Esame di Meccanica del volo — *Modulo di Manovre e Stabilità* — Prova scritta, 25 luglio 2012

QUESITI

11 pt

(1) L'aeromobile assegnato è quello rappresentato nella figura 1. La massa del velivolo è $m = 29300\,\text{kg}$, il numero di Mach di volo è $M = 0{,}72$, la quota di volo è $h_{\text{ASL}} = 7000\,\text{m}$ (*Above Sea Level*). Il coefficiente di resistenza a portanza nulla è $C_{D_0} = 0{,}024$; il fattore di Oswald della polare è $e_{\text{tot}} = 0{,}67$; il fattore di resistenza indotta dell'ala è $e_{\text{W}} = 0{,}85$.

☞ Utilizzare il seguente modello di atmosfera:

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

☞ Per superfici portanti trapezie sono notevoli le formule:

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

☞ L'ala è a profilo variabile lungo l'apertura con $\alpha_{0\ell,\text{r}} = -3{,}5\,\text{deg}$, $\alpha_{0\ell,\text{t}} = -2{,}3\,\text{deg}$. Calcolare l'angolo di portanza nulla dell'ala $\alpha_{0L,\text{W}}$.

☞ La posizione adimensionale lungo la corda media aerodinamica del centro aerodinamico dell'ala è $x_{\text{ac,W}}/\bar{c} = 0{,}245$. Calcolarne la distanza dall'estremità prodiera della fusoliera.

☞ Si assuma un $C_{\mathcal{M}_{\text{ac}},\text{W}} = -0{,}078$.

☞ Per quanto riguarda la fusoliera si assuma un coefficiente di momento di beccheggio in condizioni di portanza nulla $C_{\mathcal{M}_{0,\text{f}}} = -0{,}085$. Si assuma inoltre che nel passare dall'ala isolata al velivolo parziale la fusoliera comporti uno spostamento $\Delta\bar{x}_{\text{ac,B}}$ del centro aerodinamico (adimensionalizzato rispetto a $\bar{c}$), pari a $-0{,}231$.

☞ Calcolare i gradienti delle rette di portanza (in rad^{-1}) delle ali finite con la cosiddetta formula di Polhamus:

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

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

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

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 $\eta_{\text{H}} = 0{,}9$.

☞ Determinare la posizione del baricentro corrispondente a un velivolo staticamente stabile al beccheggio, con margine di stabilità a comandi bloccati in valore assoluto pari a $0{,}3\bar{c}$.

☞ Si assuma un fattore di efficacia dell'equilibratore $\tau_{\text{e}} = 0{,}48$.

☞ Per volo a quota costante e $i_{\text{H}} = -2°$ calcolare i valori di equilibrio dell'angolo d'attacco α_{B} (rispetto alla fusoliera), della deflessione δ_{e} e della spinta T. Considerare accoppiate le equazioni di equilibrio alla traslazione verticale e quella alla rotazione di beccheggio. Eseguire un disegno della sezione dell'impennaggio di coda indicando gli angoli i_{H} e δ_{e} di equilibrio.

☞ A partire dalla condizione di volo equilibrato trovata al punto precedente, dal significato della potenza di controllo $C_{\mathcal{M}_{i_{\text{H}}}}$ e dell'indice di stabilità statica $C_{\mathcal{M}_\alpha}$, a parità di δ_{e} ricavare per costruzione grafica nel piano $(\alpha_{\text{B}}, C_{\mathcal{M}})$ la nuova condizione di equilibrio corrispondente ad $i_{\text{H}} = -1°$.

