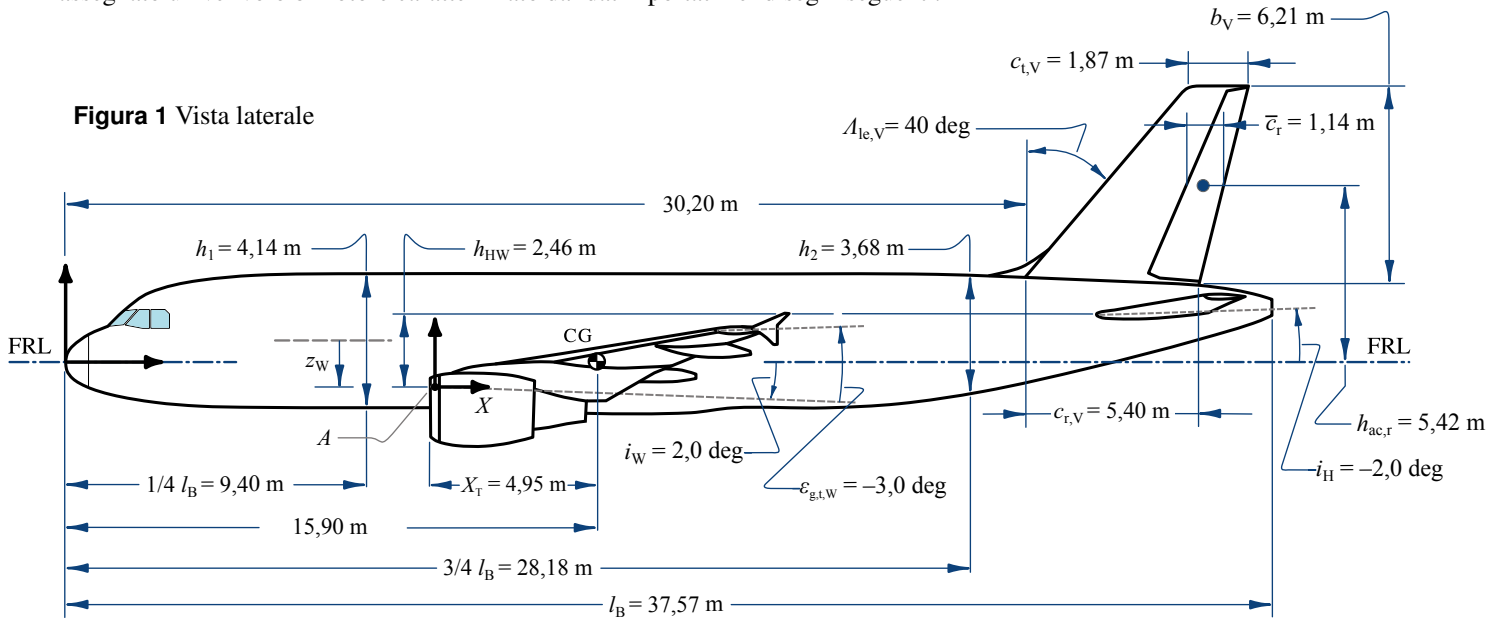
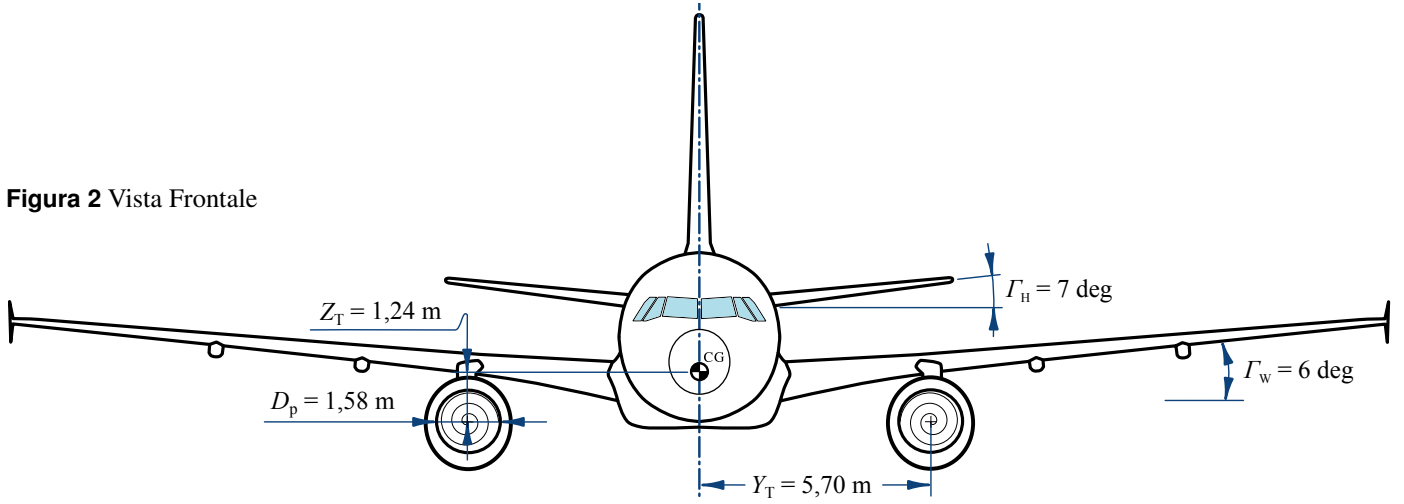


