

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 $(C_{M_0})_f$ e $(C_{M_\alpha})_f$ spiegando con opportuni disegni quali grandezze geometriche e aerodinamiche devono essere utilizzate nelle formule. **Domanda di TEORIA**

9 pt (2) Dare la definizione del punto neutro a comandi bloccati e liberi e ricavarne la formula di calcolo, descrivendo nei dettagli tutti i termini in essa contenuti. Riportare in un grafico qualitativo le curve del C_M baricentrico del velivolo completo a comandi bloccati in funzione di α_B , parametrizzate per valori diversi di δ_e . Riportare la curva qualitativa del C_M a comandi liberi. Con l'aiuto delle curve disegnate, dire quante condizioni equilibrate esistono a comandi liberi. Determinare la posizione dei punti neutri a comandi bloccati e liberi del velivolo assegnato. **Domanda di TEORIA**

9 pt (3) Il velivolo assegnato è quello rappresentato nella figura 1, ha una massa $m = 28500$ kg, un numero di Mach di volo $M = 0,60$ ad una quota $h_{ASL} = 7000$ 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:

$$\frac{T(h)}{T_{SL}} = \sigma(h) = \left(1 + \frac{LR}{T_{SL}}h\right)^{4,257}, \quad LR = -0,0065 \frac{K}{m}, \quad T_{SL} = 288,16 K,$$

$$\rho(h) = \rho_{SL}\sigma(h), \quad \rho_{SL} = 1,225 \frac{kg}{m^3}, \quad R_{aria} = 287 \frac{Nm}{kg K}, \quad \gamma_{aria} = 1,4$$
(1)

L'ala ha un fattore di resistenza indotta $e_W = 0,88$, un angolo di portanza nulla $\alpha_{0L,W} = -1,2^\circ$ e un gradiente della retta di portanza $C_{L\alpha,W} = 4,93 \text{ rad}^{-1}$. 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:

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

Si assuma un $C_{M_{ac,W}} = -0,06$.

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

Si assuma un coefficiente di momento di beccheggio della fusoliera in condizioni di portanza nulla $(C_{M_0})_f = -0,072$.

Si assuma un gradiente del coefficiente di momento di beccheggio della fusoliera $(C_{M_\alpha})_f = 0,023 \text{ deg}^{-1}$.

Si assuma un rapporto delle pressioni dinamiche $\eta_H = 0,9$, un gradiente $C_{L\alpha,H} = 4,74 \text{ rad}^{-1}$ e un centro aerodinamico dell'impennaggio di coda al 25% della corda media aerodinamica \bar{c}_H . Si assuma inoltre un fattore di efficacia dell'elevatore $\tau_e = 0,50$ e un fattore $F_e = 0,70$ (*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 $i_H = -2 \text{ deg}$, 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 $L \approx L_{WB}$. 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.

$C_{\mathcal{L}\beta}$	$-0,144 \text{ rad}^{-1}$	$C_{\mathcal{N}\beta}$	$0,293 \text{ rad}^{-1}$
$C_{\mathcal{L}\delta_r}$	$0,050 \text{ rad}^{-1}$	$C_{\mathcal{N}\delta_r}$	$-0,135 \text{ rad}^{-1}$
$C_{\mathcal{L}\delta_a}$	$-0,222 \text{ rad}^{-1}$	$C_{\mathcal{N}\delta_a}$	0
$C_{\mathcal{L}p}$	$-0,410 \text{ rad}^{-1}$	$C_{\mathcal{N}p}$	$-0,075 \text{ rad}^{-1}$
$C_{\mathcal{L}r}$	$0,309 \text{ rad}^{-1}$	$C_{\mathcal{N}r}$	$-0,363 \text{ rad}^{-1}$

