C_{mo} = C_{m0w} - a_t \bar{V}_t (i_t - \alpha_{0w})$$

Si osserva come il C_{mo} risulti legato alla posizione del baricentro, che compare nel termine l_t presente all'interno del parametro $\bar{V}_t$.

Il termine l_f rappresenta la distanza del fuoco del piano di cede del baricentro; ne consegue che se cambia la posizione di esso varierà l_f e quindi C_{mo} . In genere ΔC_{mo} variazione di V_f con l_f è piccola in quanto l_f cambia poco al cambiare della x.c.g. in quanto il $\Delta x_{c.g.}$ è piccolo rispetto ad l_f . Tuttavia questo non è sempre vero, per esempio se il piano di cede fosse vicino all'ala la variazione del baricentro avrebbe un'influenza forte su l_f . In particolare si vede che se il baricentro arretra il C_{mo} diminuisce. Inoltre anche la pendenza delle curve $C_m(C_{mo})$ diventa più piccola quando il baricentro arretra. Si può fare così il seguente andamento:



Ricordiamo che abbiamo assunto $C_{mFW} = C_{mow} = C_{ma}$. Tale assunzione risulta valida se si assume costante C_{ma} con l'incidenza cioè se il fuoco dell'ala è unico al variare dell'incidenza. Se questo non accade non si può porre $C_{mow} = C_{mf}$ in quanto il C_{mo} , che è il valore di C_{mFW} a $C_{mw} = 0$, è uguale al valore di C_{mFW} per $C_{mw} \neq 0$. La formula (2) può essere riscritta in un altro

modo ricordando la definizione di diedro longitudinale:

$$I_L = \alpha_{ow} - i_t$$

dove i_t è, solitamente, ≤ 0 .

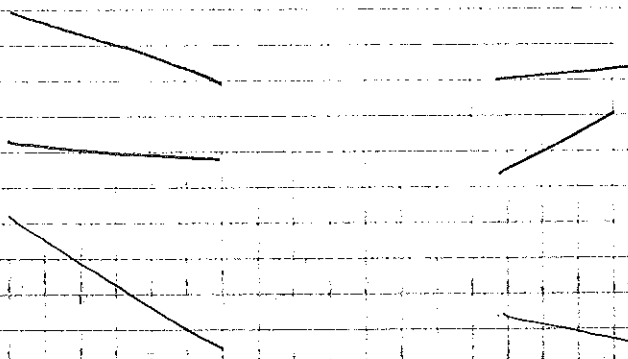
Ne consegue che:

$$C_{mo} = C_{mow} + a_t \bar{V}_t I_L$$

Perché deve risultare $C_{mo} > 0$ perché possa esistere un C_{Lw} di equilibrio diverso da zero e poiché per le usuali ali $\bar{V}_t$ $C_{mow} \leq 0$ ne consegue che dovrà essere:

$$I_L > 0 \Leftrightarrow \alpha_{ow} > i_t$$

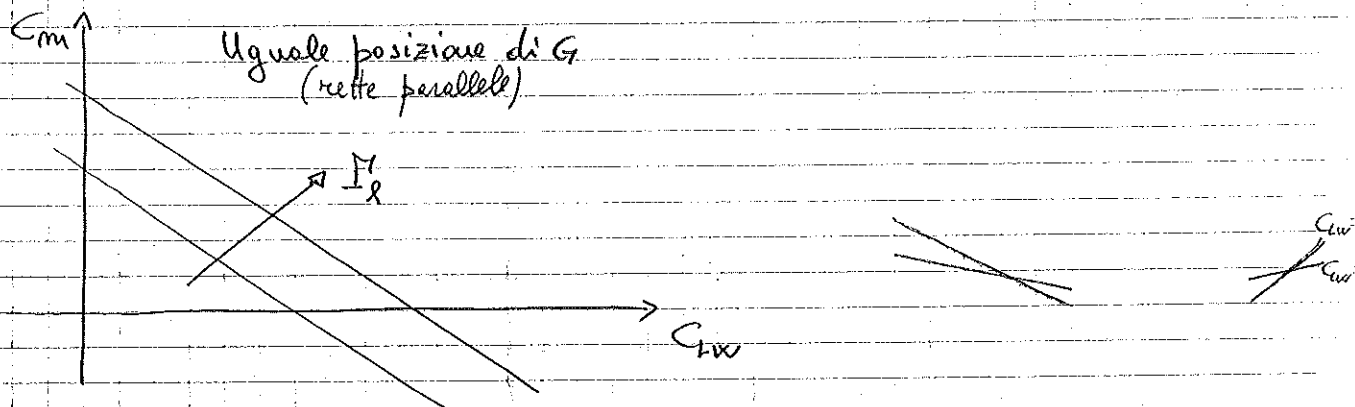
e quindi il piano di coda dovrà essere disposto in uno dei modi seguenti:



Il callettamento del piano di coda può anche essere leggermente positivo a patto però che ci sia un forte callettamento positivo dell'ala.

In sintesi: maggiore è I_L più forte è il C_{mo} .
N.B. L'angolo I_L va inteso come determinato dalle tracce individuate dall'intersezione del piano verticale di simmetria con il piano di portanza nullo dell'ala e del piano di coda.

Se, fermando restando la posizione del baricentro, si vuole un C_{weq} maggiore, bisognerà aumentare il C_{mo} e quindi il diedro longitudinale.



Se la posizione del baricentro arretra fino al punto neutro N_0 si annulla la stabilità del velivolo e si annulla anche l'indice di stabilità espresso dalla pendenza della retta $C_m(C_{mw})$ -

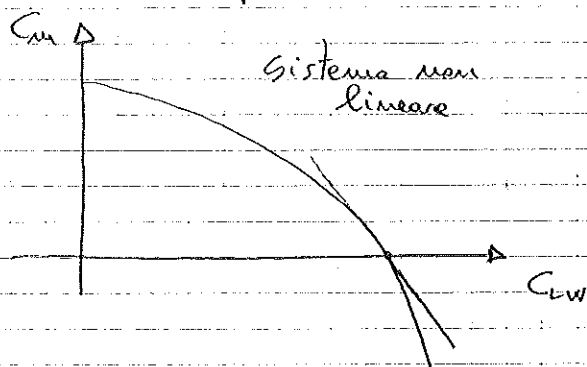
$$\frac{dC_m}{dC_{mw}} = - \left[N_0 - \frac{x_{c.g.}}{c} \right] < 0$$

Buttaria quando il $\frac{dC_m}{dC_{mw}} = 0$ si ha che il C_m è diventato costante con l'incidenza. Ne consegue che il punto neutro di stabilità statica coincide con il fuoco del velivolo totale ma questo accade solo perché il sistema è lineare.

Osservazione 1

L'indice di stabilità $\frac{dC_m}{dC_{mw}}$ andrebbe calcolato per $C_m = 0$, cioè in corrispondenza di C_{weq} . Essendo, però, il sistema lineare la curva $C_m(C_{mw})$ è una retta per cui la pendenza è costante e qualsiasi punto va bene per fare tale calcolo. Se il sistema fosse stato non lineare allora avremmo dovuto eseguire la valutazione di $\frac{dC_m}{dC_{mw}}$ per

$$C_{LW} = C_{LW\text{eq}} -$$



Nella maggior parte dei casi comunque la linearità è aderente alla realtà mentre non linearità sul trans ad intervalli lontani da quelli usuali, cioè per $C_{LW} = 0$ e $C_{LW} = C_{LW\text{max}}$

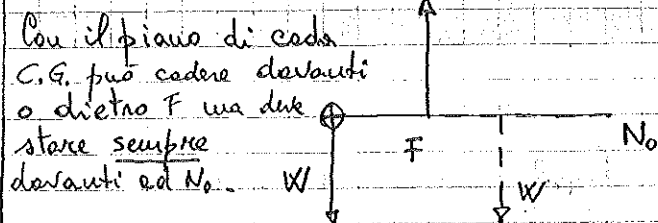
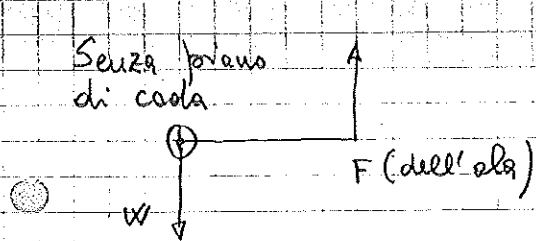
Osservazione 2

Il fuoco del velivolo totale, ossia il punto neutro cade dietro il fuoco dell'ala (o del velivolo parziale) di una quantità data da:

$$\Delta x_p = N_0 - x_{acw} = \frac{a_t}{a_w} \bar{V}_t \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right)$$

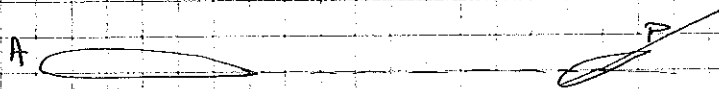
Tale termine rappresenta il contributo del piano di coda alla stabilità e si vede come esso dipenda dalla posizione del baricentro.

