LA MECCANICA DEL VOLO ED I MODELLI ACROBATICI

2ª puntata

Dr. Ing. Luigi Bovo

STABILITA' LONGITUDINALE

Occorrerà premettere una breve digressione nel campo della stabilità. Oggi il concetto di stabilità è stato sviscerato a fondo e precisato in termini semplici: un modello è stabile (e tanto più stabile) se (e quanto più) il suo centro di gravità sta avanti al punto neutro (**P. N.**).

Tutto stà quindi nell'avere dei metodi che ci permettano di determinare la posizione del **P. N.** E' questo un problema che, se trattato rigorosamente, comporta serissime difficoltà. Fortunatamente, però, gli studiosi si sono preoccupati di limitare la trattazione agli elementi che maggiormente influiscono sulla sua posizione; questo modo di ragionare, nel caso dei modelli, può essere spinto alquanto più in là che negli aerei veri, per evidenti ragioni, bastando, alla fine, mantenere certi limiti di sicurezza. Così si trascura abitualmente l'effetto instabilizzante della fusoliera e dell'elica, limitandosi a considerare i due fattori nettamente più importanti: l'influsso instabilizzante dell'ala e quello stabilizzante del piano di coda.

In questo ordine di idee, già molti anni fa l'americano Hank Cole aveva sviluppato un metodo di calcolo grafico-matematico, assai semplice eppure sufficientemente preciso. Più recentemente, il tedesco Klaus Peter Beuermann ha dato vasta diffusione al suo metodo, anch'esso grafico-matematico, che, all'apparenza, è uguale all'altro. Tralascio di esporre gli sviluppi logici e matematici su cui esso si basa e arrivo direttamente alla conclusione: il **P. N.** si trova tra il fuoco dell'ala e quello del timone, ad una distanza dal primo pari a:

$$X_N = \frac{Sc\,M}{S}\,a \qquad (19)$$

e ponendo anche quì $X_N/l = x_N$ (distanza misurata in corde anzichè in metri):

$$x_N = \frac{Sc\,M}{S\,l}\,a = V_T a \qquad (20)$$

Solo che quì le formule non bastano: c'è il coefficiente **a**, che è una espressione piuttosto complessa, che tiene conto degli allungamenti, e di varie altre faccende. Il problema è risolto col grafico di fig. 4, tratto appunto da una trattazione di Beuermann, pubblicata su « Flugmodellbau », della quale abbiamo già parlato su Rassegna n. 66.

Abbiamo così trovato il punto limite posteriore, oltre il quale il **C.G.** non può andare, pena l'instabilità longitudinale. Questo, unitamente al punto limite anteriore, definito dalla (18'), e oltre il quale il **C.G.** non può andare, pena l'impossibilità di eseguire la manovra di richiamata brusca, delimita un intervallo entro il quale deve cadere il **C.G.**

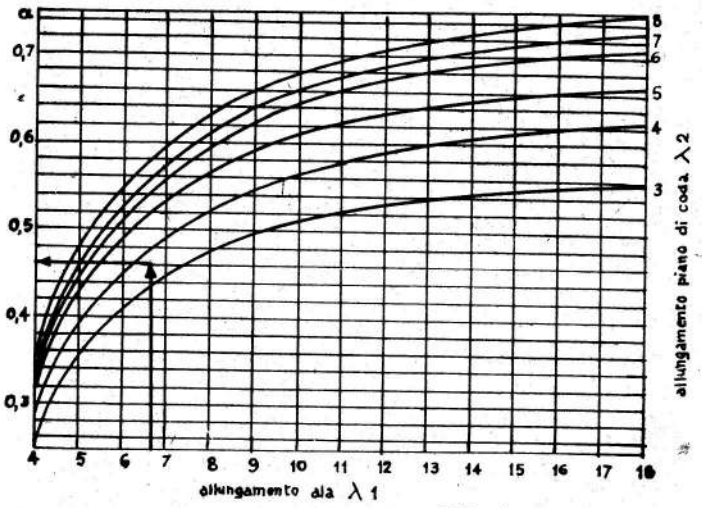

FIG. 4

Schematizzando il modello come una trave congiungente i due fuochi, dell'ala e del timone (fig. 5), possiamo segnare, in sede di progetto, detto intervallo: partendo dal fuoco dell'ala portiamo, verso l'avanti, un segmento pari ad $lx_{LIM} = X_{LIM}$ e, verso l'indietro, un segmento pari ad $lx_N = X_N$. I due punti così trovati, X_{LIM} e X_N, sono gli estremi del segmento entro il quale deve cadere il **C.G.**

