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

QUESITI

9 pt **(1)** Illustrare dal punto di vista fisico, aiutandosi con opportuni disegni, la genesi delle seguenti grandezze: i coefficienti di smorzamento del rollio e dell'imbardata di un velivolo, gli effetti incrociati $C_{\mathcal{L}_r}$ e $C_{\mathcal{N}_p}$, le potenze di controllo laterale e direzionale. Per ciascuna di esse si dimostrino le formule di calcolo. **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 $C_{\mathcal{L}_\beta} = 0{,}0008\,\text{deg}^{-1}$. Assegnare un valore plausibile del gradiente della retta di portanza. 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:

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

☞ 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:

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

☞ 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:

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

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

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

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

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

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 $0{,}3\bar{c}$.

☞ 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.

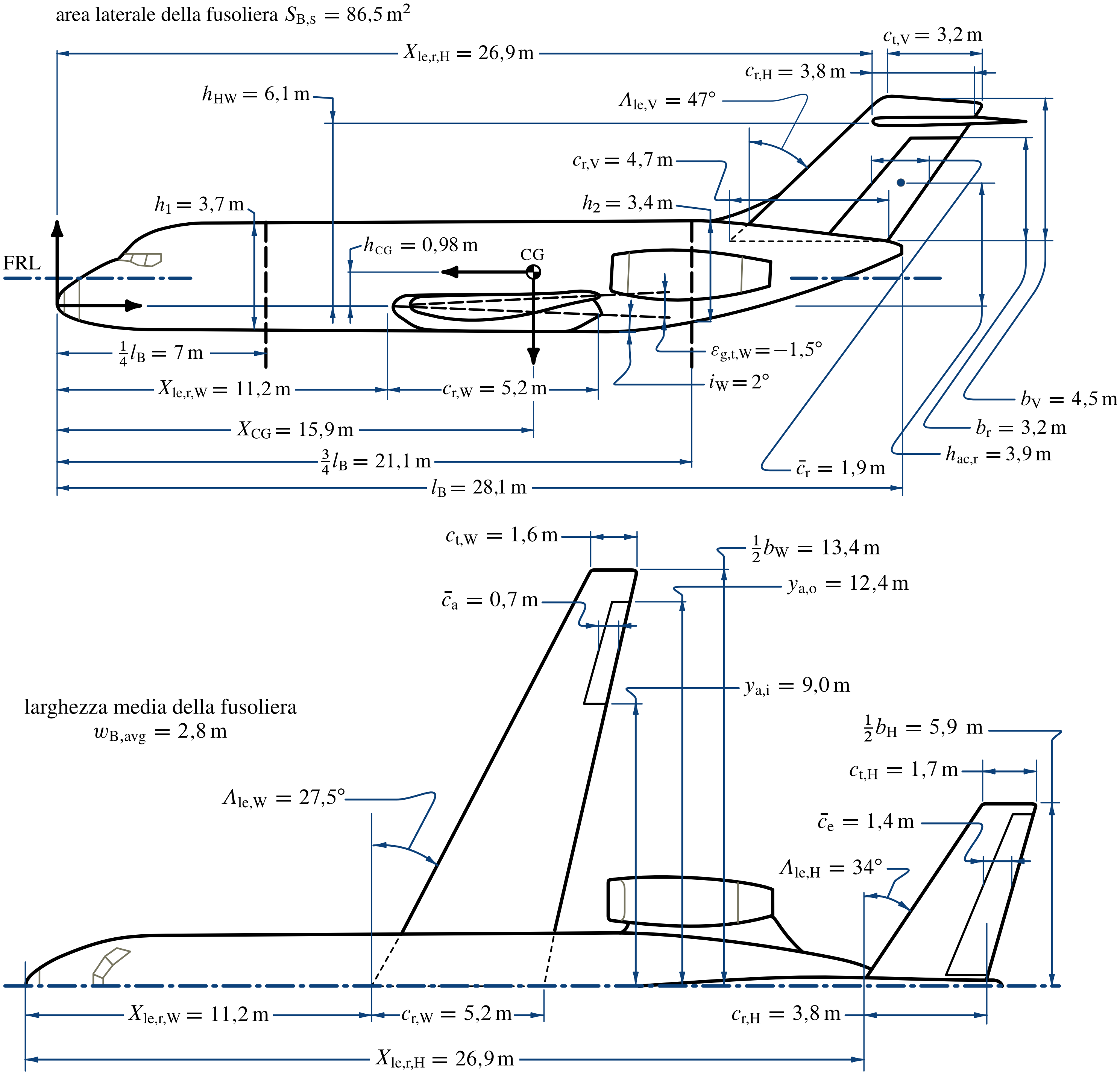

Figura 1 Viste e dimensioni principali di un velivolo del tipo McDonnell Douglas DC9-10.