Questo non è "piacevole" perché si lega un requisito aerodinamico (Punto neutro) ad un requisito di massa anche se in maniera debole. Se non si fosse il piano di coda, e dunque il termine stabilizzante ad esso legato, il punto neutro coinciderebbe con il fuoco dell'ala perciò, per stabilizzare il velivolo bisognerebbe avere il C.G. davanti al centro aerodinamico dell'ala?



Osservazione 3

Per aumentare $C_{m_{eq}}$ è necessario modificare la geometria della superficie assunta mobile nel senso di aumentare C_{m_0} , e quindi il diedro longitudinale, riducendo l'angolo i_t . In sostanza l'apice posteriore P deve spostarsi verso l'alto rispetto all'apice anteriore A , come per il velivolo generalizzato.



Tutta la trattazione sin qui fatta presenta i seguenti difetti:

- 1) - Essa si articola solo sull'equilibrio alla rotazione ($C_m = 0$) senza preoccuparsi dell'equilibrio alla traslazione verticale ($W = N_w + N_t$). Questo comporta che per un fissato C_m , se si vuole l'equilibrio, il carico in coda C_{ht} viene dato dall'equazione $C_m = 0$. Tuttavia tale C_{ht} non necessariamente soddisfa l'equilibrio verticale (anche se, in pratica, lo squilibrio è lieve essendo il piano di coda piccolo rispetto all'ala).

$$C_m = C_{m_0} + x_a C_{m_w} - C_{ht} \frac{V_0}{V_{0H}}$$
- 2) - La posizione del punto ventro dipende, in modo "debole" dalla posizione del baricentro che entra in V_0 ; questo inficia la definizione concettuale di fuoco, che è una caratteristica aerodinamica e che invece viene a dipendere

re da un requisito di massa.

- 3) - Allo stesso modo C_{mo} dipende dalla posizione del baricentro e questo è indesiderato in quanto $C_{mo} \equiv C_{mf}$ deve essere una proprietà puramente aerodinamica.

Ecco allora la necessità di una nuova trattazione

Fino ad ora abbiamo trovato che il C_m risulta funzione della posizione del baricentro e quindi ~~un~~ il momento non è una coppia pura. Questo è dovuto al fatto che si è scelta, come variabile, indipendente, il C_{LW} , cioè una forza parziale del nostro sistema.

Se invece ci si riferisce al $C_{Ltotale}$ del sistema troverà che quando tale coefficiente risulta nullo il momento (cioè il C_{mo}), se diverso da zero, sarà espresso da una coppia pura, e quindi sarà indipendente dal punto intorno al quale si calcola M , sia esso il fuoco, il baricentro o altro punto. Ci si aspetta, dunque, che se si assume C_{Ltot} come variabile indipendente il C_{mo} , i_e , I_e ed N_0 risultino indipendenti dal baricentro. Verifichiamolo.

Utilizzando l'equilibrio alla traslazione si ha:

$$(1) C_{Ltot} = C_{LW} + \frac{S_t}{S_w} \eta_e C_{Le}$$

da cui:

$$C_{LW} = C_L - \frac{S_t}{S_w} \eta_e C_{Le}$$

Sostituendo nella : $C_m = C_{mow} + x_a C_{Lw} - \bar{V}_t \eta_t C_{Lt}$ si ha

$$C_m = C_{mow} + x_a \left(C_L - \frac{S_t}{S_w} \eta_t C_{Lt} \right) - C_{Lt} \bar{V}_t \eta_t \Rightarrow$$

$$C_m = C_{mow} + x_a C_L - x_a \frac{S_t}{S_w} \eta_t C_{Lt} - C_{Lt} \eta_t \bar{V}_t \Rightarrow$$

$$C_m = C_{mow} + x_a C_L - \eta_t C_{Lt} \left(\bar{V}_t + x_a \frac{S_t}{S_w} \right) \Rightarrow$$

$$C_m = C_{mow} + x_a C_L - \eta_t C_{Lt} \bar{V}_t'$$

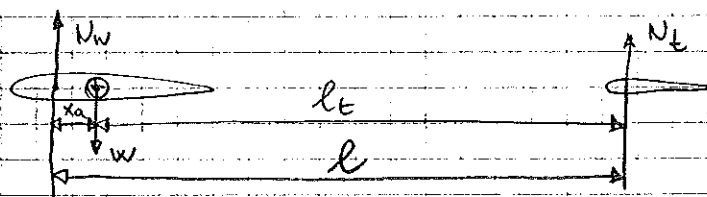
↳ La forza totale la consideriamo applicata nel fuoco dell'ala

dove :

$$\bar{V}_t' = \bar{V}_t + x_a \frac{S_t}{S_w} = \frac{S_t}{S_w} \left(\frac{l_t}{c} + x_a \right) = \frac{S_t}{S_w} \left(\frac{l_t + (x_{c.g.} - x_{acw})}{c} \right) =$$

$$\bar{V}_t' = \frac{S_{t/f}}{S_w c}$$

l = distanza tra il fuoco dell'ala e del piano di coda.



Si nota come, adesso, $\bar{V}_t'$ non dipende dalla posizione del baricentro.

Introduciamo l'angolo d'attacco del sistema α in modo che il C_L sia esprimibile :

$$(2) C_L = a \alpha$$

con a = pendenza della retta di portanza

$$\alpha = \alpha_w + \alpha_0$$

α_0 = angolo di portanza nulla di tutto il sistema

Ricordando che :

$$C_{Lw} = a_w (\alpha_w + \alpha_{0w})$$

$$e_0 = \frac{d e}{d \alpha} \alpha_{0w}$$

$$C_{Lt} = a_t \left(1 - \frac{d e}{d \alpha} \right) \alpha_w + a_t (i_t - e_0)$$

ed uguagliando i secondi membri delle (1) e (2) si ha:

$$a\alpha = a_w(\alpha_w + \alpha_{ow}) + \left[a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \alpha_w + a_t (i_t - \varepsilon_0) \right] \frac{S_t}{S_w} \eta_t$$

$$a\alpha_w + a\alpha_0 = \alpha_w \left[a_w + a_t \frac{S_t}{S_w} \eta_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] + a_t \frac{S_t}{S_w} \eta_t (i_t - \varepsilon_0) + a_w \alpha_w$$

$$a\alpha_w + a\alpha_0 = a_w \alpha_w \left[1 + \frac{a_t S_t}{a_w S_w} \eta_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] + a_w \alpha_w + a_t \frac{S_t}{S_w} \eta_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

Dal confronto consegue che:

$$a = a_w \left[1 + \frac{a_t S_t}{a_w S_w} \eta_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right]$$

$$\alpha_0 = \frac{a_w}{a} \alpha_{ow} + \frac{a_t}{a} \frac{S_t}{S_w} (i_t - \varepsilon_0)$$

per cui:

$$a > a_w$$

~~$\alpha_0 < \alpha_{ow}$~~ con $\alpha_0 \approx \alpha_{ow}$ ma dal lato del "minore"

Per valori normali:

$$\frac{a_t}{a_w} = 0.7$$

$$\frac{S_t}{S_w} = 0.25$$

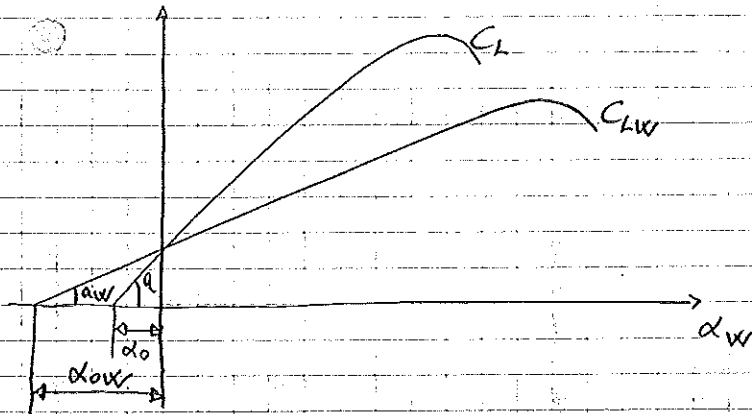
$$1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.5$$

per cui il prodotto $\frac{a_t}{a_w} \frac{S_t}{S_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$ è, come ordine di grandezza circa pari a 0.1 per cui a risulterà poco maggiore di a_w . Questo è logico perché la pendenza della retta di portanza aumenta in quanto c'è il contributo del piano di coda alla portanza totale.

N.B. Se il piano di coda non soffrisse della riduzione di angolo di attacco dovuto al down wash, cioè se $\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0$, e se avessimo anteriormente e posteriormente la stessa ala ($\frac{a_t}{a_w} \frac{S_t}{S_w} = 1$) si avrebbe una pendenza a

doppia rispetto ad a_w .

Disegniamo ora la curva del C_{totale} .