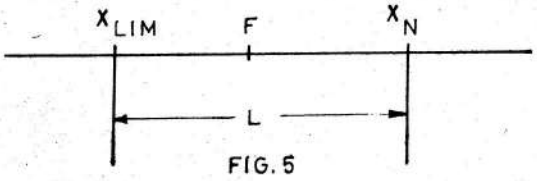

FIG. 5

La lunghezza di questo segmento è pari alla somma dei due, e cioè:

$$L = X_{LIM} + X_N = lx_{LIM} + lx_N = \frac{10\,V_T}{Q/S}\,lCpc_{LIM} + lV_T a =$$

$$= lV_T\left(\frac{10\,Cpc_{LIM}}{Q/S} + a\right) = \frac{Sc\,M}{S}\left(\frac{10\,Cpc_{LIM}}{Q/S} + a\right) \qquad (21)$$

Detta lunghezza è tanto maggiore, e pertanto tanto maggiore è il margine di centraggio del modello, quanto maggiore è:

— il piano di coda rispetto all'ala,
— il braccio di leva dello stabilizzatore,
— il **Cp limite** del piano di coda (e cioè quanto migliori sono le sue caratteristiche di stallo),
— l'allungamento alare,
— l'allungamento del piano di coda,
e quanto minore è il carico alare.

Siamo ora in possesso dei dati occorrenti per impostare il discorso prima annunciato, circa il dualismo stabilità-sensibilità.

SENSIBILITA' E STABILITA'

Abbiamo visto che la sensibilità aumenta arretrando il **C.G.**, ma così facendo diminuisce la stabilità. E' questo un dualismo che sembra insanabile. Si pone quindi il quesito se sia possibile raggiungere contemporaneamente, in sede di progetto, favorevoli caratteristiche di stabilità e sensibilità.

Supponiamo di avere un modello centrato esattamente al limite anteriore: evidentemente la richiamata brusca esige un comando a fondo, fino a raggiungere in coda il valore di **Cp limite**, mentre una qualsiasi altra figura acrobatica richiederà un certo valore (minore di quello limite), dipendente dal raggio di curvatura della manovra. Per contro il margine statico (distanza del **C.G.** dal **P.N.**) sarà massimo, e con esso la stabilità longitudinale, assumendo un valore pari ad **L** (formula 21).

Se ora arretriamo il centraggio a mezza via tra il punto limite anteriore e il fuoco dell'ala (fig. 6), il valore di x_G sarà la metà del precedente, e quindi, dalla (16'), si troverà un valore di Cpc_Q metà di quello limite. Potremo quindi dire che il modello ha una sensibilità doppia. Però non è vero che, corrispondentemente, si dimezzi la stabilità.

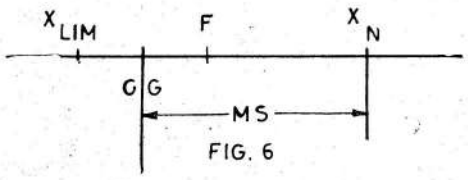

FIG. 6

Infatti, il margine statico non si dimezza, come si può vedere dalla figura.

Ma anche in termini matematici, la cosa si può vedere benissimo. La formula che ci dà il margine statico è una espressione molto simile alla (21); precisamente basta considerare il **Cpc** effettivo, al posto di quello limite:

$$MS = \frac{Sc\,M}{S}\left(\frac{10\,Cpc}{Q/S} + a\right) \qquad (22)$$

E' evidente che raddoppiare la sensibilità significa dimezzare il primo termine entro la parentesi, ma il termine **a** rimane costante, per cui **MS** non si dimezza. E allora è evidente che, se il suddetto aumento di sensibilità riducesse la stabilità ad un valore non accettabile, si può ripristinare la situazione aumentando **a**, e cioè aumentando l'allungamento dell'ala e del piano di coda. Trova quì spiegazione una tendenza piuttosto moderna: quella degli acrobatici bideriva; infatti le derive di estremità, funzionando anche da schermi, fanno aumentare l'allungamento aerodinamico, pur mantenendo in limiti strutturalmente accettabili quello costruttivo.

