Esame di Meccanica del volo — *Modulo di Manovre e Stabilità* — Prova scritta, 5 febbraio 2013

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 $\left(C_{\mathcal{M}0}\right)_{\text{f}}$ e $\left(C_{\mathcal{M}\alpha}\right)_{\text{f}}$ spiegando con opportuni disegni quali grandezze geometriche e aerodinamiche devono essere utilizzate nelle formule.

Domanda di TEORIA

9 pt **(2)** Dato un velivolo completo, discutere l'andamento nel piano $(\alpha_{\text{B}}, C_{\mathcal{M}})$ del coefficiente di momento di beccheggio intorno al baricentro in funzione dell'angolo d'attacco. Si discutano i criteri di equilibrabilità e di stabilità statica al beccheggio che rendono possibile il volo. Dire quali sono i parametri che fanno traslare la curva del $C_{\mathcal{M}}$ nel piano e discuterne il significato fisico. Ad esempio si prenda una condizione di volo equilibrato a velocità V_1 e si illustri un metodo grafico per individuare un nuovo punto di equilibrio a velocità $V_2 < V_1$.

Domanda di TEORIA

9 pt **(3)** Il velivolo assegnato è quello rappresentato nella figura 1, ha una massa $m = 28500\,\text{kg}$, un numero di Mach di volo $M = 0{,}60$ ad una quota $h_{\text{ASL}} = 7000\,\text{m}$ (*Above Sea Level*). Il coefficiente di resistenza a portanza nulla è $C_{D_0} = 0{,}024$; il fattore di Oswald della polare è $e_{\text{tot}} = 0{,}78$.

☞ 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 ha un fattore di resistenza indotta $e_{\text{W}} = 0{,}88$, un angolo di portanza nulla $\alpha_{0L,\text{W}} = -1{,}2°$ e un gradiente della retta di portanza $C_{L\alpha,\text{W}} = 4{,}93\,\text{rad}^{-1}$. 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 $C_{\mathcal{M}\text{ac},\text{W}} = -0{,}06$.

☞ Si assuma un gradiente di *downwash* medio in corrispondenza del piano orizzontale $\text{d}\varepsilon/\,\text{d}\alpha = 0{,}290$.

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

☞ Si assuma un gradiente del coefficiente di momento di beccheggio della fusoliera $\left(C_{\mathcal{M}\alpha}\right)_{\text{f}} = 0{,}023\,\text{deg}^{-1}$.

☞ Si assuma un rapporto delle pressioni dinamiche $\eta_{\text{H}} = 0{,}9$, un gradiente $C_{L\alpha,\text{H}} = 4{,}74\,\text{rad}^{-1}$ e un centro aerodinamico dell'impennaggio di coda al 25% della corda media aerodinamica $\bar{c}_{\text{H}}$. Si assuma inoltre un fattore di efficacia dell'elevatore $\tau_{\text{e}} = 0{,}50$ e un fattore $F_{\text{e}} = 0{,}70$ (*free elevator factor*).

☞ Collocare il baricentro lungo la corda media aerodinamica in modo da ottenere un margine statico dimensionale a comandi bloccati pari a $-0{,}3\bar{c}$ (velivolo staticamente stabile).

☞ Il velivolo è in virata corretta, stabilizzata (volo equilibrato ad angolo di derapata nullo), a quota costante. La manovra avviene con un angolo d'inclinazione delle ali $\phi = 40\,\text{deg}$ (virata a destra) e le componenti della velocità angolare in assi velivolo sono $p = -0{,}109\,\text{deg/s}$, $q = 1{,}330\,\text{deg/s}$, $r = 1{,}585\,\text{deg/s}$.
Per $i_{\text{H}} = 0$, con baricentro nella posizione calcolata al punto precedente, calcolare le deflessioni di equilibrio dell'equilibratore δ_{e}, dell'alettone destro δ_{a} (positiva se si abbassa) e del timone δ_{r}.
Per semplicità è consentito disaccoppiare l'equazioni di equilibrio alla traslazione verticale da quella alla rotazione di beccheggio ponendo in prima approssimazione $L \approx L_{\text{WB}}$. Per gli equilibri alle rotazioni intorno agli assi di rollio e di imbardata si faccia riferimento alle derivate aerodinamiche riportate nella tabella 1.

Tabella 1 Derivate aerodinamiche latero-direzionali di un velivolo del tipo McDonnell Douglas DC9-10.

