B

Esame di Meccanica del volo — *Modulo di Manovre e Stabilità* — Prova scritta, 20 dicembre 2012

QUESITI

9 pt **(1)** Discutere gli effetti diretti e indiretti della posizione dei propulsori sull'equilibrio e sulla stabilità statica al beccheggio, sia per motori a elica che per motori a getto. Per propulsori a elica, ricavare la formula dello spostamento del punto neutro per effetto della presenza della forza normale N_p. Disegnare in uno stesso diagramma le curve qualitative del coefficiente di momento di beccheggio in funzione dell'angolo d'attacco sia in assenza che in presenza degli effetti propulsivi. **Domanda di TEORIA**

9 pt **(2)** Illustrare il criterio di stabilità laterale e ricavare l'espressione dell'effetto diedro di un'ala. Inoltre, si definisca il concetto di effetto diedro equivalente di una configurazione ala-fusoliera con "ala-alta" o "ala bassa". A tal proposito, sia data un'ala trapezia ad angolo diedro nullo, con rapporto di rastremazione $\lambda = 0{,}4$, che montata sulla fusoliera in posizione bassa determina un $C_{\mathcal{L}_\beta} = 0{,}0009\,\text{deg}^{-1}$. Assegnare un valore plausibile del gradiente della retta di portanza e calcolare l'angolo diedro equivalente. Calcolare il valore dell'angolo diedro che il progettista dovrà adottare per avere un effetto diedro pari a $-0{,}0003\,\text{deg}^{-1}$. Per la stessa ala, qualora sia dotata anche di un angolo di freccia $\Lambda_{c/2} = 32°$, calcolare l'effetto diedro dovuto alla freccia per unità di C_L. **Domanda di TEORIA**

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

☞ Utilizzare il seguente modello di atmosfera:

$$\begin{aligned} &\frac{T(h)}{T_\text{SL}} = \sigma(h) = \left(1 + \frac{LR}{T_\text{SL}}h\right)^{4{,}257}, \quad LR = -0{,}0065\,\frac{\text{K}}{\text{m}}\ , \quad T_\text{SL} = 288{,}16\,\text{K}\ ,\\ &\rho(h) = \rho_\text{SL}\sigma(h)\ , \quad \rho_\text{SL} = 1{,}225\,\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\ , \quad R_\text{aria} = 287\,\frac{\text{N m}}{\text{kg K}}\ , \quad \gamma_\text{aria} = 1{,}4 \end{aligned} \tag{1}$$

☞ L'ala è a profilo costante lungo l'apertura con $\alpha_{0\ell,\text{r}} = \alpha_{0\ell,\text{t}} = -3\,\text{deg}$, $C_{\ell_\alpha,\text{r}} = C_{\ell_\alpha,\text{t}} = 0{,}106\,\text{deg}^{-1}$, $C_{m_\text{ac},\text{r}} = C_{m_\text{ac},\text{t}} = -0{,}07$. La posizione adimensionale lungo la corda media aerodinamica del centro aerodinamico dell'ala è $x_{\text{ac,W}}/\bar{c} = 0{,}285$.

☞ Per superfici portanti trapezie sono notevoli le formule:

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

☞ Si assuma un $C_{\mathcal{M}_\text{ac},\text{W}} = -0{,}08$.

☞ Calcolare l'angolo di portanza nulla dell'ala $\alpha_{0L,\text{W}}$.

☞ Calcolare i gradienti delle rette di portanza delle ali finite con la cosiddetta formula di Polhamus:

$$C_{L_\alpha} = \frac{2\pi\mathcal{R}}{2 + \sqrt{4 + \dfrac{\mathcal{R}^2(1-M^2)}{k_\text{P}^2}\left(1 + \dfrac{\tan^2\Lambda_{c/2}}{1-M^2}\right)}} \quad \text{con} \quad k_\text{P} = \begin{cases} 1 + \mathcal{R}\dfrac{1{,}87 - 0{,}000233\Lambda_\text{le}}{100} & \text{se } \mathcal{R} < 4\\ 1 + \dfrac{(8{,}2 - 2{,}3\Lambda_\text{le}) - \mathcal{R}(0{,}22 - 0{,}153\Lambda_\text{le})}{100} & \text{se } \mathcal{R} \geq 4 \end{cases} \tag{3}$$

(con Λ_le in rad)

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

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

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

$$K_\mathcal{R} = \frac{1}{\mathcal{R}_\text{W}} - \frac{1}{1+\mathcal{R}_\text{W}^{1{,}7}}\ , \qquad K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda_\text{W}}{7}\ , \qquad K_\text{H} = \frac{1 - (h_\text{WH}/b_\text{W})}{(2X_\text{WH}/b_\text{W})^{1/3}} \tag{5}$$

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 $\bar{c}_\text{H}$. 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 $c_{\text{r,W}}$.

