

troduce un sensibile errore che, se risulta limitato per veleggiatori a forte allungamento alare, diventa inaccettabile per altri tipi di modelli a basso allungamento, come si può facilmente rilevare dai valori di $(1 - d_e/d_a)$ risultanti dalla fig. 12.11;

- infine, anche se le formule riportate in questa sede sono relativamente complesse, la loro risoluzione è certamente più rapida dello sviluppo grafico del diagramma di Crocco.

12.15 Il punto neutro e il margine statico

Come esiste un fuoco, o centro aerodinamico, dell'ala e del piano di coda, così esiste un fuoco dell'intero aeromobile, cioè un «Punto Neutro» *P.N.* rispetto al quale il momento aerodinamico complessivo (ala più piano di coda) è praticamente costante e che non si sposta sostanzialmente al variare dell'assetto (entro limiti ragionevoli).

La trattazione matematica dell'equilibrio longitudinale dei velivoli, che non staremo a riportare in questa sede, porta ad una conclusione ben precisa: un velivolo è in equilibrio indifferente se è centrato sul Punto Neutro; è in equilibrio instabile se centrato dietro al Punto Neutro; è in equilibrio stabile se centrato davanti al Punto Neutro, e il grado di stabilità è direttamente proporzionale alla distanza fra *C.G.* e *P.N.*, distanza chiamata «margine statico» *S_m* (che indicheremo con *s* — minuscolo — quando sia espressa in termini di corda media).

Infatti la formula che «esprime» (non «misura», perché la stabilità non è una grandezza assoluta, ma un concetto relativo) la stabilità statica longitudinale, e che riportiamo a solo titolo illustrativo, è la seguente:

$$d_M/d_\alpha = -q_a \cdot S \cdot a_a \cdot l_m \cdot s \quad (12.25)$$

che ci conferma che la variazione (stabilizzante, perché di segno opposto) del momento aerodinamico complessivo per una variazione di assetto è funzione diretta del margine statico.

È quindi basilare, per lo studio della stabilità longitudinale, essere in grado di determinare la posizione del *P.N.* di un qualsiasi velivolo. Con la simbologia adottata in questa sede l'ascissa del Punto Neutro rispetto al fuoco dell'ala in termini di corda media risulta espressa dalla seguente formula (molto semplice, in una prima approssimazione):

$$x_N = \eta_c \cdot C_c \frac{S_c \cdot X_c}{S \cdot l_m} = C_c \cdot K_c \quad (12.26)$$

A questo punto chi è già versato nella materia noterà che, a parte la correzione di *K* in *K_c*, per tener conto dell'efficienza di coda (correzione che abbiamo detto essere facoltativa), la formula risulta identica a quella presentata da Cole e ad una sola delle due formule di Beuermann (nella quale il braccio di leva è preso a partire dal punto neutro), mentre molto più complessa appare la formula di Crane, che al posto di *K_c* e *C_c* riporta i vari fattori che li compongono.

In realtà tutte le formule sono ugualmente esatte. Infatti la forma più semplice ottenuta dipende proprio dalla scelta fatta di misurare il braccio di leva rispetto al baricentro, come precisato all'inizio del paragrafo 12.9. Se lo avessimo misurato rispetto al fuoco dell'ala, la (12.26) avrebbe assunto il seguente aspetto:

$$x_N = \frac{\eta_c \cdot C_c \cdot S_c \cdot X_c}{S \cdot l_m \left(1 + \frac{C_c \cdot S_c \cdot \eta_c}{S}\right)} \quad (12.27)$$

corrispondente, salvo diversità di esposizione e di simbologia, alla formula base di Crane ed a quella che si ottiene combinando le due formule di Beuermann.

Dal punto di vista matematico le due impostazioni sono perfettamente equivalenti, una volta che sia fissata la posizione del baricentro. Aggiungeremo che, studiando le variazioni dei momenti rispetto al fuoco alare, anche l'espressione della derivata del momento complessivo assume la seguente forma più complessa:

$$d_M/d_\alpha = -q \cdot s \cdot l_m [S \cdot a_a + S_c \cdot a_c \cdot \eta_c (1 - d_e/d_a)] \quad (12.28)$$

ma il suo valore risulta identico, pur con un valore di *s* lievemente diverso.