$C_{\mathcal{L}_\beta}$	$-0{,}144\,\mathrm{rad}^{-1}$	$C_{\mathcal{N}_\beta}$	$0{,}293\,\mathrm{rad}^{-1}$
$C_{\mathcal{L}_{\delta_\mathrm{r}}}$	$0{,}050\,\mathrm{rad}^{-1}$	$C_{\mathcal{N}_{\delta_\mathrm{r}}}$	$-0{,}135\,\mathrm{rad}^{-1}$
$C_{\mathcal{L}_{\delta_\mathrm{a}}}$	$-0{,}222\,\mathrm{rad}^{-1}$	$C_{\mathcal{N}_{\delta_\mathrm{a}}}$	0
$C_{\mathcal{L}_p}$	$-0{,}410\,\mathrm{rad}^{-1}$	$C_{\mathcal{N}_p}$	$-0{,}075\,\mathrm{rad}^{-1}$
$C_{\mathcal{L}_r}$	$0{,}309\,\mathrm{rad}^{-1}$	$C_{\mathcal{N}_r}$	$-0{,}363\,\mathrm{rad}^{-1}$

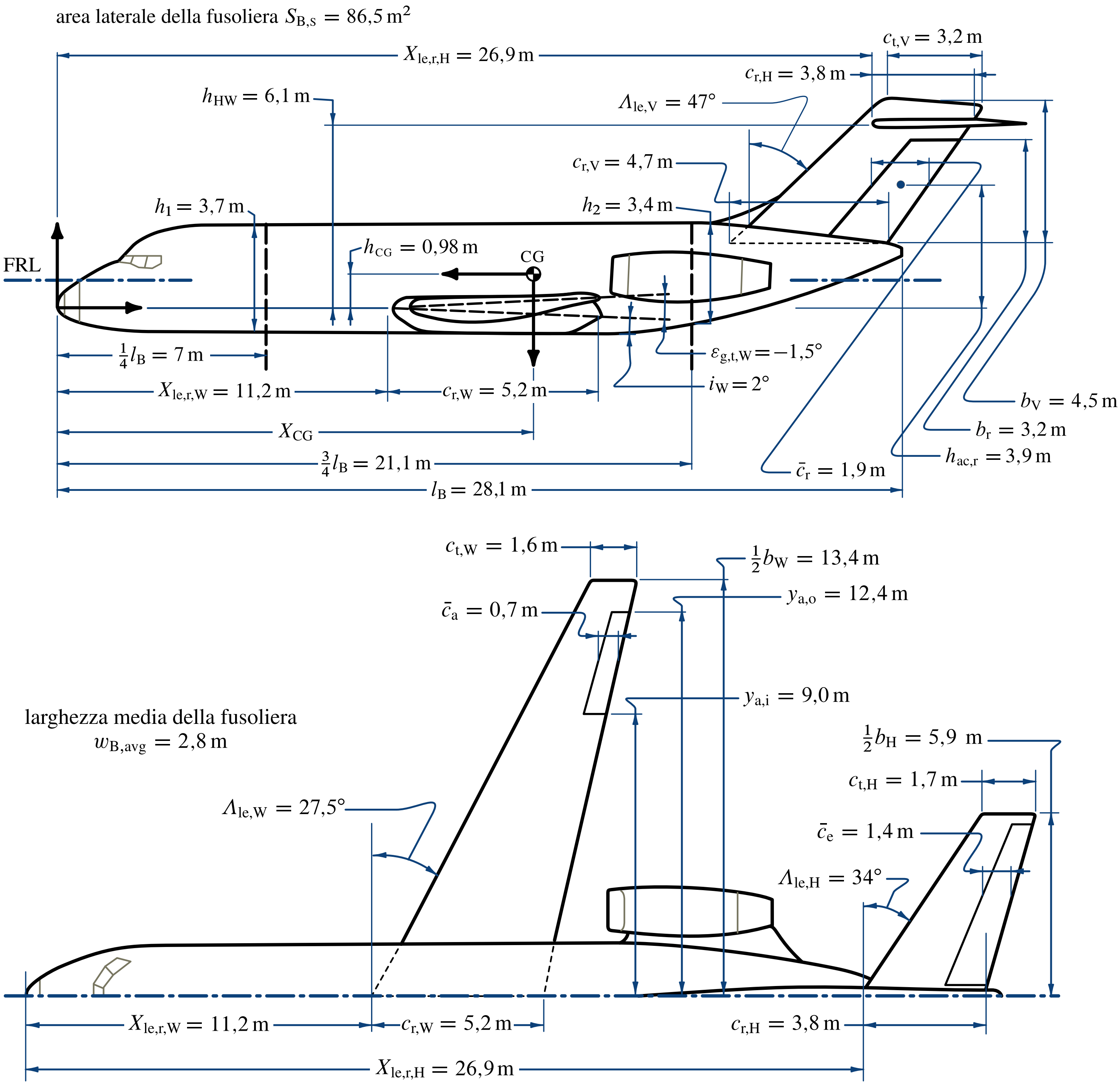

Figura 1 Viste e dimensioni principali di un velivolo del tipo McDonnell Douglas DC9-10.