Per contro, può presentarsi il caso contrario: quello di un modello che, neppure se centrato al punto limite anteriore, è sufficientemente stabile. In questo caso è evidente che non si può avanzare ulteriormente il centraggio, altrimenti si perderebbe la possibilità di eseguire le manovre regolamentari.

Si hanno allora due vie a disposizione:

1) arretrare il punto neutro,
2) avanzare il punto-limite anteriore.

I due risultati si possono ottenere indipendentemente, nel senso che si può arretrare il punto neutro lasciando fermo l'altro, semplicemente aumentando gli allungamenti, oppure si può avanzare il secondo lasciando fermo il primo, limitandosi a ridurre il carico alare, o a scegliere in coda un profilo dotato di un maggior Cp_{MAX}, onde poter aumentare il valore di Cp_{LIM} da sostituire nella (21).

Ma c'è di più: la (21) ci insegna che esiste anche una via per ottenere contemporaneamente i due risultati. Basta a tal fine aumentare il termine fuori parentesi, e cioè aumentare il braccio di leva e la superficie dello stabilizzatore rispetto a quella dell'ala. Pertanto emerge sempre più netta l'importanza dell'espressione (21) e delle considerazioni fatte a commento di essa.

MANOVRABILITA'

Un discorso diverso invece è quello relativo alla manovrabilità o maneggevolezza del modello; intendo con questa espressione riferirmi non alle caratteristiche di risposta più o meno nervosa ai comandi, poichè queste rientrano nel precedente discorso sulla sensibilità (così l'abbiamo chiamata); intendo riferirmi invece alla capacità del modello di eseguire determinate manovre, e, nella fattispecie, di eseguire manovre tanto più strette quanto più possibile, nel piano di simmetria del modello.

Il discorso si riallaccia quindi ai primi paragrafi di questa trattazione, là dove esaminavamo i requisiti necessari per poter eseguire una determinata manovra. Soltanto che, mentre là noi esaminavamo solo manovre ben definite, quì ci riferiamo al caso più generale: determinare da quali fattori di progetto dipende il raggio di una qualsiasi manovra, in modo da avere una formula che ci permetta di stabilire il raggio minimo di qualsiasi modello. Prenderemo quindi come criterio di valutazione della manovrabilità proprio questo dato: quanto minore è il raggio minimo, tanto più il modello è maneggevole.

Il ragionamento è il seguente: la portanza deve creare la forza centripeta occorrente, e in più, nel punto più basso della manovra, deve provvedere anche alla sostentazione; questo secondo termine, però, nelle manovre strette, che sono quelle che ci interessano, dato che vogliamo ricercare il raggio minimo, è nettamente trascurabile, per cui potremo scrivere:

$$\frac{1}{2}\,\varrho\,Cp_{MAX}\,S\,V^2 = \frac{Q\,V^2}{g\,R_{MIN}}$$

$$R_{MIN} = \frac{2\,Q}{g\,\varrho\,S\,Cp_{MAX}} \sim \frac{1{,}6\,Q/S}{Cp_{MAX}} \qquad (23)$$

ed esprimendo il carico alare in gr/dm²:

$$R_{MIN} = \frac{0{,}16\,Q/S}{Cp_{MAX}} \qquad (23')$$

Si vede quindi che la manovrabilità, intesa nel senso da me precisato (capacità di eseguire manovre strette nel piano di simmetria), dipende solo dal carico alare e dal **Cp** massimo dell'ala, e quindi non esiste il conflitto fra essa e la stabilità: un modello può essere altamente manovriero, e pure essere stabilissimo. E' pertanto un errore dire che, quanto più un modello è stabile, tanto meno è manovrabile.

La stabilità non pregiudica minimamente la capacità intrinseca di evoluire con raggi ridottissimi. Semmai, una elevata stabilità può portare ad una apparente mancanza di sensibilità del modello, e quindi ad una impossibilità materiale di eseguire manovre, peraltro alla sua portata. Ma è questo un problema che, come abbiamo visto, con la stabilità ha assai poco a che fare, dato che dipende da una troppo arretrata posizione del punto limite anteriore, e dato che può essere risolto semplicemente avanzando tale punto e mantenendo inalterata la stabilità.