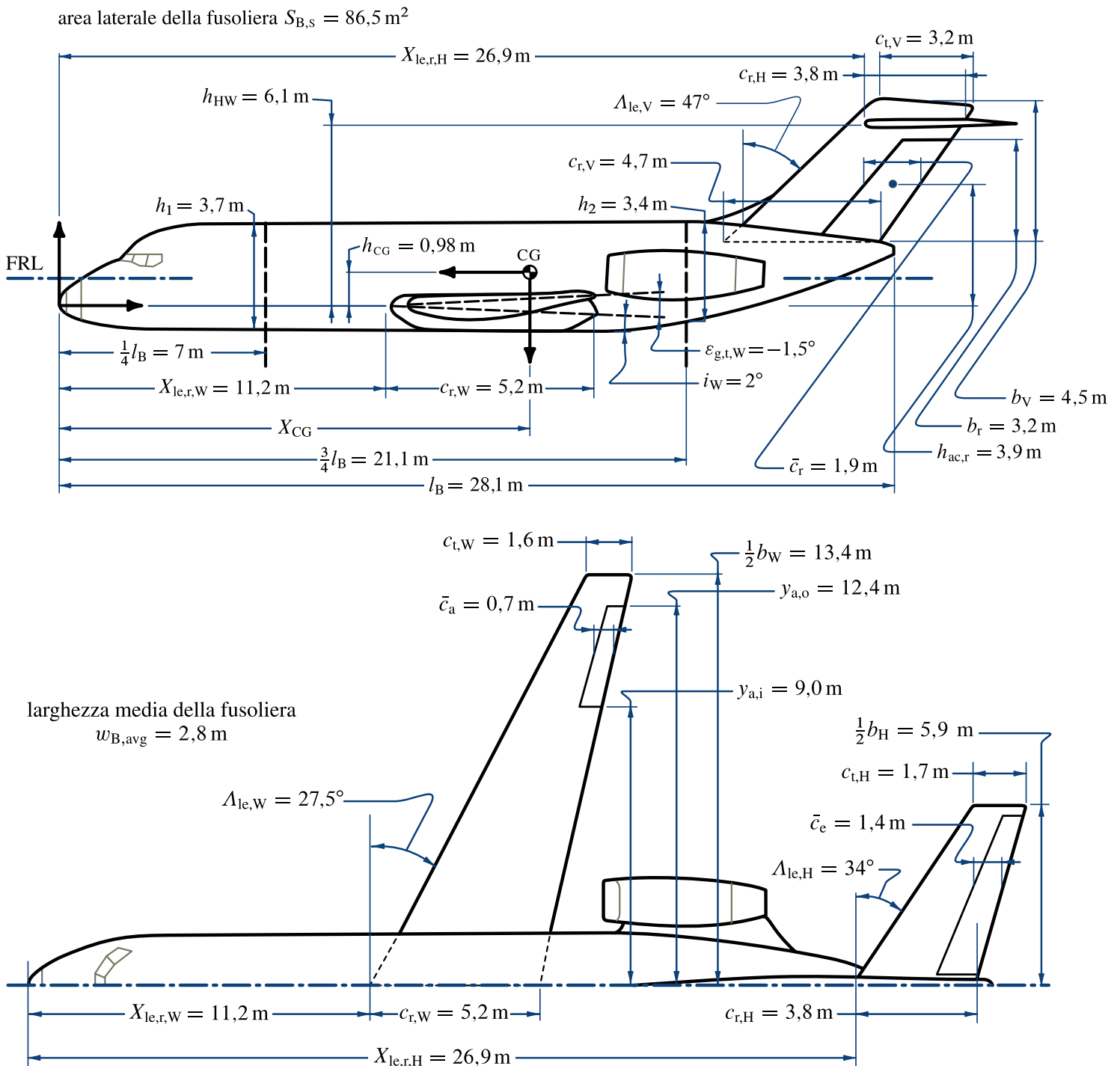


Figura 1 Viste e dimensioni principali di un velivolo del tipo McDonnell Douglas DC9-10.