

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

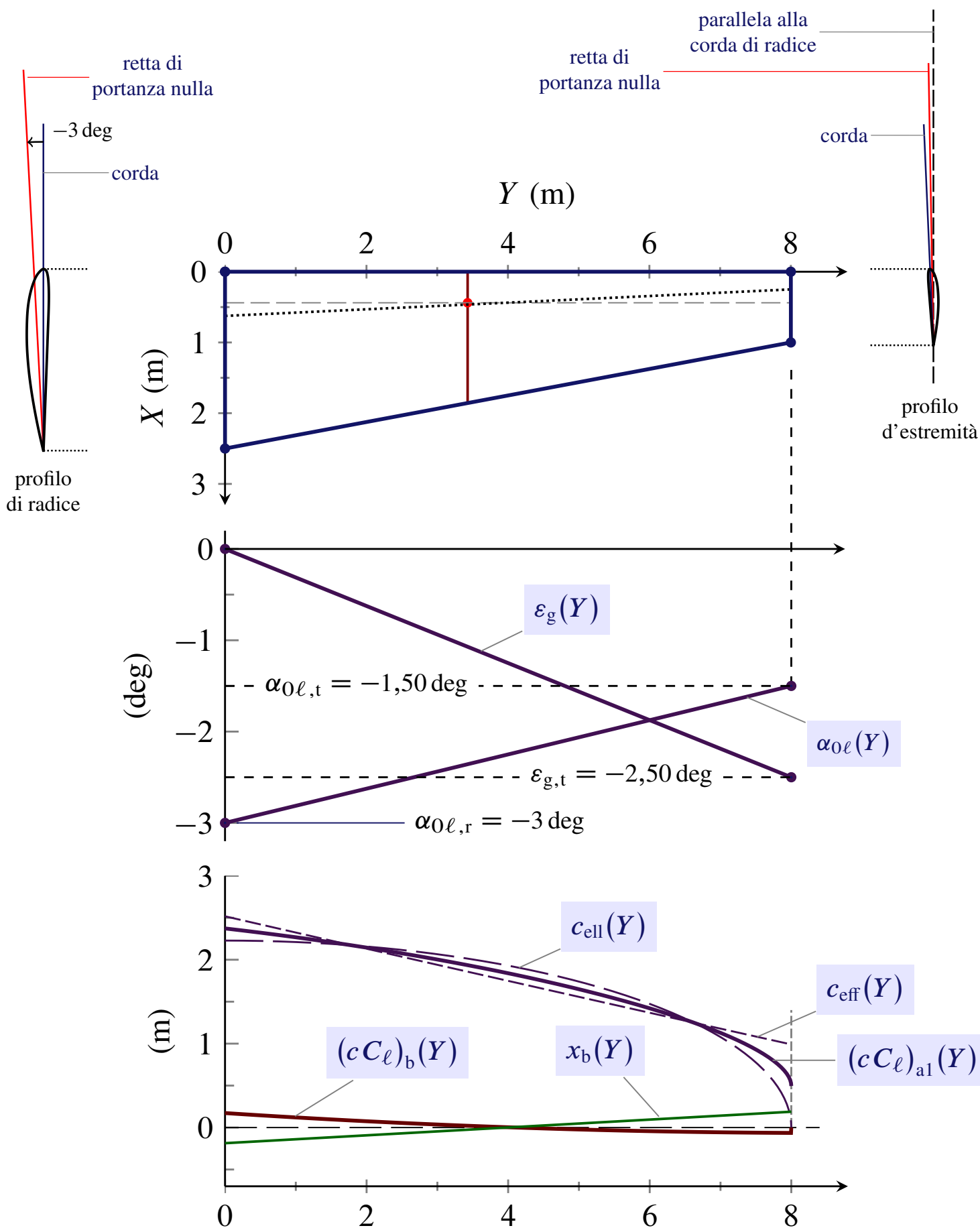


Figura 1 Forma in pianta dell'ala assegnata, distribuzioni del carico aerodinamico addizionale $(cC_\ell)_{al}(Y)$, del carico aerodinamico basico $(cC_\ell)_b(Y)$ e dei bracci $x_b(Y)$ del carico basico.

(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, $S = 28$ m²,
- gradienti $C_{l\alpha}$ di profilo: $C_{l\alpha,r} = 6,15$ rad⁻¹, $C_{l\alpha,t} = 6,05$ rad⁻¹,
- 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.

A

☞ 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) Stimare l'effetto diedro $C_{\mathcal{L}\beta,W}$ dell'ala assegnata per un angolo diedro $\Gamma_W = 4 \text{ deg}$.

Per una coppia di alettoni che le cui stazioni interne ed esterne sono collocate, rispettivamente, al 75% e al 100% delle semiaperture alari, calcolare la potenza di controllo laterale. Assumere un fattore di efficacia $\tau_a = 0,43$ di ciascuna superficie di comando.