INFLUENZA DEI FLAPS

Quando abbiamo iniziato il discorso sulla sensibilità, abbiamo supposto che il profilo alare fosse biconvesso simmetrico e senza flaps. Quest'ultima ipotesi, però, restringe troppo il campo di validità delle successive deduzioni, il che sarebbe il meno, se non fosse che lo restringe ad un campo dal quale la pratica attuale esula quasi totalmente.

Ne consegue che una teoria dei modelli acrobatici che prescindesse dall'esistenza dei flaps, resterebbe soltanto carta scritta e nulla più.

Purtuttavia il lavoro non è stato inutile, in quanto ha permesso di stabilire, con assai maggiore facilità, una serie di concetti-base, che conservano la loro validità, in linea di principio, anche se si introducono i flaps. Solo che, con questa introduzione, la formula della sensibilità conterrà un nuovo termine relativo ai flaps, per cui, se i concetti rimangono fermi, i numeri cambiano.

Vediamo quindi cosa succede delle varie trattazioni e formule relative, togliendo la restrizione allora posta, e precisamente vediamo che cosa cambia:

a) nella stabilità;
b) nella manovrabilità;
c) nella sensibilità.

a) Per quanto concerne la stabilità, la presenza dei flaps, teoricamente, non cambia nulla. Infatti la trattazione della stabilità consiste nel derivare la equazione dei momenti rispetto al **Cp**; orbene, dato che un flap abbassato non fa altro che variare il **Cm** del profilo, e noi sappiamo che il momento rispetto al fuoco è costante, ne consegue che la sua derivata è nulla, e quindi non compare nell'equazione di stabilità. Ed infatti nella (20) compaiono soltanto grandezze geometriche e non aerodinamiche, per cui il punto neutro di un modello con flaps coincide con quello di un modello privo.

Il discorso, così fatto, è ineccepibile, ma trascura un particolare: abbiamo parlato di momento **rispetto al fuoco del profilo.** Benissimo, ma il fuoco è un punto caratteristico **di ogni determinato profilo,** ed un profilo con flaps abbassati è, dal punto di vista aerodinamico, **un profilo diverso** da quello che è lo stesso profilo con flaps a 0°.

Quindi tutto bene il ragionamento, benissimo pure la (20), ma chi ci vieta di pensare che, abbassando i flaps, non si sposti il fuoco, e quindi anche il punto neutro, che ha da esso una distanza ben definita e pari a x_N? La domanda è importantissima, ma, per fortuna, c'è una risposta semplicissima: la pratica ci insegna che, anche per profili diversissimi, il fuoco si discosta solo di entità trascurabili dal 25 % della corda.

b) L'effetto dei flaps sulla manovrabilità si ritrova tale quale nelle (23) e (23'), che non cambiano di un ette il loro aspetto formale. Cambia sono i numeri, in quanto è noto che i flaps aumentano il Cp_{MAX} (e se no che ce li mettiamo a fare?), per cui la loro introduzione riduce il raggio minimo di manovra, incrementando quindi le caratteristiche manovriere.

c) La trattazione della sensibilità invece subisce, per effetto della introduzione dei flaps, notevoli modificazioni, sia concettuali sia pratiche.

Supponiamo, per semplicità di ragionamento, che i flaps siano già abbassati, e cerchiamo di valutare il comando occorrente in coda per effettuare la solita manovra più impegnativa, e cioè la richiamata brusca.

Possiamo ancora ragionare sulla fig. 3, ma dobbiamo ora tenere presente che il profilo alare non è più simmetrico, e quindi esiste un momento picchiante attorno al fuoco dell'ala.

Avremo quindi la nuova condizione di equilibrio:

$$PcM + QX_G + M_F = 0$$

$$\frac{1}{2}\,\varrho\,Cp_c\,Sc\,V^2M + QX_G + \frac{1}{2}\,\varrho\,Cm_F\,S\,V^2l = 0$$

$$Cpc_F = -\frac{Cp\,S\,X_G}{Sc\,M} - \frac{Cm_F\,S\,l}{Sc\,M} = -\frac{x_G\,Q/S}{V_T} - \frac{Cm_F}{V_T} \qquad (24)$$

Come si vede, il primo termine è lo stesso che avevamo trovato senza flaps, mentre l'effetto dei flaps si ritrova nel secondo termine. Possiamo

quindi scrivere, se conveniamo di chiamare **Cpc** il valore occorrente in coda su un modello identico, ma privo di flaps (o con flaps bloccati):

$$Cpc_F = Cpc - \frac{Cm_F}{V_T} \qquad (25)$$

formula che ci dice che, per operare una brusca cabrata, occorre più comando in coda quando si hanno i flaps che quando non si hanno. Il che è ovvio, dato che i flaps abbassati introducono un momento picchiante.