È assegnato un velivolo bimotore caratterizzato dai dati riportati nei disegni seguenti.

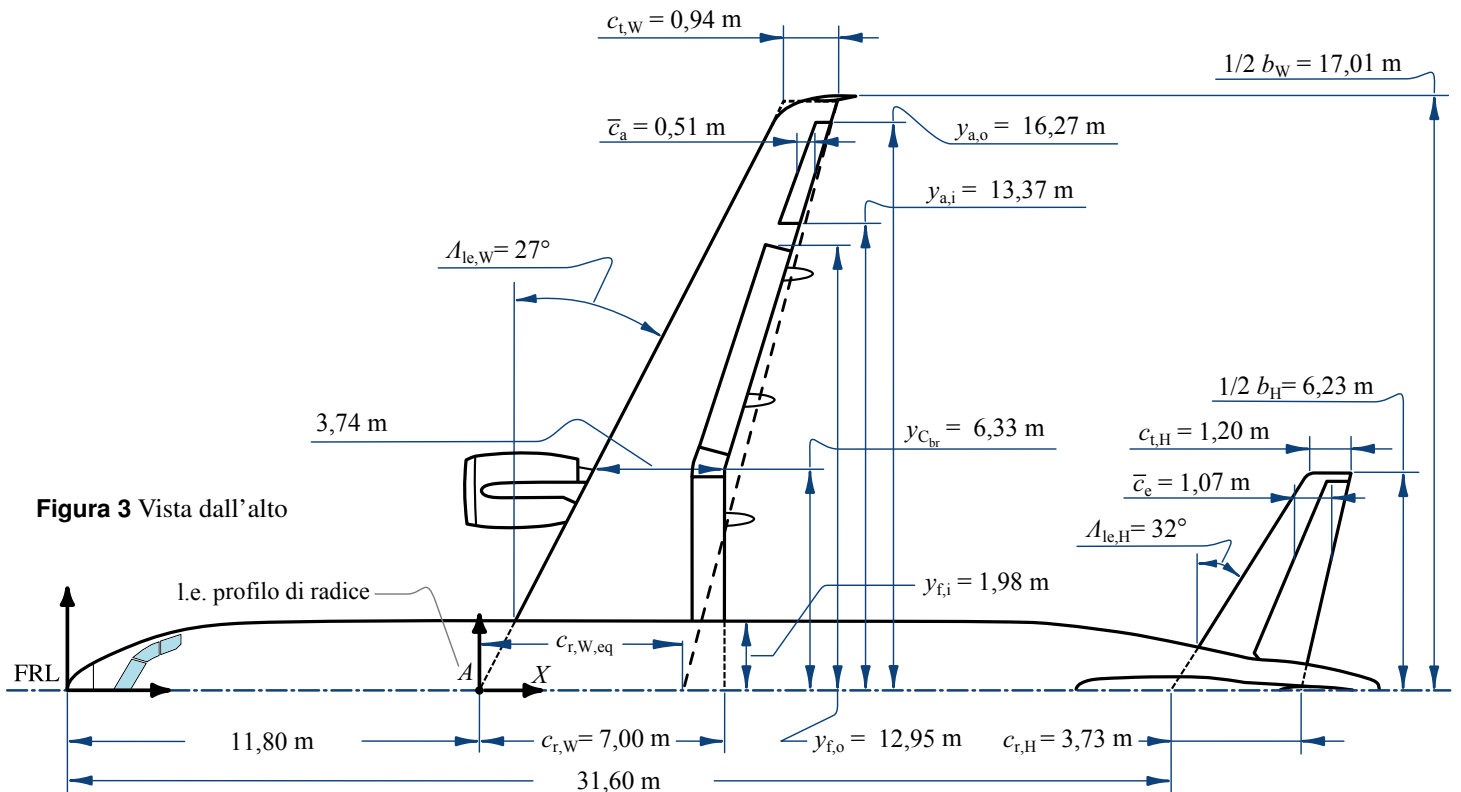
**Figura 1 Vista laterale**



**Figura 2 Vista Frontale**



**Figura 3 Vista dall'alto**



20 pt (1) Il velivolo si trova nelle condizioni di volo riportate nella tabella 1. Inoltre

☞ Utilizzare il modello di atmosfera dato dalle espressioni:

$$\frac{T(h)}{T_{SL}} = 1 + \frac{LR}{T_{SL}} h, \quad LR = \begin{cases} -0,0065 \frac{\text{K}}{\text{m}} & \text{se } h < 11000 \text{ m} \\ 0 \frac{\text{K}}{\text{m}} & \text{se } h \geq 11000 \text{ m} \end{cases}, \quad T_{SL} = 288,16 \text{ K},$$

$$\frac{\rho(h)}{\rho_{SL}} = \sigma(h) = \left( \frac{T(h)}{T_{SL}} \right)^{-\left( \frac{g}{LR \cdot R_{\text{aria}}} + 1 \right)}, \quad \rho_{SL} = 1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}, \quad R_{\text{aria}} = 287 \frac{\text{Nm}}{\text{kg K}}, \quad \gamma_{\text{aria}} = 1,4, \quad g = 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

(1)

$$\mu(T) = 1,458 \cdot 10^{-6} \frac{\text{kg}}{\text{m s} \sqrt{\text{K}}} \cdot \frac{T^{3/2}}{T + 110,4 \text{ K}} \quad \text{legge di Sutherland per la viscosità dell'aria; } T \text{ in K, } \mu \text{ in kg/(m s)}$$

(2)

☞ Assumere un coefficiente di resistenza a portanza nulla  $C_{D_0} = 0,020$  e un fattore di Oswald della polare  $e_{\text{tot}} = 0,82$ .

**NOTA BENE** La forma in pianta dell'ala assegnata è quella di una cosiddetta *cranked wing* (con bordo d'attacco e/o d'uscita rettilinei a tratti). Per tale ala si trovi le legge delle corde

$$c(Y) = \begin{cases} c_1(Y) & \text{per } 1,98 \text{ m} \leq Y < 6,33 \text{ m} \\ c_2(Y) & \text{per } 6,33 \text{ m} \leq Y \leq b_W/2 \end{cases}$$

(3)

