

## QUESITI

**10 pt** (1) Ricavare e discutere le formule di calcolo dei coefficienti  $C_{\mathcal{L}\beta}$ ,  $C_{\mathcal{L}\delta_a}$ ,  $C_{\mathcal{L}\delta_r}$  e  $C_{\mathcal{L}p}$  per un velivolo completo. **Domanda di TEORIA**

**7 pt** (2) Discutere il significato dell'ipotesi di "quasi stazionarietà" dei fenomeni aerodinamici per un velivolo in moto accelerato. Ricavare e discutere le formule di calcolo dei coefficienti  $C_{M\dot{\alpha}}$  e  $C_{Mq}$  per un velivolo completo. **Domanda di TEORIA**

**11 pt** (3) Il velivolo assegnato è quello rappresentato nella figura 1, ha una massa  $m = 1814$  kg, un numero di Mach di volo  $M = 0,60$  ad una quota  $h_{ASL} = 7620$  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:

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

☞ L'ala ha un fattore di resistenza indotta  $e_W = 0,80$ , un angolo di incidenza  $i_W = 1^\circ$ , un angolo di portanza nulla  $\alpha_{0L,W} = -1,5^\circ$  e un gradiente della retta di portanza  $C_{L\alpha,W} = 4,96 \text{ rad}^{-1}$ . La posizione adimensionale lungo la corda media aerodinamica del centro aerodinamico dell'ala è  $x_{ac,W}/\bar{c} = 0,232$ .

☞ 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  $C_{M_{ac,W}} = -0,055$ .

☞ Si assuma un gradiente di *downwash* medio in corrispondenza del piano orizzontale  $d\epsilon/d\alpha = 0,555$ .

☞ Si assuma un coefficiente di momento di beccheggio della fusoliera in condizioni di portanza nulla  $(C_{M_0})_f = -0,045$ .

☞ Si assuma un gradiente del coefficiente di momento di beccheggio della fusoliera  $(C_{M\alpha})_f = 0,923 \text{ rad}^{-1}$ .

☞ Si assuma un rapporto delle pressioni dinamiche  $\eta_H = 0,92$ , un gradiente  $C_{L\alpha,H} = 4,74 \text{ rad}^{-1}$  e un centro aerodinamico dell'impenngaggio di coda al 25% della corda media aerodinamica  $\bar{c}_H$ . Si assuma inoltre un fattore di efficacia dell'elevatore  $\tau_e = 0,35$  e un fattore  $F_e = 0,73$  (*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  $\phi = 60 \text{ deg}$  (virata a destra) e le componenti della velocità angolare in assi velivolo sono  $p = -0,274 \text{ deg/s}$ ,  $q = 4,530 \text{ deg/s}$ ,  $r = 2,614 \text{ deg/s}$ .