Sembrerebbe però doversi dedurre che, nel caso di una brusca picchiata, occorra meno comando, dato che c'è già il suddetto momento picchiante. Deduzione erronea: dato che il movimento dei flaps è opposto a quello del timone di profondità, in una picchiata brusca i flaps non si abbassano, ma si alzano, per cui il momento non è più picchiante, ma cabrante, e quindi è sempre contrario alla manovra. Questa precisazione è importante, dato che, in considerazione della natura del programma acrobatico, si è sempre ricercata una perfetta simmetria di risposta fra comandi a cabrare e a picchiare, e se si fosse riscontrato che i flaps introducono invece una dissimmetria, non sarebbe stata certo una notizia allegra.

Tornando alla (25), da essa possiamo, come già fatto in precedenza, dedurre il valore di x_{LIM}, che indicheremo ora per brevità con x_{LF} (**L** = limite, **F** = flaps). Si trova, con calcoli perfettamente analoghi:

$$x_{GF} \leq x_{LF} = \frac{10\,V_T}{Q/S}\,Cpc_{LIM} - \frac{10\,Cm_F}{Q/S} = x_{LIM} - \frac{10\,Cm_F}{Q/S} \qquad (26)$$

in cui l'espressione x_{LIM} deve intendersi riferita al caso del modello identico ma senza flaps, come ce la fornì a suo tempo la formula (18').

Come si vede, il valore di **x limite** è minore con flaps che senza, cioè il punto limite anteriore si sposta in dietro aggiungendo i flaps. E' un altro modo per esprimere lo stesso concetto di prima, e cioè che coi flaps occorre un comando più potente, ovvero la sensibilità è minore.

Purtroppo, mentre la (18') era una formula facilmente utilizzabile, anche per fare calcoli, la (26) lo è molto meno, dato che in essa compare Cm_F, che è un valore in genere poco noto, perchè i dati aerodinamici sui profili con flaps sono assai meno comuni degli altri.

Restano comunque valide le deduzioni di carattere generale che da essa si possono trarre, e cioè che coi flaps si ha una diminuzione di sensibilità tanto maggiore:

— quanto maggiore è il coefficiente di momento del profilo a flaps abbassati (e quindi, in genere, quanto più spesso è il profilo, più ampi i flaps e maggiore il loro movimento);

— quanto minore è il carico alare.

Pertanto, la diminuzione del carico alare, che avevamo trovato utilissima per incrementare la sensibilità dei modelli senza flaps, non ha alcun effetto in quelli con flaps, per i quali, quindi, un aumento di sensibilità si può ottenere solo:

— aumentando il braccio di leva e la superficie dell'impennaggio rispetto all'ala;

— aumentando il Cp_{MAX} in coda;

— diminuendo il coefficiente di momento dell'ala.

Il fatto che il carico alare non influisca più sulla sensibilità, non significa però che si possano fare modelli caricati ad libitum, in quanto, così facendo, si verrebbe a distruggere il vero e grande vantaggio dei flaps: quell'aumento di manovrabilità che si deduce dalla (23'), e sul quale il carico alare conserva la sua fondamentale influenza.

Concludendo, quindi, l'aggiunta dei flaps:

— incrementa la manovrabilità;

— diminuisce la sensibilità;

— non ha effetti apprezzabili sulla stabilità.

SMORZAMENTO LONGITUDINALE

Sotto queste parole, che a qualcuno riusciranno forse nuove, si cela la sostanza del problema che avevamo citato con la lettera b) nel paragrafo sulla sensibilità: che una volta iniziata la manovra, gli organi di comando non si oppongano a che la stessa continui.

Gli organi di comando sono, nella fattispecie, il piano di coda, e purtroppo esso ha proprio questa indesiderabile tendenza. Consideriamo infatti la fig. 7, la quale schematizza un modello che sta eseguendo un looping: il modello descrive un cerchio in aria ferma; quindi, per il principio di reciprocità, è come se stesse fermo e fosse investito da una corrente circolare (è il cosiddetto Circular Airflow, reso popolarissimo da Frank Zaic).