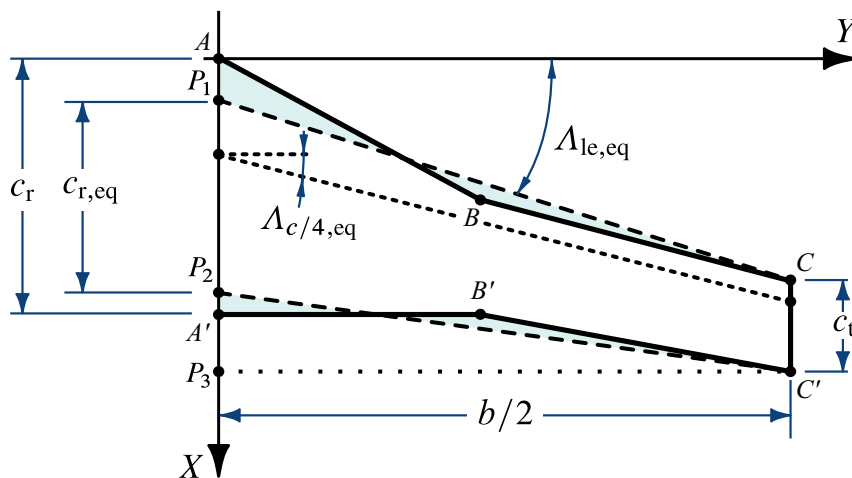
osservando che il profilo di radice dell'ala reale si trova alla stazione  $Y = 1,98 \text{ m}$  e che il bordo d'uscita non è rettilineo e per  $Y = 6,33 \text{ m}$  presenta una discontinuità (vedi figura 3). In base alla (3) calcolare la corda media aerodinamica  $\bar{c}$ .

☞ Laddove è necessario, considerare che l'ala del velivolo assegnato è equivalente ad un'ala a bordi d'attacco e d'uscita dritti. La figura 4 illustra la modalità di calcolo della corda di radice  $P_1 P_2$  per  $Y = 0$ . Per il velivolo assegnato si ha ovviamente  $P_1 \equiv A$  e va calcolata soltanto la posizione di  $P_2$ .

**Figura 4** Schematizzazione di un'ala equivalente, la cui forma in pianta ha area  $S$ , apertura  $b$  e corda d'estremità  $c_t$  uguali a quelle dell'ala originale.

La posizione del punto  $P_1$  si calcola imponendo:  
 $\text{Area}(P_1 C C' P_3 P_1) = \text{Area}(A B C C' P_3 A)$

La posizione del punto  $P_2$  si calcola imponendo:  
 $\text{Area}(P_2 C' P_3 P_2) = \text{Area}(A' B' C' P_3 A')$



☞ Calcolare l'angolo di portanza nulla  $\alpha_{0L,W}$  dell'ala assumendo le leggi

$$\alpha_{0\ell}(Y) = \begin{cases} -2,5 \text{ deg} & \text{per } 1,98 \text{ m} \leq Y < 6,33 \text{ m} \\ A_\alpha Y + B_\alpha & \text{per } 6,33 \text{ m} \leq Y < b_W/2 \\ -1,5 \text{ deg} & \text{per } Y = b_W/2 \end{cases}, \quad \varepsilon_g(Y) = \begin{cases} 0,0 \text{ deg} & \text{per } 1,98 \text{ m} \leq Y < 6,33 \text{ m} \\ A_\varepsilon Y + B_\varepsilon & \text{per } 6,33 \text{ m} \leq Y < b_W/2 \\ -3,0 \text{ deg} & \text{per } Y = b_W/2 \end{cases} \quad \text{(vedi } \varepsilon_{g,t,W}, \text{ figura 1)}$$

(4)

dell'angolo di portanza nulla di sezione (2D) e dello svergolamento geometrico dei profili.

☞ Per l'ala assumere inoltre: un fattore di resistenza indotta  $e_W = 0,85$ , un gradiente della retta di portanza  $C_{L\alpha,W} = 5,59 \text{ rad}^{-1}$ , una distanza  $X_{ac,W} = 3,28 \text{ m}$  del centro aerodinamico dal bordo d'attacco della radice (nel piano di mezzeria, figura 3, punto A), un coefficiente di momento intorno al centro aerodinamico  $C_{M_{ac,W}} = -0,08$ .

