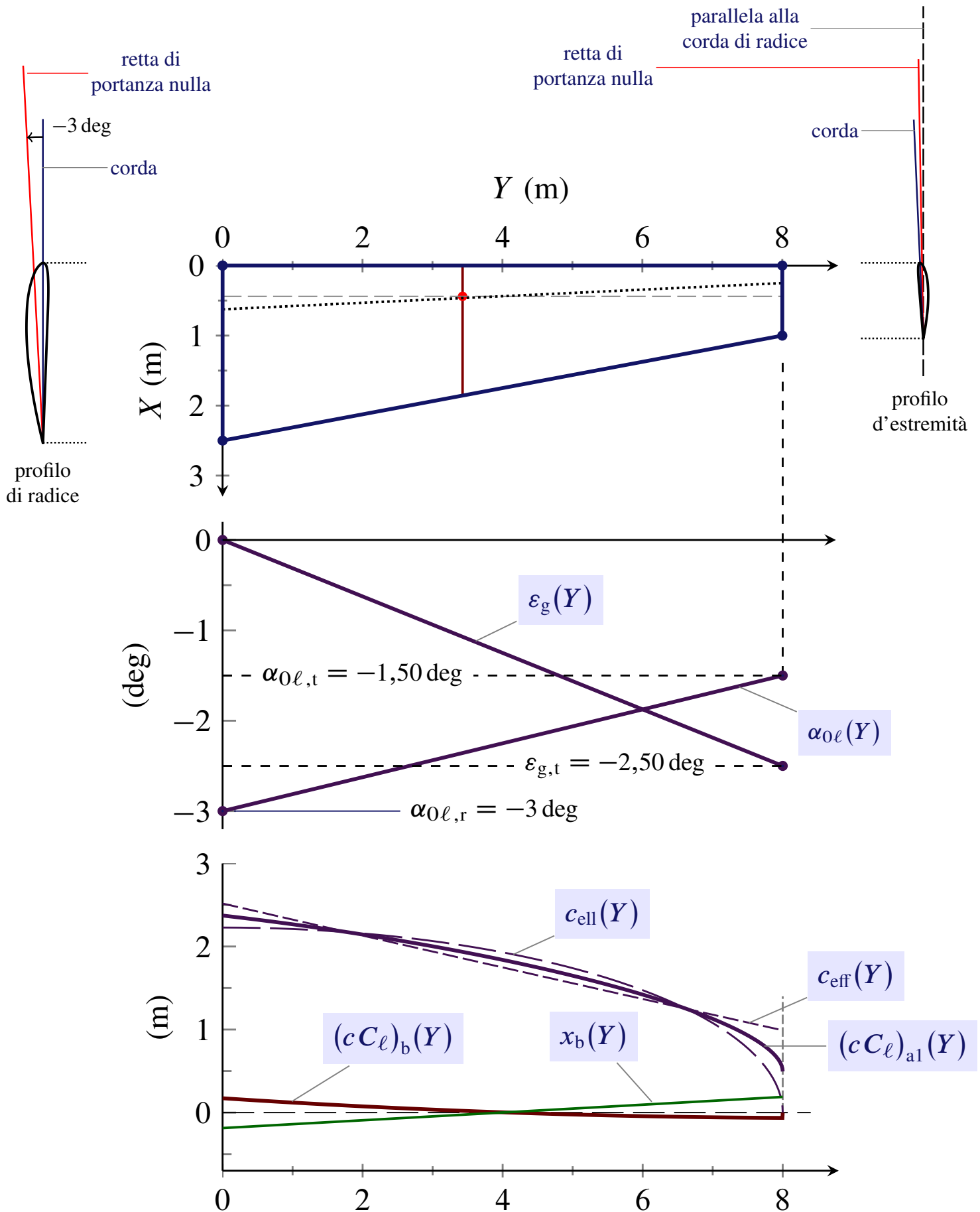


È assegnata l'ala la cui forma in pianta è rappresentata nella figura 1.



**Figura 1** Forma in pianta dell'ala assegnata, distribuzioni del carico aerodinamico addizionale  $(cC_l)_{al}(Y)$ , del carico aerodinamico basico  $(cC_l)_b(Y)$  e dei bracci  $x_b(Y)$  del carico basico.