Si vede subito che, se l'ala è investita assialmente, il piano di coda è investito da un flusso relativo sotto un angolo di attacco positivo, il quale tende quindi ad « aprire il looping ».

Cioè, un flusso circolare tende a creare un diedro longitudinale, là dove esso in realtà non esiste. L'entità di questa differenza di angolo di

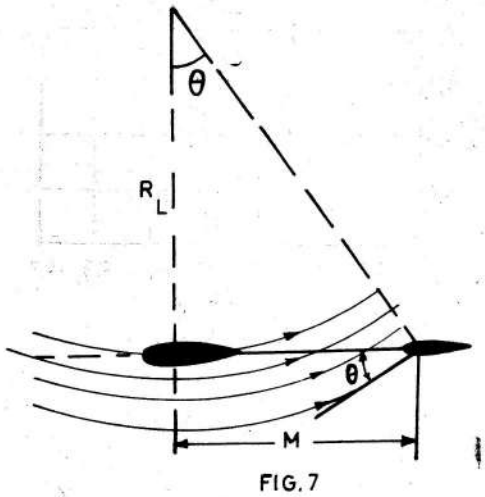

FIG. 7

attacco si ricava immediatamente dalla figura, con semplici considerazioni geometriche:

$$\operatorname{tg}\Theta = \frac{M}{R_L}\,;\quad \Theta = \operatorname{arctg}\frac{M}{R_L} \qquad (27)$$

Quando il braccio di leva è piccolo rispetto al raggio del looping, l'arcotangente si confonde con l'argomento, discorso pomposo per dire che arctg $M/R_L \simeq M/R_L$. Questa approssimazione, lecitissima nei normali loopings, lo è assai meno nel looping quadro; d'altra parte, anche se poco precisa, è una semplificazione assai utile, perchè trascinarsi dietro nei calcoli delle funzioni trigonometriche inverse, è sempre una cosa noiosissima, e inoltre, mentre tutti sanno fare una divisione, pochissimi sanno calcolare un'arcotangente, per cui si deve ricorrere a tabelle nemmeno troppo comuni e comunque scomode.

Per i semplici ragionamentini che seguono, quindi, mi assumerò la responsabilità di impiegare l'espressione semplice, ma imprecisa:

$$\Theta_Q = \frac{M}{R_Q} = \frac{M}{1{,}5} \qquad (28) \text{ in radianti}$$

$$\Theta_Q = \frac{57{,}3\,M}{1{,}5} \simeq 39\,M \qquad (28') \text{ in gradi}$$

(esprimendo **M** in metri).

Pertanto, volendo che il piano di coda viaggi a 0° in un looping quadro, occorre dargli un'incidenza negativa di **39 M** gradi. In realtà, però, per descrivere il looping, occorre un certo coefficiente di portanza in coda, il cui valore è dato dalla (24) (valida anche se non ci sono i flaps, dato che in quel caso il coefficiente di momento è nullo); pertanto l'incidenza negativa in coda dovrà essere quella necessaria per raggiungere Cp_{LIM}, maggiorata di **39 M** gradi.

Nel caso, ad esempio, che il Cp_{LIM} sia proprio il Cp_{MAX}, potremo scrivere (essendo α_S l'angolo di stallo):

$$\alpha_Q = \alpha_S + 39\,M \qquad (29)$$

più in generale:

$$\alpha_Q = \alpha_{LIM} + 39\,M \qquad (29')$$

Queste formule vanno bene nel caso di modelli a tavoletta, cioè quando si possa trascurare l'influenza della superficie orizzontale della fusoliera. Negli altri casi, invece, si ha una superficie anteriore (naso) investita da un flusso ad incidenza negativa e una posteriore (coda) investita da un flusso ad incidenza positiva. Entrambe quindi hanno effetti concordi e smorzanti, tendendo anch'esse ad aprire il looping. Nella pratica aeronautica si tiene conto di questo effetto, maggiorando del 10 % il valore dato dalla 28 o 28'; perciò:

$$\Theta_Q \simeq 43\,M \qquad (30) \text{ in gradi}$$

$$\alpha_Q = \alpha_{LIM} + 43\,M \qquad (31)$$

Questo valore di α_Q sarebbe l'entità del movimento massimo da prevedere in coda, se tutto l'impennaggio fosse mobile. Nella pratica si ha una parte mobile, la cui superficie **Se** è una frazione di quella totale **Sc**. In tal caso il movimento della parte mobile necessario per ottenere la voluta incidenza è dato dalla semplicissima espressione:

$$\delta_Q = \frac{\alpha_Q}{\tau} = \frac{\alpha_{LIM} + 43\,M}{\tau} \qquad (32)$$