☞ Per la fusoliera assumere un  $C_{M_{0,B}} = -0,0161$ .

☞ Per il velivolo parziale assumere una distanza  $X_{WB}$  del centro aerodinamico dal bordo d'attacco della radice (nel piano di mezzeria) pari a  $0,63\bar{c}$ .

☞ Disegnare il grafico del coefficiente di momento di beccheggio della fusoliera in funzione di  $\alpha_B$  e commentarlo sinteticamente.

☞ Per superfici portanti trapezie utilizzare le formule notevoli:

$$\tan \Lambda_{c/n} = \tan \Lambda_{le} - \frac{(4/n)(1-\lambda)}{\mathcal{R}(1+\lambda)}, \quad \bar{c} = \frac{2}{3}c_r \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda}, \quad X_{le,\bar{c}} = \frac{b}{6} \frac{1+2\lambda}{1+\lambda} \tan \Lambda_{le} \quad \begin{array}{l} \text{(distanza del l.e. della c.m.a.} \\ \text{dal l.e. della radice)} \end{array} \quad (5)$$

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

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \sqrt{1-M^2} \left[ 4,44 \left( K_{\mathcal{R}} K_{\lambda} K_H \sqrt{\cos \Lambda_{c/4,w}} \right)^{1,19} \right] \quad (6)$$

con  $\Lambda_{c/4}$  l'angolo di freccia della linea dei fuochi. I fattori moltiplicativi  $K_{\mathcal{R}}$ ,  $K_{\lambda}$  e  $K_H$  tengono conto, rispettivamente, dell'allungamento  $\mathcal{R}$ , della rastremazione  $\lambda$  dell'ala e del posizionamento del piano di coda orizzontale. Essi sono espressi dalle formule

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

dove  $h_{HW}$  è la distanza verticale dalla corda  $c_{r,W}$  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  $h_{HW}$  è positiva se il piano di coda è situato al di sopra della corda di radice. La quantità  $X_{HW}$  è la distanza longitudinale del centro aerodinamico dell'impennaggio orizzontale dal punto a un quarto della corda di radice alare  $c_{r,W}$ .

☞ Per il piano orizzontale di coda assumere un gradiente della retta di portanza  $C_{L_{\alpha,H}} = 4,27 \text{ rad}^{-1}$ , un rapporto delle pressioni dinamiche  $\eta_H = 0,9$ , un fattore di efficacia dell'elevatore  $\tau_e = 0,55$ .

☞ Calcolare il margine di stabilità statica al beccheggio a comandi bloccati.

☞ Per volo a quota costante, calcolare la deflessione  $\delta_e$  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  $L_H/L$ .

☞ Per il piano verticale di coda assumere un gradiente  $C_{L_{\alpha,V}} = 3,91 \text{ rad}^{-1}$ , un fattore di efficacia del timone  $\tau_r = 0,45$ . Si assuma inoltre una distanza media  $h_V$  del centro aerodinamico dell'impennaggio dall'asse di stabilità longitudinale  $x_S$  pari a 4,2 m e un gradiente dell'angolo di *sidewash* tale che:

$$\eta_V \left( 1 - \frac{d\sigma}{d\beta} \right) = 0,72 + 3,06 \frac{S_V/S}{1 + \cos \Lambda_{c/4,w}} + 0,4 \frac{z_W}{h_B} + 0,01 \mathcal{R}_W \quad (8)$$

dove  $h_B = 4,14 \text{ m}$  è l'altezza della sezione maestra di fusoliera e  $z_W$  è l'altezza (cambiata di segno, quindi  $> 0$  per ala bassa) della corda di radice dell'ala rispetto alla mezzzeria della fusoliera. Assumere  $z_W = 0,27 h_B$ . Ricavare il valore di  $\Lambda_{c/4,w}$  dall'ala equivalente (vedi figura 4).

