Esame di Meccanica del volo — *Modulo di Manovre e Stabilità* — Prova scritta, 9 luglio 2012

QUESITI

10 pt **(1) L'aeromobile assegnato è una variante di quello rappresentato nella figura 2. Si immagini di modificare la parte anteriore della fusoliera allungandone il tratto cilindrico.**

☞ Guardando lo schema della figura 2 si consideri un allungamento di 2 m della fusoliera, schematizzandolo con l'inserimento di un tronco aggiuntivo "2a" tra il tronco "2" e il tronco "3".

☞ La massa del velivolo è $m = 29000\,\text{kg}$, il numero di Mach di volo è $M = 0{,}72$, la quota di volo è $h_{\text{ASL}} = 9000\,\text{m}$ (*Above Sea Level*). Il coefficiente di resistenza a portanza nulla è $C_{D_0} = 0{,}024$; il fattore di Oswald della polare è $e_{\text{tot}} = 0{,}78$; il fattore di resistenza indotta dell'alla è $e_{\text{W}} = 0{,}85$.

☞ Utilizzare il seguente modello di atmosfera:

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

☞ L'ala è a profilo variabile lungo l'apertura con $\alpha_{0\ell,\text{r}} = -3{,}0\,\text{deg}$, $\alpha_{0\ell,\text{t}} = -2{,}0\,\text{deg}$, $C_{\ell_\alpha,\text{r}} = 0{,}108\,\text{deg}^{-1}$, $C_{\ell_\alpha,\text{t}} = 0{,}080\,\text{deg}^{-1}$. La posizione adimensionale lungo la corda media aerodinamica del centro aerodinamico dell'ala è $x_{\text{ac,W}}/\bar{c} = 0{,}245$.

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

☞ Calcolare l'angolo di portanza nulla dell'ala $\alpha_{0L,\text{W}}$.

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

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

☞ 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

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

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

☞ Calcolare il coefficiente di momento di beccheggio della fusoliera in condizioni di portanza nulla con la formula seguente (angoli espressi in deg):

$$\left(C_{\mathcal{M}_0}\right)_{\text{f}} = \frac{k_2 - k_1}{36{,}5\,S\,\bar{c}}\sum_{k=1}^{N} w_k^2\left[-i_{\text{W}} + \alpha_{0L,\text{W}} + i_{\text{cl},k}\right]\Delta x_k \tag{6}$$

La formula (6) richiede di discretizzare la fusoliera in N tronchi, ciascuno di larghezza w_k e di lunghezza Δx_k. L'angolo i_{cl} è la pendenza locale della cosiddetta "fuselage camber line", linea media della sagoma laterale della fusoliera. La grandezza $k_2 - k_1$ è detta "added mass factor" ed è funzione del rapporto di snellezza della fusoliera $l_{\text{B}}/w_{\text{B,avg}}$, dove l_{B} è la lunghezza totale della fusoliera e $w_{\text{B,avg}}$ è la larghezza media. Si faccia riferimento alle figure 1 e 2 e alla tabella 1 (vedi i due punti successivi).

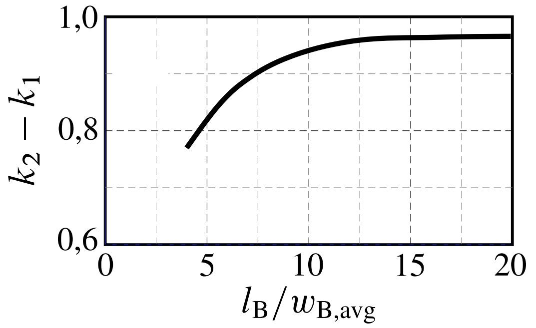

Figura 1 Fattore di interferenza della fusoliera K_N.

