

QUESITI

9 pt (1) 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 $C_{\mathcal{N}_p}$, le potenze di controllo laterale e direzionale. Per ciascuna di esse si dimostrino le formule di calcolo. **Domanda di TEORIA**

9 pt (2) Illustrare il criterio di stabilità laterale e ricavare l'espressione dell'effetto diedro di un'ala. Inoltre, si definisca il concetto di effetto diedro equivalente di una configurazione ala-fusoliera con "ala-alta" o "ala bassa".

A tal proposito, sia data un'ala trapezia con rapporto di rastremazione $\lambda = 0,4$ che montata sulla fusoliera in posizione bassa determina un $C_{\mathcal{L}_\beta} = 0,0008 \text{ deg}^{-1}$. Calcolarne l'angolo diedro equivalente. Calcolare il valore dell'angolo diedro che il progettista dovrà adottare per avere un effetto diedro pari a $-0,0003 \text{ deg}^{-1}$. Per la stessa ala, qualora sia dotata anche di un angolo di freccia $\Lambda_{c/2} = 32^\circ$, calcolare l'effetto diedro dovuto alla freccia per unità di C_L . **Domanda di TEORIA**

10 pt (3) Il velivolo assegnato è quello rappresentato nella figura 2, ha una massa $m = 29500 \text{ kg}$, un numero di Mach di volo $M = 0,75$ ad una quota $h_{ASL} = 9100 \text{ m}$ (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:

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

L'ala è a profilo costante lungo l'apertura con $\alpha_{0\ell,r} = \alpha_{0\ell,t} = -3 \text{ deg}$, $C_{\ell\alpha,r} = C_{\ell\alpha,t} = 0,106 \text{ deg}^{-1}$, $C_{m_{ac,r}} = C_{m_{ac,t}} = -0,07$. 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:

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

Si assuma un $C_{\mathcal{M}_{ac,W}} = -0,08$.

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:

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

(con Λ_{le} in rad)

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

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

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

$$K_{\mathcal{R}} = \frac{1}{\mathcal{R}_W} - \frac{1}{1 + \mathcal{R}_W^{1,7}}, \quad K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda_W}{7}, \quad K_H = \frac{1 - (h_{WH}/b_W)}{(2X_{WH}/b_W)^{1/3}} \quad (5)$$

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}_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 $\eta_H = 0,9$.

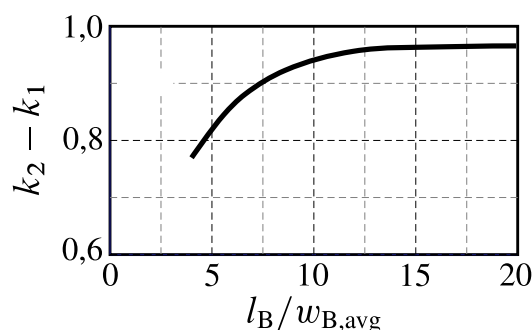


Figura 1 Fattore di interferenza della fusoliera K_N .

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

$$(C_{M_0})_f = \frac{k_2 - k_1}{36,5 S \bar{c}} \sum_{k=1}^N w_k^2 [-i_w + \alpha_{0L,W} + i_{cl,k}] \Delta x_k \quad (6)$$

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 $k_2 - k_1$ rappresenta il cosiddetto “added mass factor” di Munk 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 dove $N = 13$.

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

k	x_k (m)	Δx_k (m)	w_k (m)	$i_{cl,k}$ (deg)	$\left(\frac{\partial \bar{\varepsilon}}{\partial \alpha}\right)_k$
1	10,49	2,3	1,95	-12,7	1,07
2	8,14	2,3	3,08	-9,4	1,09
3	5,82	2,3	3,08	-1,7	1,14
4	3,51	2,3	3,08	-0,5	1,26
5	1,16	2,3	3,08	0	2,34
6	3,57	2,4	3,08	0	0,17
7	1,19	2,4	3,08	0	0,06
8	0,98	2	3,08	0	0,05
9	2,93	2	6,83	-1,7	0,14
10	4,88	2	6,77	-4,3	0,23
11	6,8	2	4,54	-7,3	0,32
12	8,75	2	1,95	-8,2	0,42
13	10,7	2	0,88	-4,8	0,51

- ☞ 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. Il valore di $C_{M_{\alpha,f}}$ consente di conoscere il discostamento del centro aerodinamico del velivolo parziale rispetto a quello dell'ala.

