

QUESITI

10 pt (1) Illustrare i concetti di base dell'aerodinamica delle fusoliere. Discutere con opportuni disegni e grafici il modo in cui la presenza della fusoliera influisce sulla stabilità longitudinale e direzionale. Descrivere i due *strip integration methods* dovuti a Multhopp per la stima dei coefficienti di momento di beccheggio $(C_{M_0})_f$ e $(C_{M_\alpha})_f$ spiegando con opportuni disegni quali grandezze geometriche e aerodinamiche devono essere utilizzate nelle formule. **Domanda di TEORIA**

7 pt (2) Dato un velivolo completo, dire qualitativamente dove si sposta il punto neutro se si aggiunge un *canard* (una piccola superficie portante) in posizione avanzata, in prossimità del muso della fusoliera. Giustificare la risposta con l'aiuto di disegni (viste laterali del velivolo) e con diagrammi del momento in funzione di α . **Domanda di TEORIA**

11 pt (3) Il velivolo assegnato è quello rappresentato nella figura 1, ha una massa $m = 29500$ kg, un numero di Mach di volo $M = 0,75$ ad una quota $h_{ASL} = 9100$ m (*Above Sea Level*). Il coefficiente di resistenza a portanza nulla è $C_{D_0} = 0,024$; il fattore di Oswald della polare è $e_{tot} = 0,78$.

Utilizzare il seguente modello di atmosfera:

$$\frac{T(h)}{T_{SL}} = \sigma(h) = \left(1 + \frac{LR}{T_{SL}}h\right)^{4,257}, \quad LR = -0,0065 \frac{K}{m}, \quad T_{SL} = 288,16 K, \quad (1)$$

$$\rho(h) = \rho_{SL}\sigma(h), \quad \rho_{SL} = 1,225 \frac{kg}{m^3}, \quad R_{aria} = 287 \frac{Nm}{kg K}, \quad \gamma_{aria} = 1,4$$

L'ala ha un fattore di resistenza indotta $e_w = 0,88$, un angolo di portanza nulla $\alpha_{0L,W} = -2^\circ$ e un gradiente della retta di portanza $C_{L_{\alpha,W}} = 5,60 \text{ rad}^{-1}$. La posizione adimensionale lungo la corda media aerodinamica del centro aerodinamico dell'ala è $x_{ac,W}/\bar{c} = 0,285$.

Per superfici portanti trapezie sono notevoli le formule:

$$\tan \Lambda_{c/n} = \tan \Lambda_{le} - \frac{(4/n)(1-\lambda)}{\mathcal{R}(1+\lambda)}, \quad \bar{c} = \frac{2}{3}c_r \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda}, \quad X_{le,\bar{c}} = \frac{b}{6} \frac{1+2\lambda}{1+\lambda} \tan \Lambda_{le} \quad \begin{matrix} \text{(distanza del l.e. della c.m.a.} \\ \text{dal l.e. della radice)} \end{matrix} \quad (2)$$

Si assuma un $C_{M_{ac,W}} = -0,08$.

Per stimare il gradiente di *downwash* in coda si utilizzi la seguente formula analitica:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \sqrt{1-M^2} \left[4,44 \left(K_{\mathcal{R}} K_\lambda K_H \sqrt{\cos \Lambda_{c/4,W}} \right)^{1,19} \right] \quad (3)$$

con $\Lambda_{c/4}$ l'angolo di freccia della linea dei fuochi. I fattori moltiplicativi $K_{\mathcal{R}}$, K_λ e K_H tengono conto, rispettivamente, dell'allungamento \mathcal{R} , della rastremazione λ dell'ala e del posizionamento del piano di coda orizzontale. Essi sono espressi dalle formule

$$K_{\mathcal{R}} = \frac{1}{\mathcal{R}_W} - \frac{1}{1 + \mathcal{R}_W^{1,7}}, \quad K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda_W}{7}, \quad K_H = \frac{1 - (h_{WH}/b_W)}{(2X_{WH}/b_W)^{1/3}} \quad (4)$$

dove h_{WH} è la distanza verticale dalla corda c_r di radice dell'ala del centro aerodinamico dell'impennaggio orizzontale. Assumere che quest'ultimo si trovi ad $1/4$ della \bar{c}_H . Per convenzione h_{WH} è positiva se il piano di coda è situato al di sopra della corda di radice. La quantità X_{WH} è la distanza longitudinale del centro aerodinamico dell'impennaggio orizzontale dal punto a un quarto della corda di radice alare $c_{r,W}$.

Si assuma un coefficiente di momento di beccheggio della fusoliera in condizioni di portanza nulla $(C_{M_0})_f = -0,072$.

Si assuma un gradiente del coefficiente di momento di beccheggio della fusoliera $(C_{M_\alpha})_f = 0,090$.

Si assuma un rapporto delle pressioni dinamiche $\eta_H = 0,9$ ed un gradiente $C_{L_{\alpha,H}} = 4,74 \text{ rad}^{-1}$.

Rispetto alla posizione del baricentro mostrata nella figura 1, calcolare lo spostamento necessario affinché il velivolo sia staticamente stabile al beccheggio con un margine di stabilità a comandi bloccati pari a $0,3\bar{c}$. Detta $X'_{CG} = X_{CG} + \Delta X$ la posizione incognita del baricentro (dove X_{CG} è la distanza riportata nel disegno), si tenga presente che il gradiente C_{M_α} del velivolo completo che determina il margine di stabilità desiderato deve essere valutato rispetto alla posizione X'_{CG} .

Per volo a quota costante e $\delta_e = 0$, con baricentro nella posizione calcolata al punto precedente, calcolare la deflessione i_H di equilibrio e la spinta necessaria. È consentito disaccoppiare l'equazioni di equilibrio alla traslazione verticale da quella alla rotazione di beccheggio ponendo in prima approssimazione $L \approx L_{WB}$; successivamente si valuti l'errore commesso calcolando L_H/L .