Tabella 1 Dati per il calcolo di $C_{\mathcal{M}_0,B}$ e $C_{\mathcal{M}_\alpha,B}$.
⋆ **Inserire la riga corrispondente al tronco “2a”**
⋆ **modificare opportunamente i dati relativi ai tronchi “1” e “2”.**

k	x_k (m)	Δx_k (m)	w_k (m)	$i_{cl,k}$ (deg)	$\left(\dfrac{\partial\bar{\varepsilon}}{\partial\alpha}\right)_k$	$w_k^2 \cdot \Delta x_k$	$w_k^2 \cdot \Delta x_k \cdot (\partial\bar{\varepsilon}/\partial\alpha)_k$
1	10,49	2,3	1,95	−12,7	1,07	8,93	9,56
2	8,14	2,3	3,08	−9,4	1,09	21,95	23,93
3	5,82	2,3	3,08	−1	1,14	21,95	25,03
4	3,51	2,3	3,08	−0,5	1,26	21,95	27,66
5	1,16	2,3	3,08	0	2,34	21,95	51,37
6	3,57	2,4	3,08	0	0,17	22,53	3,83
7	1,19	2,4	3,08	0	0,06	22,53	1,35
8	0,98	2	3,08	0	0,05	18,49	0,92
9	2,93	2	6,83	−1,7	0,14	90,93	12,73
10	4,88	2	6,77	−4,3	0,23	89,32	20,54
11	6,8	2	4,54	−7,3	0,32	40,23	12,87
12	8,75	2	1,95	−8,2	0,42	7,42	3,12
13	10,7	2	0,88	−4,8	0,51	1,52	0,78

☞ La tabella 1 è relativa al velivolo **prima della modifica** della fusoliera. In essa va aggiunta, dopo la seconda riga, una riga di dati corrispondente al tronco “2a”. Ai fini del calcolo di $C_{\mathcal{M}_{0,f}}$ si può assumere un angolo i_{cl} del tronco “2a” pari a $-1°$.

☞ Calcolare il gradiente in deg^{-1} del coefficiente di momento dovuto alla fusoliera con la formula seguente:

$$\left(C_{\mathcal{M}\alpha}\right)_f = \frac{C_{L\alpha,W}}{2{,}87\, S\bar{c}} \sum_{k=1}^{N} w_k^2 \left(\frac{\partial\bar{\varepsilon}}{\partial\alpha}\right)_k \Delta x_k \tag{7}$$

I valori dei gradienti $(\partial\bar{\varepsilon}/\partial\alpha)_k$ sono anch’essi riportati nella tabella 1. In essa la riga corrispondente al tronco “2a” deve contenere un valore di $(\partial\bar{\varepsilon}/\partial\alpha)_{2a}$ opportunamente interpolato. Anche i valori $(\partial\bar{\varepsilon}/\partial\alpha)_1$ e $(\partial\bar{\varepsilon}/\partial\alpha)_2$ relativi ai tronchi “1”e “2” devono essere opportunamente modificati.

☞ Il valore di $C_{\mathcal{M}_{\alpha,f}}$ consente di conoscere il discostamento del centro aerodinamico del velivolo parziale rispetto a quello dell’ala.

☞ Determinare la posizione del baricentro corrispondente a un margine di stabilità a comandi bloccati pari a $0{,}2\bar{c}$.

9 pt **(2)** 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 $C_{\mathcal{N}_p}$. Per ciascuna di queste caratteristiche aerodinamiche si dimostrino le formule di calcolo.

Domanda di TEORIA

9 pt **(3)** Illustrare il criterio di stabilità laterale e ricavare l’espressione dell’effetto diedro di un’ala. Si definisca il concetto di effetto diedro equivalente di una configurazione ala-fusoliera con “ala-alta” o “ala bassa”. Dire da quali caratteristiche dipende l’effetto diedro complessivo del velivolo.

Per il velivolo assegnato l’effetto diedro dovuto alla posizione verticale dell’ala rispetto alla fusoliera è $C_{\mathcal{L}_\beta|z_W} = 0{,}0260\,\text{rad}^{-1}$ (dovuto all’ala bassa). Dire se tale caratteristica è favorevole o sfavorevole rispetto al concetto di stabilità laterale. Calcolare l’angolo diedro equivalente.

