

QUESITI

8 pt

(1) Discutere il significato fisico e le formule di calcolo dei coefficienti $C_{N\beta}$, $C_{N\delta_a}$, $C_{N\delta_r}$, C_{N_r} e C_{N_p} per un velivolo completo.

Domanda di TEORIA

9 pt

(2) Discutere le caratteristiche aerodinamiche e geometriche di un'ala finita utili alla determinazione della stabilità e dell'equilibrio di un velivolo completo. Aiutarsi nella discussione con opportuni disegni. Dire in che modo è possibile che un velivolo "tutt'ala" (*flying wing*) può essere reso stabile ed equilibrabile.

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:

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

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

☞ 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 $d\varepsilon/d\alpha = 0,555$.

☞ 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'impenaggio 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 δ_e , dell'alettone destro δ_a (positiva se si abbassa) e del timone δ_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
$C_{\mathcal{L}p}$	$-0,390 \text{ rad}^{-1}$	$C_{\mathcal{N}p}$	$-0,090 \text{ rad}^{-1}$
$C_{\mathcal{L}r}$	$0,280 \text{ rad}^{-1}$	$C_{\mathcal{N}r}$	$-0,260 \text{ rad}^{-1}$

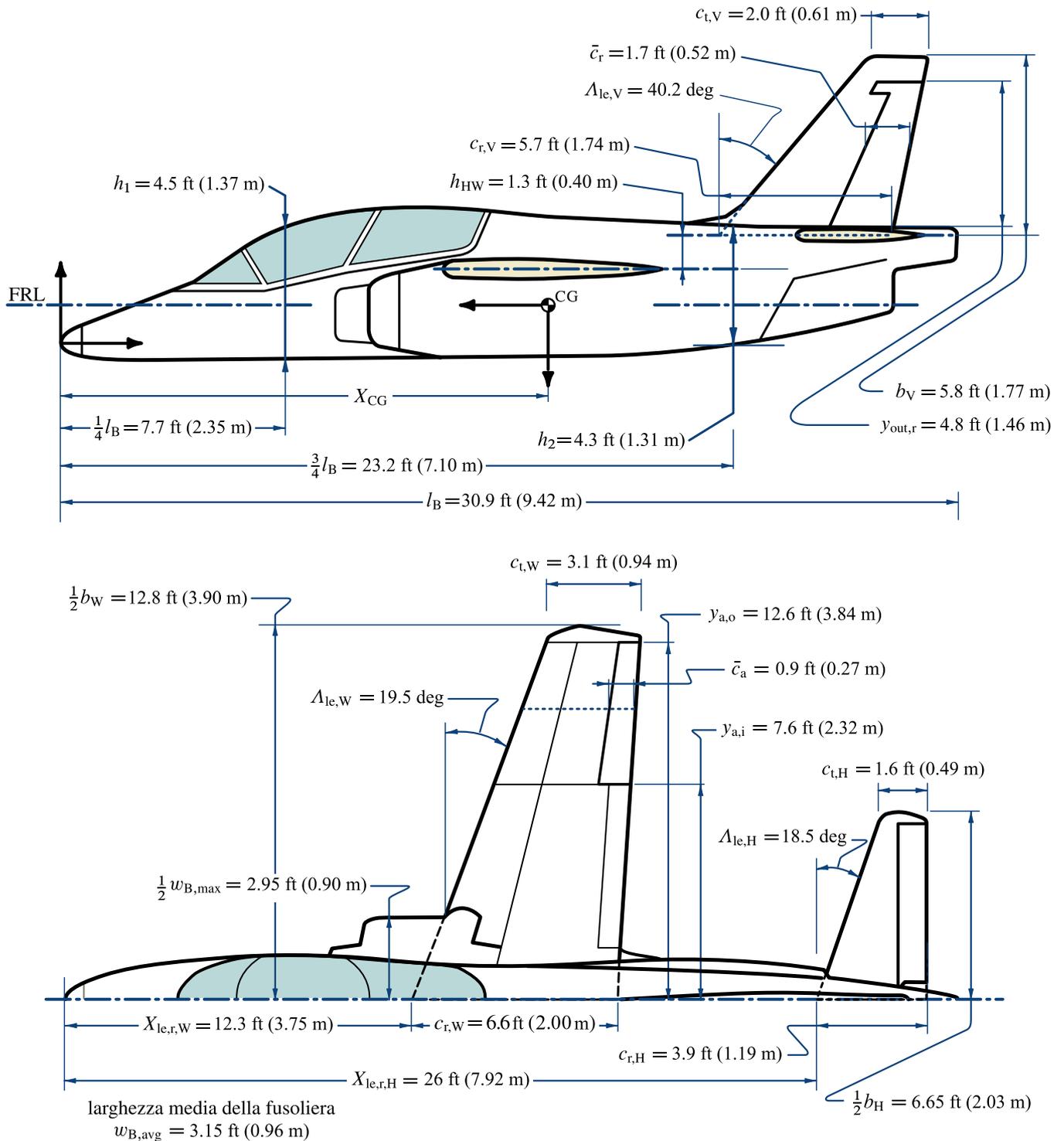


Figura 1 Viste e dimensioni principali di un velivolo del tipo SIAI Marchetti S211.