

QUESITI

(1) Illustrare i criteri di equilibrabilità e di stabilità statica al beccheggio, giustificandoli con le formule opportune. Far vedere come si modificano i grafici del C_M del velivolo completo in funzione di α_B al variare di i_H , di δ_e e della posizione del baricentro. Illustrare i concetti di punto neutro a comandi bloccati e a comandi liberi ricavandone le formule di calcolo.

Domanda di TEORIA

(2) 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 $h_{ASL} = 9000 \text{ m}$ (Above Sea Level). Il coefficiente di resistenza a portanza nulla è $C_{D_0} = 0,024$; il fattore di Oswald della polare è $e_{tot} = 0,78$; il fattore di resistenza indotta dell'ala è $e_w = 0,85$.

Utilizzare il seguente modello di atmosfera:

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

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

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

Per superfici portanti trapezie sono notevoli le formule:

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

Si assuma un $C_{M_{ac,w}} = -0,078$.

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

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

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi \mathcal{R}}{2 + \sqrt{4 + \frac{\mathcal{R}^2(1-M^2)}{k_p^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{c/2}}{1-M^2}\right)}} \quad \text{con } k_p = \begin{cases} 1 + \mathcal{R} \frac{1,87 - 0,000233\Lambda_{le}}{100} & \text{se } \mathcal{R} < 4 \\ 1 + \frac{(8,2 - 2,3\Lambda_{le}) - \mathcal{R}(0,22 - 0,153\Lambda_{le})}{100} & \text{se } \mathcal{R} \geq 4 \end{cases}$$

(con Λ_{le} in rad)

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

$$\frac{d\epsilon}{d\alpha} = \sqrt{1-M^2} \left[4,44 \left(K_{\mathcal{R}} K_{\lambda} K_H \sqrt{\cos \Lambda_{c/4,w}} \right)^{1,19} \right]$$

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

$$K_{\mathcal{R}} = \frac{1}{\mathcal{R}_w} - \frac{1}{1 + \mathcal{R}_w^{1,7}}, \quad K_{\lambda} = \frac{10 - 3\lambda_w}{7}, \quad K_H = \frac{1 - (h_{WH}/b_w)}{(2X_{WH}/b_w)^{1/3}}$$

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 rapporto delle pressioni dinamiche $\eta_H = 0,9$.

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

$$(C_{M_0})_f = \frac{k_2 - k_1}{36,5 S \bar{c}} \sum_{k=1}^N w_k^2 \left[-i_w + \alpha_{0L,w} + i_{cl,k} \right] \Delta x_k$$

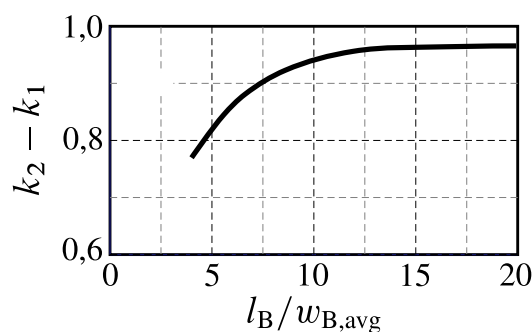


Figura 1 Fattore di interferenza della fusoliera K_N .

Tabella 1 Dati per il calcolo di $C_{M_{0,B}}$ e $C_{M_{\alpha,B}}$.

★ 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) | $\left(\frac{\partial \bar{\varepsilon}}{\partial \alpha}\right)_k$ | $w_k^2 \cdot \Delta x_k$ | $w_k^2 \cdot \Delta x_k \cdot \left(\frac{\partial \bar{\varepsilon}}{\partial \alpha}\right)_k$ |
|-----|-----------|------------------|-----------|------------------|---|--------------------------|--|
| 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 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 $l_B/w_{B,avg}$, dove l_B è la lunghezza totale della fusoliera e $w_{B,avg}$ è la larghezza media. Si faccia riferimento alle figure 1 e 2 e alla tabella 1 (vedi i due punti successivi).

☞ 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 $C_{M_{0,f}}$ 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:

$$(C_{M_{\alpha}})_f = \frac{C_{L_{\alpha,w}}}{2,87 S \bar{c}} \sum_{k=1}^N w_k^2 \left(\frac{\partial \bar{\varepsilon}}{\partial \alpha}\right)_k \Delta x_k \quad (7)$$

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 $C_{M_{\alpha,f}}$ 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 $0,25\bar{c}$.