Domanda di TEORIA

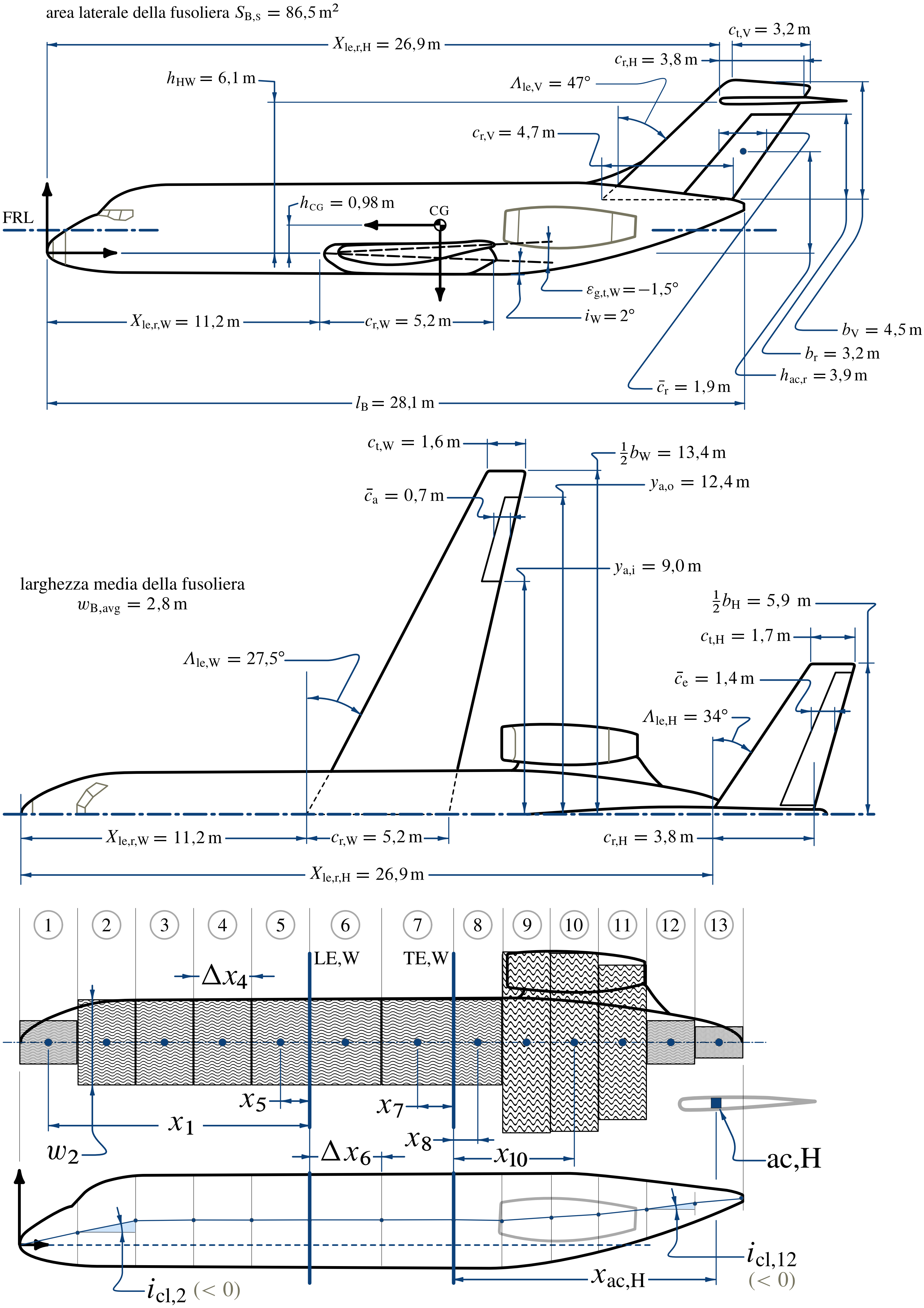

Figura 2 Viste e dimensioni principali di un velivolo del tipo McDonnell Douglas DC9-10.