

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

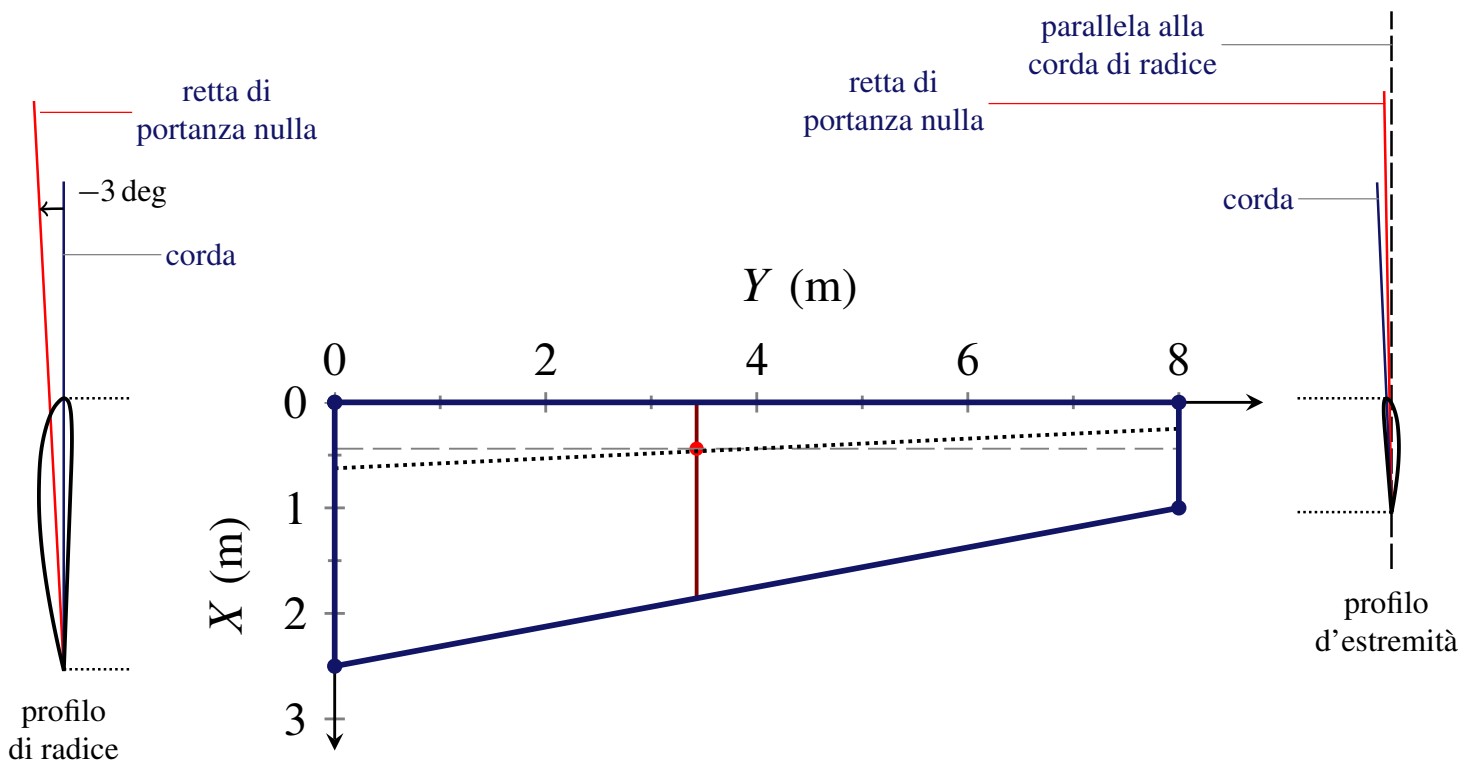


Figura 1 Forma in pianta dell'ala assegnata.

QUESITI

7 pt

(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:

$$\text{corde: } c_r = 2,50 \text{ m, } c_t = 1 \text{ m,}$$

$$\text{apertura e superficie: } b = 16 \text{ m, } S = 28 \text{ m}^2,$$

$$\text{gradienti } C_{l_\alpha} \text{ di profilo: } C_{l_{\alpha,r}} = 6,15 \text{ rad}^{-1}, C_{l_{\alpha,t}} = 6,05 \text{ rad}^{-1},$$

$$\text{svergolamento geometrico: } \varepsilon_{g,r} = 0 \text{ deg, } \varepsilon_{g,t} = -2,5 \text{ deg,}$$

$$\text{angoli di portanza nulla: } \alpha_{0l,r} = -3 \text{ deg, } \alpha_{0l,t} = -1,5 \text{ deg,}$$