Ricerchiamoci ora l'espressione del C_L in funzione di α (o di C_L). Sappiamo:

$$C_{Lt} = a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \alpha_w + a_t (i_t - \varepsilon_0)$$

essendo $\alpha = \alpha_w + \alpha_0 \Rightarrow \alpha_w = \alpha - \alpha_0 \Rightarrow$

$$C_{Lt} = a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \alpha - a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \alpha_0 + a_t (i_t - \varepsilon_0)$$

Sostituendo l'espressione di α_0 :

$$C_{Lt} = a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \alpha - a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left[\frac{a_w}{a} \alpha_w + \frac{a_t S_t}{a S_w} (i_t - \varepsilon_0) \right] + a_t (i_t - \varepsilon_0) =$$

$$C_{Lt} = a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \alpha - a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \frac{a_w}{a} \alpha_w - a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \frac{a_t S_t}{a S_w} (i_t - \varepsilon_0) + a_t (i_t - \varepsilon_0) \Rightarrow$$

$$C_{Lt} = a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \alpha - a_t \frac{a_w}{a} (\alpha_w - \varepsilon_0) + a_t (i_t - \varepsilon_0) \left[1 - \frac{a_t S_t}{a S_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] \Rightarrow$$

$$(3) C_{Lt} = a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \alpha + C_{Lt0} = \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) C_L + C_{Lt0}$$

dove:

$$C_{Lt0} = a_t (i_t - \varepsilon_0) \left[1 - \frac{a_t S_t}{a S_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] - a_t \frac{a_w}{a} (\alpha_w - \varepsilon_0)$$

In forma sintetica:

$$C_{Lt0} = a_t \alpha_{t0}$$

con α_{to} angolo di portanza nulla del piano di coda:

$$\alpha_{to} = (i_t - \epsilon_0) \left[1 - \frac{a_t S_t}{a S_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \right] - \frac{q_w}{a} (\alpha_{ow} - \epsilon_0)$$

Sostituendo ad a la sua espressione:

$$\alpha_{to} = (i_t - \epsilon_0) \left[1 - \frac{a_t S_t \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right)}{S_w q_w \left[1 + \frac{a_t S_t}{a_w S_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \right]} \right] - \frac{q_w (\alpha_{ow} - \epsilon_0)}{q_w \left[1 + \frac{a_t S_t}{S_w q_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \right]}$$

$$\alpha_{to} = (i_t - \epsilon_0) \frac{q_w S_w + a_t S_t \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) - a_t S_t \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) - q_w S_w (\alpha_{ow} - \epsilon_0)}{S_w q_w \left[1 + \frac{a_t S_t}{a_w S_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \right]}$$

$$\alpha_{to} = \cancel{q_w S_w} \frac{(i_t - \epsilon_0 - \alpha_{ow} + \epsilon_0)}{\cancel{S_w q_w} \left[1 + \frac{a_t S_t}{a_w S_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \right]}$$

In definitiva:

$$\alpha_{to} = \frac{1}{1 + \frac{a_t S_t}{a_w S_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right)} (i_t - \alpha_{ow}) = -K I_l$$

L'angolo di portanza nulla del piano di coda risulta minore di zero essendo sempre $I_l > 0$ (attrimenti l'aereo non vola). Il valore di K dipende dalla geometria del velivolo ed è, inoltre, prossimo all'unità ma sempre inferiore. Un valore tipico di K è: $K \approx 0.9$ di conseguenza l'angolo di portanza nulla del piano di coda sarà minore del diedro longitudinale I_l di circa il 10%.

Andando a sostituire la (3) nell'espressione del

$$C_m = C_{mow} + \alpha_a C_L - \bar{V}_t \eta_t C_{Lt}$$

si ottiene il C_m in funzione di C_L .

$$C_m = C_{mow} + X_a C_L - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \bar{V}'_t C_L - C_{Lto} \bar{V}'_t \eta_t$$

$$C_m = C_{mow} + C_L \left[X_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \bar{V}'_t \right] - a_t \bar{V}'_t \alpha_{to}$$

Da cui:

$$C_m = C_{mo} + C_{m_{CL}} C_L$$

dove:

$$(h) C_{m_{CL}} = X_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \bar{V}'_t$$

Sostituendo nella (h) l'espressione di a e di $\bar{V}'_t$,
ottiene:

$$C_{m_{CL}} = X_a - \frac{\bar{a}}{1+\bar{a}} \frac{l}{c}$$

con: $\bar{a} = \frac{a_t S}{a_w S_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)$ ed $\bar{a}$ è un termine che dipende
dalla geometria del velivolo ^{$\bar{a}$ viene anche definita} "pendenza ridotta del piano

l = distanza tra il fuoco dell'ala e del piano di coda

Si può osservare come l'indice di stabilità m ora m dipenda solo dalla geometria del velivolo (resta la dipendenza dalla posizione del baricentro) che però è limitata ad X_a non essendoci più h .
L'aspetto fondamentale è che il punto neutro N_0 non dipende più dalla posizione del baricentro; si su per in tal modo il difetto della frazione del Perkins per la quale, per ogni posizione del baricentro, si ha

una diverso N_0 . Infatti, se Perkins, se si ha il C.G. al 20% ed il punto neutro al 40% l'indice di stabilità è fornito dalla differenza di queste due

di queste due posizioni. Tale differenza, tuttavia, è determinabile univocamente perché se ad esempio il baricentro arretra il punto neutro avanza, in quanto $\bar{V}_t$ diventa più piccolo, secondo la formula

$$N_0 = \frac{x_{acw}}{c} + \frac{a_t}{a_w} \bar{V}_t \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)$$

In sostanza per ogni posizione di C.G. si ha un diverso N_0 .

Con la nuova trattazione, invece, tale variabilità non si ha più. Infatti ricavandosi il fuoco dalla (h) posta uguale a zero si ricava che:

$$\frac{dC_m}{dC_L} = 0 \Leftrightarrow \frac{x_{c.g.}}{c} - \frac{x_{acw}}{c} - \frac{\bar{a}}{1+\bar{a}} \frac{l}{c} = 0 \Rightarrow$$

$$\left(\frac{x_{c.g.}}{c}\right)_0 \equiv N_0 = \frac{x_{acw}}{c} + \frac{\bar{a}}{1+\bar{a}} \frac{l}{c}$$

Si vede come N_0 non dipende più dalla posizione del baricentro ed è, inoltre, arretrato rispetto al fuoco dell'ala della quantità:

$$\bar{l} = \frac{\bar{a} l}{(1+\bar{a})c} \quad \text{in cui} \quad \text{denotiamo} \quad \frac{l}{c}$$

$$\left(\frac{\bar{a}}{1+\bar{a}} = 0 \text{ (1)}; \quad \frac{l}{c} = 0 \text{ (3-4)}\right)$$

~~Ne consegue che il punto neutro del velivolo totale si trova al 40-50% della corda.~~

Adesso, e solo adesso, si può dire che se il baricentro è al 20% della corda e il punto neutro è al 40% l'indice di stabilità è -0.2 ed è univocamente determinato.

Vediamo ora il C_{mo}

In esso sono contenute tutte le asimmetrie.

$$C_{mo} = C_{mow} - a_t \bar{V}_t' \alpha_{t0}$$

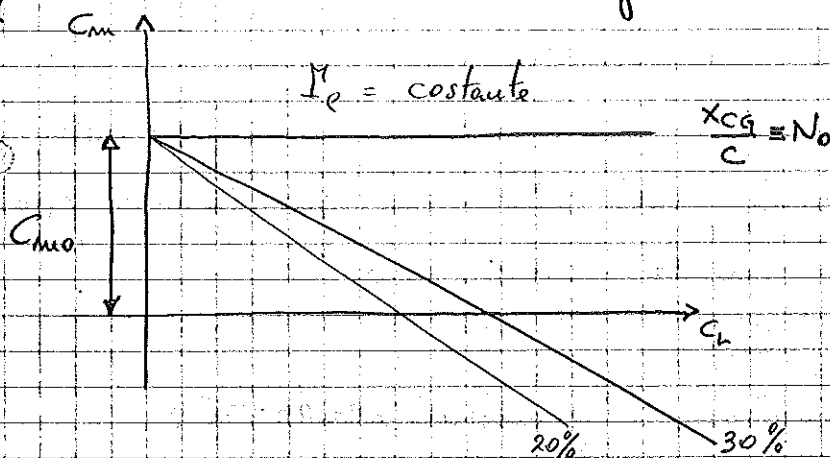
o anche:

$$C_{mo} = C_{mow} + a_t \bar{V}_t' I_R k$$

con:

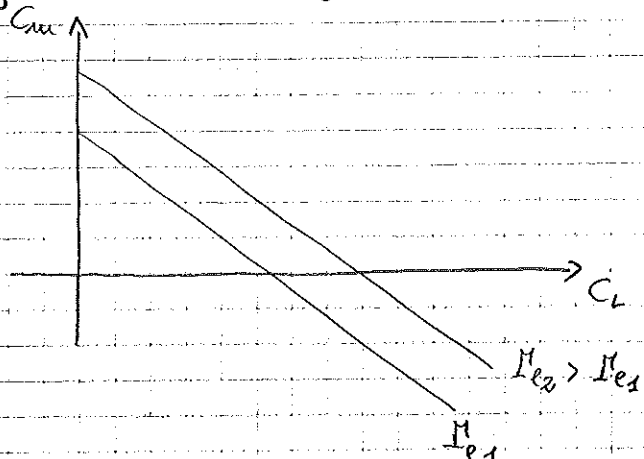
$$k = \frac{1}{1 + \frac{a_t}{a_w} \frac{S_t}{S_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)} = \frac{1}{1 + \bar{a}}$$

Si può notare come, grazie alla nuova trattazione C_{mo} non dipende più dalla posizione del baricentro e sia solo legato alla geometria del velivolo. Ne consegue che se, ora, cambia la posizione del baricentro il C_{mo} rimane invariato e quindi si ha il seguente andamento



Se, fermo restando la posizione del baricentro, si vuole cambiare il $C_{mequilibrio}$, bisognerà spostare la curva $C_m(C_L)$ parallelamente e se stesso in quanto non possiamo cambiare la pendenza l'essendo fissa la posizione del baricentro.

per cui si troverà un altro C_{mo} e dunque un altro I_x . Infatti per cambiare C_{mo} bisognerà agire su α_0 e cioè su I_x .