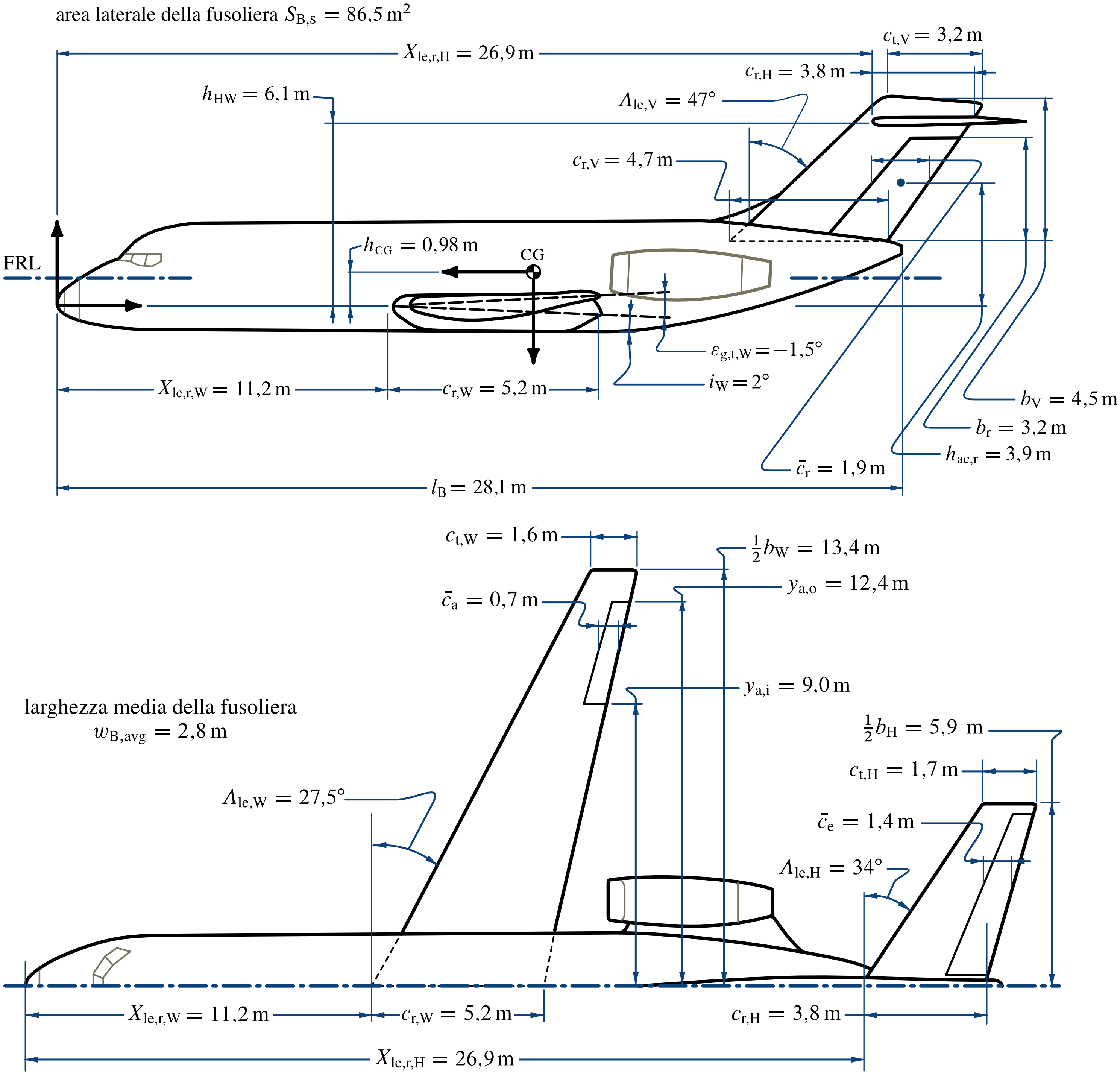

Figura 1 Viste e dimensioni principali di un velivolo del tipo McDonnell Douglas DC9-10.

8 pt **(2)** L'effetto diedro complessivo del velivolo assegnato è $C_{\mathcal{L}_\beta} = -0{,}144\,\text{rad}^{-1}$. Calcolare le aliquote percentuali corrispondenti a $C_{\mathcal{L}_\beta|\Gamma_W}$, effetto diedro dovuto all'angolo diedro geometrico dell'ala con $\Gamma_W = 4°$, e a $C_{\mathcal{L}_\beta|\Lambda_W}$, effetto diedro dovuto alla freccia alare. Inoltre, si illustrino i rimanenti contributi al $C_{\mathcal{L}_\beta}$ totale discutendo i parametri da cui essi dipendono.

Domanda di TEORIA

9 pt **(3)** Illustrare dal punto di vista fisico, aiutandosi con opportuni disegni, i fenomeni coinvolti nell'aerodinamica della fusoliera, sia quando questa è isolata che quando è in presenza dell'ala. Discutere il metodo di calcolo dei coefficienti $C_{\mathcal{M}_{0,f}}$ e $C_{\mathcal{M}_{\alpha,f}}$ noto come *Multhopp strip-integration method*.

Domanda di TEORIA