$$\text{centri aerodinamici di profilo: } \bar{x}_{ac,2D,r} = 0,25, \bar{x}_{ac,2D,t} = 0,25, \text{ (tutti a } \frac{1}{4} \text{ di corda)}$$

$$\text{coefficienti } C_{m_{ac}} \text{ di profilo: } C_{m_{ac,r}} = -0,080, C_{m_{ac,t}} = -0,100,$$

$$\text{condizione di volo: } M = 0,40.$$

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

☞ Assumere delle leggi lineari con Y per: • le corde $c(Y)$, • gli svergolamenti geometrici $\varepsilon_g(Y)$, • gli angoli di portanza nulla di profilo $\alpha_{0l}(Y)$, • 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 $C_{m_{ac}}(Y)$.

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

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

B

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 \bar{c} , l'angolo di portanza nulla $\alpha_{0L,W}$ e 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 $x_{ac,W}$ dal bordo d'attacco della corda media aerodinamica calcolabile con la formula

$$\frac{x_{ac}}{\bar{c}} = K_1 \left(\frac{X'_{ac}}{c_r} - K_2 \right) \quad \implies \quad X_{ac} = X_{le,\bar{c}} + \left(\frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right) \bar{c} \quad (3)$$

dove (X'_{ac}/c_r) è una posizione adimensionale ricavabile dalla figura 3, K_2 è un termine correttivo dato dalla figura 4 e K_1 è un fattore di scala riportato nella figura 2.

☞ Calcolare X_{ac} per l'ala assegnata, mostrando il procedimento utilizzato per arrivare al valore desiderato.

8 pt

(2) Una legge approssimata del carico basico $(cC_\ell)_b(Y)$ per l'ala assegnata è la seguente:

$$(cC_\ell)_b(Y) \simeq 0,230m - 0,0848Y + 0,00520m^{-1}Y^2 - 1,02 \cdot 10^{-5}m^{-2}Y^3$$

☞ 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 $C_{\mathcal{M}_{ac,W,a}}$ dovuto alle coppie pure $C_{m_{ac}}(Y)$ e • di un contributo $C_{\mathcal{M}_{ac,W,b}}$ dovuto al momento del carico basico $(cC_\ell)_b(Y)$.

☞ Per l'ala assegnata si ha $C_{\mathcal{M}_{ac,W}} = -0,0908$. Si osservi che $C_{\mathcal{M}_{ac,W,a}} = -0,0873$, che il carico basico $(cC_\ell)_b$ si annulla per $Y \approx 4m$ e che $C_{\mathcal{M}_{ac,W,b}} = -0,00346$. Disegnare il diagramma qualitativo di $(cC_\ell)_b(Y)$, il diagramma di $x_b(Y)$ e infine giustificare il segno di $C_{\mathcal{M}_{ac,W,b}}$.

☞ Si consideri una seconda ipotetica ala, di caratteristiche identiche a quelle dell'ala assegnata, ma avente $\Lambda_{c/4} = 0^\circ$ (linea dei fuochi parallela all'asse Y). Disegnare la forma in pianta della seconda ala, calcolare la posizione del suo centro aerodinamico e fornire il valore del $C_{\mathcal{M}_{ac,W}}$ corrispondente.

Domanda di TEORIA**7 pt**

(3) Si ipotizzi di dover accoppiare l'ala della figura 1 ad una fusoliera e ad un piano orizzontale di coda. Si pone il problema di dimensionare il piano di coda per un desiderato margine di stabilità.

☞ Per una ipotetica fusoliera assumere un angolo di calettamento $i_W = 2$ 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

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

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.

continua alla pagina successiva

B

☞ Dimensionare un piano di coda orizzontale

(a) di forma in pianta rettangolare,

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

(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 $C_{l_\alpha} = 6,00 \text{ rad}^{-1}$,

(e) tale che il punto neutro a comandi bloccati capiti al 40% 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 e dell'ala nelle dovute proporzioni.

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

6 pt

(4) Si ipotizzi che il piano orizzontale di coda abbia un angolo di calettamento $i_H = -1,5 \text{ deg}$ e sia dotato di equilibratore con fattore di efficacia $\tau_e = 0,55$. Per volo equilibrato orizzontale alla quota di 5000 m ($\rho_{\text{air}} = 0,736 \text{ kg/m}^3$, $a_{\text{air}} = 320,5 \text{ m/s}$), con baricentro nella posizione calcolata precedentemente, massa ipotetica del velivolo $m = 4000 \text{ kg}$, calcolare la deflessione δ_e di equilibrio.