In particolare per aumentare C_{eq} bisogna aumentare I_x e ciò si ottiene ruotando, in senso orario, l'asse di portanza nulla del piano di coda in modo che l'apice posteriore I vada verso l'alto. Si ottiene, in questo modo, stesso risultato della trattazione approssimata in modo rigoroso, ossia senza alcun riferimento alla posizione del baricentro.

Il sistema portante, ala-piano, è perfettamente riconducibile al sistema portante generalizzato. Infatti in questo caso è:

$$C_m = C_{mo} + C_{m_c} C_L$$

mentre per il sistema generalizzato è:

$$C_m = C_{mf} + \frac{C_{m_c}}{C_L} C_L$$

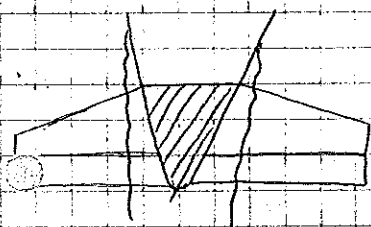
per cui, a patto di considerare $C_{mo} \equiv C_{mf}$ i due discorsi sono coincidenti.

Bisogna tuttavia specializzare il discorso perché il velivolo non è costituito soltanto da due ali.

Per una analisi più aderente alla realtà consideriamo il sistema portante scisso in 2 parti:

- 1) Velivolo parziale: fusoliera (BODY) + superficie portante principale (WING), ossia il velivolo privato dell'impermeaggio orizzontale. Esso sarà caratterizzato da una sua pendenza della retta di portanza α_{WB} , da un suo centro aerodinamico X_{acWB} (più avanti rispetto a X_{acw} perché la fusoliera è instabilizzante), da un suo α_{WB} e da un suo q_{WB} .
- 2) Superficie portante secondaria; in questo caso il piano di coda.

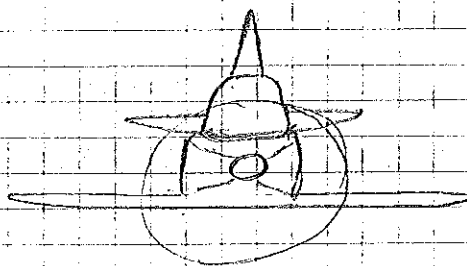
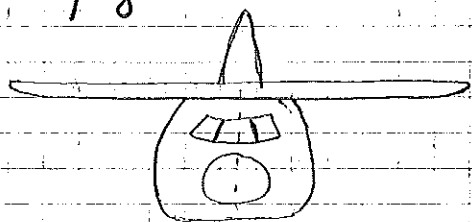
Con questo nuovo approccio si ha, ad esempio, che la pendenza α_t della retta di portanza del piano di coda non sarà più quella del piano isolato ma sarà più piccola in quanto la fusoliera riduce la superficie ^{efficace} del piano di coda.



Inoltre la pressione dinamica q_t , a parte i discorsi sull'interferenza con l'ala, sarà certamente minore che nel caso di assenza della fusoliera per la presenza dello strato limite sulla fusoliera che va ad abbattere l'efficacia della parte del piano più vicina alla radice. In sostanza $q_t = \frac{q_t}{q_{\infty}}$ si abbassa rispetto al caso precedente dove poteva essere assunto circa pari all'unità a meno che il piano non fosse stato in scia.

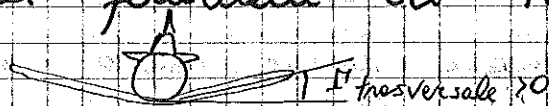
Per parlare di stabilità ed equilibrio bisogna determinare : q_{WB} , q_t , $\frac{d\epsilon}{dx}$, C_{muov}

q_{WB} è la pendenza della retta di portanza del velivolo parziale; essa è prossima a quella dell'ala anche se risulta influenzata dalla configurazione dell'ala: ala alta o bassa.



Tra le 2 configurazioni la migliore è quella a ala alta caratterizzata da un q_{WB} maggiore. Infatti nel caso di ala bassa, a portanza di superficie si perde il contributo ed q_w derivante dalla parte di ala sottostante la fusoliera. Questo non accade per l'ala alta dove la parte di ala sovrastante comunque contribuisce all'accelerazione del flusso contribuendo così alla portanza. Ecco perché $q_{WB \text{ alta}} > q_{WB \text{ bassa}}$.

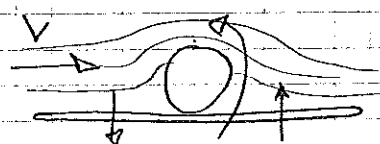
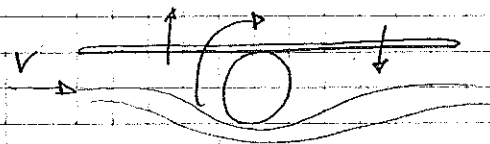
Bisogna inoltre tenere conto che, solitamente l'ala bassa è dotata di un angolo diedro trasversale positivo di $5^\circ - 6^\circ$. Questo provoca nella regione compresa tra ala e fusoliera, fenomeni di turbolenza dovuti al fatto che sulle pareti di ala e fusoliera regnano pressioni diverse ed il fluido, per adeguarsi, dà vita ai fenomeni di turbolenza.



Per la configurazione ad ala alta l'angolo diedro è molto piccolo ($1^{\circ}-3^{\circ}$), le pressioni sulle 2 pareti sono più vicine ed il fenomeno del miscelamento tra i 2 flussi più dolce perciò ci sarà una migliore interferenza con la fusoliera - (Vedremo poi che l'ala bassa ha un C_{D0} maggiore di quella alta).

N.B. La presenza del diedro trasversale sull'ala bassa è dovuta al fatto che si vuole che essa sia dotata di effetto diedro positivo.

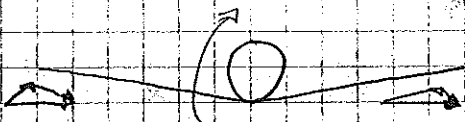
Un effetto un velivolo stabile deve essere tale che se c'è presenza di vento laterale, esso deve rollare in modo da annullare il disturbo.



Su un velivolo con ala alta, "naturalmente", ha che l'ala sopravento aumenti l'incidenza mentre l'ala sottovento la riduca. Nasce così una rollata che elimina il disturbo.

L'esatto contrario accade per un velivolo con ala bassa. Per fare sì che ^{anche} esso sia dotato di tale effetto lo si dota di angolo diedro positivo in modo che nasca una rollata nel senso voluto. Infatti la componente normale

di V all'ala aumenta l'incidenza sulla semiala sopravento e la riduce su quella sottovento perciò si ha il momento di rollio nel senso voluto.



Per quanto riguarda Q_t esso ora dipenderà da allungamento alare, restringimento, Re , M ...

Comunque l'installazione del piano di c_{d0} da nella parte alta dell'impenneaggio verticale (impenneaggio e T) rappresenta la condizione migliore perché caratterizzata da interferenza minore.

Vediamo ora il $\frac{dE}{d\alpha}$

Esso è un fattore dato dagli aerodinamici da cui dipende molto la posizione del piano di coda. In 1ª approssimazione $\frac{dE}{d\alpha}$ possiamo ritenerlo non legato ad α (e quindi a C_L)

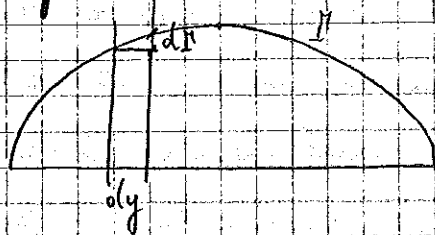
$$\frac{dE}{d\alpha} = \frac{dE}{d\alpha}(\lambda, r, x_T, z_T)$$

dove:

λ = allungamento alare ($\lambda = \infty \Rightarrow \frac{dE}{d\alpha} = 0$)

r = rapporto di restringimento dell'ala.