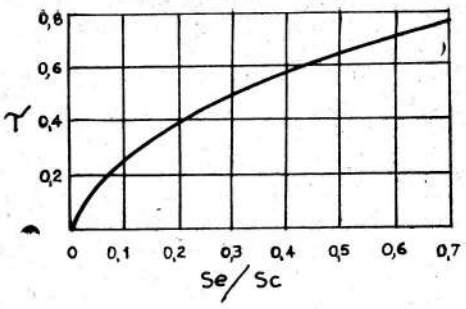

FIG. 8

in cui τ è una funzione del rapporto Se/Sc, ricavabile dal diagramma empirico di fig. 8, ripreso da « Airplane performance stability and control » di Perkins e Hage.

Questa breve trattazione del problema dello smorzamento permette di chiarire un dubbio che potrebbe legittimamente sorgere a chi esaminasse un acrobatico, coi suoi 45° a cabrare e a picchiare: come mai tanto movimento, se così facendo si supera evidentemente l'incidenza di stallo, e quindi non si guadagna più in comando, anzi si perde?

Alla luce di quanto abbiamo visto or ora, la risposta viene immediata: a 45° si supera indubbiamente lo stallo, ma l'angolo di attacco in un looping (notisi bene: **angolo di attacco**, che è cosa ben diversa dell'incidenza!) rimane nettamente inferiore, e pari, se le cose sono fatte bene, al massimo ad α_S; il resto del movimento crea un'incidenza fittizia, necessaria per far sì che, nel flusso circolare, l'angolo di attacco sia proprio α_S, o comunque quel valore limite che si fosse prefissato!

LEGGENDA SIMBOLI

P	=	portanza alare
P_c	=	portanza del piano di coda
ϱ	=	densità dell'aria = 0,125 (a quota 0)
Cp	=	coefficiente di portanza alare
Cp_o	=	coefficiente di portanza alare nel volo orizzontale
ΔCp_L	=	aumento del coefficiente di portanza nel looping
Cp_c	=	coefficiente di portanza del piano di coda
S	=	superficie alare
Sc	=	superficie del piano di coda
Se	=	superficie dell'elevatore
V	=	velocità di volo
Q	=	peso del modello
g	=	accelerazione di gravità = 9,81
m	=	massa del modello = Q/g
R	=	raggio del cerchio di volo
R_L	=	raggio del looping
R_Q	=	raggio della richiamata brusca
To	=	trazione sui cavi (forza centripeta) in volo orizzontale
T_L	=	trazione sui cavi nel looping
Fc	=	forza centrifuga in volo orizzontale
Fc_L	=	forza centrifuga nel looping
Fc_Q	=	forza centrifuga nella richiamata brusca
l	=	corda alare
M	=	distanza fra centri di pressione ala e piano di coda
X_G	=	distanza fra centro di pressione ala e baricentro
V_T	=	rapporto volumetrico di coda
X_N	=	distanza fra fuoco dell'ala e punto neutro
L	=	intervallo fra le posizioni limite del baricentro
MS	=	distanza fra baricentro e punto neutro
M_F	=	momento picchiante intorno al fuoco dell'ala
Θ	=	angolo di svio del flusso sul piano di coda durante il looping
Θ_Q	=	angolo di svio del flusso sul piano di coda durante la richiamata brusca
α_s	=	angolo di stallo
τ	=	funzione del rapporto superficie elevatore/superficie piano coda

SUPERBALSA
"AVIOMODELLI,,

PRODOTTI AVIOMODELLI CREMONA ITALY

SUPERFINITO

50
MISURE DI TAVOLETTE NEI VARI SPESSORI DA 0,75 a 15 mm.

30
MISURE DI LISTELLI

25
MISURE DI BLOCCHI

RICHIEDETE I FORMATI "ECONOMIC,,

mm. 80 x 1050
-
mm. 80 x 1200

IL SUPERBALSA "AVIOMODELLI,, E'

UNIFORME NEL COLORE

UNIFORME NELLA FIBRA

UNIFORME NEL PESO

in vendita nei negozi specializzati di tutta Italia

PRODOTTI AVIOMODELLI CREMONA - ITALY