conseguentemente una brusca frenata alla Speedy Gonzales, per poi ripartire, quasi da fermi, in direzione perpendicolare.

3) Nessun modello acrobatico fa gli angoli di un metro e mezzo di raggio.

Personalmente ho una certa preferenza per una di queste soluzioni, ma poichè non è basata su nessun dato di fatto, preferisco tenermela per me, lasciando a ciascuno la sua opinione favorita.

SENSIBILITA' AI COMANDI

Le formule fin quì ricavate, sono state dedotte da considerazioni puramente dinamiche, considerando le condizioni di equilibrio sulle varie traiettorie. Il soddisfarle, se è condizione necessaria, per la possibilità di eseguire le relative manovre, non è però condizione sufficiente, in quanto, perchè il modello esegua effettivamente la manovra, occorre costringervelo con un opportuno comando.

Si entra quindi in un campo, più squisitamente aerodinamico, nel quale entrano in considerazione soprattutto gli organi di comando. Più precisamente, a questi organi si richiedono due cose:

a) Che producano le variazioni di assetto e di **Cp** necessarie per poter eseguire le manovre.

b) Che, una volta iniziata la manovra, non si oppongano a che la stessa continui.

La condizione a) è strettamente legata a due fattori: potenza del comando di profondità e stabilità. Per analizzarla, cominciamo coll'introdurre una ipotesi semplificativa: che il momento aerodinamico dell'ala rispetto al suo centro aerodinamico sia nullo. Ciò significa profilo biconvesso simmetrico (e questa è senz'altro una restrizione lecita, perchè la totalità degli acrobatici è così) e privo di flaps (e quì invece siamo alquanto lontani dalla realtà, per cui vedremo cosa succede eliminando questa semplificazione).

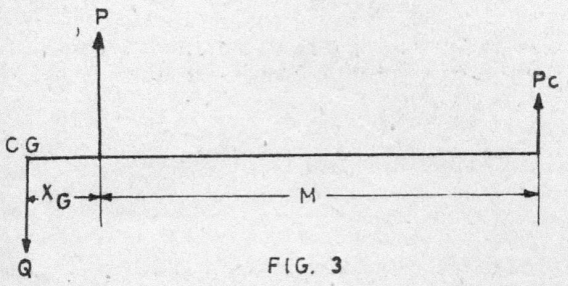

FIG. 3

Consideriamo allora un modello acrobatico schematizzato in fig. 3, e scriviamo l'equazione di equilibrio alle rotazioni attorno al fuoco dell'ala:

$$Pc\,M + Q\,X_G = 0$$

$$\frac{1}{2}\,\varrho\,Cp_c\,Sc\,V^2\,M + Q\,X_G = 0$$

$$Cp_c = -\frac{2\,Q}{\varrho\,Sc\,V^2}\cdot\frac{X_G}{M} = -\frac{2\,Q\,S}{\varrho\,Sc\,S\,V^2}\cdot\frac{X_G}{M} =$$

$$= -\frac{2\,Q}{\varrho\,S\,V^2}\cdot\frac{S\,X_G}{Sc\,M} = -Cp\,\frac{S\,X_G}{Sc\,M} \qquad (15)$$

Ponendo: $x_G = \frac{X_G}{l}$ (ascissa del C. G. misurata in corde alari, anzichè in metri)

$$V_T = \frac{Sc\,M}{S\,l} \text{ (rapporto volumetrico di coda)}$$

e ricordando la (12), avremo che, nella richiamata brusca, che è il caso più gravoso, la formula (15) si trasforma come segue:

$$Cpc_Q = -Cp\,\frac{S\,X_G}{Sc\,M} = -\frac{Q}{S}\,\frac{S\cdot l\cdot X_G/l}{Sc\,M} = -\frac{S\,l}{Sc\,M}\,x_G\,Q/S =$$

$$= -\frac{x_G\,Q/S}{V_T} \qquad (16)$$

ed esprimendo il carico alare in gr/dm²:

$$Cpc_Q = -\frac{x_G\,Q/S}{10\,V_T} \qquad (16')$$

E' ovvio che, al massimo, il coefficiente di portanza può raggiungere il valore di stallo e non più, quindi abbiamo una nuova limitazione:

$$-Cpc_Q \leq Cpc_{MAX} \qquad (17)$$

la quale porta alla seguente conclusione:

$$x_G \leq \frac{10\,V_T}{Q/S}\,Cpc_{MAX} \qquad (18)$$

Più in generale, se fissiamo, in corrispondenza della richiamata brusca, un valore del **Cp** in coda che non vogliamo superare, la (18) si può scrivere:

$$x_G \leq \frac{10\,V_T}{Q/S}\,Cpc_{LIM} = x_{LIM} \qquad (18')$$

Il **Cp limite** può essere sia quello di stallo, considerato prima, sia un valore minore, allo scopo di avere ancora una certa riserva di comando, sia, ad esempio, il valore massimo oltre il quale la curva dei **Cp** comincia a discostarsi dall'andamento rettilineo, allo scopo di avere una perfetta linearità di risposta ai comandi, ecc. ecc.

Le formule (16) e (18) ci confermano in maniera evidente alcuni punti basilari nella teoria dell'acrobazia. Tenendo conto che un modello che, per eseguire una determinata manovra, richieda un maggior comando (e cioè un **Cp** in coda maggiore in valore assoluto), è da considerarsi meno « maneggevole » o, meglio ancora, meno « pronto », le formule testè trovate ci dicono che:

— Un modello è tanto più inerte quanto più è caricato e quanto più è centrato avanti.

— Un modello è tanto più pronto quanto maggiore è il rapporto volumetrico di coda.

Queste osservazioni sono importanti soprattutto perchè, accoppiate a quelle che seguiranno or ora, permetteranno di impostare in maniera rigorosa un problema assai importante negli acrobatici: quello del contrasto fra stabilità, sensibilità e maneggevolezza.

(La seconda puntata al prossimo numero)

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 di 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_O	=	**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_O	=	**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_O	=	**angolo di svio del flusso sul piano di coda durante la richiamata brusca**
α_s	=	**angolo di stallo**
Υ	=	**funzione del rapporto superficie elevatore/superficie piano coda**