A tale proposito si osserva che l'ala rettangolare determina il più piccolo valore di $\frac{dE}{d\alpha}$ perché la vorticità è concentrata alle estremità alari. Infatti per una ala di tale tipo la distribuzione di carico è:



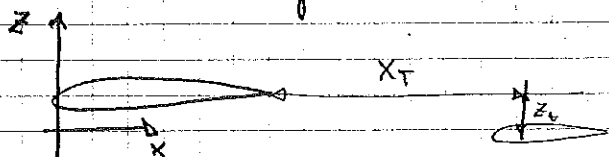
L'intensità dei vortici liberi, legata al $\frac{d\Gamma}{dy}$, sarà allora maggiore proprio all'estremità. Ne consegue che anche il downwash, legato all'

circonvista di tali vortici, sarà maggiore dell'estremità. D'altra parte, poiché a valle dell'ala l'angolo ϵ cambia punto per punto, il $\frac{d\epsilon}{da}$ indotto sul piano di coda va calcolato mediamente assumendo un valore ~~esatto~~ integrato a tutto il piano di coda - Si capisce, per quanto detto, che nel caso di ala rettangolare il piano risente poco del downwash indotto dall'ala da cui il piccolo valore di $\frac{d\epsilon}{da}$ (M report NASA 648 consente il calcolo di $\frac{d\epsilon}{da}$).

Se la restrizione fosse forte ci si ^{deve} rispettare,

○ cui è migliore perché essa porta la vorticità libera anche verso la radice.

Per quanto riguarda x_T e z_T è ovvio che il $\frac{d\epsilon}{da}$ dipenda anche dalla posizione (individuata appunto dalle coordinate x_T e z_T) del piano di coda rispetto all'ala.

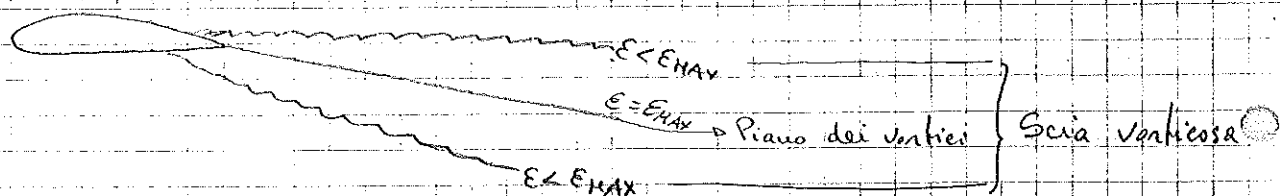


x_T = distanza del fuoco del piano di coda dal bordo di uscita dell'ala

z_T : quota del piano di coda.

○ ~~Da ~~queste~~ tali~~ coordinate non devono necessariamente essere riferite al bordo di uscita ma possono essere valutate rispetto ad una qualsiasi linea di riferimento.

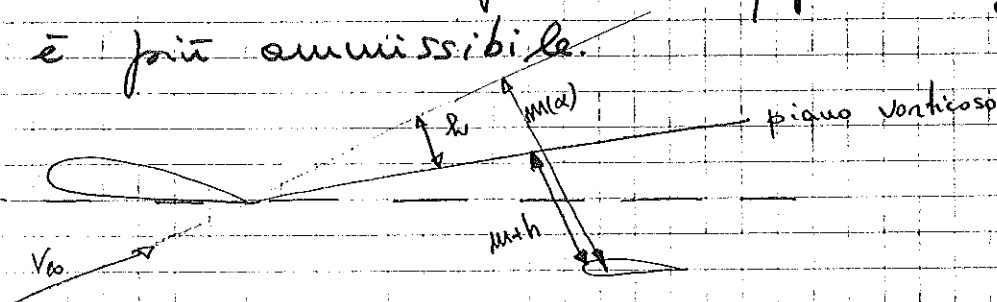
La dipendenza della posizione del piano di coda è dovuta al fatto che ϵ dipende dalla distanza del punto in cui lo si calcola dalla ~~traccia~~ ~~traccia~~, ~~dal~~ ~~dal~~ piano di simmetria del velivolo, del piano vorticoso generato dall'ala.



Sul piano vorticoso $E = E_{MAX}$ mentre allontanando da esso le linee di corrente risentono meno del downwash e quindi si ha un $E < E_{MAX}$. Ricordiamo che: $E = \frac{w}{V_{\infty}}$ dove w = velocità indotta.

Inoltre si vede come la scia vorticoso si sia simmetrizzata rispetto al piano dei vortici.

Fino ad ora abbiamo supposto che $\frac{dE}{d\alpha}$ fosse indipendente da α . Questo però non è vero per tutti gli α , infatti ad angoli forti tale assunzione non è più vera, perciò $\frac{dE}{d\alpha} = \text{cost}$ non è più ammissibile.



Giudicando con:

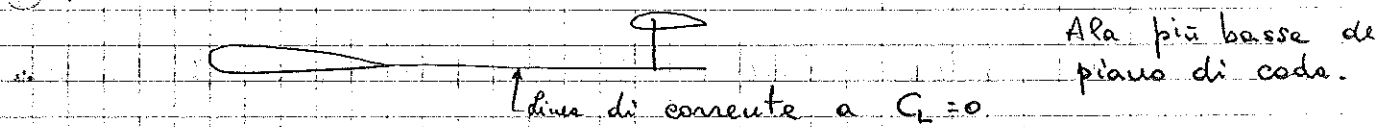
m = la distanza tra il fuoco del piano orizzontale e la V_{∞} (< 0 nella figura secondo le convenzioni)

h = distanza tra la direzione della V_{∞} e il piano vorticoso (> 0 per la convenzione)

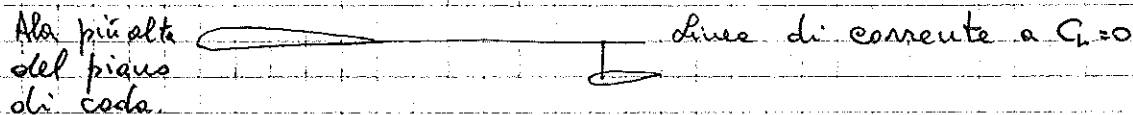
si ha che la somma $m+h$ (tenendo conto anche dei segni) rappresenta la distanza del piano di coda dalla scia vorticoso, distanza da cui dipende E e quindi anche $\frac{dE}{d\alpha}$, e che non è costante con α .

La non costanza di u_{th} è dovuta al fatto che, per valori usuali (di allungamento non troppo piccolo), al crescere dell'assetto l'abbassamento del piano di coda (dovuto semplicemente alla rotazione rigida intorno a C.G.) è maggiore dell'abbassamento della scia (dovuto all'effetto delle velocità indotta).

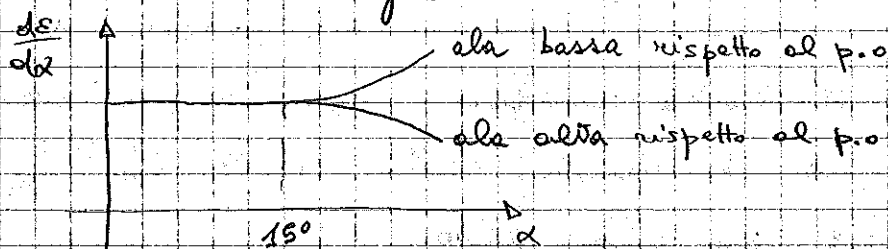
Questo fa sì che, nel caso di ala bassa rispetto al piano, al crescere dell'assetto il piano si avvicina alla scia e quindi $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ cresce.



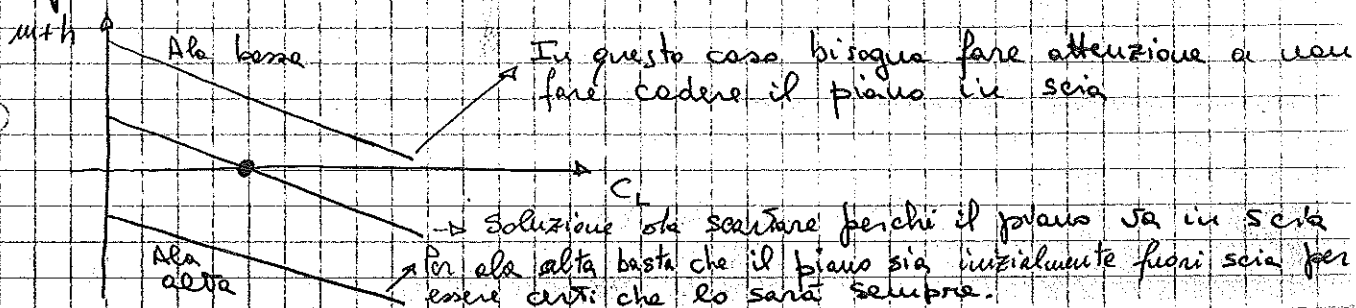
Invece nel caso di ala alta, all'aumentare dell'assetto si abbassa più il piano che non la scia per cui diminuisce ϵ (e quindi anche $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$).