☞ Stimare l'effetto diedro  $C_{\mathcal{X}\beta}$  del velivolo completo. Si assuma che la parte di effetto diedro dovuta alla posizione dell'ala in altezza rispetto alla fusoliera sia pari a  $0,0290 \text{ rad}^{-1}$ . Calcolare la percentuale di effetto diedro dovuta all'ala e al piano verticale di coda.

☞ Stimare l'indice di stabilità direzionale  $C_{\mathcal{N}\beta}$  del velivolo completo. Determinare il contributo alla stabilità direzionale della fusoliera utilizzando la relazione:

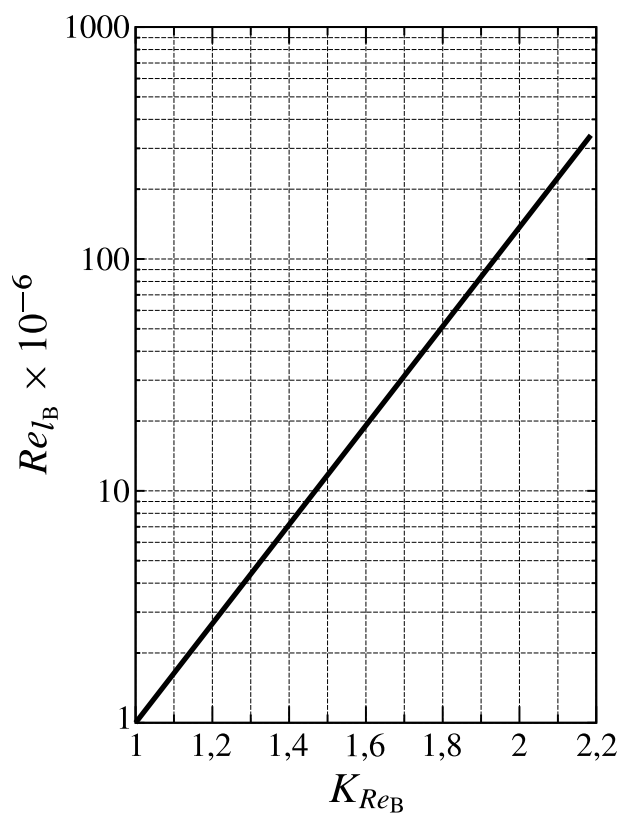
$$C_{\mathcal{N}\beta,B} = -57,3 K_N K_{ReB} \frac{S_{B_s}}{S} \frac{l_B}{b} \quad (9)$$

dove i fattori d'interferenza  $K_N$  e  $K_{ReB}$  sono dati dalle figure 6 e 5. Si assuma un'area della vista laterale pari al 70% dell'area del rettangolo che la circonda. Si spieghi il significato fisico di  $C_{\mathcal{N}\beta}$  con l'aiuto di opportuni disegni, giustificando il segno del contributo della fusoliera e dell'impennaggio di coda.

☞ Calcolare la potenza di controllo del timone  $C_{\mathcal{N}\delta_r}$  e la derivata di controllo  $C_{\mathcal{X}\delta_r}$  (assumere  $\eta_V = 0,95$ ).

