

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 $(C_{\mathcal{M}_0})_f$ e $(C_{\mathcal{M}_\alpha})_f$ spiegando con opportuni disegni quali grandezze geometriche e aerodinamiche devono essere utilizzate nelle formule. **Domanda di TEORIA**

11 pt (2) 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:

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

☞ 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 $C_{\mathcal{M}_{ac,W}} = -0,08$.

☞ 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 codizioni di portanza nulla $(C_{\mathcal{M}_0})_f = -0,072$.

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

☞ 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 $0,27\bar{c}$. 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 $C_{\mathcal{M}_\alpha}$ 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 .

☞ Si assuma un gradiente $C_{L\alpha,V} = 3,61 \text{ rad}^{-1}$.

☞ Si assuma per il velivolo completo un effetto diedro $C_{\mathcal{L}\beta} = -0,130 \text{ rad}^{-1}$. Si tenga conto conto che la parte di effetto diedro dovuta alla posizione dell'ala è pari a $0,0260 \text{ rad}^{-1}$ e che l'angolo diedro geometrico è $\Gamma_W = 2,2 \text{ deg}$. Calcolare la percentuale di effetto diedro dovuta all'ala.

- Si assuma una distanza media h_V del centro aerodinamico del piano verticale di coda dall'asse di stabilità longitudinale pari a 3,5 m e un gradiente dell'angolo di *sidewash* tale che $\eta_V(1 + d\sigma/d\beta) = 1,22$. Calcolare l'effetto diedro $C_{\mathcal{L}\beta,V}$ dovuto al piano di coda verticale valutandone il valore percentuale rispetto all'effetto diedro totale. Si spieghi il significato fisico di $C_{\mathcal{L}\beta,V}$ con l'aiuto di opportuni disegni, giustificandone il segno.
- Si assuma un gradiente $C_{N\beta,V} = -0,178 \text{ rad}^{-1}$. Calcolare la derivata di stabilità direzionale $C_{N\beta}$ del velivolo. Se ne spieghi il significato fisico con l'aiuto di opportuni disegni, giustificandone il segno.
- 7 pt** (3) Si consideri un velivolo bimotore come quello della figura 1 per il quale siano noti i coefficienti $C_{\mathcal{L}\beta}$, $C_{\mathcal{L}\delta_a}$, $C_{\mathcal{L}\delta_r}$, $C_{N\beta}$, $C_{N\delta_a}$ e $C_{N\delta_r}$. Si vuole studiare il volo equilibrato ad un'assegnata velocità V , con un assegnato angolo di derapata β e motore sinistro inoperativo. Con l'aiuto di opportuni disegni spiegare e impostare il problema della determinazione della spinta necessaria e della deflessione richiesta ai comandi di volo.

Domanda di TEORIA

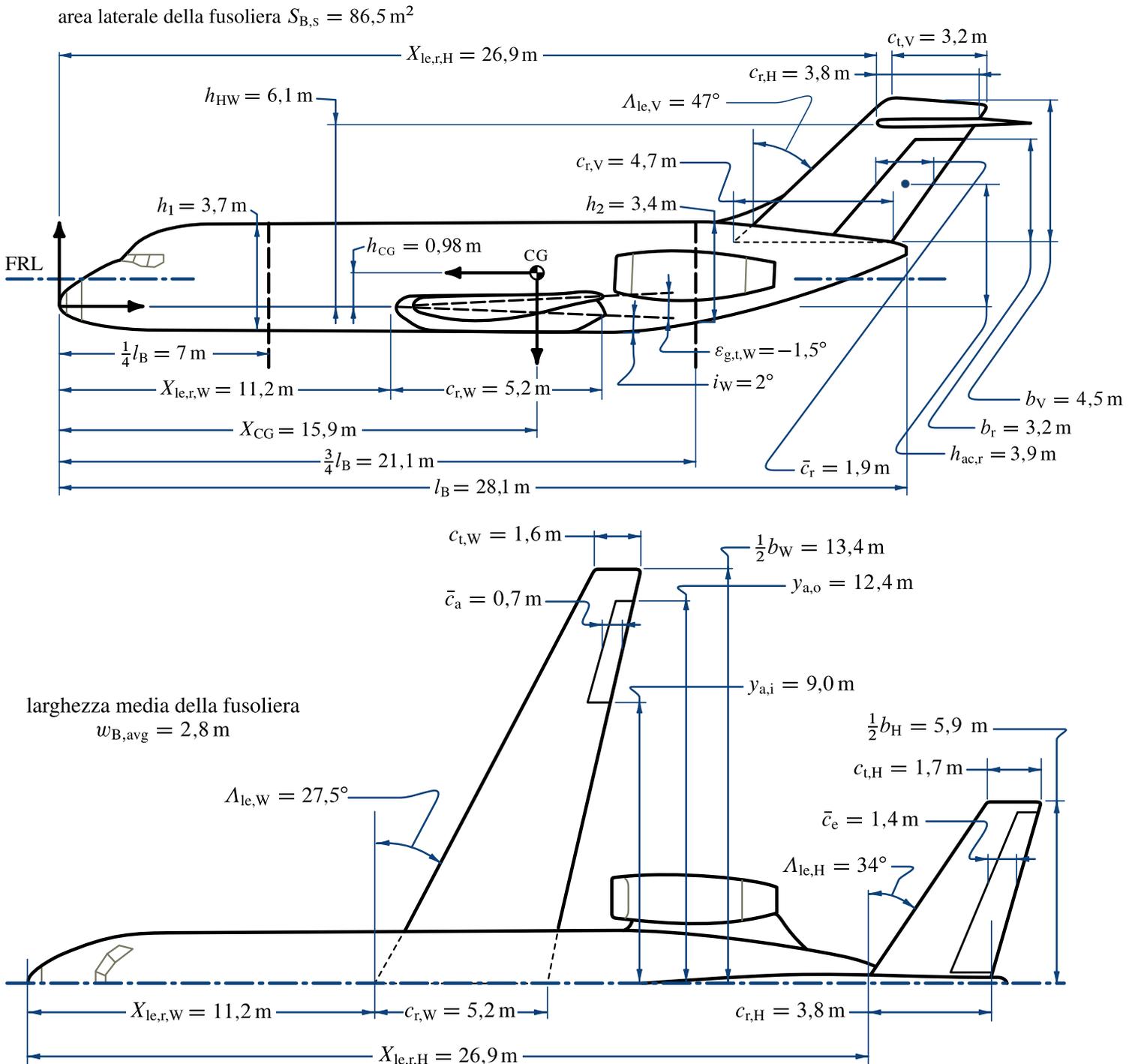


Figura 1 Viste e dimensioni principali di un velivolo del tipo McDonnell Douglas DC9-10.