Da questo fatto si capisce che l'aumento di $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ sarà del tipo:



mentre u_{th} , cioè la distanza tra piano verticale e piano orizzontale.



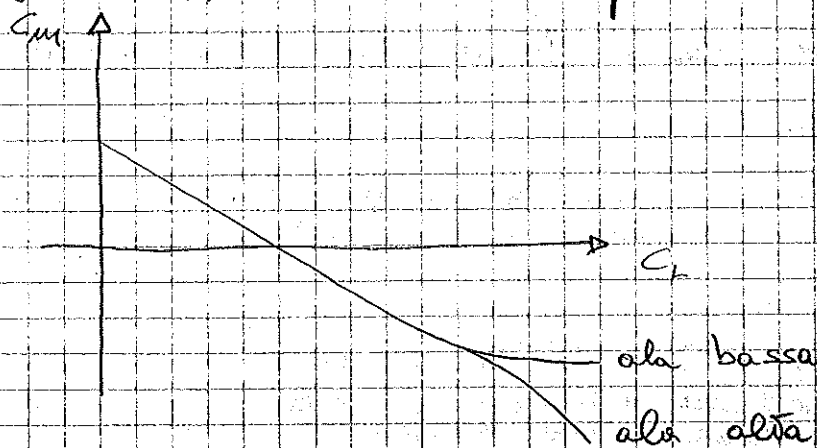
In generale, quindi, per un velivolo con ala alta è sufficiente una distanza del piano di coda delle scie a $C_L = 0$ meno elevata che per una ala bassa dove tale distanza, per stare in sicurezza, dovrà essere almeno il doppio di quella per ala alta.

Dal punto di vista del progetto il piano di coda non deve mai essere investito dalla scia vorticoso qualunque sia l'assetto del velivolo altrimenti si hanno:

- 1) ϵ elevato
- 2) M_E molto piccolo ($\ll 1$). In questo caso il piano orizzontale perde la sua efficacia.

Ritornando alla stabilità, aver ammesso che $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ non sia costante con l'incidenza significa introdurre una non linearità.

In particolare, ricordando l'espressione dell'indice di stabilità, si osserva che per velivoli con ala bassa all'aumentare dell'assetto $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ aumenta, quindi $1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}$ diminuisce, perciò l'indice di stabilità diventa meno negativo (diminuisce in senso assoluto) la pendenza della curva $C_m(C_L)$, il contrario accade per ala alta.



Dunque ai forti angoli la configurazione ad ala bassa è meno stabile di quella ad ala alta mentre ad angoli medio-piccoli il comportamento è lo stesso.

~ 0 ~

~ 0 ~

Nota 1

$$N_0 = \frac{x_{acw}}{c} + \frac{\bar{a}}{1+\bar{a}} \frac{l}{c}$$

$$\bar{a} = \frac{q_{\infty} S_t}{q_{\infty} S_w} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right)$$

Nell'espressione di N_0 non compare più il valore di $\bar{V}_t$ (ricordiamo che $\bar{V}_t$ è adimensionale, è un numero) ma entra in gioco

$\frac{l}{c}$. In sostanza il ruolo che era di $\bar{V}_t$ è ora assunto dal rapporto $\frac{l}{c}$ non essendo

primario il ruolo di $\bar{a}$. Infatti un aumento di S_t fa crescere $\bar{a}$, ma cresce anche $1+\bar{a}$

per cui non si ottiene un effetto ribaltante anche se, complessivamente, aumenta, ma di poco, la stabilità in quanto aumenta $\frac{\bar{a}}{1+\bar{a}}$.

Dal punto di vista concettuale il valore di c , ora, nella nuova trattazione, è sostituito dal rapporto $\frac{l}{c}$.

Lezione del 28 Febbraio

Riprendiamo il discorso sul downwash. A stretto rigore si deve considerare $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ funzione di:

$$\frac{d\epsilon}{d\alpha} = \frac{d\epsilon}{d\alpha}(\lambda, r, \Lambda, \varnothing, x_T, z_T, \alpha)$$

dove:

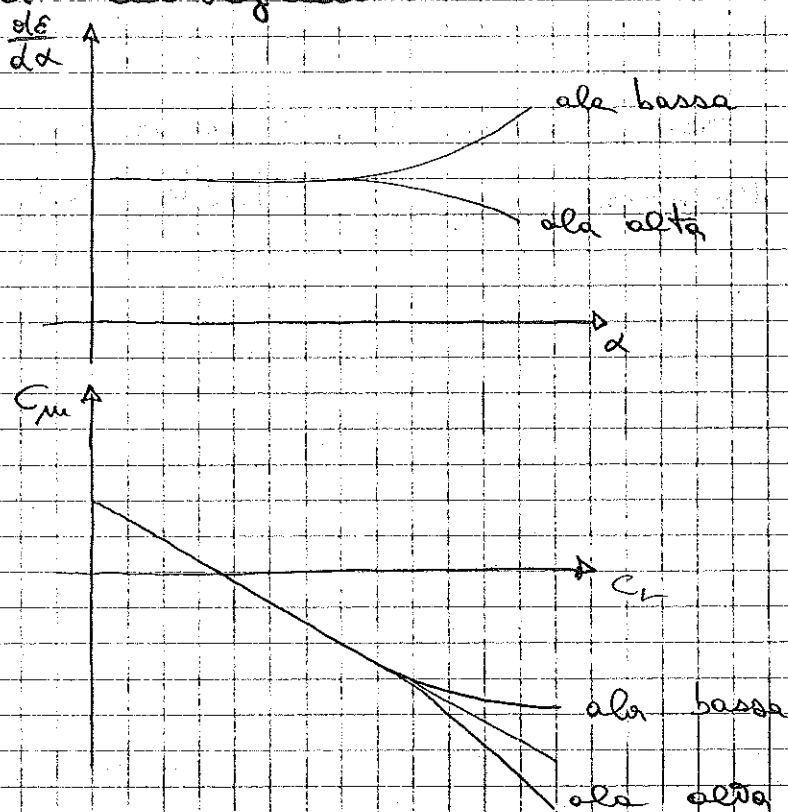
λ = allungamento alare
 r = rapporto di restringimento
 Λ = angolo di freccia
 $\varnothing$ = svergolamento dell'ala

x_T
 z_T } coordinate del fuoco del piano di coda da un riferimento

α = angolo di attacco.

La dipendenza da α è dovuta al fatto che il $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$, pur essendo costante in un ampio intervallo di angoli, ai forti assetti può subire variazioni anche notevoli.

Ricordiamo, a tal proposito, il suo andamento e il conseguente andamento di C_m (C_L).



Dal punto di vista del progetto si è visto che se l'impenneaggio orizzontale è disposto in modo che si trovi, all'assetto di V_{MAX} (cioè all'assetto univoco), anche poco al di sotto della scia dell'ala, all'aumentare dell'incidenza, la distanza tra i due si amplifica per cui il piano non cede mai in scia.

Viceversa se, allo stesso assetto di V_{MAX} , il piano si trova leggermente al di sopra della scia, all'aumentare dell'assetto tale distanza si riduce facendo sì che

il piano finisce certamente in scia. Questa situazione è indesiderata perché:

1) in tale caso il piano diventa sede di vibrazioni

(FLUTTER) essendo la scia a vortici alternati (e quindi dotata di una sua frequenza)

2) il $\frac{dE}{d\alpha}$ diventerebbe molto grande riducendo così il contributo stabilizzante del piano di coda

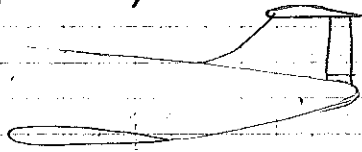
$\left(\frac{q_t}{\alpha} \left(1 - \frac{dE}{d\alpha} \right) \bar{V}_t' \right)$, infatti, in tal caso, il $\frac{dE}{d\alpha} = 0.1$ mentre normalmente è circa $\frac{dE}{d\alpha} = 0.6$. Di conseguenza il punto ventro N_0 avanzerebbe avvicinandosi al C.G., addirittura potrebbe finire per coincidere con esso o ~~per~~ per superarlo. Si avrebbe così, in successione, una riduzione di stabilità, una stabilità nulla ed infine una instabilità.