Considerando che la (12.27) avrebbe notevolmente complicato le formule successive, è sembrato ovvio attenersi alla strada più semplice. Non vogliamo certo nascondere il fatto che in tal modo, se si opera una variazione di centraggio spostando il C.G., varia il valore di X_c e quindi anche quello di x_N (per cui la variazione del margine statico diventa duplice), ma le variazioni sono trascurabili per piccoli ritocchi di centraggio. Comunque ricordiamo che chi volesse essere più preciso può inserire nelle formule, al posto di K_c , l'espressione $K_c (1 + X_g/X_c)$, già citata al paragrafo 12.10.

12.16 Altri fattori che influiscono sulla posizione del Punto Neutro

Come abbiamo già fatto al paragrafo 12.14 per esaminare la loro influenza sul centraggio, dobbiamo ripassare in rassegna gli altri fattori trascurati con le ipotesi semplificative formulate al paragrafo 12.9, fattori che purtroppo influiscono anche sulla posizione del Punto Neutro.

a) *La pendenza sulla traiettoria* - Volendo considerare questo fattore, la (12.26) dovrebbe modificarsi nella seguente formula:

$$x_N = C_c \cdot K_c / \cos\beta \quad (12.29)$$

che ci dice che il P.N. si sposta indietro al crescere della pendenza, tendendo all'infinito quando la traiettoria si avvicina alla verticale. Si tratta però di casi limite, perché tutti i modelli (in particolari momenti del volo anche i veleggiatori, per i quali comunque la correzione in planata sarebbe minima, come noto) assumono durante il volo traiettorie suborizzontali, per cui questo fattore non deve essere considerato in fase di progetto; ci basti sapere che in picchiata e in salita il modello risulterà più stabile.

b) *La presenza della fusoliera* - Qualsiasi corpo lungo che si muove nell'aria tende a disporsi trasversalmente al flusso (apposta le frecce sono munite di alette stabilizzanti in coda!). Così anche la fusoliera produce un effetto destabilizzante, che si traduce in uno spostamento in avanti del P.N., di entità dipendente dal volume e dalla sezione della fusoliera, che può andare dall'1 al 3% della corda media alare (variazione di x_N compresa fra $-0,01$ e $-0,03$, rispettivamente per fusoliera circolari sottili e rettangolari panciute).

Non ci soffermeremo oltre sull'argomento, evitando l'esposizione di formule di derivazione aeronautica, probabilmente poco adatte agli aeromodelli, anche perché più avanti formuleremo un metodo semplificato per tener conto complessivamente di tutti questi fattori accessori.

c) *La presenza dell'elica* - Essa introduce diversi effetti, già in parte accennati a proposito del centraggio. C'è infatti l'esistenza della trazione, la forza normale e soprattutto l'effetto di scia, per i quali sono state ricavate delle formule, che funzionano poco bene anche in campo aeronautico, tanto che anche i progettisti di aerei ricorrono a coefficienti globali di correzione. Figuriamoci se tali formule possono funzionare in campo aeromodellistico, dove si passa dalle piccole eliche azionate da motori veloci alle enormi eliche dei modelli ad elastico (per non parlare dei modelli da sala). Ci limiteremo quindi a fornire la seguente formula correttiva globale suggerita dal solito Crane, per quantificare l'effetto destabilizzante dell'elica, cioè l'avanzamento del Punto Neutro:

$$\Delta x_N = -0,03(2 + l_e/l_m) \quad (12.30)$$

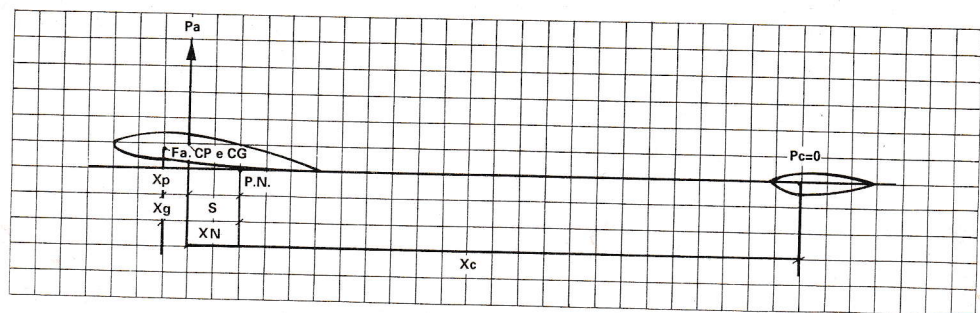


FIG.12.16 Determinazione del margine statico

in cui l_e è la distanza fra l'elica e il baricentro, positiva con elica anteriore, avvertendo però che anche tale relazione non sembra funzionare molto per i modelli ad elastico, per i quali ci si deve avvalere di dati statistici, secondo il già accennato metodo che esporremo fra poco.

d) *Effetto pendolare* - Nei modelli ad ala alta si ha un effetto stabilizzante che tende ad arretrare il Punto Neutro, però la variazione è modesta (incremento di x_N di circa +0,02, in assetto di portanza massima, per una distanza verticale fra C.G. e fuoco dell'ala pari a 1/5 della corda media) e per di più dipendente dal Cp_a , con tendenza ad annullarsi in assetti di alta velocità, per cui viene solitamente trascurato.

12.17 Analisi del margine statico e applicazioni di progetto

Da quanto detto al paragrafo 12.15 e dall'osservazione della figura 12.16 notiamo che il margine statico è fisicamente espresso da:

$$s_m = X_N - X_g \quad (\text{in valori assoluti})$$

$$s = x_N - x_g = Kc \cdot Cc - x_g \quad (12.31)$$

(in valori percentuali della corda media)

Se ai valori di x_N e x_g sostituiamo le rispettive espressioni (12.26) e (12.21) e facciamo un po' di semplificazioni, otteniamo la seguente formula:

$$s = Kc \frac{a_c \cdot \alpha_s}{Cp_a} + \frac{Cm_f}{Cp_a} \quad (12.32)$$

che naturalmente rappresenta una somma algebrica, visto che il Cm_f è normalmente negativo, e che in pratica ci dice che la stabilità di un modello è data dalla stabilità conferitagli dal piano di coda diminuita dell'effetto destabilizzante dell'ala, proporzionale al valore numerico del Cm_f .

Le due formule, esaminate congiuntamente, ci mostrano come vari il margine statico al variare dei principali fattori di progetto e di centraggio, e cioè:

- gli allungamenti dell'ala e del piano di coda ed i relativi profili (che determinano i valori del Cc e del Cm_f);
- le superfici dell'ala e del piano di coda (e quindi le rispettive corde medie) e il braccio di leva del piano di coda rapportato alla corda media alare (che determinano il valore di K e quindi in pratica di Kc);
- il Cp di funzionamento dal quale, secondo le formule (12.21) e (12.22), dipendono la posizione del baricentro x_g e il diedro longitudinale α_s .

Un primo grafico molto istruttivo per seguire le variazioni della stabilità al variare dei parametri di progetto è quello di fig. 12.17, che rappresenta la formula (12.31) per un $Kc = 0,5$ e varie posizioni del C.G.

Il secondo grafico (fig. 12.18) fornisce il valore di Kc necessario per ottenere un determinato margine statico, per diverse posizioni del C.G. (in sostanza esso rappresenta la formula (12.31) risolta rispetto a Kc e con $Cc = 0,5$). Vediamo che, per avere ad esempio un margine statico del 10% con $x_g = 0$ basta avere $Kc = 0,2$; per $x_g = 0,125$ de-

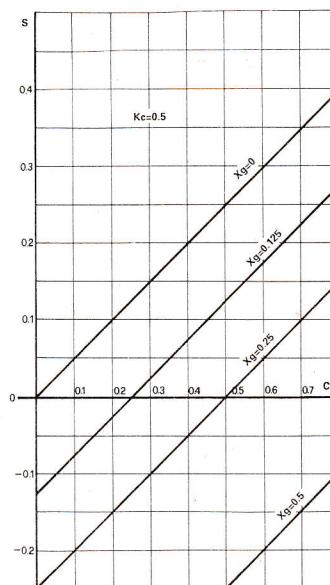


FIG. 12.17 Variazione di s in funzione di Cc