- ☞ Calcolare il margine di stabilità a comandi bloccati.
- ☞ Per volo a quota costante e $\delta_e = 0$, 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 .

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

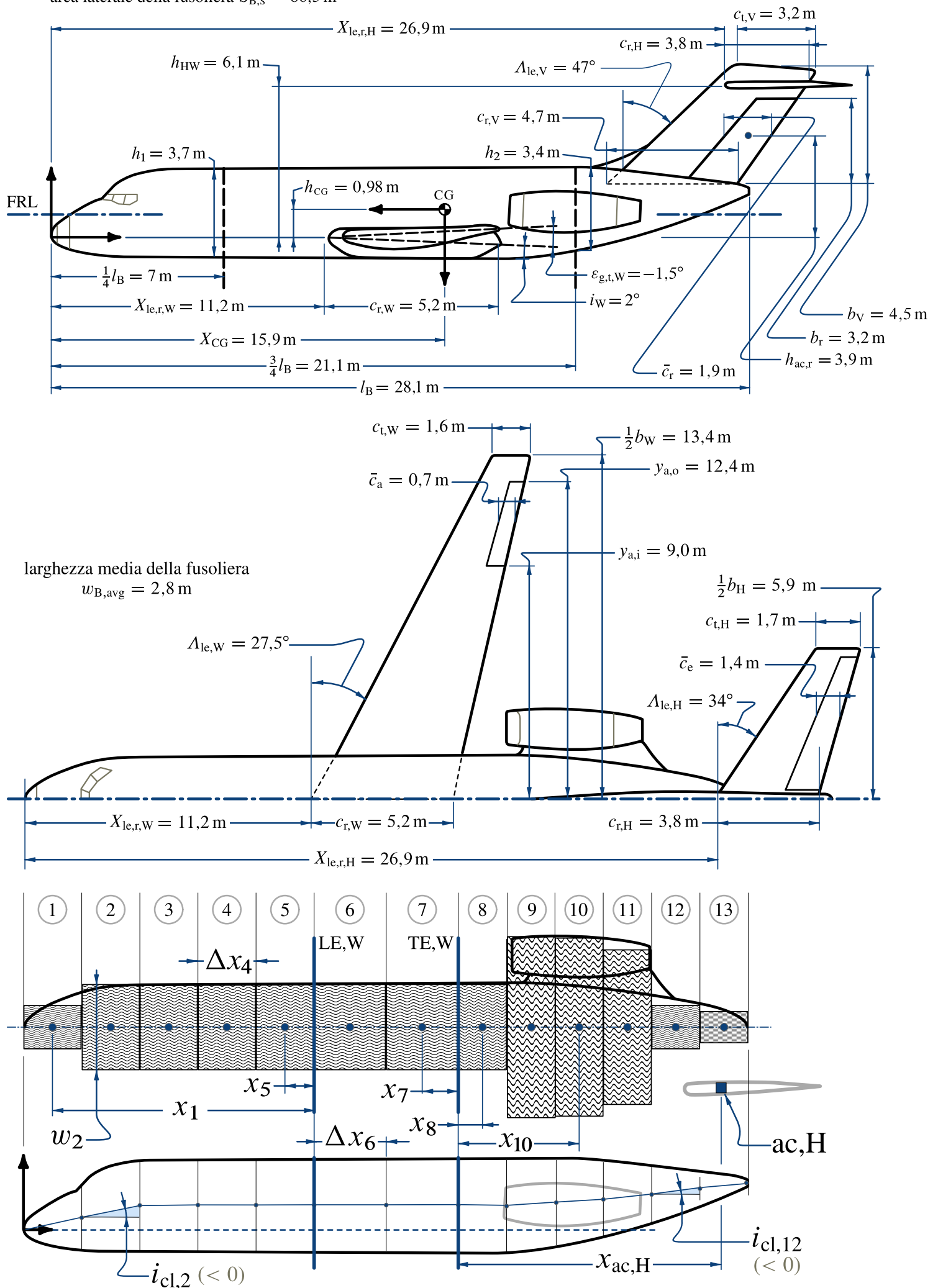


Figura 2 Viste e dimensioni principali di un velivolo del tipo McDonnell Douglas DC9-10.