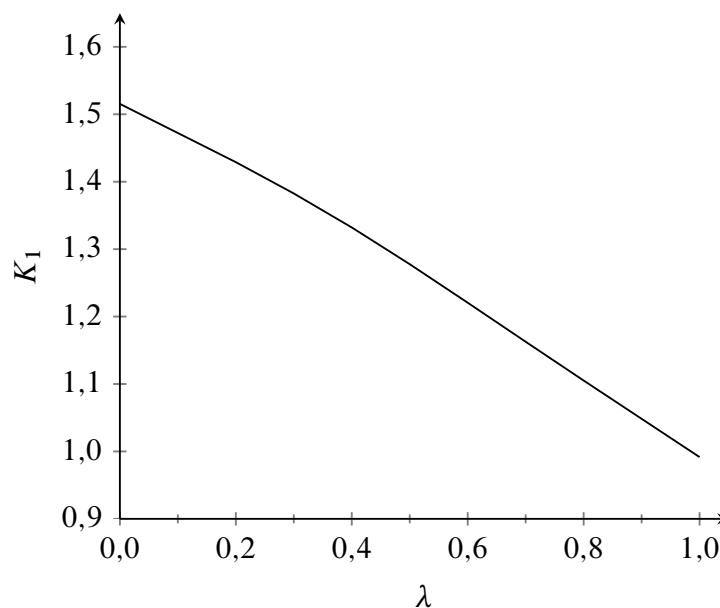


Figura 2 Coefficiente K_1 nella formula (3) per il calcolo del centro aerodinamico di un'ala finita.

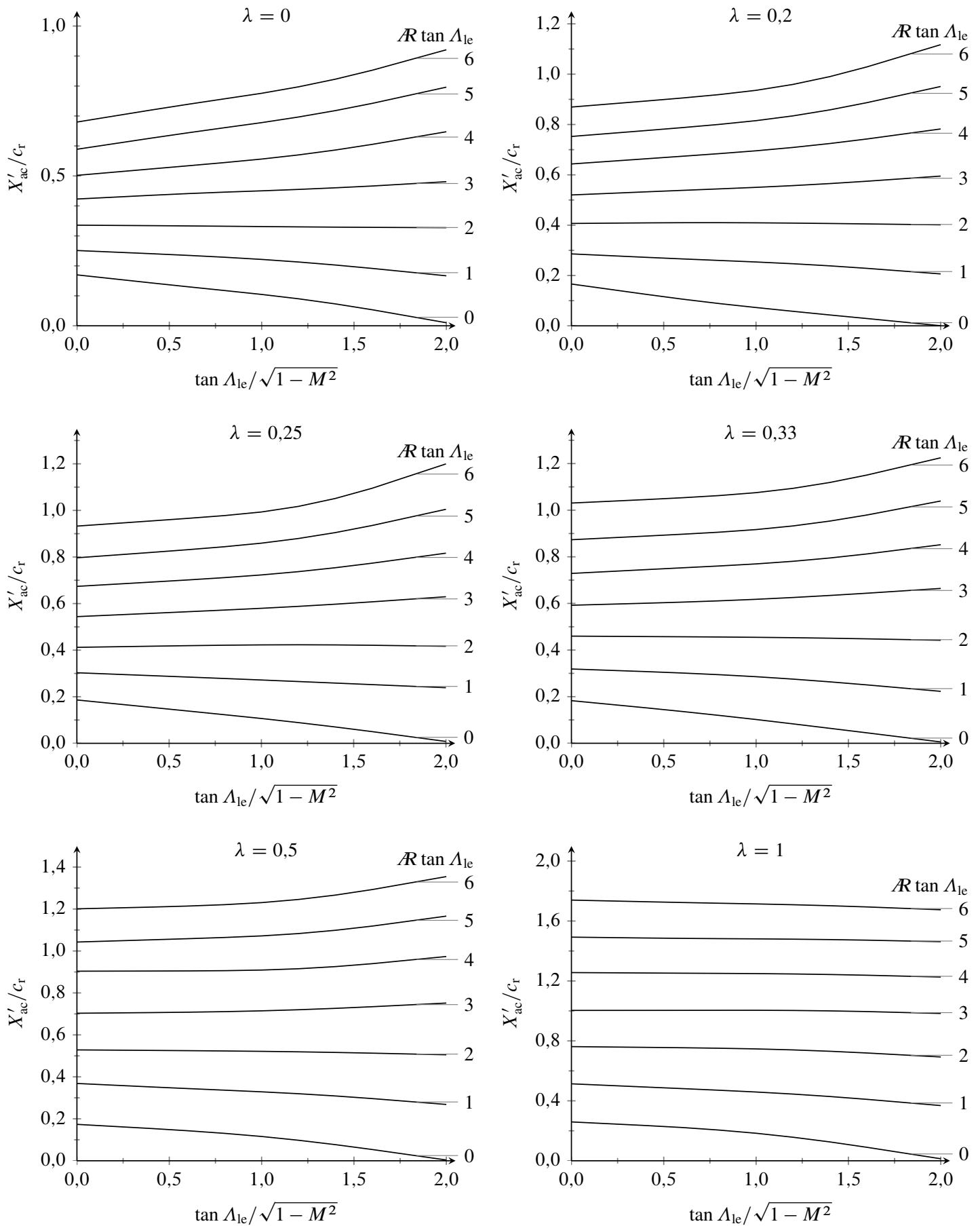


Figura 3 Posizione adimensionale X'_{ac}/c_r nella formula (3) per il calcolo del centro aerodinamico di un'ala finita.