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 $C_{x_{\beta}|z_w} = 0,0260 \text{ rad}^{-1}$ (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

area laterale della fusoliera $S_{B,S} = 86,5 \text{ m}^2$

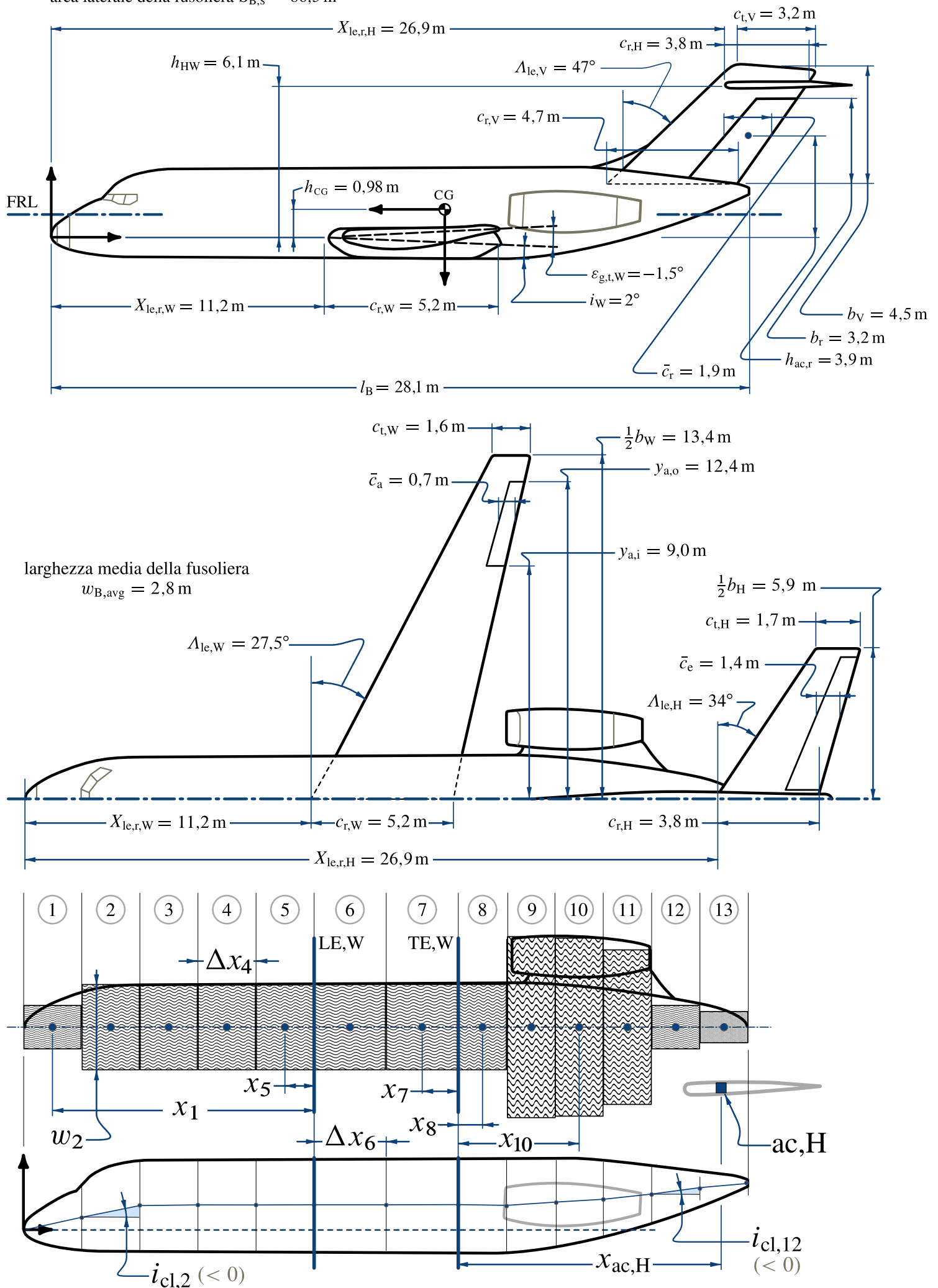


Figura 2 Viste e dimensioni principali di un velivolo del tipo McDonnell Douglas DC9-10.