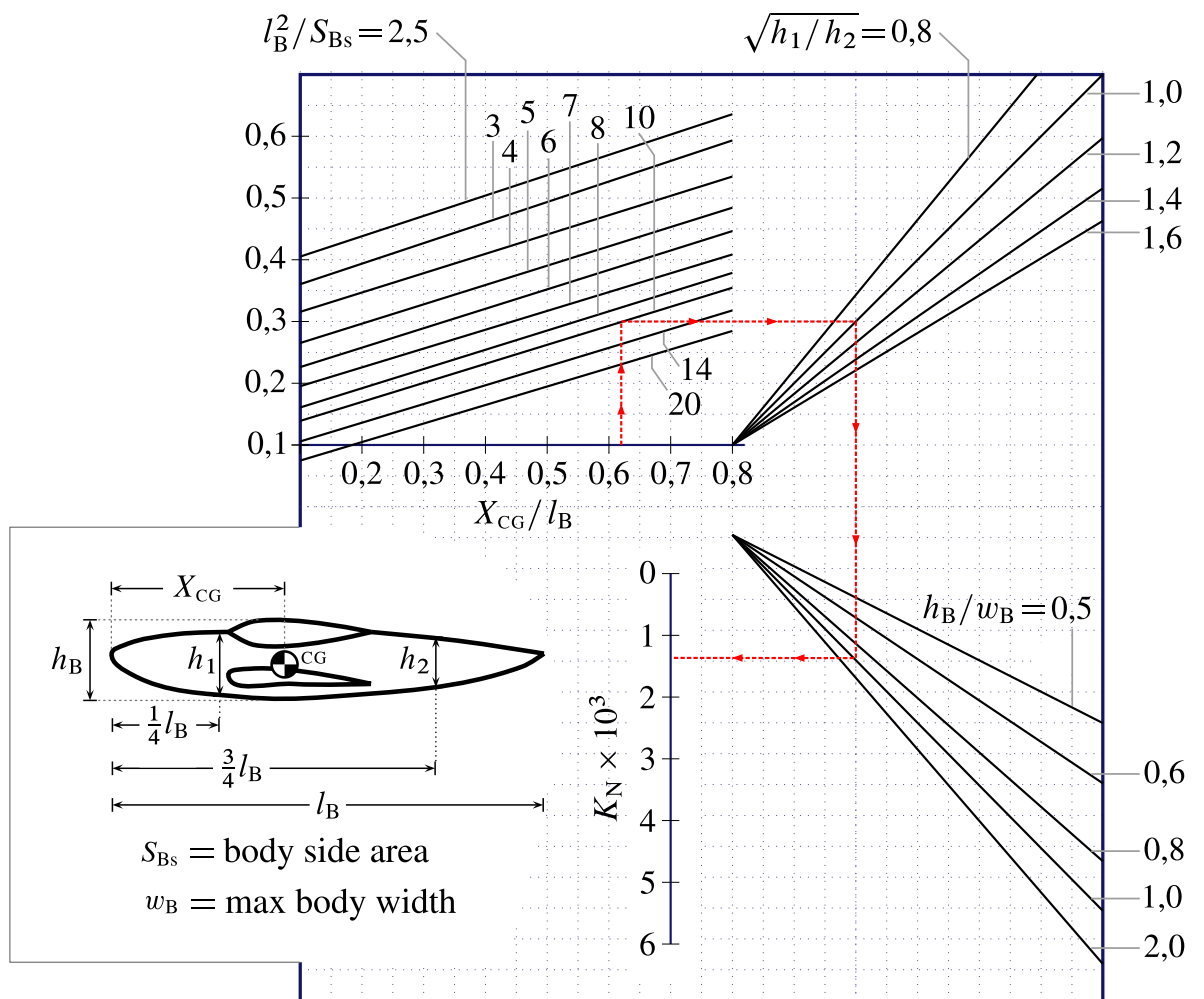
(2) Illustrare la genesi del momento aerodinamico di cerniera dell'equilibratore. Mostrare la dipendenza del coefficiente di momento di cerniera dall'angolo d'attacco  $\alpha_H$  e dalla deflessione  $\delta_e$  con l'aiuto di opportuni grafici. Fare un diagramma qualitativo del coefficiente  $C_{\mathcal{H}_e}$  in condizioni di volo equilibrato a comandi bloccati al variare della velocità.

**Figura 5** Fattore d'interferenza dipendente dal numero di Reynolds di volo.



**Tabella 1** Condizioni di volo

Altitude, $h_{ASL}$	8000 m
Mach Number, $M_\infty$	0,72
Aircraft Mass, $m = W/g = MTOW$	78000 kg



**Figura 6** Fattore d'interferenza dipendente dai parametri geometrici. In questo caso la  $X$  è una distanza dall'estremità anteriore della fusoliera.