3) si avrebbe una riduzione delle pressioni dinamiche

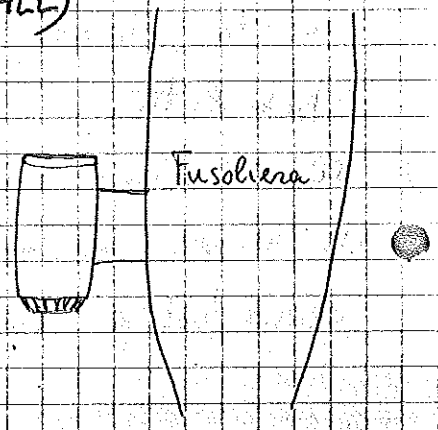
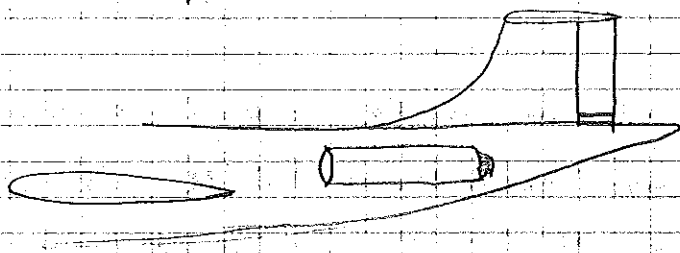
in coda e dunque una riduzione di q_t il che renderebbe inefficace il piano di coda.

In sostanza quando il piano si avvicina allo scia si ha una riduzione di stabilità; questo si riscontra anche nel diagramma $C_m(C_n)$ in cui la derivata dC_m si riduce per velivoli ad ala bassa ^{rispetto al piano di} dC_n ^{di conseguenza} aumenta per velivoli ad ala alta. Quindi a forti assetti un velivolo ad ala bassa rispetto al piano di coda riduce la sua stabilità e aumenta la sua manovrabilità. Il progettista sfrutta proprio tale situazione tanto è vero che un velivolo acrobatico o da combattimento, che vola sempre a forti assetti, non sarà mai ad ala alta essendo così l'esigenza di un'elevata manovrabilità.

Nel caso di ala bassa rispetto al piano orizzontale, una configurazione possibile è quella che vede il piano disposto molto in alto in modo che, anche a forti assetti, il piano non finisca in scia.



Dobbiamo tenere presente però che configurazioni tipo DC-8 (motori in coda, piano orizzontale in alto sulla deriva, ali a freccia) vanno soggette al fenomeno del SUPER-STALLO (DEEP-STALL)

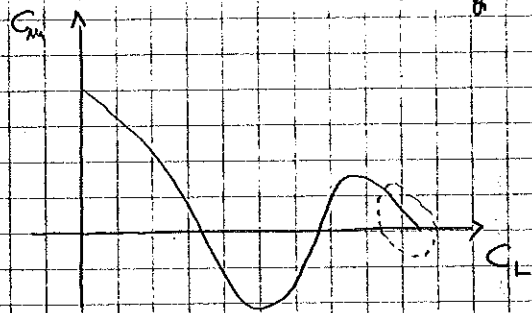


Poiché il piano è abbastanza lontano dall'ala in condizioni di crociera il $\frac{d\sigma}{da}$ è molto piccolo.

○ Ad assetti fondi la scia liberata dall'ala è molto estesa e ad essa si aggiunge quella liberata dal tronco alare che collega il motore alla fusoliera oltre a quella prodotta dal motore stesso. Tale scia può essere così grande da investire il piano di coda o comunque l'ambirelo. In tale situazione il valore di η_t diventa molto basso, ed il piano diventa inefficace in quanto la pressione dinamica si è ridotta. A questo punto si è nella condizione di stallo profondo (Deep stall) ed è difficile tornare il velivolo da tale situazione essendo il piano orizzontale in ombra aerodinamica.

Potrebbe accadere che, continuando ad aumentare l'assetto ($35^\circ \div 40^\circ$) la scia oltrepassi la posizione dell'impulso ed il velivolo torni di nuovo ed esso stabile. Tuttavia, visti gli elevati assetti, l'efficacia dei comandi si è ridotta di molto. La

curva $C_m(C_L)$ ha quindi un andamento del genere:

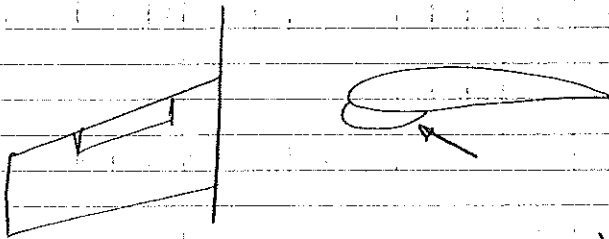


Quando il velivolo è giunto nella zona evidenziata

○ l'aereo non è più governabile in quanto esso, essendo tornato stabile, tende a rimanere nella condizione di super-stallo ed è praticamente

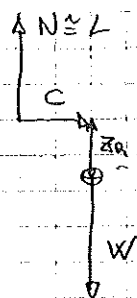
impossibile spostarlo da tale condizione essendo ormai inefficaci i comandi.

La 1^a serie del DC-9 presentava parzialmente tale difetto nel senso che una parte del piano cedeva in scia, mentre quella non innescata non era sufficiente a garantire la ripresa certa dallo stallo. Fu aumentata, perciò, l'apertura del piano per aumentare la parte di esso non in scia, inoltre l'ala fu dotata di un dispositivo che serviva a modificare la distribuzione locale della portanza affinché stabilisse l'ala in una zona tale da recare il minore disturbo possibile al piano.



Nonostante questi dispositivi lo stallo del DC-9 non è sicuro, per questo a bordo sono presenti dei dispositivi, detti avvisatori di stallo, che riportano il pilota ad essere ~~in~~ bassi quando questi superano un certo valore.

Fino ad ora nell'equazione del momento abbiamo sempre trascurato la componente orizzontale (C) della forza aerodinamica. Vediamo ora di considerarla.



Quando lo consideriamo bisogna ~~non~~ portare in conto anche il momento $M_c = C Z_a$. In corrispondenza di una perturbazione $\Delta\alpha$ (o ΔC_L) ci sarà una variazione di momento:

$$\frac{\Delta M_c}{\Delta C_L} = Z_a \frac{\Delta C}{\Delta C_L}$$

Per valutare il ΔM_c , ossia per valutare il contributo alla stabilità da parte della forza orizzontale, conseguente alla perturbazione $\Delta\alpha$ bisogna determinare come varia C al variare di C_L .

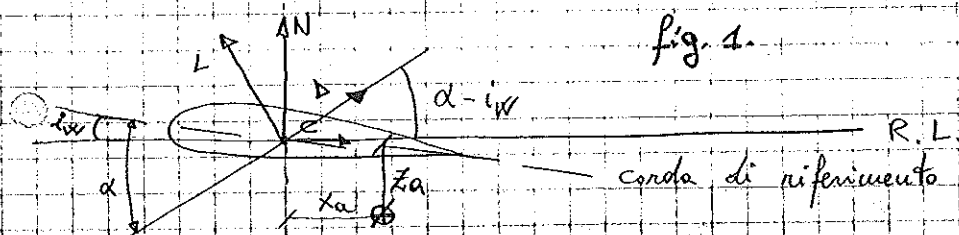


fig. 1.

i_w = accetamento dell'ala

Come si evince dal diagramma:

$$C = D \cos(\alpha - i_w) - L \sin(\alpha - i_w)$$

ed in termini di coefficienti:

$$(1) C_c = C_D \cos(\alpha - i_w) - C_L \sin(\alpha - i_w)$$

• Dunque l'equazione dei momenti, in cui solitamente abbiamo trascurato i contributi della fusoliera e che si scrive:

$$C_m = C_{macw} + X_a C_{Lw} - C_{Lt} \bar{V}_t \eta_t$$

diventa, tenendo conto di C :

$$(2) C_{m_{c.g.}} = C_{macw} + X_a C_{Lw} + C_c \frac{z_a}{c} - C_{Lt} \bar{V}_t \eta_t$$

in cui i primi 3 addendi costituiscono il contributo dell'ala mentre l'ultimo è relativo al piano di coda.

Dalla (1):

$$(3) \frac{dC_c}{dC_L} = \frac{dC_D}{dC_L} \cos(\alpha - i_w) - C_D \frac{\sin(\alpha - i_w)}{dC_L} \frac{d\alpha}{dC_L} - \sin(\alpha - i_w) - C_L \cos(\alpha - i_w) \frac{d\alpha}{dC_L}$$

tenendo presente che l'angolo di attacco è di per sé piccolo e che questo va ulteriormente decrementato di i_w si può porre:

$$\cos(\alpha - i_w) \approx 1 \quad \sin(\alpha - i_w) \approx 0$$

per cui la (3) diventa:

$$\frac{dC_c}{dC_L} = \frac{dC_D}{dC_L} - C_L \frac{d\alpha}{dC_L}$$

$$\text{ma: } C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A_e}$$

$$A_e = \text{allungamento effettivo} = \frac{A}{k}$$

per cui:

$$\frac{dC_c}{dC_L} = \frac{2C_L}{\pi A_e} - C_L \frac{d\alpha}{dC_L} = C_L \left(\frac{2}{\pi A_e} - \frac{0.035}{\frac{dC_L}{d\alpha}} \right)$$

Inserendo tale derivata nell'espressione globale del $\frac{dC_{m_{c.g.}}}{dC_L}$, che si calcola per valutare la stabilità, si

ha che il contributo stabilizzante, o instabilizzante, apportato dalla forza orizzontale è:

$$\frac{dC_c}{dC_L} = C_L \left(\frac{2}{\pi A_e} - \frac{0.035}{\frac{dC_L}{d\alpha}} \right) \frac{z_a}{c}$$

$\frac{dC_L}{d\alpha}$ = pendenza della retta di portanza dell'ala

Sostituendo nelle parentesi i valori usuali si ha che tale contributo diventa:

$$(4) \frac{dC_L}{dC_L} \approx - \frac{C_L}{10} \frac{z_a}{c}$$

Quando il baricentro si trova al di sotto del fuoco dell'ala, $\frac{z_a}{c}$ è maggiore di zero perciò il termine (4) è negativo e costituisce un contributo stabilizzante.