(1) L'ala è a bordi dritti ed è nullo l'angolo di freccia del bordo d'attacco, cioè  $\Lambda_{le} = 0$  deg. Le rimanenti caratteristiche della superficie portante sono le seguenti:

- corde:  $c_r = 2,50$  m,  $c_t = 1$  m,
- apertura e superficie:  $b = 16$  m,  $S = 28$  m<sup>2</sup>,
- gradienti  $C_{l\alpha}$  di profilo:  $C_{l\alpha,r} = 6,15$  rad<sup>-1</sup>,  $C_{l\alpha,t} = 6,05$  rad<sup>-1</sup>,
- svergolamento geometrico:  $\varepsilon_{g,r} = 0$  deg,  $\varepsilon_{g,t} = -2,5$  deg,
- angoli di portanza nulla:  $\alpha_{0\ell,r} = -3$  deg,  $\alpha_{0\ell,t} = -1,5$  deg,
- centri aerodinamici di profilo:  $\bar{x}_{ac,2D,r} = 0,25$ ,  $\bar{x}_{ac,2D,t} = 0,25$ , (tutti a  $\frac{1}{4}$  di corda)
- coefficienti  $C_{m_{ac}}$  di profilo:  $C_{m_{ac,r}} = -0,080$ ,  $C_{m_{ac,t}} = -0,100$ ,
- condizione di volo:  $M = 0,40$ .

☞ Nella vista in pianta dell'ala si osservi che  $X$  è la coordinata longitudinale con origine al bordo d'attacco della corda di radice;  $x$  è la coordinata avente origine al bordo d'attacco della corda media aerodinamica, cioè  $X = X_{le,\bar{c}} + x$ .

☞ Assumere delle leggi lineari con la coordinata laterale  $Y$  per: • le corde  $c(Y)$ , • gli svergolamenti geometrici  $\varepsilon_g(Y)$ , • gli angoli di portanza nulla di profilo  $\alpha_{0\ell}(Y)$ , • i gradienti della retta di portanza di profilo  $C_{l\alpha}(Y)$ , • le posizioni adimensionali dei centri aerodinamici di profilo  $\bar{x}_{ac,2D}(Y)$ , • i coefficienti di momento focale di profilo  $C_{m_{ac}}(Y)$ . Si veda la figura 1.

☞ Per il fattore di resistenza indotta  $e$  di una superficie portante assumere la legge

$$e = \frac{2}{2 - \mathcal{R} + \sqrt{4 + \mathcal{R}^2(1 + \tan^2 \Lambda_{t_{max}})}} \quad (1)$$

dove  $\Lambda_{t_{max}}$  è l'angolo di freccia della linea congiungente i punti di massimo spessore percentuale dei profili. Si assuma che il massimo spessore percentuale di tutti i profili utilizzati sia situato al 30% della corda locale.

☞ All'occorrenza utilizzare le seguenti formule notevoli:

$$\tan \Lambda_{c/n} = \tan \Lambda_{le} - \frac{(4/n)(1 - \lambda)}{\mathcal{R}(1 + \lambda)}, \quad \bar{c} = \frac{2}{3}c_r \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}, \quad X_{le,\bar{c}} = \frac{b}{6} \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \tan \Lambda_{le}, \quad Y_{\bar{c}} = \frac{b}{6} \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \quad (2)$$

valide per superfici portanti trapezie.

- ☞ Calcolare la corda media aerodinamica dell'ala.
- ☞ Calcolare l'angolo di portanza nulla  $\alpha_{0L,W}$  dell'ala.
- ☞ Calcolare il gradiente della retta di portanza  $C_{L\alpha,W}$  dell'ala.
- ☞ Al numero di Mach di volo assegnato il centro aerodinamico dell'ala ha una distanza  $x_{ac,W} = 0,236 \bar{c}$  dal bordo d'attacco della corda media aerodinamica. ed il coefficiente di momento di beccheggio intorno tale polo è  $C_{\mathcal{M}_{ac,W}} = -0,0908$ .
- ☞ Per una ipotetica fusoliera da accoppiare all'ala assumere un angolo di calettamento  $i_W = 4$  deg rispetto alla FRL (*fuselage reference line*).

☞ Per il velivolo parziale assumere un discostamento  $x_{ac,WB} - x_{ac,W} = -0,080 \bar{c}$  del centro aerodinamico rispetto a quello dell'ala isolata e un

$$C_{\mathcal{M}_{0,WB}} = \bar{C}_{m_{ac}} \frac{\mathcal{R} \cos^2 \Lambda_{c/4}}{\mathcal{R} + 2 \cos \Lambda_{c/4}} + \frac{0,010}{57,3} \varepsilon_{g,t} \quad (\text{angoli in radianti}) \quad (3)$$

dove  $\bar{C}_{m_{ac}}$  è il coefficiente di momento focale medio dei profili alari.