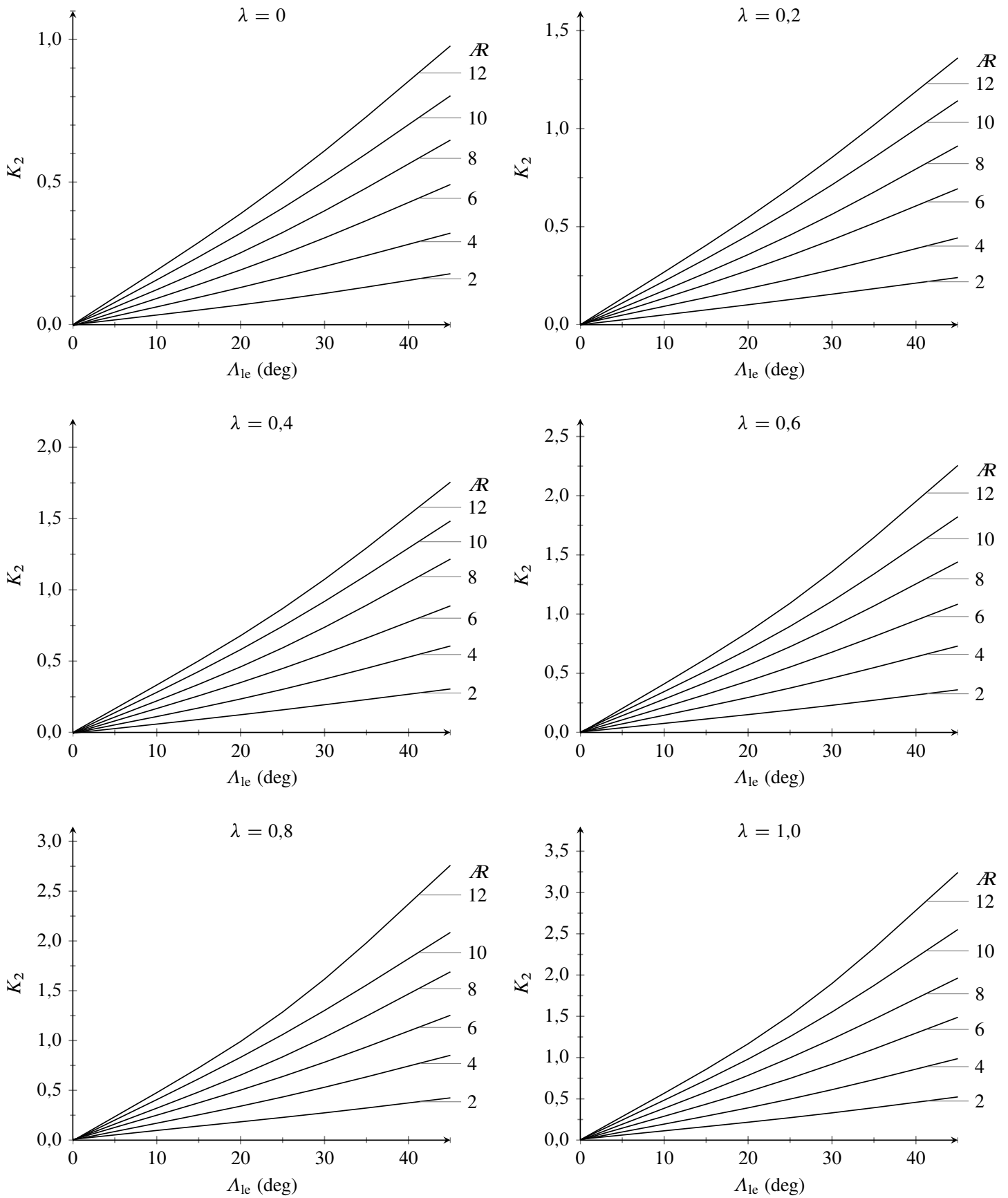


Figura 4 Coefficiente K_2 nella formula (3) per il calcolo del centro aerodinamico di un'ala finita.