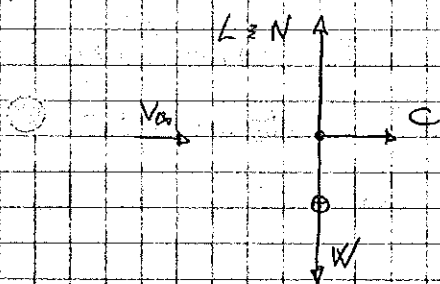
Dal punto di vista fisico tale fatto è facilmente osservabile dallo schema di fig. 1. Introducendo una perturbazione e cedere la forza orizzontale C

diminuisce ed il velivolo risponde con un movimento a picchiare. Questo analiticamente può essere giustificato dalla (4); infatti se C_L aumenta la variazione di C_L è negativa quindi C diminuisce. Ora l'altro il contributo (4) è trascurabile ai piccoli angoli mentre non è più trascurabile ad alta incidenza.

Se il C.G. è alto rispetto al fuoco dell'ala ($\frac{z_a}{c} < 0$) il contributo (4) è instabilizzante tuttavia tale caso non si verifica mai nella pratica.

Si osservi che per velivoli con ala bassa (rispetto alla fusoliera) $\frac{z_a}{c} \approx 0$ mentre per velivoli con ala alta $\frac{z_a}{c} > 0$ (0.2 ÷ 0.3).

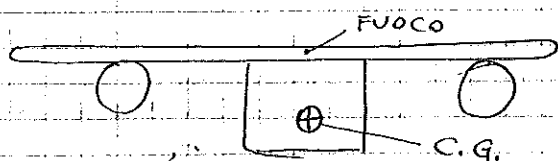
Altra interpretazione del fenomeno.



Supponiamo che il baricentro sia basso rispetto al fuoco dell'ala (che assume il ruolo di una sorta di punto di sospensione del

velivolo) e che ci sia un incremento di incidenza. In questo modo il C.G. va davanti al fuoco ed il peso genera un momento di ritorno nella posizione iniziale - Il velivolo, quindi, ha una stabilità intrinseca simile a quella di un pendolo. Per tale motivo si parla, in questo caso, di "stabilità pendolare".

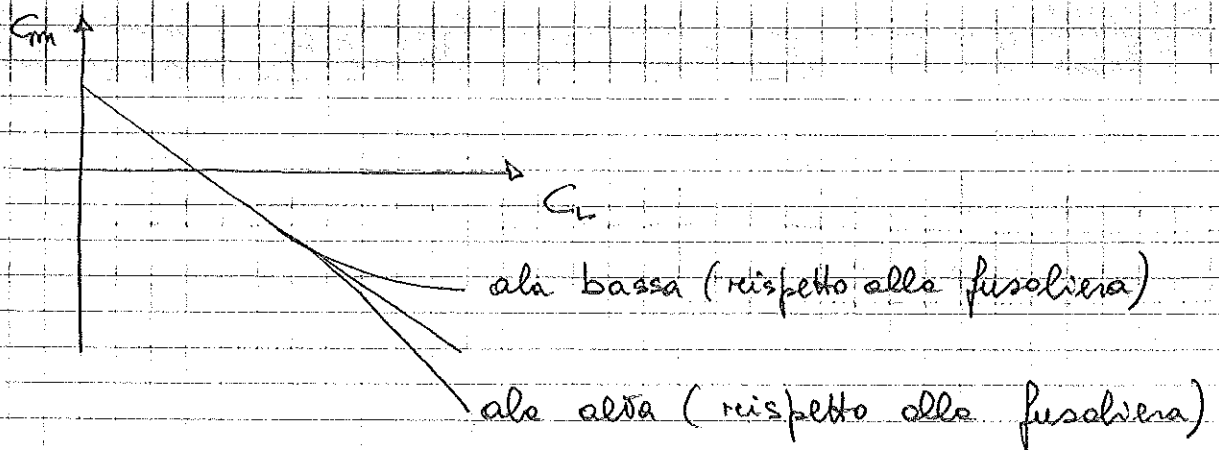
Il contributo di stabilità fornito dalla posizione bassa di C.G. rispetto al fuoco dell'ala ($z_a > 0$), per velivoli ad ala alta non è trascurabile - Infatti essendo la fusoliera a portare il carico si ha che il C.G. viene portato molto verso il basso rispetto al fuoco.



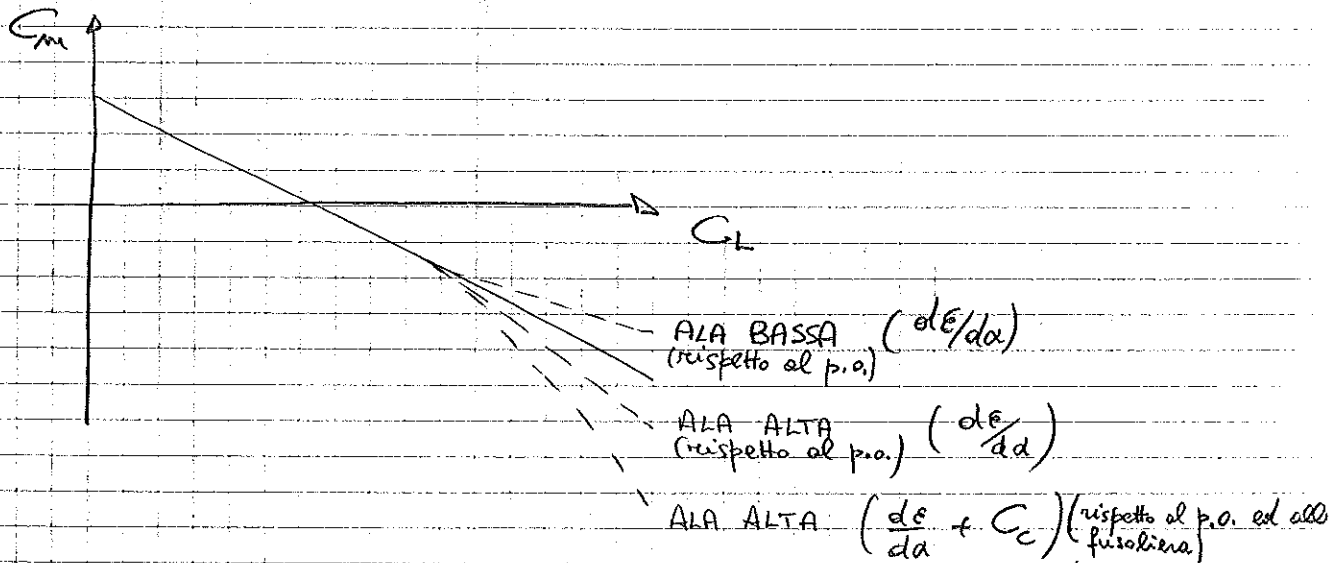
Al contrario, per i velivoli ad ala bassa, rispetto alla fusoliera, essendo questi dotati di angolo diedro trasversale positivo, il fuoco ed il baricentro finiscono per trovarsi ^{circa} alla stessa quota.



Esistono velivoli ad ala alta (alcantari, deltaplani) caratterizzati da stabilità essenzialmente pendolare; per essi il rapporto $\frac{z_a}{c}$ è tra i più elevati proprio perché esso costituisce l'unico elemento stabilizzante. Considerando, allora, gli effetti sulla stabilità dati dalla collocazione verticale del C.G. si ha:



Facendo ora riferimento al piano di coda per stabilire se l'ala è alta o bassa si ha:



Nel caso di ala alta rispetto al piano $\frac{dC_m}{dC_L}$ ha un contributo stabilizzante; se poi l'ala è anche montata sopra la fusoliera si aggiunge l'ulteriore contributo alla stabilità fornito dal C.G. - Quindi, considerando questi effetti congiunti, ^{per} un'ala alta ad alta incidenza si ha un notevole aumento della stabilità rispetto all'aumento lineare.

Nel caso di ala bassa, rispetto al piano, si ha invece che il contributo di $\frac{dC_m}{dC_L}$ è instabilizzante mentre il contributo "pendolare" è praticamente nullo (angolo $\frac{C_L}{C} \approx 0$ in quanto si è supposta l'ala montata sotto la fusoliera).

Ecco perché la riduzione di stabilità per un velivolo col ala bassa è notevolmente minore dell'aumento di stabilità che si ha per il velivolo col ala alta.