☞ Per stimare il gradiente di *downwash* in coda si utilizzino i risultati della Teoria della linea portante.

**B**

☞ Dimensionare un piano di coda orizzontale

(a) di forma in pianta rettangolare,

(b) di rapporto volumetrico  $\bar{V}_H = 0,8$  (basato sulla distanza  $l = x_{ac,H} - x_{ac,WB}$ ),

(c) di allungamento  $\mathcal{R}_H = 4,1$ , con rapporto  $S_H/S$  compreso fra 0,20 e 0,30,

(d) di profilo costante, simmetrico e con  $C_{\ell\alpha} = 6,10 \text{ rad}^{-1}$ ,

(e) tale che il punto neutro a comandi bloccati capiti al 45% della corda media aerodinamica,

collocandolo opportunamente nella zona a valle dell'ala. Assumere un rapporto delle pressioni dinamiche  $\eta_H = 0,9$ .

Disegnare la vista in pianta del piano di coda orizzontale.

☞ Determinare la posizione del baricentro corrispondente a un velivolo staticamente stabile con margine di stabilità statica pari al 20% della corda media aerodinamica.

**8 pt**

(2) Nella figura 1 è rappresentata in basso la legge approssimata del carico aerodinamico addizionale ottenuta con il *metodo ingegneristico di Schrenk*

$$(cC_\ell)_{al}(Y) = 2b \gamma_{al}(Y) = \frac{1}{2} [c_{ell}(Y) + c_{eff}(Y)]$$

dove

$$c_{ell}(Y) = \frac{4S}{\pi b} \sqrt{1 - \frac{2Y}{b}} \quad c_{eff}(Y) = \frac{c(Y) C_{\ell\alpha}(Y)}{\bar{C}_{\ell\alpha}}$$

Inoltre, è rappresentata la legge approssimata del carico basico  $(cC_\ell)_b(Y)$  che per l'ala assegnata è la seguente:

$$(cC_\ell)_b(Y) \simeq \frac{1}{2} c(Y) C_{\ell\alpha}(Y) \left\{ \alpha_{0L} - [\alpha_{0\ell}(Y) - \varepsilon_g(Y)] \right\} = 0,230 \text{ m}^2 - 0,0848 \text{ m } Y + 0,00520 Y^2 - 1,02 \cdot 10^{-5} \text{ m}^{-1} Y^3$$

☞ Giustificare la forma del polinomio in  $Y$  che compare nell'ultima espressione.

☞ Nel piano  $XY$  in cui è riportata la forma in pianta dell'ala, si ha la retta di equazione  $X = X_{ac}$  che permette di definire la legge dei bracci del carico basico

$$x_b(Y) = X_{ac} - \left[ Y \tan \Lambda_{le} + \bar{x}_{ac,2D}(Y) c(Y) \right]$$

dove la funzione  $\bar{x}_{ac,2D}(Y)$  esprime la distanza adimensionale del fuoco del profilo alla stazione  $Y$  dal bordo d'attacco della corda locale. Giustificare l'espressione precedente e ricavarne la forma particolare corrispondente all'ala assegnata.

☞ Discutere la formula di calcolo del coefficiente di momento di beccheggio  $C_{\mathcal{M}_{ac,W}}$  come somma di: • un contributo  $C_{\mathcal{M}_{ac,a}}$  dovuto alle coppie pure  $C_{m_{ac}}(Y)$  e • di un contributo  $C_{\mathcal{M}_{ac,b}}$  dovuto al momento del carico basico  $(cC_\ell)_b(Y)$ . Ricavare i gradi dei polinomi in  $Y$  delle funzioni integrande.

☞ Se  $C_{\mathcal{M}_{ac,a}} = -0,0873$  e dal quesito precedente si ha  $C_{\mathcal{M}_{ac,W}} = -0,0908$ , giustificare il segno di  $C_{\mathcal{M}_{ac,a}} = -0,00346$ .

**Domanda di TEORIA****8 pt**

(3) Si ipotizzi che il piano orizzontale di coda abbia un angolo di calettamento  $i_H = -3,0 \text{ deg}$  e sia dotato di equilibratore con fattore di efficacia  $\tau_e = 0,55$ . Per volo equilibrato orizzontale alla quota di 5000 m ( $\rho_{air} = 0,736 \text{ kg/m}^3$ ), con baricentro nella posizione calcolata precedentemente, massa ipotetica del velivolo  $m = 2500 \text{ kg}$ , calcolare la deflessione  $\delta_e$  di equilibrio.