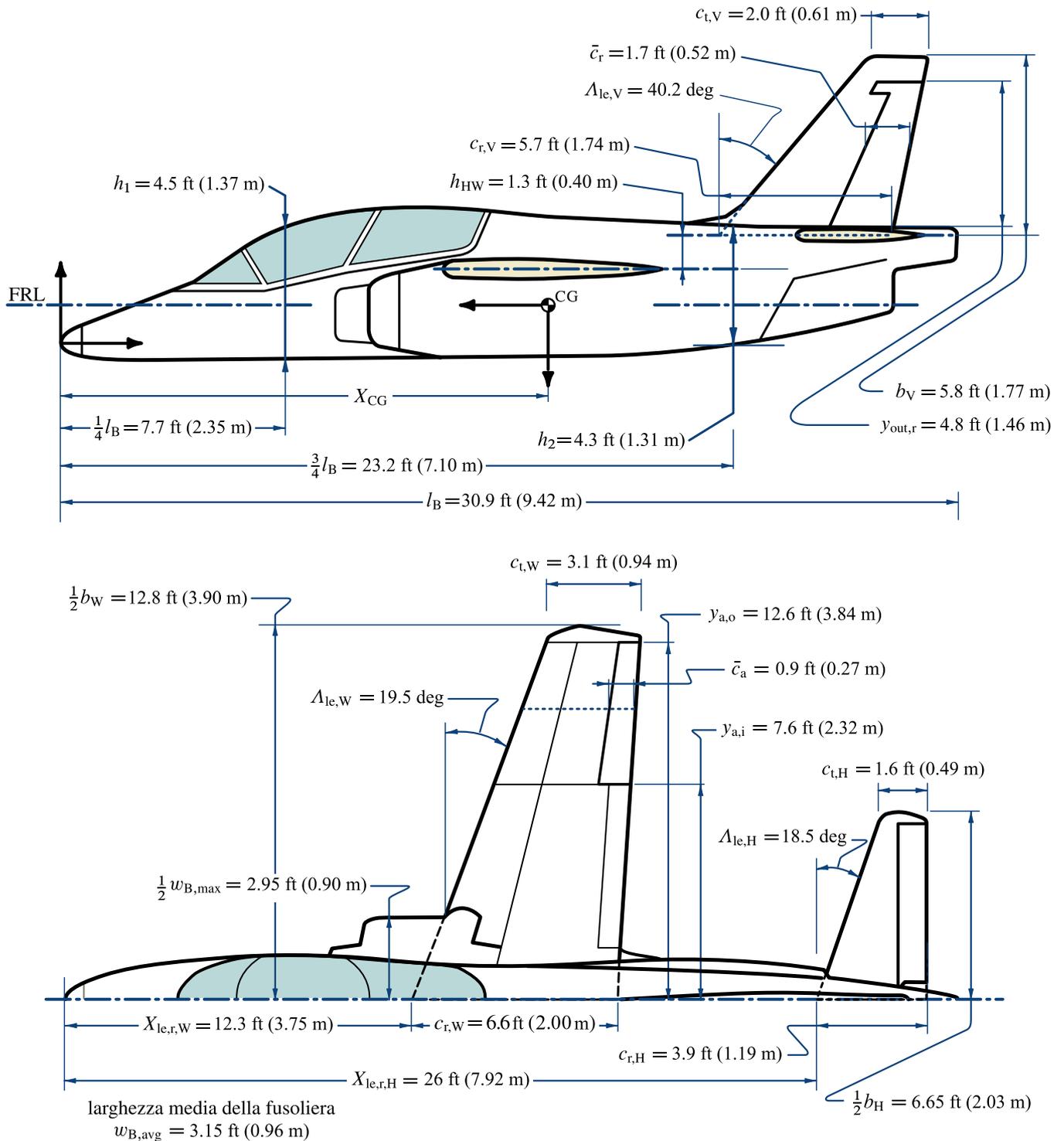
Per  $i_H = -0,5 \text{ deg}$ , con baricentro nella posizione calcolata al punto precedente, calcolare: il raggio di virata, la spinta necessaria, le deflessioni di equilibrio dell'equilibratore  $\delta_e$ , dell'alettone destro  $\delta_a$  (positiva se si abbassa) e del timone  $\delta_r$ .

Si risolva il problema considerando **accoppiate** le equazioni di equilibrio alla traslazione verticale e alla rotazione di beccheggio. Si valuti l'entità del rapporto  $L/L_{WB}$ . Per gli equilibri alle rotazioni intorno agli assi di rollio e di imbardata si faccia riferimento alle derivate aerodinamiche riportate nella tabella 1.

☞ Risolvere lo stesso problema del punto precedente per un volo alla medesima velocità ma ad ali livellate.

**Tabella 1** Derivate aerodinamiche latero-direzionali di un velivolo del tipo SIAI Marchetti S211.

$C_{\mathcal{L}\beta}$	$-0,111 \text{ rad}^{-1}$	$C_{\mathcal{N}\beta}$	$0,170 \text{ rad}^{-1}$
$C_{\mathcal{L}\delta_r}$	$0,060 \text{ rad}^{-1}$	$C_{\mathcal{N}\delta_r}$	$-0,135 \text{ rad}^{-1}$
$C_{\mathcal{L}\delta_a}$	$-0,112 \text{ rad}^{-1}$	$C_{\mathcal{N}\delta_a}$	$0$
$C_{\mathcal{L}p}$	$-0,390 \text{ rad}^{-1}$	$C_{\mathcal{N}p}$	$-0,090 \text{ rad}^{-1}$
$C_{\mathcal{L}r}$	$0,280 \text{ rad}^{-1}$	$C_{\mathcal{N}r}$	$-0,260 \text{ rad}^{-1}$



**Figura 1** Viste e dimensioni principali di un velivolo del tipo SIAI Marchetti S211.