☞ Si assuma un rapporto delle pressioni dinamiche $\eta_\text{H} = 0{,}9$.

☞ Si assuma un coefficiente di momento di beccheggio della fusoliera in codizioni di portanza nulla $\left(C_{\mathcal{M}_0}\right)_{\mathrm{f}} = -0{,}072$.

☞ Si assuma un gradiente del coefficiente di momento dovuto alla fusoliera $\left(C_{\mathcal{M}_\alpha}\right)_{\mathrm{f}} = 0{,}090$.

☞ 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 $0{,}24\bar{c}$.

☞ Per volo a quota costante e $\delta_{\mathrm{e}} = 0$, 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 $L \approx L_{\mathrm{WB}}$; successivamente si valuti l'errore commesso calcolando L_{H}/L.

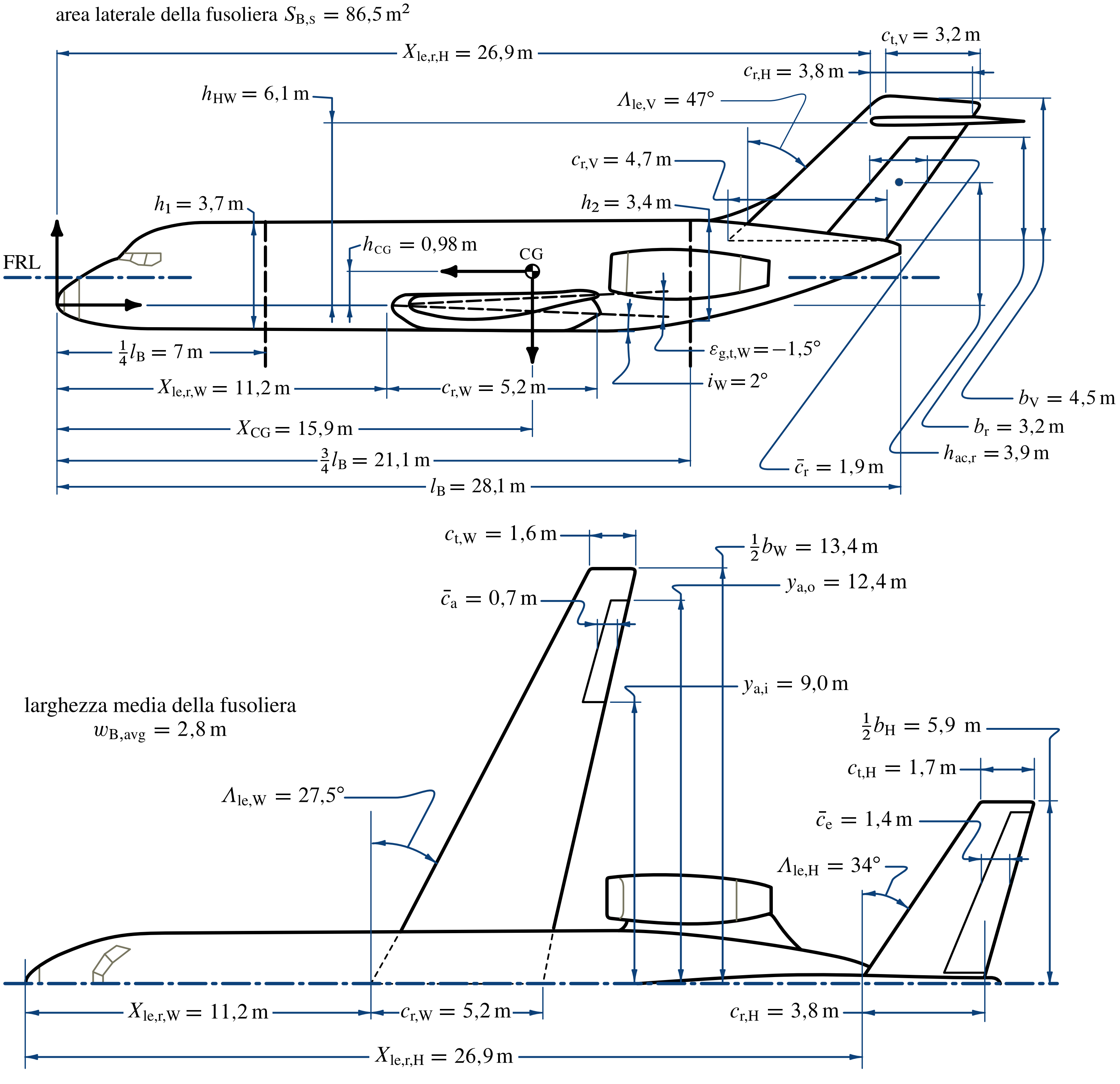

Figura 1 Viste e dimensioni principali di un velivolo del tipo McDonnell Douglas DC9-10.